主管单位:中华人民共和国工业和信息化部
主办单位:北京航空航天大学

ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

北京航空航天大學学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



非仿射非线性系统控制综述

全权　陈炼

8 | 2024
Vol.50

北京航空航天大学学报

第 50 卷　第 8 期　（总第 378 期）　2024 年 8 月

目　　次

非仿射非线性系统控制综述 …… 全权，陈炼（2367）
基于领域自适应的变工况轴承故障诊断 …… 曹洁，尹浩楠，雷晓刚，王进花（2382）
基于深度学习的快速长时视觉跟踪算法 … 侯志强，马靖媛，韩若雪，马素刚，余旺盛，范九伦（2391）
基于强化学习的航天器姿态预设性能容错控制 …… 金磊，杨绍龙（2404）
多因素影响下的驾驶舱拨动开关反应时研究 …… 靳慧斌，杨瑜，常银霞，邹国良（2413）
基于紧致子序列的航班着陆调度问题研究 …… 冯小荣，高正达，王进，王兴隆，惠康华（2421）
基于像素偏振相机的新型光弹技术应用 …… 苏飞，毋少华，刘云鹏（2432）
钢轨打磨车专用 EHA 非线性反演控制 …… 王海波，何欢，邹怀静，聂勇（2439）
基于改进平衡优化算法的折叠翼飞行器自抗扰控制器设计 …… 孟志鹏，杨柳庆，王波，刘燕斌（2449）
基于多任务学习的电力文本信息抽取 ……
…… 纪鑫，武同心，余婷，董林啸，陈屹婷，米娜，赵加奎（2461）
基于变遗忘因子的空间太阳能电站时变频率辨识 …… 倪智宇，李自森，邬树楠，吴晨晨（2470）
不确定非线性系统的自适应滑模区域到达控制 …… 孙晓明，马辛，刘烨，周悦，邢博闻（2482）
倾转旋翼飞行器机翼滑流区面积可视化计算方法 …… 宋伟，王琦，何国毅（2492）
基于元学习的小样本遥感图像目标检测 …… 李红光，王玉峰，杨丽春（2503）
一类不确定环境下的再入滑翔飞行器轨迹规划 …… 田牧垠，沈作军（2514）
非均匀装药的复杂燃面退移与内弹道性能预示 …… 李文韬，何允钦，张艺仪，梁国柱（2524）
基于检测和重识别的无人机行人跟踪算法 …… 张嘉辉，赵威，王子琛，蒙志君（2538）
缓冲行走一体式月面探测器性能分析与优化 …… 何天宇，董洋，周士明，赵军鹏，王春洁（2547）
机载 PLC 非充分循环前缀加窗 OFDM 容量优化 …… 刘才艺，严若文，王彤，李峭（2557）
空基回收拖曳系统直线-盘旋转接段运动轨迹设计 ……
…… 陈海通，苏子康，李春涛，李雪兵，孟冲，张朋（2565）
多波束低轨卫星用户分组与资源分配算法 …… 代添雄，徐桢（2575）
基于损伤力学的轴承钢旋弯疲劳寿命预测 …… 于宜冰，贺自强，贺小帆，杨振宇，詹志新（2585）
GH3230 合金 TLP 扩散连接动力学实验研究 …… 吴磊，滕俊飞，吕彦龙，曲文卿，庄鸿寿（2595）
斜置槽道在翼型失速控制中的应用 …… 杨光宇，张扬，胡澜翔，付一帆（2601）
一种改进的星载 GNSS-R 森林生物量反演方法 …… 周勋，郑南山，丁锐，章恒一，何佳星（2619）
分布式电推进螺旋桨飞机旋转颤振 …… 曹婷婷，杨佑绪，余灵富，成志勇，叶博（2627）
基于自适应高斯变异的多目标哈里斯鹰优化算法 …… 闫晓斌，方洋旺，彭维仕（2636）
髂静脉压迫综合征血流动力学数值模拟 …… 李超群，詹焱青，汪忠明，高永新，仇鹏，姚程（2646）
基于自适应 UKF 的卫星星座自主导航方法 …… 王栋，杨静，熊凯（2655）
基于 LES 的射流火焰湍流辐射交互作用研究 …… 宋绪光，金捷，张敏琦，王方（2667）

期刊基本参数：CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 310 * zh * P * ￥50.00 * 400 * 30 * 2024-08

（**编　辑**　张　嵘　孙　芳　卞欢欢　王　茜　李亚泰）

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 50 No. 8 （Sum 378） August 2024

CONTENTS

Control of non-affine nonlinear systems: A survey
…… QUAN Quan，CHEN Lian （2367）
Bearing fault diagnosis in variable working conditions based on domain adaptation
…… CAO Jie，YIN Haonan，LEI Xiaogang，WANG Jinhua （2382）
A fast long-term visual tracking algorithm based on deep learning
…… HOU Zhiqiang，MA Jingyuan，HAN Ruoxue，MA Sugang，YU Wangsheng，FAN Jiulun （2391）
Fault-tolerant control of spacecraft attitude with prescribed performance based on reinforcement learning
…… JIN Lei，YANG Shaolong （2404）
Research on response time of cockpit toggle switch under influence of multiple factors
…… JIN Huibin，YANG Yu，CHANG Yinxia，ZOU Guoliang （2413）
Research on aircraft landing scheduling problem based on compact subsequence
…… FENG Xiaorong，GAO Zhengda，WANG Jin，WANG Xinglong，HUI Kanghua （2421）
Application of new photoelastic technology based on pixelated polarization camera
…… SU Fei，WU Shaohua，LIU Yunpeng （2432）
Nonlinear backstepping control of special EHA for rail grinding vehicles
…… WANG Haibo，HE Huan，ZOU Huaijing，NIE Yong （2439）
ADRC design for folding wing vehicles based on improved equilibrium optimization algorithm
…… MENG Zhipeng，YANG Liuqing，WANG Bo，LIU Yanbin （2449）
Power text information extraction based on multi-task learning
…… JI Xin，WU Tongxin，YU Ting，DONG Linxiao，CHEN Yiting，MI Na，ZHAO Jiakui （2461）
Time-varying frequency identification of space solar power station based on variable forgetting factor
…… NI Zhiyu，LI Zisen，WU Shunan，WU Chenchen （2470）
Adaptive sliding mode region reaching control for uncertain nonlinear systems
…… SUN Xiaoming，MA Xin，LIU Ye，ZHOU Yue，XING Bowen （2482）
Visual calculation method of wing slipstream zone area on tiltrotor aircraft
…… SONG Wei，WANG Qi，HE Guoyi （2492）
Meta-learning-based few-shot object detection for remote sensing images
…… LI Hongguang，WANG Yufeng，YANG Lichun （2503）
Trajectory planning of re-entry gliding vehicle in a class of uncertain environment
…… TIAN Muyin，SHEN Zuojun （2514）
Complex burn-back analysis and internal ballistic performance prediction of non-uniform grain
…… LI Wentao，HE Yunqin，ZHANG Yiyi，LIANG Guozhu （2524）
UAV pedestrian tracking algorithm based on detection and re-identification
…… ZHANG Jiahui，ZHAO Wei，WANG Zichen，MENG Zhijun （2538）
Performance analysis and optimization of buffering/walking integrated lunar probe
…… HE Tianyu，DONG Yang，ZHOU Shiming，ZHAO Junpeng，WANG Chunjie （2547）
Optimizing airborne PLC capacity through insufficient CP and window in OFDM-based communication
…… LIU Caiyi，YAN Ruowen，WANG Tong，LI Qiao （2557）
Trajectory design for straight-circulating flight transition of aerial recovery towing system
…… CHEN Haitong，SU Zikang，LI Chuntao，LI Xuebing，MENG Chong，ZHANG Peng （2565）
Multi-beam LEO satellite user grouping and resource allocation algorithm
…… DAI Tianxiong，XU Zhen （2575）
Rotating bending fatigue life prediction of bearing steel based on damage mechanics
…… YU Yibing，HE Ziqiang，HE Xiaofan，YANG Zhenyu，ZHAN Zhixin （2585）
Experimental study on kinetics of TLP diffusion bonding of GH3230 alloy
…… WU Lei，TENG Junfei，LYU Yanlong，QU Wenqing，ZHUANG Hongshou （2595）
Application of inclined slot in airfoil stall control
…… YANG Guangyu，ZHANG Yang，HU Lanxiang，FU Yifan （2601）
An improved inversion method of forest biomass based on satellite GNSS-R
…… ZHOU Xun，ZHENG Nanshan，DING Rui，ZHANG Hengyi，HE Jiaxing （2619）
Whirl flutter on distributed electric propeller aircraft
…… CAO Tingting，YANG Youxu，YU Lingfu，CHENG Zhiyong，YE Bo （2627）
Multi-objective Harris Hawk optimization algorithm based on adaptive Gaussian mutation
…… YAN Xiaobin，FANG Yangwang，PENG Weishi （2636）
Numerical simulation of iliac vein compression syndrome in hemodynamics
…… LI Chaoqun，ZHAN Yanqing，WANG Zhongming，GAO Yongxin，QIU Peng，YAO Cheng （2646）
Autonomous navigation method of satellite constellation based on adaptive UKF
…… WANG Dong，YANG Jing，XIONG Kai （2655）
Turbulence-radiation interaction in turbulent jet flame based on large-eddy simulation
…… SONG Xuguang，JIN Jie，ZHANG Mingqi，WANG Fang （2667）

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0642

非仿射非线性系统控制综述

全权[1]，陈炼[2,*]

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100191；
2. 交通运输部公路科学研究院 物流工程研究中心，北京 100088)

摘 要：作为仿射非线性系统更一般化的描述，非仿射非线性系统所对应的实际应用更加广泛，也更贴近实际。因此，研究非仿射非线性系统的控制问题十分重要。然而，非线性系统的非仿射特性会使控制信号以非线性函数形式出现在闭环系统中，从而带来诸如控制方向未知、奇异、过零等问题。由此，解决非仿射非线性系统的控制问题面临着巨大的挑战。基于此，介绍了仿射、严格反馈和高阶系统的相关背景知识，总结和分析了解决非仿射非线性系统控制的3种解决思路，包括函数变换法、参考模型法和数据驱动法。在已有的研究成果基础上，指出非仿射非线性系统研究领域所面临的挑战和发展趋势。

关 键 词：非仿射系统；非线性系统；严格反馈；数据驱动；加性分解
中图分类号：V249.1；TP273
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)08-2367-15

经典控制理论作为一种成熟的工具，在线性系统中的应用相当广泛。然而，实际的被控对象往往存在许多非线性因素。因此，要将线性系统控制理论用于解决实际问题，就必须建立在一些必要假设基础上。例如，要求被控对象的运动范围较小，忽略饱和、死区、摩擦等非线性因素。然而，在真实控制环境中，若这些非线性因素处理不当，将会导致整个闭环系统的稳定性急剧下降，甚至出现不稳定现象。因此，迫切需要一种新方案去解决非线性系统的控制问题。

为此，现代控制理论为非线性控制领域揭开了崭新的篇章，自其诞生之初，便激起了研究者们浓厚的兴趣与广泛关注。总体来看，非线性控制领域向着不同维度、不同方向蓬勃发展。维度体现在单输入单输出 (single input single output, SISO) 非线性系统向多输入多输出非线性系统发展。同时，根据不同分类也衍生出各种关于特定类型非线性系统的发展方向。本文聚焦于非仿射非线性系统领域的相关问题。仿射与控制信号在系统中的表现形式息息相关。对于任意给定状态，若控制信号以线性形式出现在系统中，则称控制信号是仿射的，对应的非线性系统被称为仿射非线性系统[1]。例如，高超声速飞行器[2]、直升机[3]等实际对象均可视为非仿射系统。相反，若控制信号以非线性或者复合函数形式出现在非线性系统中，则被称为非仿射非线性系统。本文的主要工作是总结目前解决非仿射问题的思路，指出挑战、发展趋势及思考。

1 背景知识

1.1 仿 射

仿射指控制信号以线性形式出现在非线性系统中[1]。因此，仿射非线性系统的数学模型可以表示为

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{u} \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{x} = [x_1, x_2, \cdots, x_n]^{\mathrm{T}} \in \mathbf{R}^n$为系统的状态向量；$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}) \in \mathbf{R}^n$为非线性函数；$\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x}) \in \mathbf{R}^{n\times m}$为非线性增益矩阵；$\boldsymbol{u} \in \mathbf{R}^m$为实际控制信号。

收稿日期：2022-07-27；录用日期：2022-08-26；网络出版时间：2022-09-09 16:09
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220909.1023.001
*通信作者. E-mail：chen.lian@rioh.cn

引用格式：全权，陈炼. 非仿射非线性系统控制综述 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（8）：2367-2381.
QUAN Q，CHEN L. Control of non-affine nonlinear systems: A survey[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（8）：2367-2381（in Chinese）.

从式(1)中可知，非线性增益矩阵$\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})\in\mathbf{R}^{n\times m}$中不包含实际控制信号$\boldsymbol{u}$的相关信息。当非仿射非线性系统被整理或转换成仿射形式后，可在一定程度上简化控制器设计。例如，在$\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})$可逆的情况下，可以直接在控制信号中设计相应的前馈信号去抵消动态系统中出现的非线性因素。实际应用中，某些物理模型经过合理简化后可变成仿射非线性系统。例如，考虑如下一类常见的高超声速飞行器纵向动力学系统[4]：

$$\begin{cases}\dot{V}=\dfrac{T\cos\alpha-D}{m}-g\sin\gamma\\ \dot{h}=V\sin\gamma\\ \dot{\gamma}=\dfrac{L+T\sin\alpha}{mV}-\dfrac{g}{V}\cos\gamma\\ \dot{\alpha}=Q-\dfrac{L+T\sin\alpha}{mV}+\dfrac{g}{V}\cos\gamma\\ \dot{\theta}=Q\\ \dot{Q}=\dfrac{M}{I_{yy}}\end{cases}\tag{2}$$

式中：m为飞行器质量；α为迎角；θ为俯仰角；γ为航迹倾角；h为飞行高度；V为飞行速度；Q为俯仰角速度；g为重力加速度；I_{yy}为飞行器俯仰方向的转动惯量；T、D、L和M分别为推力、阻力、升力和俯仰力矩。这些参数通常由拟合多项式表示。例如，俯仰力矩M和阻力D可以表示为

$$\begin{cases}M=z_T\left(C_{T0}^{\alpha^3}\alpha^3+C_{T0}^{\alpha^2}\alpha^2+C_{T0}^{\alpha}\alpha+C_{T0}^{0}\right)+\\ \qquad\bar{q}S\bar{c}\left(C_{M}^{\alpha^2}\alpha^2+C_{M}^{\alpha}\alpha+C_{M}^{\delta_e}\delta_e+C_{M}^{0}\right)\\ D=\bar{q}S\left(C_{D}^{\alpha^2}\alpha^2+C_{D}^{\alpha}\alpha+C_{D}^{\delta_e^2}\delta_e^2+C_{D}^{\delta_e}\delta_e+C_{D}^{0}\right)\end{cases}\tag{3}$$

式中：z_T、C_{T0}、C_D、C_M、$\bar{q}$、S、$\bar{c}$为常值拟合系数。通常情况下，可以选择升降舵偏角δ_e作为需要设计的控制信号。因此，在忽略与升降舵偏角有关的高次项$\bar{q}S\left(C_D^{\delta_e^2}\delta_e^2\right)$后，式(2)可以简化为仿射非线性系统。另外，机电系统[5]、柔性机器人[6]等众多实际应用在忽略摩擦项的情况下也可以看为仿射非线性系统。

若控制信号以非线性隐函数的形式进入动态模型中，则被称为非仿射非线性系统[7]，其数学表达式可为

$$\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})\tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})\in\mathbf{R}^n$为非线性函数。下文很多举例实际上是式(4)的具体形式。为方便下文描述，如果变量为标量，一概用白斜体符号表示。

由式(4)可以看出，实际控制信号已经是$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})$的变量之一，且无法从中单独分离出来。例如，文献[8]提到的一维非线性系统为

$$\dot{x}=\mathrm{e}^x+u+u^2\tanh(u)\tag{5}$$

该系统中的控制信号是双曲正切函数和二次函数的相关变量，因此，可以看为非仿射非线性系统。其实，式(5)描述的动态系统比较特殊，其没有其他子系统。

考察某受到非线性输入饱和影响的四阶车摆系统[9]：

$$\dot{\boldsymbol{x}}=\begin{bmatrix}x_2\\ f_1(x_3,x_4)\\ x_4\\ f_2(x_3,x_4)\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}0\\ \dfrac{1}{2-\cos x_3^2}\\ 0\\ \dfrac{-\cos x_3}{2-\cos x_3^2}\end{bmatrix}\tanh(u)\tag{6}$$

式中：

$$\begin{cases}f_1(x_3,x_4)=\dfrac{x_4^2\sin x_3-9.8\sin x_3\cos x_3}{2-(\cos x_3)^2}\\ f_2(x_3,x_4)=\dfrac{-x_4^2\sin x_3\cos x_3+19.6\sin x_3}{2-(\cos x_3)^2}\\ \tanh(u)=\dfrac{\mathrm{e}^u-\mathrm{e}^{-u}}{\mathrm{e}^u+\mathrm{e}^{-u}}\end{cases}\tag{7}$$

该非线性系统中不仅存在非仿射的控制信号，而且第2、4子系统中还无法找到严格反馈标志信号。这2个困难将会导致反步、动态面等递归控制器设计框架难以应用。为将反步、动态面控制算法引入非仿射控制领域中，研究人员开始致力于将非仿射非线性系统转换为严格反馈仿射系统。

1.2 严格反馈

严格反馈需要满足2个条件：①实际控制信号仅在最后一阶子系统中出现；②其他子系统中存在比该子系统高一阶的状态变量。该状态变量可以视为严格反馈信号。严格反馈非线性系统的数学表达式为

$$\begin{cases}\dot{x}_i=f_i(\bar{\boldsymbol{x}}_i)+g_i(\bar{\boldsymbol{x}}_i)x_{i+1}\\ \quad\vdots\\ \dot{x}_n=f_n(\boldsymbol{x})+g_n(\boldsymbol{x})u\\ y=x_1\end{cases}\qquad i=1,2,\cdots,n-1\tag{8}$$

式中：$\bar{\boldsymbol{x}}_i=[x_1,x_2,\cdots,x_i]^{\mathrm{T}}$和$y$分别为状态变量和系统输出；$f_i(\bar{\boldsymbol{x}}_i)$、$g_i(\bar{\boldsymbol{x}}_i)$、$f_n(\boldsymbol{x})$、$g_n(\boldsymbol{x})$为足够光滑的非线性函数。

该类严格反馈系统通常称为下三角系统。矩阵论中的相关知识可用于该类系统的控制器设计和稳定性分析。例如，在动态模型(6)中，一阶子系统$\dot{x}_1=x_2$存在状态x_2，并且x_2前的系数是常数，可以看成是严格反馈标志信号。但是，二阶子系统中却无法分离出严格反馈信号x_3。因此，四阶车摆系统(6)应该属于非仿射非严格反馈系统。另外，系统(6)被研究者称为纯反馈非仿射非线性系统[10]。

其中, 纯反馈指其他子系统 (子系统中不包含实际控制信号) 中无法分离出用于构造虚拟控制律的严格反馈信号。

通常情况下, 实际系统经过适当近似处理后可转化为严格反馈仿射非线性系统, 如基于小角度假设建立的四旋翼飞行器姿态子系统[11], 或当完整高超声速飞行器动态模型[4] 满足如下 2 个假设的情况下, 可以被转换为控制非仿射严格反馈系统。

假设 1　在高度调节过程中, 假设此时巡航速度不变且等于V_{r}。

假设 2　在飞行过程中, 航迹倾角γ的变化足够小至$\sin\gamma\approx\gamma$。

基于假设 1 和假设 2, 高度子系统可以化简为包含复合干扰的严格反馈仿射非线性系统[12]:

$$\dot{\boldsymbol{x}}=\begin{bmatrix} g_1(V_{\mathrm{r}})x_2 \\ f_2(x_2,V_{\mathrm{r}})+g_2(V_{\mathrm{r}})x_3 \\ x_4 \\ f_4(x_2,x_3,V_{\mathrm{r}}) \end{bmatrix}+\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ g_4(V_{\mathrm{r}}) \end{bmatrix}u+\begin{bmatrix} 0 \\ \omega_2(\alpha,\delta_{\mathrm{e}}) \\ 0 \\ \omega_4(\alpha,\delta_{\mathrm{e}}) \end{bmatrix} \tag{9}$$

式中:

$$\begin{cases} x_1=h/h_{\mathrm{r}} \\ x_2=\gamma \\ x_3=\theta \\ x_4=Q \\ g_1(V_{\mathrm{r}})=V_{\mathrm{r}}/h_{\mathrm{r}} \\ g_2(V_{\mathrm{r}})=C_L^{\alpha}qS+k_{T1} \\ f_2(x_2,V_{\mathrm{r}})=C_L^0qS/(mV)-g/V_{\mathrm{r}}-g_2(V_{\mathrm{r}})x_2 \\ f_4(x_2,x_3,V_{\mathrm{r}})=\left(z_TC_T^c+0.5\rho V_{\mathrm{r}}^2S\bar{c}C_M^0\right)/I_{yy} \\ g_4(V_{\mathrm{r}})=0.5\rho V_{\mathrm{r}}^2S\bar{c}C_M^{\delta_{\mathrm{e}}}/I_{yy} \end{cases} \tag{10}$$

其中: $C_L^{\alpha}q$、k_{T1}、C_L^0、C_T^c、C_M^0、$C_M^{\delta_{\mathrm{e}}}$为固有参数; h_{r}为参考高度; ρ为大气密度; $\omega_2(\alpha,\delta_{\mathrm{e}})$、$\omega_4(\alpha,\delta_{\mathrm{e}})$为复合外部干扰。

对比完备模型 (2) 和近似模型 (9), $T\sin\alpha$和$T\cos\alpha$被简化处理。在构造误差动态方程的过程中, 这种具有线性形式且可分离的严格反馈标志信号被视为连接每个子系统的桥梁。因此, 可以先为最低阶的子系统构造一个候选的李雅普诺夫函数, 同时, 为该子系统设计虚拟控制信号。虚拟控制信号可为下一个子系统提供理想的状态参考。当然, 严格反馈信号的任务是跟踪该状态参考信号。因此, 严格反馈信号在递归控制算法的设计过程中起着不可替代的关键性作用。

考虑如下一个简单的二阶严格反馈仿射非线性系统实例:

$$\begin{cases} \dot{x}_1=x_1+x_1^3/5+x_2 \\ \dot{x}_2=x_1x_2+x_2^3/7+u \\ y=x_1 \end{cases} \tag{11}$$

为使动态系统 (11) 完成给定的跟踪任务, 需定义如下误差变量:

$$e_1=x_1-y_{\mathrm{d}} \tag{12}$$

式中: y_{d}为预先给定的参考输出信号。

对式 (12) 进行求导操作后, 可以获得一阶子系统对应的误差子系统:

$$\dot{e}_1=x_1+x_2+x_1^3/5-\dot{y}_{\mathrm{d}} \tag{13}$$

然而, 该子系统中并未出现真实的控制信号, 因此, 无法控制该子系统的稳定性。此时, 需要引入一个虚拟控制信号χ_1使得式 (13) 变为

$$\dot{e}_1=x_1+\chi_1+(x_2-\chi_1)+x_1^3/5-\dot{y}_{\mathrm{d}} \tag{14}$$

对于χ_1的设计, 应先引入误差项k_1e_1以保证子系统动态x_1的稳定, 再引入前馈信号$-x_1-x_1^3/5+\dot{y}_{\mathrm{d}}$以抵消该子系统中出现的非线性成分。于是, χ_1可以被设计成如下形式:

$$\chi_1=-k_1e_1-x_1-x_1^3/5+\dot{y}_{\mathrm{d}} \tag{15}$$

式中: $k_1\in\mathbf{R}$, $k_1>0$。

将式 (15) 代入式 (14) 可以得到

$$\dot{e}_1=-k_1e_1+(x_2-\chi_1) \tag{16}$$

此时, $x_2-\chi_1$可以视为下一个子系统的跟踪误差$e_2=x_2-\chi_1$。因此, χ_1可以看成是下一个子系统的参考信号, 这样就可以使各个子系统级联在一起, 从而最终受到实际控制信号u的控制。于是, 可以获得第 2 个子系统的误差动态系统:

$$\dot{e}_2=x_1x_2+u+x_2^3/7-\dot{\chi}_1 \tag{17}$$

从上述设计过程可以发现, 严格反馈信号x_2起到了关键性作用, 因为其能够辅助定义下一个子系统的误差信号。然而, 当x_2不存在或以复合函数的形式出现在系统中时, 将会带来很大的不便, 即无法直接构造下一个子系统的误差信号。对于动态系统 (11), 由于实际控制信号u以线性形式出现在最后一个子系统中, 可以十分方便地用它消除系统的非线性因素。例如, 将u设计为

$$u=-k_2e_2-x_1x_2-x_2^3/7-e_1+\dot{\chi}_1 \tag{18}$$

式中: $k_2\in\mathbf{R}$, $k_2>0$。

下面只需构造形如$V_l=0.5e_1^2+0.5e_2^2$的李雅普诺夫函数即可证明整个误差系统是渐进稳定的。从上述例子可以发现, 逐级递归设计是反步技术的关键步骤。反步技术虽然对非线性系统的形式要求

较高，但其也具有如下优势：①各子系统中的非线性函数不必满足增长性条件[13]；②子系统中的不确定函数也可以不受三角条件[14]约束。

1.3 高 阶

高阶指的是严格反馈信号和实际控制信号以高次幂的形式出现在系统之中。一类高阶非仿射非线性系统[15]的数学模型可以表示为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1(\boldsymbol{x}) + x_2^{a_1} \\ \dot{x}_2 = f_2(\boldsymbol{x}) + x_3^{a_2} \\ \quad \vdots \\ \dot{x}_n = f_n(\boldsymbol{x}, u) + u^{a_n} \end{cases} \tag{19}$$

式中：$\boldsymbol{x} = [x_1, x_2, \cdots, x_n]^{\mathrm{T}} \in \mathbf{R}^n$；$a_1, a_2, \cdots, a_n$为大于1的正常数。

高阶非仿射非线性系统可以看作是比严格反馈系统更加一般化的非线性系统。高阶非仿射非线性系统的实际应用对象包括由Rui等[16]提出的一类两自由度欠驱动系统。Rui等[16]额外考虑了弹簧带来的非线性因素，建立了高阶非仿射非线性系统动态模型。额外考虑弹簧的非线性特性必定使得所建立的数学模型更加贴近实际。

高阶非仿射系统的显著特征是在原点处的Jacobian线性化不满足可控性[17]条件。这种不可控特性将会给高阶系统的控制器设计带来前所未有的困难与挑战。目前，较为经典的解决思路是：先构造一种带有幂次的李雅普诺夫函数[18]，再运用具有高次幂的李雅普诺夫函数分析和证明控制系统的稳定性，从而在该过程中获得相应的控制信号。由于稳定性任务相比于跟踪任务较容易实现，关于高阶非仿射系统的稳定性控制器设计与研发工作已经得到了一定程度的发展。在初始阶段，一种专为处理高阶非线性系统仿射困难的工具——“adding a power integrator”技术[15]诞生于21世纪初。自此之后，该技术频繁出现在高阶非仿射系统的控制器设计领域中。文献[19]基于一种新的参数分离技术和“adding a power integrator”工具为不确定高阶非仿射系统设计了一种仅包含一个自适应参数的稳定控制算法。随后，一种具有统一结构的李雅普诺夫函数[20]被用于处理高阶非仿射系统中存在的高阶和低阶非线性困难，该函数能设计具有全局有限时间收敛特性的稳定控制器。文献[21]研究了一类具有不确定动力学的高阶非仿射系统的全局有限时间自适应镇定问题，提供了一种巧妙的分析策略和一个全新的李雅普诺夫函数，以设计具有快速有限时间收敛特性的控制器。注意到，上述具有有限时间收敛特性的控制器，其收敛时间均与初始条件有联系，且控制器的结构十分复杂。一方面，当初始状态不可获取或远离平衡点时，控制器的瞬态特性将受到严重影响。不过，固定时间稳定定理[22]带来了新的解决思路。基于固定时间收敛框架设计的控制器，其收敛速度仅与主要控制参数相关，即初始状态信息不再是闭环系统收敛速度的影响因素。目前，针对高阶非仿射系统的固定时间收敛控制器设计相关成果十分稀少。另一方面，从简化控制器设计的角度出发，文献[23]为高阶非仿射系统提出了一种低复杂度跟踪控制算法，但该算法要求高阶非仿射系统满足非线性增长条件。文献[24]将受输出约束的高阶非仿射系统作为研究对象提出了一种自适应动态面控制算法，不仅成功消除了增长性条件假设，且适用于跟踪控制问题。值得注意的是，文献[24]采用的动态面控制算法主要使用滤波器的输出来近似虚拟控制信号的导数。然而，滤波器的输出并不能完全代替控制信号的导数，这就造成了一定的逼近误差[25]。如何减小这种误差以提高控制器的跟踪精度，也是高阶非仿射系统控制领域未来发展的重要方向[26]。另外，固定时间收敛的控制器设计理念又为高阶非仿射系统的研究打开了一片全新的领域[27]。但是，固定时间收敛理论需要在全新的李雅普诺夫框架下进行设计。因此，如何在固定时间收敛条件下解决高阶非仿射系统的跟踪控制问题也是一项非常有意义的工作。

2 研究现状

概括来讲，非仿射非线性系统领域正朝着多元化、智能化方向发展。本文以SCI数据库为查找对象，采用Citespace专业文献分析软件[28]完成相关文献检索与分析工作。在Citespace文献分析软件中键入主题词“non-affine control”“non-affine systems”“nonstrict-feedback systems”“nonstrict-feedback control”后，找到了从1980年至2022年5月28日以来非仿射非线性系统的相关研究成果。本次检索共发现了929篇文献。从图1中可以发现，与非仿射控制有联系的聚类关键字共计15个。不同颜色板块对应不同年代的研究成果，聚类关键词前的数字越小，出现频次越高。可以看出，非仿射控制研究的爆发主要集中在2004年以后。由深紫色逐渐过渡到黄色表示研究成果出现的时间越来越近。其中，“adaptive control”是出现频次最高的一类关键词，说明自适应技术在解决非仿射困难问题方面起到了关键性作用。另外，紧随其后的是“the neural networks”这一项技术，神经网络作为一

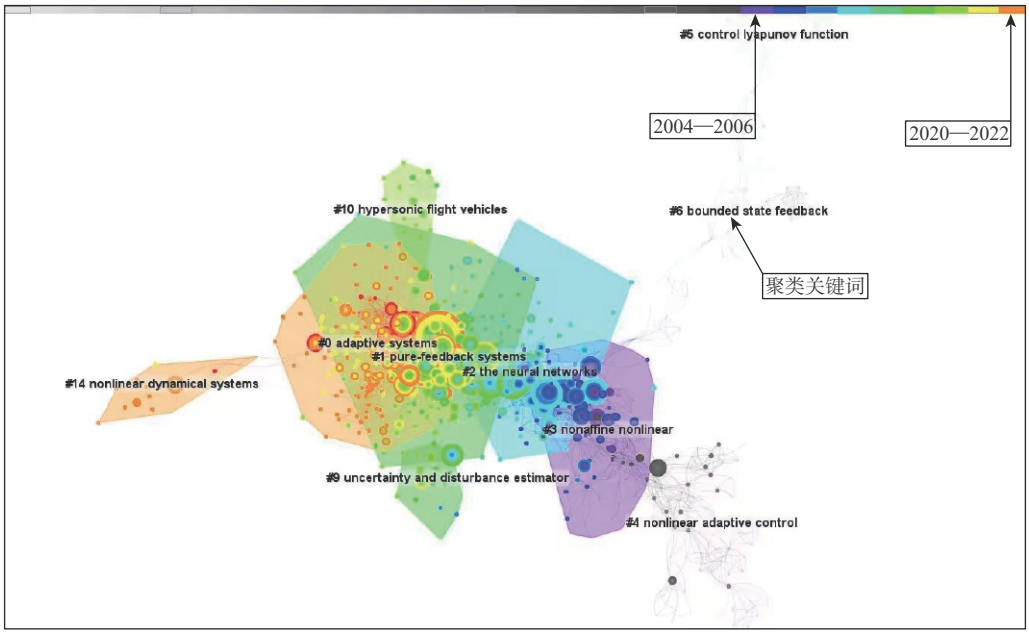


图 1　Citespace 的分析结果

Fig. 1　Analysis results of Citespace

种理想的万能逼近器可以近似非仿射函数, 因此, 也是解决仿射困难问题的常规方案。近年来, 还出现了“hypersonic flight vehicles”技术, 说明非仿射控制理论已经渐渐应用于实际被控对象中。

经过文献分析可以发现, 解决非仿射非线性系统控制问题的方案很多。为描述清晰, 采用结构框图的形式先将现有方法进行细分, 再对每个小类别进行有针对性的综述。

从图 2 可以看出, 目前解决非仿射问题主要分为基于数据驱动和基于模型驱动两大主流方案。从基于模型驱动这一分支出发, 又可以细分为函数变换法和参考模型法。其中, 函数变换法需要明确系统模型, 参考模型法仅需要部分模型。数据驱动法已经完全脱离系统模型的约束。模型变换法按照处理方式的不同, 又可以细分为泰勒展开法、反馈线性化、微分中值定理、半有界建模、逼近法、补零法等 6 种处理方案。参考模型法按照对不确定动态的处理方式还可以细分为快动态法、自抗扰控制法和加性分解法。对于数据驱动分支, 从控制器设计角度出发将其分为强化学习、迭代学习、PID 控制器和无模型自适应控制器进行介绍。

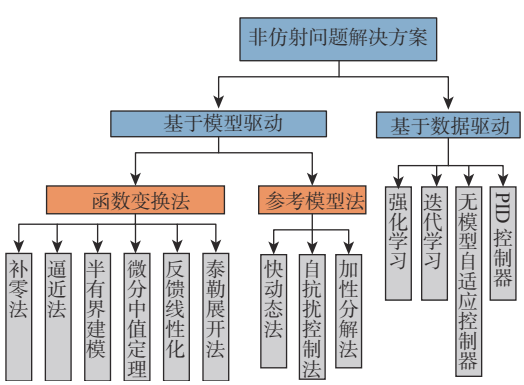


图 2　非仿射问题解决方案之间的关系

Fig. 2　Relationship between non-affine problem solutions

2.1　函数变换法

函数变换法指的是通过数学理论或额外增加条件/假设后, 将原非线性非仿射函数转换为严格反馈非线性形式。转化后的系统可满足许多经典控制器(反步控制、动态面控制、命令滤波控制[29]等)的应用条件。

2.1.1　泰勒展开法

泰勒展开法[30]是以一次泰勒公式为基础发展起来的一种仿射模型转换方法, 其能直接对大部分非仿射非线性系统进行转换, 适应范围广。若非仿射非线性系统 (4) 中的非线性函数满足如下假设: ①$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})$在平衡点$(\boldsymbol{x}_0=\boldsymbol{0},\boldsymbol{u}_0=\boldsymbol{0})$足够光滑; ②$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})$在平衡点处的函数值等于零。

在满足上述假设的条件下, 应用泰勒定理可将非仿射非线性系统 (4) 中的非线性函数$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})$在$\boldsymbol{x}_0$附近的邻域展开为如下形式:

$$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})=\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}_0,\boldsymbol{u}_0)+\frac{\partial \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})}{\partial \boldsymbol{x}}(\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}_0)+o(\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}_0)+\frac{\partial \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})}{\partial \boldsymbol{u}}(\boldsymbol{u}-\boldsymbol{u}_0)+o(\boldsymbol{u}-\boldsymbol{u}_0)\tag{20}$$

式中: $o(\boldsymbol{u}-\boldsymbol{u}_0)$、$o(\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x}_0)$为残差项; $\partial \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})/\partial \boldsymbol{x}$、$\partial \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})/\partial \boldsymbol{u}$为偏导数。

由上述假设可知, $\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}_0=\boldsymbol{0},\boldsymbol{u}_0=\boldsymbol{0})=\boldsymbol{0}$, 在忽略残差项的情况下, 可将非仿射非线性系统 (4) 转换为

$$\dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{u}\tag{21}$$

式中：

$$\boldsymbol{A}=\frac{\partial \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})}{\partial \boldsymbol{x}}|_{\boldsymbol{x}=\boldsymbol{0},\boldsymbol{u}=\boldsymbol{0}}$$
$$\boldsymbol{B}=\frac{\partial \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})}{\partial \boldsymbol{u}}|_{\boldsymbol{x}=\boldsymbol{0},\boldsymbol{u}=\boldsymbol{0}} \tag{22}$$

由式(21)可知，利用泰勒展开法处理后，原非仿射非线性系统(4)变为线性系统。若原系统转换为线性系统，可为一些经典控制算法提供应用的基本条件。例如，基于传递函数的线性控制器设计思想及基于奈奎斯特、伯德图等稳定裕度分析框架可以运用到非线性控制领域。另外，泰勒展开法简单、直观且物理意义明确，因此，可应用于多种控制系统中。

但随着应用范围的逐渐扩大，研究者们发现泰勒展开法存在如下缺点。例如，基于泰勒展开法设计的控制器较难应用于多旋翼飞行器、高超声速飞行器的高机动飞行控制中。这是因为利用泰勒展开法处理动态系统的非线性时，往往会假设各个状态变量接近于平衡点。泰勒展开法的局部特性导致其仅能在平衡点附近才能获得满意的逼近精度。当实际动态轨迹(飞行器的姿态角变化过大)偏离平衡点较远时，就会因为近似误差过大而导致整个闭环系统出现不稳定的现象。要实现给定的近似精度，需要在状态空间中的多个工作点运用泰勒展开法作近似处理，从而获得多个工作点对应的线性定常系统。由此，必须为每个工作点设计控制器。另外，为保证无扰动切换，还需设计相应的补偿器。因此，复杂的运算将会消耗大量的计算机资源。某些动态系统(高阶非仿射非线性系统[15])经过Jacobian线性化后，会在原点处出现不可控问题，因此，其应用范围受到一定限制。

2.1.2 反馈线性化

反馈线性化[1]是一种精确的坐标变换方法。首先，定义微分同胚映射$\boldsymbol{T}\in\mathbf{R}^n$，并令$\boldsymbol{z}=\boldsymbol{T}(\boldsymbol{x})$。然后，定义控制输入映射：$\boldsymbol{u}=\boldsymbol{u}(\boldsymbol{z},\boldsymbol{v})$，$\boldsymbol{v}$表示新变量。借助这2组映射关系，可将非仿射非线性系统(4)转换为关于新状态$\boldsymbol{z}$的线性动态方程形式：

$$\dot{\boldsymbol{z}}=\boldsymbol{A}_z\boldsymbol{z}+\boldsymbol{B}_z\boldsymbol{v} \tag{23}$$

可以发现，整个变换过程中并未利用泰勒展开这种近似的处理方法。因此，反馈线性化是一种等效的仿射处理方法。但是，应用反馈线性化需要动态系统满足对合条件，并且即使在满足对合条件的情况下如何找到合适的微分同胚映射依旧是一大难点。为消除对合条件的约束，研究者提出了近似反馈线性化方案[31]。文献[9]利用近似反馈线性化方法处理一类欠驱动倒立摆系统存在的非仿射问题，并设计状态反馈控制器，以此检验该设计方案的实际效果。但是，近似反馈线性化方法也牺牲了部分非线性信息，因此，还需要改进。另外，反馈线性化是等效变换，必须要求研究对象的动态模型精确已知。若动态系统存在不确定性或为降低寻找微分同胚映射的难度有意简化研究对象，则利用反馈线性化设计的闭环控制系统仍存在鲁棒性差的问题。同时，新状态$\boldsymbol{z}$的物理意义已经发生改变且不易明确把握。

2.1.3 微分中值定理

为最大限度地保留原动态系统中包含的非线性信息，研究者提出了基于微分中值定理[32]的转化方法，该定理常用于解决如下一类非仿射纯反馈非线性系统的控制问题：

$$\begin{cases}\dot{x}_1=f_1(\bar{\boldsymbol{x}}_1,x_2)\\ \dot{x}_2=f_2(\bar{\boldsymbol{x}}_2,x_3)\\ \quad\vdots\\ \dot{x}_n=f_n(\bar{\boldsymbol{x}}_n,u)\end{cases} \tag{24}$$

式中：$\bar{\boldsymbol{x}}_j=\left[x_1,x_2,\cdots,x_j\right]^{\mathrm{T}},j=1,2,\cdots,n$。

通过观察可以发现，动态系统(24)与非仿射非线性系统(4)相比有如下特点：①实际控制信号仅出现在最后一个子系统之中；②每个子系统中最多能够出现比该子系统高一阶的状态变量。应用微分中值定理可以将动态系统(24)的非线性函数转换为

$$\begin{cases}f_j(\bar{\boldsymbol{x}}_j,x_{j+1})\approx\dfrac{\partial f_j(\bar{\boldsymbol{x}}_j,x_{j+1})}{\partial x_{j+1}}|_{\bar{\boldsymbol{x}}_j=\boldsymbol{0}}x_{j+1}+f_j(\bar{\boldsymbol{x}}_j,0)\\ f_n(\bar{\boldsymbol{x}}_n,u)\approx\dfrac{\partial f_n(\bar{\boldsymbol{x}}_n,u)}{\partial u}|_{\bar{\boldsymbol{x}}_n=\boldsymbol{0},u=0}u+f_n(\bar{\boldsymbol{x}}_n,0)\end{cases} \tag{25}$$

观察式(25)可以发现，经过微分中值定理处理后，每个子系统中开始出现严格反馈信号，最后一个子系统中开始出现实际控制信号。但是，这些严格反馈信号与实际控制信号之前均存在时变的偏导数。因此，为避免控制器的奇异性问题，通常会假设这些偏导数严格正或严格负，即符号在整个控制器发挥作用的过程中不能发生改变[33]。形如式(24)所描述的非仿射纯反馈非线性系统，虽然对控制信号出现的位置做出了限制，但该类型系统却有着深厚的应用背景。例如，需要利用舵偏角作为控制输入量的无人船[34]、固定翼飞行器[35]、高超声速飞行器[4]等高精度模型均可看做为非仿射纯反馈非线性系统。因此，考虑控制信号的非仿射问题也十分具有工程意义。在微分中值定理的辅助下，反步框架已被广泛应用于处理纯反馈非仿射系统的控制问题。文献[34]为具有控制输入非仿射特性的无人船提出了一种反步自适应控制算法。文

献 [36] 将反步控制与自抗扰算法结合后, 提出了一种延时状态反馈跟踪控制算法, 并在具有控制输入非仿射特性的高超声速飞行器模型中进行了相关验证。随后, 动态面控制算法[37] 开始引起科研工作者的关注, 该算法利用滤波器的输出近似虚拟控制信号的导数, 从而省去对虚拟控制信号重复求导的工作。

相比泰勒展开法, 微分中值定理需要的导数信息更少, 并且能够保留更多的非线性信息。但是, 该转换方法还存在如下不足: ①每个子系统中的非线性函数相对于更高阶状态变量必须存在导数; ②这些偏导数必须满足严格正或严格负的限制性条件; ③适用范围没有泰勒展开法广泛。因此, 当动力学系统中存在执行机构饱和、死区等严重不可导现象时, 微分中值定理难以应用。

2.1.4　半有界建模

众所周知, 微分中值定理需要系统函数满足可导性条件。如何去除或弱化该假设条件, 近年来出现了一种可行的替代方案——半有界建模[38]。若形如动态方程 (24) 描述的一类非仿射纯反馈非线性系统的各个子系统函数满足如下半有界条件:

$$\begin{cases} F_j(\bar{\boldsymbol{x}}_j, x_{j+1}) \geqslant x_{j+1}\bar{L}_j + \bar{\theta}_j & x_{j+1} \geqslant 0 \\ F_j(\bar{\boldsymbol{x}}_j, x_{j+1}) \leqslant x_{j+1}\underline{L}_j + \underline{\theta}_j & x_{j+1} < 0 \end{cases} \quad j = 1, 2, \cdots, n \tag{26}$$

式中: x_{n+1}为实际控制信号u; $F_j(\bar{\boldsymbol{x}}_j, x_{j+1}) = f_j(\bar{\boldsymbol{x}}_j, x_{j+1}) - f_j(\bar{\boldsymbol{x}}_j, 0)$; $\bar{L}_j$、$\underline{L}_j$为未知的正常数; $\bar{\theta}_j$、$\underline{\theta}_j$为未知实数。

于是, 非仿射动态系统 (24) 可以被重新建模为具有严格反馈形式的新系统:

$$\dot{x}_j = Q_j(\bar{\boldsymbol{x}}_{j+1})x_{j+1} + \rho_j(t) + g_j(\bar{\boldsymbol{x}}_j, 0) \tag{27}$$

式中: $Q_j(\bar{\boldsymbol{x}}_{j+1})$、$\rho_j(t)$为有界连续函数。

例如, 存在如下纯反馈非线性系统实例:

$$\begin{cases} f_1(x_1, x_2) = x_1 + x_2 + x_2^3/5 \\ f_2(x_1, x_2, u) = x_1 x_2 + u + u^3/7 \end{cases} \tag{28}$$

显然, 系统模型 (27) 满足上述半有界条件。由于已知 $F_1(\bar{\boldsymbol{x}}_1, x_2) = x_2 + x_2^3/5$, 存在正常数$\bar{L}_1 = 1$, 使得$F_1(\bar{\boldsymbol{x}}_1, x_2) \geqslant x_2, x_2 \geqslant 0$的结论成立。同理, 若$\underline{L}_1 = 1$, 则$F_1(\bar{\boldsymbol{x}}_1, x_2) < x_2, x_2 < 0$。由于半有界连续性条件比可导性条件更弱, 对于控制形如式 (28) 这种类型的非仿射纯反馈系统, 可以从理论上保证所设计的控制器在执行机构发生饱和、死区等不可导情况下, 仍能完成给定的控制任务。因此, 半有界建模方法消除了非仿射函数必须可导的限制条件, 从而在一定程度上扩大了经典控制器的应用范围。例如, 文献 [38] 利用一种包含鲁棒补偿器的动态面控制算法解决了存在不可导函数的纯反馈非线性系统的跟踪控制问题。文献 [39] 进一步考虑动态面控制存在的滤波误差, 提出了一种命令滤波控制算法, 成功解决了同时具有死区与饱和现象的纯反馈非线性系统的有限时间跟踪控制问题。

2.1.5　逼近法

近年来, 以神经元网络[40-41] 和模糊逻辑系统[42] 为代表的万能逼近器在智能控制领域引起了相当大的关注。这是因为在节点数足够多和权重参数设置合理的情况下, 神经网络的输出能以任意精度逼近非线性函数[43]。在控制领域中, 为近似非线性函数, 可以采用如下径向基函数神经元网络:

$$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}, \boldsymbol{u}) = \boldsymbol{\eta}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_1(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{\eta}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_2(\boldsymbol{x})\boldsymbol{u} + \boldsymbol{\varepsilon}(\boldsymbol{x}) \tag{29}$$

式中: $\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}, \boldsymbol{u})$为被逼近的非线性函数; $\boldsymbol{\varepsilon}(\boldsymbol{x})$为神经元网络的逼近误差; $\boldsymbol{\eta}_1$、$\boldsymbol{\eta}_2$为权值向量; $\boldsymbol{W}_1(\boldsymbol{x})$、$\boldsymbol{W}_2(\boldsymbol{x})$为激活函数向量。

文献 [44] 针对一类不确定的非线性非仿射 SISO 系统, 提出了一种鲁棒自适应控制器, 采用仿射型神经网络和神经状态反馈补偿逼近误差, 克服外部干扰, 提高了控制器的鲁棒性。文献 [45] 提出了一种神经网络自整定控制器, 并将其应用于离散非仿射非线性系统领域中。文献 [46] 先采用递归神经网络重新构建了包含未知信息的系统动力学方程, 再采用自适应动态规划技术进行控制器设计, 由于在设计过程中采用鲁棒项补偿了神经网络的近似误差, 获得了具有渐进收敛特性的近似最优跟踪控制器。另外, 基于模糊逻辑系统设计的自适应控制器在随机非仿射非线性系统中也取得了良好的控制效果[47]。利用该万能逼近工具去逼近非仿射项, 可将非仿射系统转化为仿射系统。万能逼近工具虽然有优异的逼近特性, 但也会消耗大量的算力[48]。另外, 权重参数在调试过程中还存在过拟合问题。因此, 在实际中, 常采用自适应律更新权重参数$\boldsymbol{\eta}_1$、$\boldsymbol{\eta}_2$。其中, 自适应项通常表示为积分器的形式, 不仅相当占用计算机资源, 且会降低闭环系统的稳定裕度[49]。另外, 为提高近似精度, 必须增加神经元网络的节点数量, 将会进一步消耗计算资源。神经元网络逼近需要在一个指定的$\boldsymbol{x}$的紧集上才能获得满意的精度。在实际环境中, 由于外界干扰等问题极易导致状态超出指定的紧集, 会导致神经元网络的逼近精度难以得到保证[50]。文献 [51] 利用神经元网络估计隐式的理想状态反馈控制信号, 解决了一类非仿射非线性系统的状态反馈跟踪问题。受限于传感器的精确, 全状态反馈控制器有时难以取得良好的控制效果[41]。为解决该问题, 文献 [52] 针对非仿射非线性系统提出了一种模糊输出反馈控制器设计方案。经过总结可以发现, 神经元网络的主要作用是处理非仿射系统中的非仿射

项或不确定扰动，以此来简化控制器的设计工作。

2.1.6 补零法

补零法可以用于处理虚拟控制信号的非仿射问题，即在动态系统中补充一对平衡点，从而为引入虚拟控制信号奠定基础。以动态系统(24)为例，考虑其控制器设计问题。由于子动态系统$\dot{x}_j$中无法单独分析出仿射变量x_{j+1}，会给反步控制器设计带来不便，无法引入虚拟控制信号。因此，子系统的状态有界性难以得到控制。可将动态系统(24)整理成如下形式：

$$\dot{x}_j = f_j(\bar{\boldsymbol{x}}_j, x_{j+1}) - x_{j+1} + x_{j+1} \tag{30}$$

式中：$-x_{j+1}+x_{j+1}$可看为一对补充的零点，即补零法。补零思想虽然简单方便，但其中多余的仿射量还需进一步处理。目前的可行方案是将多余仿射变量视为动态系统中包含的不确定动态。因此，可以采用观测器、神经元网络等估计工具进行处理。

综上，泰勒展开法、反馈线性化、微分中值定理、半有界建模、逼近法、补零法等6种处理方案的特点可以用表1来描述。可以看出，泰勒展开法的适用性最广，可以看成是一种近似处理方案。虽然反馈线性化的前提条件较为苛刻，但其却可以做到等效转换。微分中值定理的转换精度比泰勒展开法稍高，但其没有泰勒展开法的适用范围广。近年来提出的半有界建模法虽然不存在可导性约束，但如何判断系统函数是否满足半有界条件依旧是一个具有挑战性的问题。逼近法不仅存在逼近误差，也存在紧集难以确定等问题。由此，目前利用函数变换法处理仿射困难问题的方案还存在不足，具体表现在可导性约束、转换精度低、计算负载过大等方面。补零法在解决非仿射问题的过程中，由于不存在可导性约束和计算负载过大等问题，适用范围较为广泛。

表1 6种仿射解决方案对比

Table 1 Comparison of six affine solutions

方案	适用范围	可导性约束	有界性条件	计算复杂度
泰勒展开法	+++++	+++++		+++
反馈线性化	++	+++++		++++
微分中值定理	++	+++		+++
半有界建模	++		有	++
逼近法	++++			+++++
补零法	++++			+

注："+"越多则相关指标越大。

2.2 参考模型法

与函数变换法不同，参考模型法集中精力寻找一种近似的模型代替原来的非仿射模型，从而达到消除非仿射困难的目的。参考模型通常将非仿射非线性系统中的非仿射项抵消或重新设计控制信号，使得原系统成为一种易于稳定性分析的参考模型。在该过程中，可以不依赖$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})$的精确形式。

2.2.1 快动态法

针对一维非仿射非线性系统(4)，可以设计如下"快动态[8]"：

$$\epsilon\dot{u} = -\mathrm{sign}\left(\frac{\partial f}{\partial u}\right)(f(x,u)+ax) \quad 0 < \epsilon \leqslant 1 \tag{31}$$

式中：$a>0$；$\mathrm{sign}(\cdot)$为标准符号函数。

该方法将一维非仿射非线性系统(4)看为一种"慢动态"。假设通过求解快动态方程的控制信号能使原系统变成如下自稳定系统：

$$\dot{x} = -ax \tag{32}$$

观察快动态(31)的表达式可以发现，其设计参数较少，能大大降低参数调试的难度。文献[53]运用时间尺度分离定理，将控制非仿射系统分成快动态与慢动态子系统后，利用自适应动态逆框架设计相关控制算法，理论与仿真结果均表明该控制算法能够满足Tikhonov定理[54]假设的充分条件。然而，基于快动态的控制算法需在如下方面进行改进：①文献[8]仅限于讨论标量动态系统的控制器设计问题，如何将"快动态"的控制器设计方案扩展到高维动态系统中有待进一步研究；②控制器中涉及原系统信息$f(x,u)$，需要建立精确的动态模型；③需要利用非线性函数的一阶导数。

2.2.2 自抗扰控制法

本文针对自抗扰控制[55]，以二阶非仿射非线性系统为研究对象进行举例说明：

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = g_1(x_1,x_2) \\ \dot{x}_2 = g_2(x_1,x_2,u) + \Delta_d \end{cases} \tag{33}$$

式中：$g_1(x_1,x_2)$、$g_2(x_1,x_2,u)$为未知的系统函数；Δ_d为有界的外部扰动信号。

定义一组新的坐标变换：

$$\begin{cases} y_1 = x_1 \\ y_2 = g_1(x_1,x_2) \end{cases} \tag{34}$$

借助式(34)提供的坐标转换工具，可将非仿射非线性系统(33)转换为如下形式：

$$\begin{cases} \dot{y}_1 = \dot{x}_1 = g_1(x_1,x_2) = y_2 \\ \dot{y}_2 = \dfrac{\partial g_1(x_1,x_2)}{\partial x_1}\dot{x}_1 + \dfrac{\partial g_1(x_1,x_2)}{\partial x_2}\dot{x}_2 = \\ \qquad \dfrac{\partial g_1(x_1,x_2)}{\partial x_2}(g_2(x_1,x_2,u)+\Delta_d) + \dfrac{\partial g_1(x_1,x_2)}{\partial x_1}y_2 \end{cases} \tag{35}$$

自抗扰控制的核心思想是将$\dot{y}_2$中的非仿射函数、偏导数和外部扰动信号等看成是总扰动[56-57]，

由$\dot{y}_3 = w$表示。另外, 为使控制信号能够以线性的形式出现在动态系统中, 还需引入b_0u, 其中, b_0为待设计的正实数。式 (35) 可整理为

$$\begin{cases} \dot{y}_1 = y_2 \\ \dot{y}_2 = y_3 + b_0 u \\ \dot{y}_3 = w \end{cases} \tag{36}$$

式中:

$$y_3 = \left(\partial g_1(\bar{\boldsymbol{x}}_2)/\partial x_2\right)(g_2(\bar{\boldsymbol{x}}_2,u)+\Delta_d)+ \left(\partial g_1(\bar{\boldsymbol{x}}_2)/\partial x_1\right)y_2 - b_0 u$$

通过以上转换可以发现, 每个子系统中的非线性项或不确定扰动都被转换到最后一个动态$\dot{y}_3$中。y_3被视为动态系统新增加的状态, 因此, 观测信号的维度也需要增加。于是, 这类观测器被定义为扩张状态观测器。由于自抗扰控制器在设计过程中并未用到任何模型信息, 该算法有较为宽广的适用范围[58-59]。自抗扰控制器提供的模型转换思路也可以看成是解决非仿射问题的一种有效方案[60]。但是, 这种思路目前主要集中于二阶非线性系统领域, 若扩展到高维非线性系统, 还相对复杂。不仅如此, 所有的非线性均视为扰动并做统一的处理, 这种做法难免有不合实际的情况, 这是因为不同种类的扰动可能对动态系统产生不同的影响。但是, 自抗扰控制器的设计参数相对较少, 且相关学者还总结出了一些经验公式用于确定这些参数, 因此, 参数整定的工作量大大减小。但在某些情况下, 也需要充分利用物理系统的非线性信息, 可进一步提升控制器的跟踪质量。另外, 如何将一般系统转化为式 (36) 的形式也是自抗扰控制面临的一大挑战。

2.2.3　加性分解法

加性分解[61]可以看成是叠加原理在非线性系统控制领域的一种推广, 其基本思想是: 将原控制任务分解成多个子任务, 从而降低控制器设计的难度。考虑如下一类包含扰动的非仿射非线性系统的全状态镇定问题:

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{d}) \tag{37}$$

式中: $\boldsymbol{x}\in\mathbf{R}^n$、$\boldsymbol{u}\in\mathbf{R}^m$、$\boldsymbol{d}\in\mathbf{R}^n$分别为系统状态、实际控制信号、与时间相关的外部扰动。 选择一个输出函数:

$$\boldsymbol{y} = \boldsymbol{g}(\boldsymbol{x}) \tag{38}$$

若该输出函数能够保证式 (37) 和式 (38) 是最小相位系统, 则控制任务是保证$\boldsymbol{y}\to\boldsymbol{0}$, 当 $t\to\infty$。另外, 输出函数的导数可以表示为

$$\dot{\boldsymbol{y}} = \frac{\partial \boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})}{\partial \boldsymbol{x}}\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{d}) \tag{39}$$

选择如下主系统:

$$\dot{\boldsymbol{y}}_{\mathrm{p}} = \boldsymbol{A}_{\mathrm{p}}\boldsymbol{y}_{\mathrm{p}} + \boldsymbol{B}_{\mathrm{p}}\boldsymbol{u}_{\mathrm{p}} \tag{40}$$

式中: $\boldsymbol{A}_{\mathrm{p}}\in\mathbf{R}^{n\times n}$、$\boldsymbol{B}_{\mathrm{p}}\in\mathbf{R}^{n\times m}$为常数矩阵; $\boldsymbol{u}_{\mathrm{p}}$为主系统的控制信号。

原系统 (37) 减去主系统 (40) 可以得到如下关于辅系统的状态方程:

$$\dot{\boldsymbol{y}}_{\mathrm{s}} = \frac{\partial \boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})}{\partial \boldsymbol{x}}\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u}_{\mathrm{p}}+\boldsymbol{u}_{\mathrm{s}},\boldsymbol{d}) - \left(\boldsymbol{A}_{\mathrm{p}}\boldsymbol{y}_{\mathrm{p}} + \boldsymbol{B}_{\mathrm{p}}\boldsymbol{u}_{\mathrm{p}}\right) \tag{41}$$

式中: $\boldsymbol{u}_{\mathrm{s}}$为辅系统的控制信号。

假设将辅系统状态$\boldsymbol{y}_{\mathrm{s}}$看成是总扰动$\boldsymbol{d}_l$, 并且令$\boldsymbol{u}_{\mathrm{p}} = \boldsymbol{u}$, 则式 (37) 可以描述为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{y}}_{\mathrm{p}} = \boldsymbol{A}_{\mathrm{p}}\boldsymbol{y}_{\mathrm{p}} + \boldsymbol{B}_{\mathrm{p}}\boldsymbol{u} \\ \boldsymbol{y} = \boldsymbol{y}_{\mathrm{p}} + \boldsymbol{d}_l \end{cases} \tag{42}$$

由此可以看出, 辅系统主要完成扰动抑制任务, 主系统完成跟踪任务。其中, 非仿射项已经被当成扰动的一部分并整理到辅系统中进行集中处理。这种分解思路不仅成功解决了非仿射问题, 而且降低了控制器设计的难度。由于主系统是线性时不变系统, 有很多成熟的控制方法能够完成该系统的控制器设计工作。目前, 加性分解思路已经成功应用于四旋翼飞行器[11]、空中加油对接[62]、倾斜转弯导弹[63]等一系列实际场景中。然而, 如何构造$\boldsymbol{g}(\boldsymbol{x})$使得原系统变成非最小相位系统, 以及如何处理$\boldsymbol{d}_l$中与状态相关的扰动成分, 仍需要进一步研究。

2.3　数据驱动法

数据驱动法已经不再重点关注如何对非仿射模型进行转换, 其直接从控制器入手去解决非仿射困难问题, 即先设计一种控制器, 再分析非仿射非线性系统在满足什么条件的情况下才能保证该控制器的收敛性。数据驱动法指的是利用动态系统产生的过程信息或从已有数据中学习新知识后用以解决控制问题的方法[64-65]。2.1 节和 2.2 节描述的直接从模型入手进行控制器设计的过程是基于模型的设计思路。然而, 实际控制对象不仅难以精确建模, 而且往往存在非仿射特性, 会为控制器设计带来前所未有的困难。即使为实际应用对象建立了动态模型, 也是建立在许多理想化假设基础上。因此, 基于模型的控制方法必须考虑未建模动态的影响[66]。基于数据驱动的控制算法提供了思路。目前, 基于数据驱动思想设计控制器主要有强化学习、迭代学习、PID 控制器、无模型自适应控制器等控制算法。

2.3.1　强化学习 (自适应动态规划)

强化学习指的是智能体(控制器)能够根据环境(被控对象)给出的奖励或者惩罚信号实时调整自己的动作(控制信号), 从而完成给定的控制任务[67]。

因此，强化学习控制是一种无模型设计思路，同样可用于解决非仿射系统控制问题[68]。目前，主流的强化学习技术主要分为动态规划、蒙特卡罗和时序差分学习三大类[69]。在控制领域中，较为常用的是从最优控制发展而来的自适应动态规划算法。自适应动态规划算法设计可以分为策略迭代[67]与值迭代[67]两大类。最终目的是使效能函数取得最小值，从而获取最优控制策略。基于策略迭代的自适应近似动态规划算法可以归纳为如下4个步骤：

步骤1 初始化一个可行的控制信号 $\boldsymbol{u}_0(\boldsymbol{x})$。

步骤2 根据给定的控制信号计算如下效能函数的输出值：

$$V_{i+1}(\boldsymbol{x})=\int_t^{t+T} R(\boldsymbol{x}(\tau),\boldsymbol{u}(\boldsymbol{x}(\tau)))\mathrm{d}\tau+V_{i+1}(\boldsymbol{x}(t+T)) \tag{43}$$

式中：$R(\boldsymbol{x}(\tau)$、$\boldsymbol{u}(\boldsymbol{x}(\tau)))$为奖励函数；$T$为采样周期；$i$为迭代次数标记。

步骤3 利用如下方程获得当前迭代步骤中的最优控制信号 $\boldsymbol{u}_{i+1}$：

$$\boldsymbol{u}_{i+1}=\arg\min_{\boldsymbol{u}} H(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\nabla V_{i+1}) \tag{44}$$

式中：$H(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\nabla V_{i+1})$为Hamilton函数；$\nabla V_{i+1}$为函数$V_{i+1}$的梯度。

步骤4 重复上述步骤，直到达到最大迭代次数或小于相应误差限，则终止迭代。

目前，已经出现利用自适应动态规划[70]等强化学习技术建立的基于“模型+数据”驱动的通用控制等相关研究成果。例如，文献[71]基于简化的变体飞行器动力学模型，利用反步框架设计了基础控制器，为进一步提升控制器的跟踪性能，以误差变量作为输入信号，设计了执行依赖启发式动态规划补充控制器，该设计方案的主要思想是将传统的控制算法作为被控对象的主要控制器，由于传统控制器需要模型信息，当模型信息不精确时，经典控制器的性能难以有效提升，此时，基于强化学习的补充控制器开始介入，由于此时闭环系统已经能够稳定，可以获得大量优质数据，从而提升了训练速度。“模型+数据”驱动的控制器设计思路在设计复杂度和训练复杂度之间取得了良好折中，因此开始广泛应用。在多旋翼的轨迹跟踪控制领域也出现过基于“模型+数据”的控制器设计思路[72]。在整个闭环系统中，文献[72]采用串级比例微分算法分别对四旋翼飞行器的期望俯仰角、期望滚转角、3个转矩和总升力设计了相关基础控制器，从而实现了基本的轨迹跟踪，并从该基础控制器构成的闭环系统采集输入输出数据，用于训练强化学习补充控制器，在训练过程中，还采用了经验回放技术使得训练更加稳定。另外，为降低通信复杂度，文献[73]在“模型+数据”的控制器结构中引入了事件触发机制。

2.3.2 迭代学习

迭代学习控制算法可为重复操作过程提供一种合适的控制信号，以实现零误差操作。迭代学习控制技术[74-75]也可以视为一种数据驱动控制算法，其主要思想是：将系统的跟踪误差作为评价指标，不断在线学习和纠正执行器的动作，从而提升控制器的性能[76]。迭代学习由于需要从以往的经验中进行学习，常用于解决具有重复动作的跟踪控制问题，如抓取、焊接、喷涂等实际操作轨迹控制。迭代学习是一种不依赖于具体数学模型的控制算法，可用于解决非仿射非线性系统的控制问题。该算法的整个执行过程类似于人们完成重复操作任务的场景。虽然在操作初期，期望行为与实际行为的偏差较大，但操作人员会总结经验并不断改变自己的操作技巧，从而无限接近于期望的操作。从专业角度分析，迭代学习是通过学习律不断地去纠正或更新控制信号，从而使得实际输出更加接近于期望输出。可以发现，迭代控制算法的学习律显著影响控制器的性能。因此，如何设计具有快速收敛特性的学习率一直是迭代学习领域研究的热点。目前，主要存在2种经典的学习律，即D形学习律和P形学习律。

D形学习律：

$$\boldsymbol{u}_{j+1}(t)=\boldsymbol{u}_j(t)+\boldsymbol{\Gamma}\dot{\boldsymbol{e}}_j(t) \tag{45}$$

P形学习律：

$$\boldsymbol{u}_{j+1}(t)=\boldsymbol{u}_j(t)+\boldsymbol{K}\boldsymbol{e}_j(t) \tag{46}$$

式中：$\boldsymbol{K}$、$\boldsymbol{\Gamma}$为常数增益矩阵；$\boldsymbol{e}_j(t)$、$\dot{\boldsymbol{e}}_j(t)$为跟踪误差及其一阶导数。

迭代学习的收敛性证明依赖于压缩映射原理，这与强化学习的收敛性证明采用的方法比较接近。

2.3.3 PID控制器

经典的PID控制技术[77]可以看成是最早的无模型控制器。对于给定的期望轨迹，在输出信号可测的情况下，可以获得误差信息$\boldsymbol{e}(t)$。以该误差信息为变量，构造如下PID控制器：

$$\boldsymbol{u}(t)=K_{\mathrm{p}}\boldsymbol{e}(t)+K_{\mathrm{i}}\int_0^t \boldsymbol{e}(s)\mathrm{d}s+K_{\mathrm{d}}\dot{\boldsymbol{e}}(t) \tag{47}$$

式中：K_{p}、K_{i}、K_{d}为给定的控制参数。

由于控制信号并未利用任何关于动态系统的信息，PID控制算法也可以用于解决非仿射非线性系统的控制问题。针对非仿射非线性系统，文献[78]

证明了 PID 控制算法能够实现全局稳定性所必须满足的全局李普希茨条件。但是, 传统 PID 控制算法仅利用关于误差的加权和控制输出信号, 并且其中的微分项对噪声非常敏感, 使得 PID 控制器在处理严重非线性、强耦合、参数不确定性的控制问题时存在一定难度。文献 [79] 提出可将不确定函数的偏导数上界看作先验信息, 保证所选择 PID 参数能够满足闭环系统的收敛条件。数据驱动的思想在 PID 控制器设计中主要体现在 PID 参数整定方面。众所周知, 传统的 PID 控制器虽然结构简单, 但需要工程师凭借经验去调整 PID 参数。一旦 PID 参数给定后, 无法在线实时调整[25]。然而, 实际被控对象及周围环境均存在巨大的干扰, 因此, 固定的 PID 参数显然无法表现出良好的抗扰性能。例如, 将机器人的状态信息作为模糊系统的输入, 一种自整定粒子群优化 PID 控制器被成功应用于机械手的定点控制领域中[26]。文献 [27] 利用响应特性信息构建模糊系统的隶属度函数, 从而获得一种智能自整定的 PID 控制器, 成功应用于永磁同步电机控制领域中。

2.3.4　无模型自适应控制器

无模型自适应控制指的是仅利用受控系统的输入输出数据在线实时估计相关系统参数, 从而建立不包含任何系统信息的自适应控制器[80-81]。随着计算机技术的发展, 使得设计者能够利用实时状态数据、跟踪误差等信息建立起易于控制器设计的动力学模型[82-83]。以一维系统为例, 可以将复杂的非仿射非线性系统在线建模成一阶线性系统:

$$y(k+1)=\theta_1 y(k)+\theta_2 u(k) \tag{48}$$

为达到更好的逼近效果, 也可以建模成如下二阶线性系统:

$$y(k+1)=\theta_2 y(k-1)+\theta_3 u(k)+\theta_4 u(k-1)+\theta_1 y(k) \tag{49}$$

式中: $\theta_i(i=1,2,3,4)$为需要通过输入输出数据进行估计的未知参数。

无模型自适应控制算法通常采用投影算法或最小二乘法获取未知参数 $\theta_i(i=1,2,3,4)$的估计值 $\hat{\theta}_i(i=1,2,3,4)$。因此, 按照等价性原理, 一阶线性系统的控制器可以设计成如下形式[1,84]:

$$u(k)=\frac{1}{\hat{\theta}_2(k)}\left(y_{\mathrm{d}}(k+1)-\hat{\theta}_1(k)y(k)\right) \tag{50}$$

同样, 二阶线性系统的控制器可以设计为

$$u(k)=\frac{1}{\hat{\theta}_3(k)}\left(y_{\mathrm{d}}(k+1)-\hat{\theta}_1(k)y(k)\right)-\frac{1}{\hat{\theta}_3(k)}\left(\hat{\theta}_2 y(k-1)+\hat{\theta}_4(k)u(k-1)\right) \tag{51}$$

3　挑战和发展趋势

非仿射非线性系统相比仿射非线性系统缺少结构信息, 更加一般。目前, 非仿射研究领域主要从基于模型和基于数据两大主线开展研究。

3.1　基于模型的控制器设计

基于模型的非仿射控制器设计并没有通用的解决方案, 只能具体问题具体分析。目前, 研究的主要精力考虑如何将非仿射非线性系统转化为仿射非线性系统, 或者考虑扩展模型和问题的范围。

3.1.1　仿射化角度

对于仿射化的研究, 或多或少都会忽略原有系统的部分信息。因此, 如何利用一种新工具将一般非仿射非线性系统无差别或高精度地转换为利于控制器设计的仿射非线性系统, 仍是一个开放性的问题。神经元网络是一种比较通用的逼近非仿射函数的通用方法。然而, 逼近的前提是系统状态必须限制在紧集中, 这往往以假设方式给出。针对该问题, Song 等[50] 提出利用屏障函数将相关状态变量限制在定义的紧集中, 进而采用神经元网络逼近, 解决非仿射非线性系统的控制问题。这为仿射化打开了一条新思路。

3.1.2　模型角度

已有研究成果还集中于解决结构较为简单的非仿射系统的控制问题, 实质上, 非仿射非线性系统的形式可以任意复杂。即使对目前考虑的系统, 还存在诸多约束。例如, 对于非仿射高阶系统, 目前还存在增长性条件约束、幂必须是正奇整数等一系列假设。因此, 如何解决更加复杂的非仿射非线性系统的控制问题是科研人员努力的方向。

3.1.3　问题角度

单系统的镇定和跟踪是最基本的问题。根据实际需求, 输入、状态和输出受限、扰动、输入时滞等特点, 会使得针对非仿射非线性系统的镇定和跟踪更加困难。例如, 针对非仿射非线性系统的非最小相位跟踪控制就非常具有挑战。

3.1.4　应用角度

从应用扩展出发, 可以考虑卫星变轨、导弹、无人飞行器、机器人等大量存在脉冲突变现象的非仿射动态系统。脉冲控制技术[85] 作为一种非连续控制机制, 具有节省能量、通信负载低、鲁棒性强等优势。因此, 如何解决非仿射脉冲非线性系统的控制问题变得更加具有实际意义。

3.2　基于数据的控制器设计

随着系统愈发复杂和数据量增多, 基于模型的设计方法往往更加复杂, 其建模过程繁琐。针对该

问题，利用强化学习和深度神经网络相结合的方法成为当今主流。例如，近期Deepmind通过以上方法快速控制磁约束聚变装置——托卡马克的全部19个线圈，并精确操纵等离子体自主呈现各种形状，以实现核聚变[86]。值得说明的是，强化学习和深度神经网络相结合的方法均需要大量的数据，以及寻找合适的奖惩函数才能获得满意的控制效果。一直存在以下挑战：如何保证小样本数据学习？如何保证训练过程系统安全？如何尽可能不依赖人为定义的奖惩函数？如何理论上保证闭环系统的稳定性和稳定裕度等？这些都需要科研人员进行探索。

3.3 基于“模型+数据”的控制器设计

基于模型的控制器设计虽然适用范围有限，但计算负载低。以强化学习为代表的基于数据的控制器设计适用范围广，但训练过程非常耗时且需要巨大样本量。由此可见，直接利用强化学习技术作为主要控制器还是存在很多不足。那么，如何在小样本的基础上进行快速学习从而获得性能优异的控制器，是科研人员追寻的一大目标。针对这种困境，是否可以考虑“模型+数据”的控制器设计方案？即先面向经过简化处理的被控对象设计控制器初步取得一定的控制效果，再在此基础上将输入输出数据作为样本，训练基于强化学习、深度学习的控制器，使得控制性能得到进一步提升。

近年来，“模型+数据”的控制器为解决纯数据驱动方案存在的稳定性差、训练过程繁琐等问题提供了思路。总体来讲，可概括为如下方案：

1）可以利用可获得的系统动力学知识建立简单的面向控制的动力学模型，实现最基本的控制需求。在实现基本控制需求的基础上，利用强化学习技术作为补充控制器。收集在基本控制器作用下系统的输入输出样本数据，并用于训练强化学习控制器的权重参数。相比利用随机噪声激励动态系统产生的样本数据来说，上述方案收集到的样本数据的质量明显更高，这样可以显著减少收集样本的数量。

2）将强化学习逼近技术去精确优化动力学模型。首先，将面向控制的动力学模型和真实动力学模型之间的未建模部分视为未知函数。根据万能逼近定理，存在一个神经网络逼近器，能够在给定紧凑集上以任意精度逼近此未知函数。然后，利用从原动态系统中采集到的输入输出数据去训练逼近器的权重参数，从而实现对未知动态的精确建模。最后，基于此精确优化后的动力学模型再进行相关控制设计，必定会使得控制器的性能得到显著提升。

3）加性分解为此提供了一条可能的思路。例如，考虑非仿射非线性非最小相位系统的跟踪控制问题。利用加性分解[61]将原系统分解为线性主系统和非线性辅系统以实现控制任务分配。其中，线性主系统可以视为原系统的简化形式，利用经典控制器设计方案解决该类型系统的跟踪控制问题。该方案并未丢弃在原系统转化为主系统的过程中产生的建模误差，而是将这一部分因素放在辅系统中做进一步处理。因此，辅系统主要完成镇定控制任务，即扰动抑制。此时，强化学习控制器可以负责完成此镇定控制任务[87]。由于主系统控制器已经取得了初步的控制效果（至少能保证整个闭环系统的稳定），可从主系统采集这种优质样本数据对强化学习控制器加以训练，就能够明显缩短训练时间，且跟踪性能也能够得到明显提升。

4 结束语

本文从解决非仿射非线性系统的仿射困难问题出发，综述近十年来取得的研究成果。经过归纳总结后发现，目前的主要研究成果是从基于模型或基于数据两大方向入手去解决非仿射问题，并完成相关的控制器设计。然而，基于模型的解决思路目前还未出现比较通用的解决方案，基于数据的解决思路也存在参数调整困难、训练负载高等问题。因此，在未来的非仿射非线性系统的控制研究领域中仍存在很多挑战。但是，随着面临控制问题和动态系统的日益复杂，基于模型的方法及人工智能为代表的基于数据方法的不断深入，必将使得非仿射控制领域的相关理论得到进一步完善。

参考文献（References）

[1] SLOTINE J J, LI W P. Applied nonlinear control[M]. Upper Saddle River: Prentice Hall, 1991.

[2] WANG Y H, CHEN M, WU Q X, et al. Fuzzy adaptive non-affine attitude tracking control for a generic hypersonic flight vehicle[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 80: 56-66.

[3] XU D Z, JIANG B, SHI P. Global robust tracking control of non-affine nonlinear systems with application to yaw control of UAV helicopter[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2013, 11(5): 957-965.

[4] PARKER J T, SERRANI A, YURKOVICH S, et al. Control-oriented modeling of an air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Guidance Control Dynamics, 2007, 30(3): 856-869.

[5] YU J P, SHI P, ZHAO L. Finite-time command filtered backstepping control for a class of nonlinear systems[J]. Automatica, 2018, 92: 173-180.

[6] LING S, WANG H Q, LIU P X. Adaptive fuzzy dynamic surface control of flexible-joint robot systems with input saturation[J]. IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica, 2019, 6(1): 97-107.

[7] 宋永端, 宋琦. 非仿射系统的控制器设计方法综述[C]//第十三届中国控制会议. Piscataway: IEEE Press, 2011: 785-790.
SONG Y D, SONG Q. Survey of the latest developments in control of non-affine systems[C]//Proceedings of the 13th Chinese Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2011: 785-790(in Chinese).

[8] HOVAKIMYAN N, LAVRETSKY E, SASANE A. Dynamic inversion for nonaffine-in-control systems via time-scale separation. Part I [J]. Journal of Dynamical and Control Systems, 2007, 13(4): 451-465.

[9] CARDOSO G S, SCHNITMAN L. Analysis of exact linearization and aproximate feedback linearization techniques[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2011, 2011: 205939.

[10] ZHANG T P, GE S S. Adaptive dynamic surface control of nonlinear systems with unknown dead zone in pure feedback form[J]. Automatica, 2008, 44(7): 1895-1903.

[11] QUAN Q. Introduction to multicopter design and control[M]. Berlin: Springer, 2017.

[12] 张伸. 基于干扰观测器的高超声速飞行器非线性控制方法研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2019.
ZHANG S. Research on nonlinear control method of hypersonic vehicle based on disturbance observer[D]. Beijing: Beihang University, 2019(in Chinese).

[13] XU L X, WANG Y L, WANG F, et al. Event-triggered active disturbance rejection trajectory tracking control for a quadrotor unmanned aerial vehicle[J]. Applied Mathematics and Computation, 2023, 449: 1-13.

[14] JIANG Z P, HILL D J. A robust adaptive backstepping scheme for nonlinear systems with unmodeled dynamics[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1999, 44(9): 1705-1711.

[15] LIN W, QIAN C J. Adaptive regulation of high-order lower-triangular systems: An adding a power integrator technique[J]. Systems & Control Letters, 2000, 39(5): 353-364.

[16] RUI C, REYHANOGLU M, KOLMANOVSKY I, et al. Nonsmooth stabilization of an underactuated unstable two degrees of freedom mechanical system[C]//Proceedings of the 36th IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway: IEEE Press, 1997: 3998-4003.

[17] WANG N, TAO F Z, FU Z M, et al. Adaptive fuzzy control for a class of stochastic strict feedback high-order nonlinear systems with full-state constraints[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2022, 52(1): 205-213.

[18] FU Z M, WANG N, SONG S Z, et al. Adaptive fuzzy finite-time tracking control of stochastic high-order nonlinear systems with a class of prescribed performance[J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2022, 30(1): 88-96.

[19] LIN W, QIAN C J. Adaptive control of nonlinearly parameterized systems: The smooth feedback case[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2002, 47(8): 1249-1266.

[20] SUN Z Y, YUN M M, LI T. A new approach to fast global finite-time stabilization of high-order nonlinear system[J]. Automatica, 2017, 81: 455-463.

[21] SUN Z Y, SHAO Y, CHEN C C. Fast finite-time stability and its application in adaptive control of high-order nonlinear system[J]. Automatica, 2019, 106: 339-348.

[22] POLYAKOV A. Nonlinear feedback design for fixed-time stabilization of linear control systems[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2012, 57(8): 2106-2110.

[23] YOO S J. Low-complexity robust tracking of high-order nonlinear systems with application to underactuated mechanical dynamics[J]. Nonlinear Dynamics, 2018, 91(3): 1627-1637.

[24] LING S, WANG H Q, LIU P X. Adaptive tracking control of high-order nonlinear systems under asymmetric output constraint[J]. Automatica, 2020, 122: 109281.

[25] CAMERON F, SEBORG D E. A self-tuning controller with a PID structure[J]. IFAC Proceedings Volumes, 1983, 16(1): 613-622.

[26] LIU Y, JIANG D, YUN J T, et al. Self-tuning control of manipulator positioning based on fuzzy PID and PSO algorithm[J]. Frontiers in Bioengineering and Biotechnology, 2021, 9: 817723.

[27] FU Z L, LIU C P, RUAN S Y, et al. Design of neutrosophic self-tuning PID controller for AC permanent magnet synchronous motor based on neutrosophic theory[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2021, 2021: 5548184.

[28] CHEN C M. CiteSpace: A practical guide for mapping scientific literature[M]. New York: Nova Science Publishers, 2016.

[29] FARRELL J A, POLYCARPOU M, SHARMA M, et al. Command filtered backstepping[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2009, 54(6): 1391-1395.

[30] LABIOD S, GUERRA T M. Indirect adaptive fuzzy control for a class of nonaffine nonlinear systems with unknown control directions[J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2010, 8(4): 903-907.

[31] BEDROSSIAN N S. Approximate feedback linearization: the cart-pole example[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 1992: 1987-1992.

[32] WANG M, GE S S, HONG K S. Approximation-based adaptive tracking control of pure-feedback nonlinear systems with multiple unknown time-varying delays[J]. IEEE Transactions on Neural Networks, 2010, 21(11): 1804-1816.

[33] LIU Y H. Adaptive tracking control for a class of uncertain pure-feedback systems[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2016, 26(5): 1143-1154.

[34] HASELTALAB A, NEGENBORN R R. Adaptive control for autonomous ships with uncertain model and unknown propeller dynamics[J]. Control Engineering Practice, 2019, 91: 104116.

[35] RAZA A, MALIK F M, KHAN R, et al. Robust output feedback control of fixed-wing aircraft[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2020, 92(8): 1263-1273.

[36] ZHANG S, WANG Q, YANG G, et al. Anti-disturbance backstepping control for air-breathing hypersonic vehicles based on extended state observer[J]. ISA Transactions, 2019, 92: 84-93.

[37] SWAROOP D, HEDRICK J K, YIP P P, et al. Dynamic surface control for a class of nonlinear systems[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2000, 45(10): 1893-1899.

[38] LIU Z C, DONG X M, XIE W J, et al. Adaptive fuzzy control for pure-feedback nonlinear systems with nonaffine functions being semibounded and indifferentiable[J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2018, 26(2): 395-408.

[39] CHEN L, WANG Q. Finite-time adaptive fuzzy command filtered control for nonlinear systems with indifferentiable non-affine functions[J]. Nonlinear Dynamics, 2020, 100(1): 493-507.

[40] GE S S, ZHANG J. Neural-network control of nonaffine nonlinear

system with zero dynamics by state and output feedback[J]. IEEE Transactions on Neural Networks, 2003, 14(4): 900-918.

[41] LIU Y J, TONG S C, LI Y M. Adaptive neural network tracking control for a class of non-linear systems[J]. International Journal of Systems Science, 2010, 41(2): 143-158.

[42] JI W Q, WANG M, QIU J B. Fuzzy-model-based output feedback controller design for discrete-time non-affine nonlinear systems via piecewise Lyapunov functions[C]//Proceedings of the 8th International Conference on Information Science and Technology. Piscataway: IEEE Press, 2018: 288-293.

[43] CUI Q, WANG Y J, SONG Y D. Neuroadaptive fault-tolerant control under multiple objective constraints with applications to tire production systems[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2021, 32(8): 3391-3400.

[44] FU Y, CHAI T Y. Indirect self-tuning control using multiple models for non-affine nonlinear systems[J]. International Journal of Control, 2011, 84(6): 1031-1040.

[45] ZHAO S T, GAO X W. Robust adaptive control for a class of uncertain non-affine nonlinear systems using affine-type neural networks[J]. International Journal of Systems Science, 2016, 47(11): 2691-2699.

[46] ZHANG H G, CUI L L, ZHANG X, et al. Data-driven robust approximate optimal tracking control for unknown general nonlinear systems using adaptive dynamic programming method[J]. IEEE Transactions on Neural Networks, 2011, 22(12): 2226-2236.

[47] GANG T T, YANG J, GAO Q, et al. A fuzzy approach to robust control of stochastic nonaffine nonlinear systems[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2012, 2012: 439805.

[48] LUO S H, LEWIS F L, SONG Y D, et al. Accelerated adaptive fuzzy optimal control of three coupled fractional-order chaotic electromechanical transducers[J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2021, 29(7): 1701-1714.

[49] QUAN Q, DU G X, CAI K Y. Proportional-integral stabilizing control of a class of MIMO systems subject to nonparametric uncertainties by additive-state-decomposition dynamic inversion design[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2016, 21(2): 1092-1101.

[50] SONG Y D, HE L, WANG Y J. Globally exponentially stable tracking control of self-restructuring nonlinear systems[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2021, 51(9): 4755-4765.

[51] GE S S, ZHANG J. State feedback NN control of non-affine nonlinear system with zero dynamics[C]//Proceedings of the American Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2003: 4530-4535.

[52] LIU Y J, TONG S C, WANG W. Adaptive fuzzy output tracking control for a class of uncertain nonlinear systems[J]. Fuzzy Sets and Systems, 2009, 160(19): 2727-2754.

[53] LAVRETSKY E, HOVAKIMYAN N. Adaptive dynamic inversion for nonaffine-in-control uncertain systems via time-scale separation. Part II[J]. Journal of Dynamical and Control Systems, 2008, 14(1): 33-41.

[54] KHALIL H K. Nonlinear systems[M]. 3rd ed. Upper Saddle River: Prentice Hall, 2002.

[55] HAN J Q. From PID to active disturbance rejection control[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2009, 56(3): 900-906.

[56] 金辉宇, 张瑞青, 王雷, 等. 线性自抗扰控制参数整定鲁棒性的根轨迹分析[J]. 控制理论与应用, 2018, 35(11): 1648-1653.
JIN H Y, ZHANG R Q, WANG L, et al. Root locus analysis on parameter tuning robustness of linear active disturbance rejection control[J]. Control Theory & Applications, 2018, 35(11): 1648-1653 (in Chinese).

[57] 高志强. 自抗扰控制思想探究[J]. 控制理论与应用, 2013, 30(12): 1498-1510.
GAO Z Q. On the foundation of active disturbance rejection control[J]. Control Theory & Applications, 2013, 30(12): 1498-1510(in Chinese).

[58] CHEN S, XUE W C, HUANG Y. On active disturbance rejection control for nonlinear systems with multiple uncertainties and nonlinear measurement[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2020, 30(8): 3411-3435.

[59] SHAO S, GAO Z. On the conditions of exponential stability in active disturbance rejection control based on singular perturbation analysis[J]. International Journal of Control, 2017, 90(10): 2085-2097.

[60] ZHANG X Y, ZHANG X C, XUE W C, et al. An overview on recent progress of extended state observers for uncertain systems: Methods, theory, and applications[J]. Advanced Control for Applications, 2021, 3(2): e89.

[61] QUAN Q, CAI K Y. Additive decomposition and its applications to internal-model-based tracking[C]//Proceedings of the 48h IEEE Conference on Decision and Control held jointly with 28th Chinese Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2009: 817-822.

[62] REN J R, QUAN Q, LIU C J, et al. Docking control for probe-drogue refueling: An additive-state-decomposition-based output feedback iterative learning control method[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(3): 1016-1025.

[63] REN J R, QUAN Q, ZHAO L B, et al. Two-degree-of-freedom attitude tracking control for bank-to-turn aerial vehicles: An additive-state-decomposition-based method[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 77: 409-418.

[64] HOU Z S, WANG Z. From model-based control to data-driven control: Survey, classification and perspective[J]. Information Sciences, 2013, 235: 3-35.

[65] 侯忠生. 无模型自适应控制的现状与展望[J]. 控制理论与应用, 2006, 23(4): 586-592.
HOU Z S. On model-free adaptive control: The state of the art and perspective[J]. Control Theory & Applications, 2006, 23(4): 586-592 (in Chinese).

[66] 侯忠生, 许建新. 数据驱动控制理论及方法的回顾和展望[J]. 自动化学报, 2009, 35(6): 650-667.
HOU Z S, XU J X. On data-driven control theory: The state of the art and perspective[J]. Acta Automatica Sinica, 2009, 35(6): 650-667 (in Chinese).

[67] SUTTON R S, BARTO A G. Reinforcement learning: An introduction[M]. Cambridge: MIT Press, 2018.

[68] LIU D R, XU Y C, WEI Q L, et al. Residential energy scheduling for variable weather solar energy based on adaptive dynamic programming[J]. IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica, 2018, 5(1): 36-46.

[69] NA J, HERRMANN G. Online adaptive approximate optimal tracking control with simplified dual approximation structure for continuous-time unknown nonlinear systems[J]. IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica, 2014, 1(4): 412-422.

[70] MURRAY J J, COX C J, LENDARIS G G, et al. Adaptive dynamic programming[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part C (Applications and Reviews), 2002, 32(2): 140-153.

[71] WANG Q, GONG L G, DONG C Y, et al. Morphing aircraft control based on switched nonlinear systems and adaptive dynamic programming[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 93: 105325.

[72] LIN X B, YU Y, SUN C Y. Supplementary reinforcement learning controller designed for quadrotor UAVs[J]. IEEE Access, 2019, 7: 26422-26431.

[73] LIN X B, LIU J, YU Y, et al. Event-triggered reinforcement learning control for the quadrotor UAV with actuator saturation[J]. Neurocomputing, 2020, 415: 135-145.

[74] 孙明轩, 黄宝健. 迭代学习控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 1999.
SUN M X, HUANG B J. Iterative learning control[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1999(in Chinese).

[75] XU J X, TAN Y. Linear and nonlinear iterative learning control[M]. Berlin: Springer, 2003.

[76] 许建新, 侯忠生. 学习控制的现状与展望[J]. 自动化学报, 2005, 31(6): 943-955.
XU J X, HOU Z S. On learning control: the state of the art and perspective[J]. Acta Automatica Sinica, 2005, 31(6): 943-955(in Chinese).

[77] ASTROM K J, HAGGLUND T. PID controllers: Theory, design, and tuning[M]. Durham: Instrument Society of America, 1995.

[78] ZHANG J K, GUO L. Theory and design of PID controller for nonlinear uncertain systems[J]. IEEE Control Systems Letters, 2019, 3(3): 643-648.

[79] ZHAO C, GUO L. PID controller design for second order nonlinear uncertain systems[J]. Science China Information Sciences, 2017, 60(2): 022201.

[80] HOU Z S, XIONG S S. On model-free adaptive control and its stability analysis[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2019, 64(11): 4555-4569.

[81] 侯忠生. 非参数模型及其自适应控制理论[M]. 北京: 科学出版社, 1999.
HOU Z S. Nonparametric model and its adaptive control theory[M]. Beijing: Science Press, 1999(in Chinese).

[82] HUI Y, CHI R H, HUANG B, et al. Observer-based sampled-data model-free adaptive control for continuous-time nonlinear non-affine systems with input rate constraints[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2021, 51(12): 7813-7822.

[83] LIN N, CHI R H, HUANG B, et al. Event-triggered nonlinear iterative learning control[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2021, 32(11): 5118-5128.

[84] CHI R H, LI H Y, SHEN D, et al. Enhanced P-type control: Indirect adaptive learning from set-point updates[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2023, 68(3): 1600-1613.

[85] LI X D, LI P. Stability of time-delay systems with impulsive control involving stabilizing delays[J]. Automatica, 2021, 124: 109336.

[86] DEGRAVE J, FELICI F, BUCHLI J, et al. Magnetic control of Tokamak plasmas through deep reinforcement learning[J]. Nature, 2022, 602: 414-419.

[87] CHEN L, QUAN Q. Reinforcement learning for non-affine nonlinear non-minimum phase system tracking under additive-state-decomposition-based control framework[C]//Proceedings of the IEEE 12th Data Driven Control and Learning Systems Conference. Piscataway: IEEE Press, 2023.

Control of non-affine nonlinear systems: A survey

QUAN Quan[1], CHEN Lian[2,*]

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Logistics Engineering Research Center, Research Institute of Highway Ministry of Transport, Beijing 100088, China)

Abstract: As a more general description of affine nonlinear systems, the practical applications corresponding to non-affine nonlinear systems are more comprehensive and closer to reality. Therefore, it is essential to study the control problems of non-affine nonlinear systems. However, the closed-loop system's control signal appears as a nonlinear function due to the non-affine properties of nonlinear systems, which can lead to issues including singularity, zero-crossing, and uncertain control direction. From this point, solving control problems of non-affine nonlinear systems is a considerable challenge. This paper first introduces the relevant background knowledge of affine, strict feedback, and high-order systems, and then summarizes three solutions through literature research: function transformation method, reference model method, and data-driven method. Finally, based on existing research findings, the challenges and development trends faced in the field of non-affine nonlinear system research are proposed.

Keywords: non-affine systems; nonlinear systems; strict feedback; data-driven; additive decomposition

Received: 2022-07-27; **Accepted**: 2022-08-26; **Published Online**: 2022-09-09 16:09
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220909.1023.001

* **Corresponding author**. E-mail: chen.lian@rioh.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0631

基于领域自适应的变工况轴承故障诊断

曹洁[1,2,3]，尹浩楠[1]，雷晓刚[1]，王进花[1,2,3,*]

(1. 兰州理工大学 电气工程与信息工程学院，兰州 730050；2. 甘肃省工业过程先进控制重点实验室，兰州 730050；
3. 甘肃省制造信息工程研究中心，兰州 730050)

摘　　要：针对轴承故障诊断中存在训练样本和测试样本分布不同及各类故障数据不平衡导致故障识别率低的问题，设计了一种基于改进残差网络 (ResNet) 的领域自适应故障诊断方法。在诊断网络第 1 层使用多维度卷积结构进行特征提取，得到不同维度的故障特征信息；在领域自适应层采用局部最大平均差异 (LMMD) 对齐源域和目标域的分布，获取更多细粒度信息；使用类平衡损失函数 (CBLoss) 解决不平衡数据的训练问题，以 Adam 优化网络实现故障诊断。实验结果表明，所提方法可在故障样本类别不平衡下有较高的诊断结果。在 2 个轴承数据集和采集的风力发电机数据上进行实验验证，结果表明，所提方法具有一定的优越性，在数据样本不平衡情况下，诊断性能优于深度神经网络和领域自适应网络等深度迁移学习方法，可作为一种有效的跨工况故障分析方法。

关 键 词：故障诊断；残差网络；数据不平衡；局部最大平均差异；类平衡损失函数；轴承
中图分类号：TP277
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)08-2382-09

机械设备作为现代工业由传统制造业向智能制造业转变的重要角色之一，能够更快地促进生产，提高生产经济效益。机器在不间断的正常工作运行及管理工作过程中会不可避免地出现各种故障，从而引发计划外的停机，对经济造成严重损失，甚至造成人员伤亡[1]。轴承作为机械传动部件的重要组成部分，往往最容易出现故障，统计表明，机械故障中有 45%～55% 为轴承故障[2]，大量学者针对轴承故障诊断展开研究并取得了丰硕的成果。近年来，随着工业大数据的快速发展，基于深度学习的智能故障诊断方法发展更加迅速[3]。其中，基于深度学习的轴承故障诊断也被大量研究[4-6]。但是，这些传统的深度学习方法都需要满足以下 2 个条件：①训练数据的分布和测试数据的分布之间存在较大的差异；②在训练过程中需要足够多的带标签数据来对模型进行训练。当分布不同或没有足够的数据标签时，这些方法的性能可能会快速下降；而设备在长期运行过程中会积累大量的未带标签的数据，对数据进行手动标记或重新开始构建新的模型都需要耗费大量的时间和精力。

基于此，迁移学习作为一种有效解决此类问题的方法被引入到故障诊断中。该方法主要解决目标样本标记数据稀少和域分布不一致问题，在机器视觉、自然语言处理等领域中有较好的表现[7-9]。文献 [10] 建立深度迁移卷积网络，实现了在目标域上用少量的训练数据对网络进行一系列的微调。文献 [11] 采用迁移参数的方法，将卷积神经网络 (convolutional neural network, CNN) 作为迁移网络，实现了不同型号下轴承的故障诊断。虽然通过微调获得了更精确的诊断网络模型，但仍未能解决目标域标签不足的问题。

为解决对样本数据进行诊断时目标域样本数

收稿日期：2022-07-19；**录用日期**：2022-09-11；**网络出版时间**：2022-09-27 10:04
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220922.1751.003
基金项目：国家重点研发计划 (2020YFB1713600)；国家自然科学基金 (62063020)；甘肃省自然科学基金 (20JR5RA463)
*通信作者. E-mail：wjh0615@lut.edu.cn

引用格式：曹洁，尹浩楠，雷晓刚，等. 基于领域自适应的变工况轴承故障诊断 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（8）：2382-2390.
CAO J，YIN H N，LEI X G，et al. Bearing fault diagnosis in variable working conditions based on domain adaptation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（8）：2382-2390（in Chinese）.

据无标签的问题, 在变工况故障诊断中, 基于领域自适应的迁移学习方法受到了广泛的关注, 其主要思想是用深层神经网络提取故障特征信息后添加自适应层来减少目标域和源域距离之间的分布差异。因此, 有效测量域之间的分布距离非常重要, 因为其影响到减少分布差异的性能。文献 [12-14] 通过计算目标域和源域之间的最大均值化差异 (maximum mean discrepancy, MMD), 实现了跨域故障诊断。为更好地减少域分布差异, 文献 [15-16] 利用多核最大均值化差异 (multikernel maximum mean discrepancy, MK-MMD) 选择一个最优、合理的核来加强 MMD 的效果, 在跨域故障诊断中取得了较好的结果。文献 [17] 利用 Wasserstein 距离度量分布差异适应目标域和源域, 实现了变工况故障诊断。而在迁移网络的选取中, 深度学习网络有着优越的性能。文献 [18-20] 使用 CNN 对特征进行提取, 实现了在跨工况条件下的故障诊断。残差网络 (residual network, ResNet) 是一种 CNN 网络的改进, 在残差块中通过使用短连接结构来提高深度网络的泛化能力, 在故障诊断领域中受到了广泛关注。文献 [21-23] 以 ResNet 作为基础网络, 在应用中针对不同对象及不同问题分别进行改进, 取得了较好的结果。

以上基于领域自适应研究虽然得到了较高的诊断效果, 但并未考虑样本数量较少及样本类别在不平衡条件下的问题。在实际应用中, 能获取的样本较少, 并且不同工况下各故障类别的数据不平衡[24]。为解决由于样本数据不平衡导致的分类错误, 以及样本量不足导致模型诊断精度低的问题, 本文提出了一种基于改进 ResNet 的领域自适应故障诊断方法, 实现了在变工况条件下对不平衡数据集的故障诊断。主要改进如下:

1) 在网络开始部分采用多维度卷积结构, 提取多维度特征, 克服单一维度特征提取信息不全的问题。

2) 样本局部之间的分布差异采用领域自适应层局部最大平均差异 (local maximum mean discrepancy, LMMD) 来衡量, 对目标域和源域的分布进行对齐操作。

3) 迁移学习网络训练中采用类平衡损失函数 (class-balance loss, CBLoss) 解决样本数据不平衡对模型的影响。

1　相关理论

1.1　迁移学习

迁移学习主要用于解决目标域数据少标签或无标签及源域和目标域分布不同的问题。不同工况下的故障诊断是从一组带标签的源域数据学到的分类参数通过迁移, 应用到另一组未带标签的目标域数据。迁移学习中, 任务和领域是最为重要的 2 个基本概念。d维特征空间X和边缘概率分布$P(x)$组成领域D, 其中, $D=\{X,P(x)\}$, $x\in X$。设置在一定工作条件下带标签的数据作为源域样本$D_s=\{X^s,P(x^s)\}$, 其他条件下的无标签数据作为目标域样本$D_t=\{X^t,P(x^t)\}$。由于源域和目标域的工作条件不同, 2 个域中的数据分布存在很大的差异, 即$P(x^s)\neq P(x^t)$。故障诊断的目标是任务, 其由一个预测函数$f(x)$和标签空间y组成, 其中, $T=\{Y,f(x)\}$, $f(x)=P(y|x)$为条件概率分布, $y\in Y$。由于不同域数据之间的类别相同, 令其标签空间也相同, 即$Y^s=Y^t$, 条件概率也相同, 即$P(y^s|x^s)=P(y^t|x^t)$。通过对源数据样本进行训练, 建立由源数据特征空间X^s到标签空间Y^s之间非线性的映射关系: $X^s\rightarrow Y^s$, 从而获取其中的故障诊断知识。

1.2　子领域自适应

传统的领域自适应方法主要通过对齐全局目标域和源域之间的分布, 从而学习到全局域的位移, 并未考虑不同域下同一类别子领域之间的特殊关系, 导致迁移学习性能不理想。经过全局域自适应后, 2 个域的分布基本相同, 但不同子领域的数据过于接近, 难以进行准确分类, 如图 1 左部分所示。子领域自适应的核心是学习局部域转移, 如

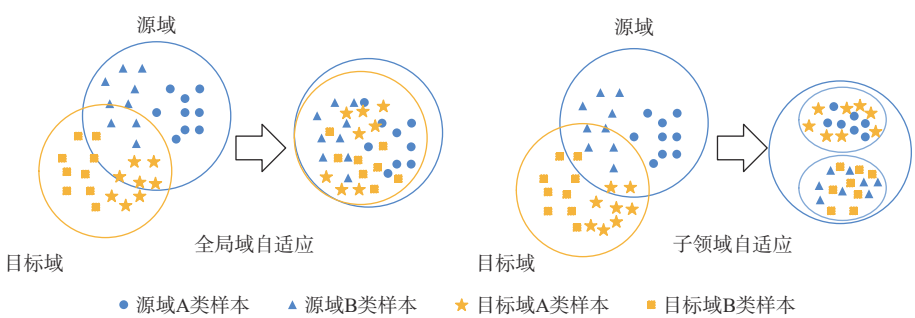


图 1　领域自适应图解

Fig. 1　Domain adaptation diagram

图1右部分所示，可以按照不同域分别对齐同一类别域数据。因此，针对变工况条件，利用子领域自适应方法，能够更好地提高分类精度。

1.3 残差网络

ResNet的主要思想是：将一个通道直接引入网络，将网络模型的输入直接传递给后续层，从而学习到前一层网络输出的残差，解决了模型在训练过程中存在梯度消失及深层网络训练难度较大的问题。图2为浅层残差网络中残差块的结构。残差块由短连接、卷积层Conv、批处理归一化层BN和激活函数ReLu构成。图2中，x为输入。设$F(x)$为卷积路径的非线性函数，则残差块的输出可表示为

$$u = F(x) + x \tag{1}$$

其残差为$F(x) = u - x$，该网络训练的目标是使残差$F(x)$的值尽可能为0，从而避免随网络深度加深而产生的精度下降问题。

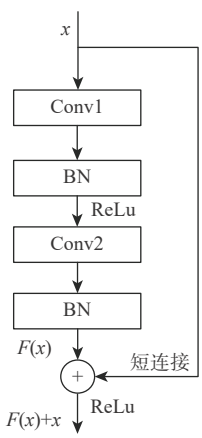


图2 残差块结构

Fig. 2 Residual block structure

2 基于改进ResNet的子领域自适应故障诊断

实际生产中，不同工况下采集到的轴承故障信号分布是不一致的。由于轴承每个部位发生故障的频率不同，采集到的每一类故障样本数量也会不同。目前，大量基于ResNet的迁移学习主要采用在图像领域预训练好的网络参数进行迁移，没有针对轴承故障数据，缺乏针对性。基于此，本文提出一种基于变工况下类别不平衡深度子领域自适应迁移学习方法。该方法使用改进ResNet作为主体诊断模型，残差块参数如表1所示。自适应层使用LMMD减少分布差异，对齐不同子领域；网络训练使用类平衡损失函数消除故障样本分布不平衡对模型的影响。

表1 残差块参数

Table 1 Residual block parameters

残差块	残差块参数	
	Conv1	Conv2
Block1×2	Conv(3,3,1,16)	Conv(3,3,1,32)
Block2×2	Conv(3,3,1,32)	Conv(3,3,1,64)
Block3×2	Conv(3,3,1,64)	Conv(3,3,1,128)

2.1 多维特征提取模块

为获取更多输入特征信息，采用多维特征提取模块提取更深层次的特征，结构如图3所示。区别传统CNN单通道特征提取，本文使用的多维特征提取模块在输入之后，采用并行的3个卷积层，使用不同大小的卷积核对提取不同维度下特征信息，使用标准化BN和ReLu后，通过Concat将特征维度拼接到一起，通过最大池化层输出提取到的特征信息。

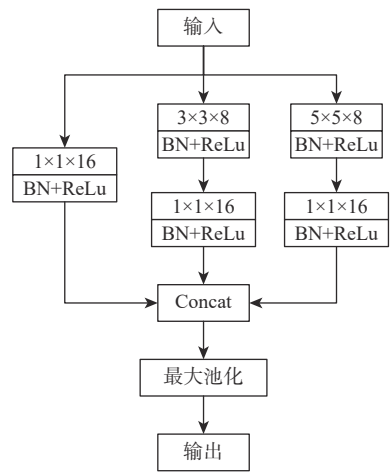


图3 多维特征提取模块

Fig. 3 Multidimensional feature extraction module

2.2 子领域自适应函数及类不平衡损失

2.2.1 子领域自适应函数

通过对相关子领域分布进行对齐，不仅可以调整全局区域分布，还可以匹配不同工作条件下的子类别缺陷分布，在训练过程中，模型的泛化能力和鲁棒性更好。但在实际中，目标域中的数据往往是无标签的。针对该问题，使用训练好的模型概率来生成目标域的伪标签，传统的用来度量目标域和源域之间的分布差异通常采用MMD，本文针对迁移学习中子领域的自适应问题，使用LMMD对模型进行优化[25]。

$$\hat{d}_H(p,q) = \frac{1}{C}\sum_{c=1}^{C}\left\|\sum_{x_i^s\in D_s}\omega_i^{sc}\boldsymbol{\phi}(x_i^s) - \sum_{x_j^t\in D_t}\omega_j^{tc}\boldsymbol{\phi}(x_j^t)\right\|_H^2 \tag{2}$$

式中：$\hat{d}_H(p,q)$为全局域自适应损失；C为样本类别数量；$\boldsymbol{\phi}$为原始空间到希尔伯特空间的映射；ω_i^{sc}和

ω_j^{tc}分别为属于c类的x_i^s和x_j^t的权重。$\sum_{i=1}^{n_s}\omega_i^{sc}$和$\sum_{j=1}^{n_t}\omega_j^{tc}$都等于 1，且$\sum_{x_i\in D}\omega_i^c\boldsymbol{\phi}(x_i)$是类别$c$的加权和，$n_s$、$n_t$分别为 2 种分布样本的总数。样本$x_i^s$的权重$\omega_i^{sc}$计算如下：

$$\omega_i^{sc}=\frac{y_{ic}}{\sum_{(x_j,y_j)\in D}y_{jc}} \tag{3}$$

式中：y_{ic}为输入$\boldsymbol{y}_i$的第c类标签。源域样本通过计算真实标签y_i^s得到每个样本的权重ω_i^{sc}。由于目标域无标签，神经网络$\hat{y}_i=f(x_i)$输出并不是确定的，而是一个概率分布，表示将样本x_i预测为c类的概率，目标域的伪标签用网络预测标签$\hat{y}_i^t$表示，进而计算目标域的权重ω_j^{tc}。为实现自适应的高层网络，其中的激活值z^l需要明确。存在n_s个具有标签的源域D_s服从概率值为p的概率和n_t个不含标签的目标域D_t服从概率值q的概率，深层神经网络会在l层中产生$\{z_i^{sl}\}_{i=1}^{n_s}$和$\{z_j^{tl}\}_{j=1}^{n_s}$的激活值。故推导出子领域的自适应函数为

$$\hat{d}_l(p,q)=\frac{1}{C}\sum_{c=1}^{C}\left(\sum_{i=1}^{n_s}\sum_{j=1}^{n_s}\omega_i^{sc}\omega_j^{sc}k(z_i^{sl},z_j^{sl})+\sum_{i=1}^{n_t}\sum_{j=1}^{n_t}\omega_i^{tc}\omega_j^{tc}k(z_i^{tl},z_j^{tl})-2\sum_{i=1}^{n_s}\sum_{j=1}^{n_t}\omega_i^{sc}\omega_j^{tc}k(z_i^{sl},z_j^{tl})\right) \tag{4}$$

式中：$k(z_i^{sl},z_j^{sl})$为源域和目标域的样本。

2.2.2　类平衡损失函数

传统的故障诊断中，通常采用的故障数据集是人为构建的平衡数据集，即每类故障样本数量相同。然而，实际生产中采集到的数据样本，各类别的数据不一定均衡，因为一般情况下，设备是健康的，所以采集的数据中以健康样本居多，故障样本占少量。不平衡数据集及样本量不足会导致网络在提取拥有大量样本的故障状态特征时出现过拟合，而少量故障种类的样本量不足以支撑深层网络学习到比较稳定的泛化特征，导致故障分类的精度不足。在现有研究中，一般采用重采样和加权采样的方法来解决该问题。重采样作为一种有效处理不平衡数据集的方法，可以解决大多数问题。欠采样会导致特征信息的缺失，而过采样会导致过拟合，并且重新抽样会增加重复的样本，降低网络的训练速度。重加权的方法通常是对损失函数进行改进，以解决不平衡数据问题，这类方法实现方便且效果显著。为解决数据不平衡条件下的分类问题，文献 [26] 提出了一种 CBLoss 函数，其主要思想是利用有效样本量E_n对损失函数反向加权。对于不同种类的故障样本，第j类的有效样本量可表示为

$$E_{n_j}=\frac{1-\beta_j^{n_j}}{1-\beta_j} \tag{5}$$

$$\beta_j=\frac{N_j-1}{N_j} \tag{6}$$

式中：n_j为第j类故障的样本数量；N_j为第j类故障的有效样本数；β为需要调节的超参数。

为平衡第j类故障的损失，引入反比因子$1/E_{n_j}$，因此，CBLoss 函数可以表示为

$$L_{CB}(p,y)=\frac{1}{E_{n_y}}L(p,y)=\frac{1-\beta_y}{1-\beta_y^{n_y}}L(p,y) \tag{7}$$

式中：n_y为y类的样本数量；$L(p,y)$为常用的损失函数，分类损失函数使用 focal。

$$F(z,y)=-\sum_{i=1}^{C}(1-p_i^t)^{\gamma}\lg p_i^t \tag{8}$$

式中：$p_i^t=1/[1+\exp(-z_i^t)]$，i和t分别为样本z的种类和数量；γ为需要调节的超参数。

由此可以得到本文中的类平衡损失：

$$L_{CBfocal}(z,y)=-\frac{1-\beta}{1-\beta^{n_y}}\sum_{i=1}^{C}(1-p_i^t)^{\gamma}\lg p_i^t \tag{9}$$

2.3　子领域自适应故障诊断网络模型

本文方法模型如图 4 所示。首先，将传感器采集到的方位一维信号数据转化为二维矩阵形式；然后，为缩短模型的训练时间，使用源域信号对模型进行预训练，模型训练完成后，保存优化好的模型

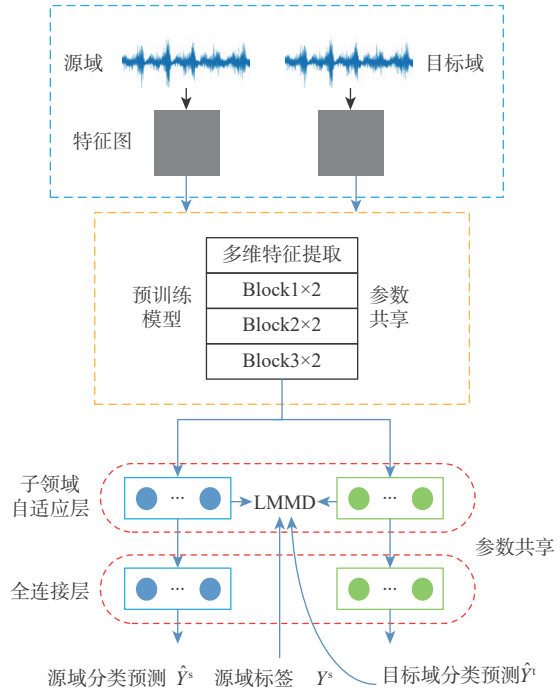


图 4　子领域故障诊断模型

Fig. 4　Sub-domain fault diagnosis model

参数，在分类层前加入自适应层，采用LMMD算法对模型进行子领域自适应；最后，采用Softmax函数对故障类型进行分类。

训练过程需要优化的目标函数为

$$L_{\text{total}}=\min_{f}\frac{1}{n_{\text{s}}}\sum_{i=1}^{n_{\text{s}}}L_{\text{CBfocal}}(z,y)+\lambda\mu\sum_{l\in L}\hat{d}_l(p,q) \tag{10}$$

式中：L为总自适应层数，本文设置L=1；试验可得超参数μ=0.3；$\lambda>0$为超参数，表示为

$$\lambda=\frac{2}{1+\mathrm{e}^{-10m/M}} \tag{11}$$

其中：m为当前训练轮数；M为总的训练轮数。

2.4 故障诊断流程

本文方法整体故障诊断流程如图5所示。首先，对采集的一维时序信号进行数据预处理，选取1 024个点作为一个样本，将其转换成32×32的矩阵，便于网络计算。划分数据集后，将无标签的目标域数据和有标签的源域数据分别划分为测试集和训练集。其次，利用源域数据对改进后的ResNet模型进行预训练，提高模型训练时的速度，后期训练故障诊断模型时可直接读取保存好的网络参数。在模型训练过程中，有标签的训练集数据和无标签的测试集数据比例设置为5∶1，用来对齐源域和目标域。batchsize设置为64。将改进后的ResNet作为特征提取器提取可迁移特征，利用LMMD尽可能减少源域和目标域之间的差异性。采用Softmax作为分类器，对不同工况下轴承健康状态进行分类。当模型训练到最优后，对目标域的测试集样本进行分类，得到诊断结果。

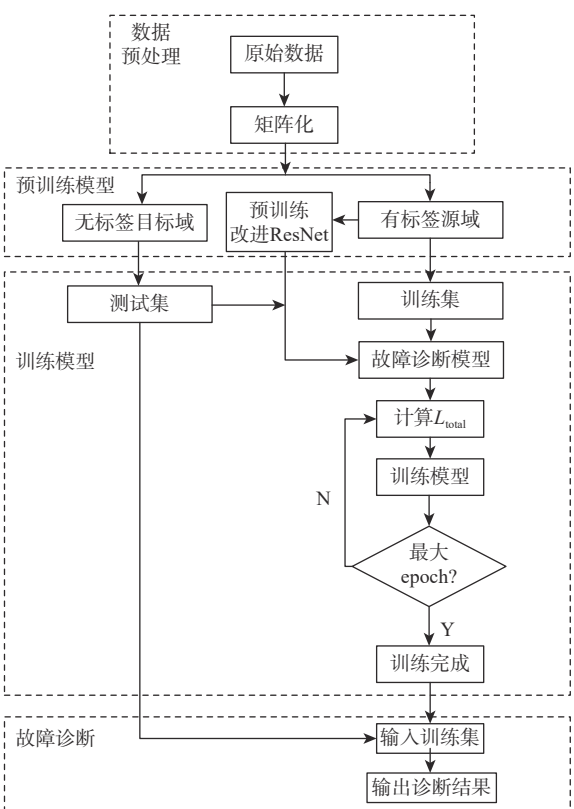


图5 整体故障诊断流程

Fig. 5 Overall fault diagnosis process

3 实验验证

3.1 实验1

3.1.1 数据集

本文选用美国凯斯西储大学轴承公开数据集，其实验设备如图6所示。一共存在4种轴承状态，分别为正常(N)、内圈故障(IRF)、外圈故障(ORF)和滚子故障(RF)。采样频率为12 000 Hz。每种故障类型存在2.54, 5.08, 7.62 cm这3种不同的损伤直径，共10种状态。故障数据在4种不同的负载0, 0.735, 1.47, 2.205 kW下采集，将不同的工作条件分别用A、B、C、D表示。不同工况下的数据按照不同的故障类别获取所需样本，具体如表2所示。

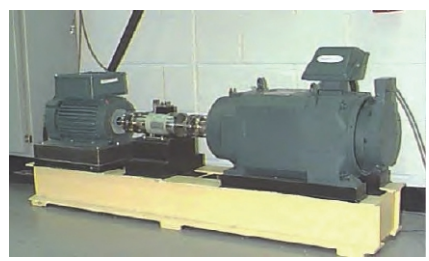


图6 美国凯斯西储大学轴承实验台

Fig. 6 Bearing test bench of American Case Western Reserve University

表2 数据集设置

Table 2 Dataset settings

故障类型	尺寸/cm	训练集数量	测试集数量
正常		200	150
滚子故障	2.54	150	100
	5.08	150	100
	7.62	150	100
内圈故障	2.54	150	100
	5.08	150	100
	7.62	100	50
外圈故障	2.54	100	50
	5.08	100	50
	7.62	100	50

在不同负载下工作，会导致振动数据分布不一致。为验证本文方法的准确性，将其应用于不同负载工况。本文采用设备驱动端采集的轴承数据，共12个迁移任务：A→B, A→C, A→D, B→A, B→C, B→D, C→A, C→B, C→D, D→A, D→B, D→C。针对无监督学习转移任务，训练集为带标签的源域数

据, 测试集为无标签的目标域数据, 比例为 5∶1。

3.1.2　与其他模型的比较分析

为验证本文模型在变工况条件下进行故障诊断的优势, 将其与传统迁移学习模型进行对比, 包括联合分布适应模型 (joint distribution adaptation, JDA)[27]、LeNet-5、深度 CORAL(deep-CORAL, D-CORAL)[28]、领域自适应神经网络 (domain adaptive neural network, DaNN)[29]。其中, LeNet-5 为 5 层 CNN, 模型使用源域样本直接训练。D-CORAL 和 DaNN 分别用 CORAL 和 MMD 作为领域自适应度量准则, 并且都使用本文训练好的 ResNet 模型提取特征, 通过反向传播优化分类器。本文模型与其他模型在不同条件下的故障诊断结果对比如表 3 所示。

表 3　不同方法诊断精度

Table 3　Diagnostic accuracy of different methods

方法	准确率/%												平均准确率
	A→B	A→C	A→D	B→A	B→C	B→D	C→A	C→B	C→D	D→A	D→B	D→C	
JDA[27]	71.3	68.5	70.2	66.8	69.9	73.6	70.4	72.6	71.2	69.1	68.5	73.6	70.5
LeNet-5	82.1	83.9	79.7	81.5	80.3	84.4	80.3	82.1	81.9	77.6	81.4	83.2	81.5
D-CORAL[28]	98.4	96.8	88.9	96.5	97.3	95.6	91.3	97.2	98.7	87.6	93.6	95.7	94.8
DaNN[29]	97.0	97.5	94.4	96.5	98.2	98.6	95.2	97.6	98.1	89.1	96.2	97.2	96.3
本文方法	99.4	98.8	99.1	99.3	98.5	99.8	98.2	99.1	99.5	98.4	99.7	99.3	99.1

从表 3 可以看出, JDA[27] 模型的分类平均准确率为 70.5%, 验证了该模型在不同负载条件下的轴承故障诊断效果一般。而 LeNet-5 由于卷积层数较少, 数据类别不平衡, 导致诊断结果不理想, 平均准确率只有 81.5%。作为深度迁移模型的 D-CORAL[28] 和 DaNN[29], 在相同条件下, 平均准确率分别为 94.8% 和 96.3%, 这主要是因为使用了领域自适应方法。

3.1.3　类平衡损失函数验证

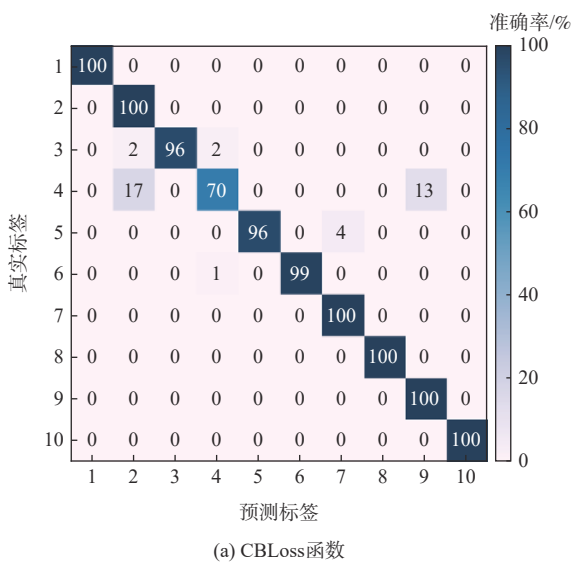
为验证 CBLoss 函数在网络诊断模型中的效果, 本节采用 A→B 这一工况进行实验。在建立好的模型中分别使用传统的交叉熵损失函数和 CBLoss 进行对比, 实验结果分别如图 7(a)、(b) 所示。

从图 7 中可以看到, 2 种模型都有较好的分类效果。交叉熵损失模型在第 3、4、5 标签类别中出现较多误判, 而使用 CBLoss 函数较好地解决了这一问题。说明 CBLoss 函数利用各类别的有效样本量对损失函数进行重加权, 能够有效消除样本数的分布差异, 降低样本不平衡分布对网络模型故障识别能力造成的影响。

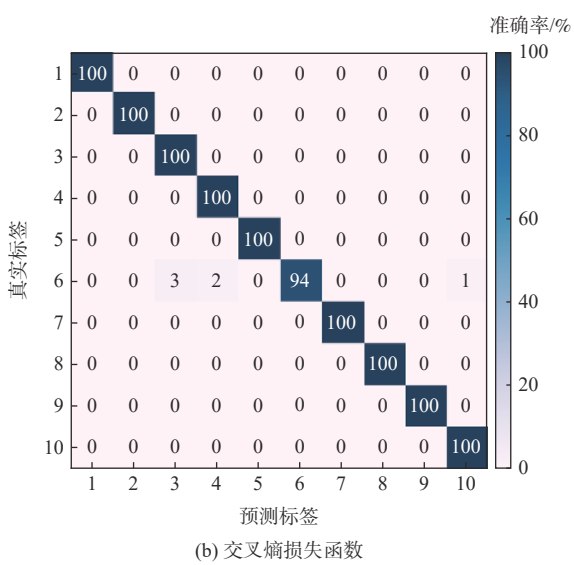
3.2　实验 2

为进一步验证本文方法的有效性, 采用帕德伯恩的轴承数据进行验证[30]。实验台由电机、测转矩轴、轴承测试模块、飞轮、负载电机等 5 个部分组成, 如图 8 所示。

在轴承测试模块中, 安装不同损伤的实验轴承, 生成 4 种不同工况下的实验数据, 如表 4 所示。根据损伤的位置和严重程度, 实验轴承的健康状态可分为 3 种: 正常 (N)、内圈损伤 (IR)、外圈损伤 (OR)。包含两相电流信号和一组振动信号, 为区别 3.1 节实验 1, 实验选取第一相电流的数据。采样频率为



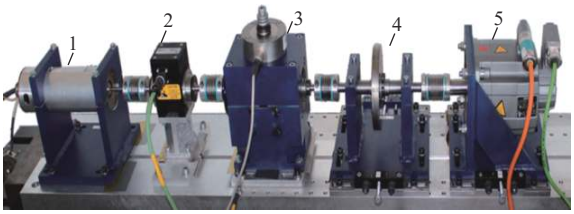
(a) CBLoss函数



(b) 交叉熵损失函数

图 7　2 种损失函数混淆矩阵

Fig. 7　Confusion matrix of two loss functions



1. 电机; 2. 测转矩轴; 3. 轴承测试模块; 4. 飞轮; 5. 负载电机。

图 8 帕德伯恩轴承实验台

Fig. 8 Paderborn bearing test bench

表 4 不同工况详细信息

Table 4 Details of different working conditions

编号	转速/(r·min^{-1})	扭矩/(N·m)	径向负载/N
0	1 500	0.7	1 000
1	900	0.7	1 000
2	1 500	0.1	1 000
3	1 500	0.7	400

64 kHz, 包含 6 个正常轴承、12 个具有人为损坏故障的轴承、14 个采用加速寿命试验损坏故障的轴承。

为更接近实际工况, 本文采用损伤数据作为源域数据, 真实损伤数据作为目标域数据。源域数据为编号 0 工况下人工损伤数据, 数据代码为 K001(正常)、KI01(内圈故障)、KA01(外圈故障)。其他工况下加速寿命试验损坏数据为目标域数据。迁移任务目标域数据代码如表 5 所示。

实验方案设计及参数与美国凯斯西储大学轴承数据集实验一致, 考虑到 2 组实验采用的信号类型不同, 在实验样本数量设计选择不同比例, 具体如表 6 所示。不同方法的诊断精度如图 9 所示, 可以看出, 在使用不同实验台及电流信号作为实验对象时, 诊断结果相对美国凯斯西储大学振动信号有所降低, 其主要原因是电流信号中包含由故障产生的谐波信号, 对诊断结果有影响。相对而言, 较其他方法, 如 JDA[27]、LeNet-5 未使用迁移方法, 以及经典的 D-CORAL[28] 和 DaNN[29] 迁移学习方法, 本文方法诊断准确率有明显提升。

表 5 目标域数据代码

Table 5 Target domain data codes

迁移任务	正常	内圈故障(OR)	外圈故障(IR)
0-1	K002	KI04	KA04
0-2	K003	KI14	KA15
0-3	K004	KI16	KA22

表 6 轴承数据集划分

Table 6 Bearing dataset partitioning

故障类型	训练集数量	测试集数量
正常	500	300
内圈损伤	200	100
外圈损伤	100	50

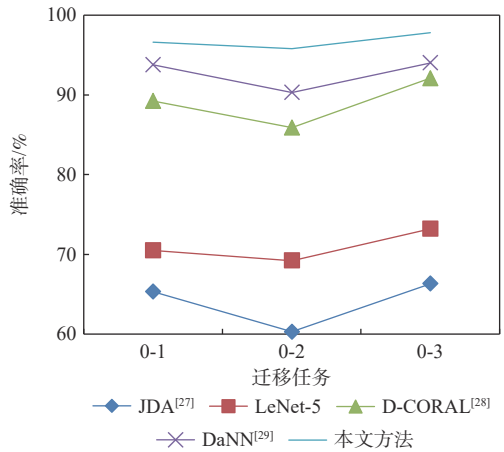


图 9 不同方法准确率对比

Fig. 9 Accuracy comparison of different methods

3.3 实验 3

为进一步验证本文所提迁移模型的泛化能力, 在甘肃酒泉某风电场采集的风力发电机电流数据上进行实验验证。实验选取了 3 种故障类型, 数据代码为故障Ⅰ、故障Ⅱ、故障Ⅲ, 迁移任务目标域数据代码如表 7 所示, 在 3 种不同风速条件下(用 a、b、c 表示)进行迁移学习。

数据集的划分如表 8 所示, 针对所采集的电流信号, 训练集和测试集划分的比例为 2∶1。

实验方案设计参数与美国凯斯西储大学轴承数据集实验一致, 实验结果取 10 次平均值, 如表 9

表 7 目标域数据集划分

Table 7 Target domain dataset partitioning

迁移任务	故障类型		
a-b	故障Ⅰ	故障Ⅱ	故障Ⅲ
a-c	故障Ⅰ	故障Ⅱ	故障Ⅲ

表 8 风机数据集划分

Table 8 Wind turbine dataset partitioning

故障类型	训练集数量	测试集数量
故障Ⅰ	200	100
故障Ⅱ	100	50
故障Ⅲ	50	25

表 9 风机数据不同方法诊断精度

Table 9 Diagnostic accuracy of wind turbine data of different methods

方法	准确率/%	
	a-b	a-c
JDA[27]	70.7	65.6
LeNet-5	79.4	81.3
D-CORAL[28]	96.9	95.7
DaNN[29]	95.8	96.3
本文方法	98.2	98.4

所示。本文方法相比于其他方法能够有效提高故障诊断的准确率，同时验证了本文方法的有效性及本文模型具有良好的泛化能力。

4　结　论

本文提出了一种基于可变工况条件下子领域自适应的轴承诊断方法，其目标是解决可变运行条件下收集的轴承故障信号特征和不平衡数据类别分布不协调的问题。通过相关实验进行对比验证得出以下结论：

1）第 1 层多维特征提取模块构建的 ResNet 模型，能够对不同工况下的轴承故障信号提取更深层次的特征。

2）自适应层采用子领域对齐的方法，减少目标域与源域之间的分布差异，解决了全局领域自适应对齐时发生同类别距离减小使诊断结果出现偏差的问题，采用 LMMD 算法生成伪标签解决目标域无标签情况。

3）通过采用 CBLoss 替换交叉熵损失，解决了变工况条件下样本数据类别不平衡问题。通多实验对比，证明了本文方法具有良好的鲁棒性和泛化能力。

参考文献（References）

[1] JIAO J Y, ZHAO M, LIN J, et al. Hierarchical discriminating sparse coding for weak fault feature extraction of rolling bearings[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2019, 184: 41-54.

[2] LIM D H, KIM K S. Development of deep learning-based detection technology for vortex-induced vibration of a ship's propeller[J]. Journal of Sound and Vibration, 2022, 520: 116629.

[3] YU L, QU J L, GAO F, et al. A novel hierarchical algorithm for bearing fault diagnosis based on stacked LSTM[J]. Shock and Vibration, 2019, 2019: 2756284.

[4] JIN T T, YAN C L, CHEN C H, et al. New domain adaptation method in shallow and deep layers of the CNN for bearing fault diagnosis under different working conditions[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2023, 124(11): 3701-3712.

[5] LI H. Deeplearning for natural language processing: Advantages and challenges[J]. National Science Review, 2018, 5(1): 24-26.

[6] KHAN S, YAIRI T. A review on the application of deep learning in system health management[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2018, 107: 241-265.

[7] WANG J Y, MO Z L, ZHANG H, et al. A deep learning method for bearing fault diagnosis based on time-frequency image[J]. IEEE Access, 2019, 7: 42373-42383.

[8] HASSAN S M, MAJI A K, JASIŃSKI M, et al. Identification of plant-leaf diseases using CNN and transfer-learning approach[J]. Electronics, 2021, 10(12): 1388.

[9] PATEL V M, GOPALAN R, LI R N, et al. Visual domain adaptation: Asurvey of recent advances[J]. IEEE Signal Processing Magazine, 2015, 32(3): 53-69.

[10] KERMANY D S, GOLDBAUM M, CAI W J, et al. Identifying medical diagnoses and treatable diseases by image-based deep learning[J]. Cell, 2018, 172(5): 1122-1131.

[11] 张西宁，余迪，刘书语. 基于迁移学习的小样本轴承故障诊断方法研究[J]. 西安交通大学学报, 2021, 55(10): 30-37.
ZHANG X N, YU D, LIU S Y. Faultdiagnosis method for small sample bearing based on transfer learning[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2021, 55(10): 30-37(in Chinese).

[12] LI F D, CHEN J L, PAN J, et al. Cross-domain learning in rotating machinery fault diagnosis under various operating conditions based on parameter transfer[J]. Measurement Science and Technology, 2020, 31(8): 085104.

[13] ZHU J, CHEN N, SHEN C Q. A new deep transfer learning method for bearing fault diagnosis under different working conditions[J]. IEEE Sensors Journal, 2020, 20(15): 8394-8402.

[14] WEN L, GAO L, LI X Y. A new deep transfer learning based on sparse auto-encoder for fault diagnosis[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems, 2019, 49(1): 136-144.

[15] GUO L, LEI Y G, XING S B, et al. Deep convolutional transfer learning network: A new method for intelligent fault diagnosis of machines with unlabeled data[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2019, 66(9): 7316-7325.

[16] CHE C C, WANG H W, NI X M, et al. Domain adaptive deep belief network for rolling bearing fault diagnosis[J]. Computers & Industrial Engineering, 2020, 143: 106427.

[17] SHAO J J, HUANG Z W, ZHU J M. Transfer learning method based on adversarial domain adaption for bearing fault diagnosis[J]. IEEE Access, 2020, 8: 119421-119430.

[18] 康守强，刘旺辉，王玉静，等. 基于深度在线迁移的变负载下轴承故障诊断方法[J]. 控制与决策, 2022, 37(6): 1521-1530.
KANG S Q, LIU W H, WANG Y J, et al. Bearing fault diagnosis method under variable load based on deep online migration[J]. Control and Decision, 2022, 37(6): 1521-1530(in Chinese).

[19] ZHAO C, LIU G K, SHEN W M, et al. A multi-representation-based domain adaptation network for fault diagnosis[J]. Measurement, 2021, 182: 109650.

[20] WANG X, SHEN C Q, XIA M, et al. Multi-scale deep intra-class transfer learning for bearing fault diagnosis[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2020, 202: 107050.

[21] FU S F, CAI F H, WANG W. Fault diagnosis of photovoltaic array based on SE-ResNet[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2020, 1682(1): 012004.

[22] GROVER C, TURK N. A novel fault diagnostic system for rolling element bearings using deep transfer learning on bispectrum contour maps[J]. Engineering Science and Technology, an International Journal, 2022, 31: 101049.

[23] ZOU Y S, LIU Y Z, DENG J L, et al. A novel transfer learning method for bearing fault diagnosis under different working conditions[J]. Measurement, 2021, 171: 108767.

[24] LESSMEIER C, KIMOTHO J K, ZIMMER D, et al. Condition-monitoring of bearing damage in electromechanical drive systems by using motor current signals of electric motors: A benchmark data set for data-driven classification[C]//Proceedings of the European

Conference of the Prognostics and Health Management Society. ST Roch: PHM Society, 2016: 1-17.

[25] ZHU Y C, ZHUANG F Z, WANG J D, et al. Deep subdomain adaptation network for image classification[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2021, 32(4): 1713-1722.

[26] CUI Y, JIA M L, LIN T Y, et al. Class-balanced loss based on effective number of samples[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 9260-9269.

[27] WANG Y X, YAN J, YANG Z, et al. A domain adaptive deep transfer learning method for gas-insulated switchgear partial discharge diagnosis[J]. IEEE Transactions on Power Delivery, 2022, 37(4): 2514-2523.

[28] LI R R, LI S M, XU K, et al. Deep domain adaptation with adversarial idea and coral alignment for transfer fault diagnosis of rolling bearing[J]. Measurement Science and Technology, 2021, 32(9): 094009.

[29] GHIFARY M, KLEIJN W B, ZHANG M J. Domain adaptive neural networks for object recognition[C]//Proceedings of the Pacific Rim International Conference on Artificial Intelligence. Berlin: Springer, 2014: 898-904.

[30] LI X D, HU Y, ZHENG J H, et al. Central moment discrepancy based domain adaptation for intelligent bearing fault diagnosis[J]. Neurocomputing, 2021, 429: 12-24.

Bearing fault diagnosis in variable working conditions based on domain adaptation

CAO Jie[1, 2, 3], YIN Haonan[1], LEI Xiaogang[1], WANG Jinhua[1, 2, 3, *]

(1. College of Electrical and Information Engineering, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China;
2. Key Laboratory of Gansu Advanced Control of Industrial Processes, Lanzhou 730050, China;
3. Gansu Manufacturing Information Engineering Research Center, Lanzhou 730050, China)

Abstract: This research develops a domain adaptive fault diagnosis method based on an enhanced residual network (ResNet) to address the issues that the distribution of training samples and test samples differs in bearing fault diagnosis and the imbalance of different fault data results in a low fault recognition rate.First, the multi-dimensional convolution structure is used for feature extraction in the first layer of the diagnosis network to obtain fault feature information of different dimensions.Then, the local maximum mean difference (LMMD) is used in the domain adaptation layer to align the distribution of the source and target domains, to obtain more fine-grained information. Finally, the class-balanced loss (CBLoss) function is used to solve the training problem of unbalanced data, and the Adam optimization network is used to achieve fault diagnosis. The experimental findings demonstrate that, even in cases when fault sample categories are unbalanced, the enhanced approach suggested in this work can produce better diagnosis outcomes. Experiments are carried out on two bearing datasets and collected wind turbine data. The results show that the improved method has certain advantages, and its diagnostic performance is better than other deep transfer learning methods in the case of imbalanced data samples. It can be used as an effective cross-condition failure analysis method.

Keywords: fault diagnosis; residual network; data imbalance; local maximum mean difference; class-balanced loss; bearings

Received: 2022-07-19; **Accepted**: 2022-09-11; **Published Online**: 2022-09-27 10:04

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220922.1751.003

Foundation items: National Key Research and Development Program of China (2020YFB1713600); National Natural Science Foundation of China (62063020); Natural Science Foundation of Gansu Province (20JR5RA463)

* **Corresponding author**. E-mail: wjh0615@lut.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0645

基于深度学习的快速长时视觉跟踪算法

侯志强[1,2,*]，马靖媛[1,2]，韩若雪[1,2]，马素刚[1,2]，余旺盛[3]，范九伦[1]

(1. 西安邮电大学 计算机学院，西安 710121；2. 西安邮电大学 陕西省网络数据分析与智能处理重点实验室，西安 710121；
3. 空军工程大学 信息与导航学院，西安 710077)

摘　　要：在目标尺寸变化、遮挡和出视场等复杂长时视觉跟踪环境下，现有基于深度学习的视觉跟踪算法很难对目标进行实时准确的跟踪。针对该问题，提出一种快速的长时视觉跟踪算法，该算法由一个快速短时视觉跟踪算法和一个快速全局重检测模块组成。在基准算法SiamRPN中加入二阶通道与区域空间融合的注意力模块作为短时视觉跟踪算法，在保证快速性的同时，提高算法的短时视觉跟踪精确度和成功率；为使改进后的短时视觉跟踪算法具有快速的长时视觉跟踪能力，在算法中加入提出的基于模板匹配的全局重检测模块，该模块使用轻量级网络和快速的相似度判断方法，加快重检测速率。在OTB100、LaSOT、UAV20L、VOT2018-LT、VOT2020-LT等5个数据集上进行测试，实验结果表明，所提算法在长时视觉跟踪中具有优越的跟踪性能，平均速度达104帧/s。

关 键 词：长时视觉跟踪；深度学习；二阶通道注意力；区域空间注意力；全局重检测
中图分类号：TP391.4
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)08-2391-13

视觉跟踪是计算机视觉中的核心技术之一[1]，广泛应用于视频监控、目标检测、视觉导航和人机交互等领域[2-3]。近年来，对视觉跟踪的研究主要集中在相关滤波和深度学习这2个方向[4-10]，相比于以前的算法在跟踪性能上取得了明显的进步。

然而，大多数视觉跟踪算法都专注于短时视觉跟踪任务，跟踪对象通常在视场中，这与实际应用之间存在较大差异。在实际跟踪过程中，目标跟踪时间长，且目标在运动过程中会出现大量被遮挡或出视场等情况，这种情况下的目标跟踪被称为长时视觉跟踪[11-14]。长时视觉跟踪算法更适用于实际跟踪情况，同时也更具挑战性。为研究长时视觉跟踪问题，已经建立了大量的长时视觉跟踪数据集[15-18]，这些长时视觉跟踪数据集中，视频的帧数远大于短时视觉跟踪数据集[19-20]中视频的帧数。

为解决长时视觉跟踪问题，在短时视觉跟踪算法中引入重检测模块，在判定目标丢失后使用重检测模块重新找回目标，成为近年来长时视觉跟踪算法的主流。早期出现的基于相关滤波的长时视觉跟踪算法[4,21-22]中，大多利用特征点和分类器进行重检测，这些算法仅使用手工特征，虽然重检测速度较快，但由于缺少深层特征的使用，精确度受到极大影响。近期提出的基于深度学习的长时视觉跟踪算法中，Zhu等[11]提出的DaSiamRPN(distractor-aware Siamese region proposal network)通过局部扩大搜索区域进行重检测；Zhang等[12]提出的MBMD采用局部与全局滑窗搜索相结合的方法来实现重检测；Yan等[13]提出的SPLT(Skimming-Perusal long-term tracking)通过Skimming-Perusal框架更新搜索区域进行重检测，使基于深度学习的长时视觉跟踪

收稿日期：2022-07-27；**录用日期**：2022-11-26；**网络出版时间**：2023-01-10 13:55
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230109.1147.003
基金项目：国家自然科学基金(62072370)
*通信作者. E-mail：hzq@xupt.edu.cn

引用格式：侯志强，马靖媛，韩若雪，等. 基于深度学习的快速长时视觉跟踪算法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2391-2403. HOU Z Q，MA J Y，HAN R X，et al. A fast long-term visual tracking algorithm based on deep learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2391-2403 (in Chinese).

算法在速度上得到了提升。但上述算法仍存在不足，扩大搜索区域[11]仍存在重检测时目标在视场之外的情况；全局滑窗搜索[12]可在全局寻找目标，但达不到实时跟踪速度，精确度较低；更新搜索区域[13]对目标是否在选取的搜索区域内具有不确定性。另外，一些带有全局重检测的跟踪算法[8-9]只关注重检测模块的跟踪性能，并未对短时视觉跟踪算法进行改进，导致即使在重检测后找回目标，视觉跟踪算法也不能准确跟踪目标的问题。

针对上述长时视觉跟踪算法存在的问题，本文结合SiamRPN[7]提出了一种快速、鲁棒的长时视觉跟踪算法。通过加入一种新的二阶通道与区域空间融合注意力模块，使算法能够处理长距离信息，捕获空间上下文信息，获取通道域中的特征依赖关系，实现特征通道的相关性学习，从而增强短时视觉跟踪算法的跟踪性能，增大了该算法在重检测模块找回目标后准确跟踪目标的成功率；加入一种快速鲁棒的全局重检测模块，能够快速有效地处理长时视觉跟踪中目标遮挡、出视场或形变等导致目标丢失的复杂情况，提升算法在长时视觉跟踪中的性能。在OTB100[19]、LaSOT[15]、UAV20L[16]、VOT2018-LT[17]、VOT2020-LT[18]等5个公共跟踪数据集上进行实验，结果表明，本文算法有着优越的长时视觉跟踪性能，并在长时视觉跟踪中的复杂情况下保持快速性，平均速度达到了104帧/s。

1 本文算法

1.1 长时视觉跟踪框架

本文提出的长时视觉跟踪算法主要包括两大模块，即基于深度学习的短时视觉跟踪模块和全局重检测模块。图1为本文算法流程。图中：Cls表示分类，Reg表示回归。

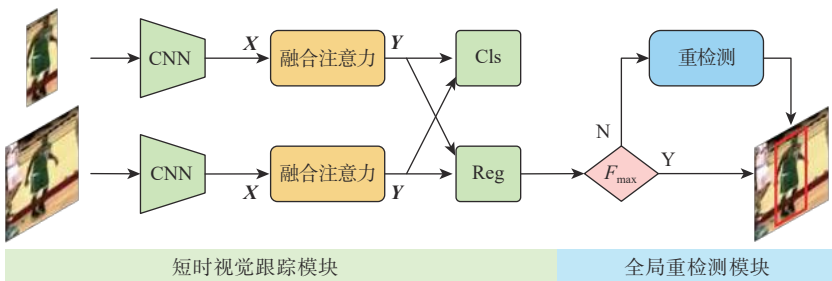


图1 长时视觉跟踪算法流程

Fig. 1 Flowchart of long-term target tracking algorithm

图1中，短时视觉跟踪模块选择快速的短时视觉跟踪算法SiamRPN[7]作为基准算法。为进一步提升SiamRPN算法的跟踪性能，在基准算法中加入了二阶通道与区域空间融合注意力模块，提升深度特征的表征能力。全局重检测模块包括目标判定模块和重检测模块。目标判定模块使用最大响应值分数F_{max}判断目标是否丢失，由于F_{max}存在被相似物干扰的情况，设置当F_{max}连续5帧小于阈值l_0时，才认为目标丢失。当判定目标丢失后，启动重检测模块进行全局搜索，及时重新跟踪目标。

1.2 融合注意力模块

由于SiamRPN[7]中使用轻量级网络AlexNet[23]提取特征，导致特征的表征能力不足，而注意力机制可以获取目标更多的细节信息，抑制其他无用信息，本文通过加入注意力机制来增强特征的表征能力。受CBAM(convolutional block attention module)注意力模块[24]的启发，将通道注意力与空间注意力顺序排列，且通道注意力位置在前能够获得更好的结果。本文将通道注意力与空间注意力结合，提出一种新的融合注意力模块，从空间和通道2方面对目标特征进行加权，进一步增强对目标特征的判别能力。在融合方式中加入残差连接，能够使原始的特征信息不被忽略，提升融合注意力的特征处理效果。

融合注意力模块的结构如图2所示。首先，输入的特征张量$\boldsymbol{X}\in\mathbf{R}^{C\times W\times H}$经过二阶通道注意力模块，得到含有$\boldsymbol{X}$中通道相关性的特征张量$\boldsymbol{S}\in\mathbf{R}^{C\times W\times H}$，将$\boldsymbol{S}$与$\boldsymbol{X}$残差相加输出$\boldsymbol{S}_{\boldsymbol{X}}$。然后，将$\boldsymbol{S}_{\boldsymbol{X}}$作为区域空间注意力的输入，得到含有$\boldsymbol{S}_{\boldsymbol{X}}$中空间相关性的特征张量$\boldsymbol{K}\in\mathbf{R}^{C\times W\times H}$，并将$\boldsymbol{K}$与$\boldsymbol{S}_{\boldsymbol{X}}$残差相加输出$\boldsymbol{y}$，$\boldsymbol{y}$为通过通道和空间注意力增强后的特征。最后，将$\boldsymbol{y}$与原始输入的特征张量$\boldsymbol{X}$残差相加，增强对原始特征信息的利用，得到最终融合注意力模块的输出$\boldsymbol{Y}\in\mathbf{R}^{C\times W\times H}$。其中，$C$为通道数，$W$为宽，$H$为高。

受ResNet网络结构[25]的启发，本文在注意力模块中加入了残差连接，以更充分地利用原始特征的信息，防止梯度消失。为验证加入残差连接的有效性，本文在OTB100数据集上对比了算法中有无残差连接对跟踪结果的影响，比较结果如表1所

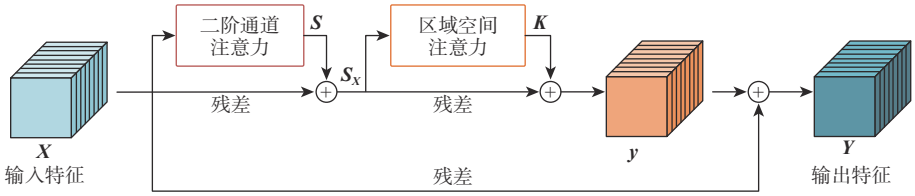


图 2　融合注意力模块

Fig. 2　Fused attention module

表 1　OTB100 数据集上残差连接对跟踪性能的影响

Table 1　Effect of residual joining on tracking performance on OTB100 dataset

算法	精确度	成功率
SiamRPN	0.851	0.637
SiamRPN+融合注意力模块−残差	0.876	0.653
SiamRPN+融合注意力模块	0.888	0.665

示。可以看出，注意力中的残差连接能够显著提升跟踪算法的性能。

1.2.1　二阶通道注意力模块

大多数算法引入 SENet(squeeze-and-excitation networks)[26] 来调整图像的通道特征。然而，SENet 仅通过全局平均池化来利用特征的一阶信息，却忽略了对高阶信息的利用。最近的研究[27-28] 表明，网络中的二阶统计信息比一阶统计信息更有助于提取具有辨别性的特征。因此，引入二阶通道注意力来学习特征通道间的相关性特征，具体过程如图 3 所示。

将输入的特征张量 $\boldsymbol{X}\in\mathbf{R}^{C\times W\times H}$ 经过协方差池化 Covpool 操作，计算通道相关性，获得特征张量 $\boldsymbol{X}$ 的协方差矩阵 $\boldsymbol{M}\in\mathbf{R}^{C\times C}$：

$$\boldsymbol{M}=\boldsymbol{X}\overline{\boldsymbol{F}}\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}} \tag{1}$$

式中：$\overline{\boldsymbol{F}}=\frac{1}{N}\left(\boldsymbol{f}-\frac{1}{N}\boldsymbol{f}\boldsymbol{f}^{\mathrm{T}}\right)$，$\boldsymbol{f}=[1,\cdots,1]^{\mathrm{T}}$ 为 N 维向量。

为提取协方差矩阵中通道与通道之间的关系，对得到的协方差矩阵 $\boldsymbol{M}$ 沿列求均值，将结果经过 Reshape 操作，得到维度为 $C\times1\times1$ 的含有二阶信息的向量 $\boldsymbol{d}$。使用 Sigmoid 激活函数，得到 $\boldsymbol{d}$ 的权重向量 $\boldsymbol{d}'$，将 $\boldsymbol{d}'$ 和输入特征张量 $\boldsymbol{X}$ 进行 element-wise 乘法操作得到特征张量 $\boldsymbol{S}\in\mathbf{R}^{C\times W\times H}$，此时 $\boldsymbol{S}$ 包含能增强深度学习网络模型非线性拟合能力的高阶信息。上述过程如下：

$$\boldsymbol{S}=\boldsymbol{X}\times\mathrm{Sigmoid}(\mathrm{Reshape}(\mathrm{Mean}(\mathrm{Covpool}(\boldsymbol{X})))) \tag{2}$$

1.2.2　区域空间注意力模块

传统的空间注意力[29-30] 对整个输入的特征进行处理，易受到复杂背景的干扰，出现错误的特征增强。因此，本文提出区域空间注意力，如图 4 所示。图中：Reconstitch 表示重组。将输入的特征张量 $\boldsymbol{S}_X\in\mathbf{R}^{C\times W\times H}$ 划分为大小相同的 4 块区域 $\boldsymbol{S}_X^i\in\mathbf{R}^{C\times h\times w}$，其中，$i\in\{1,2,3,4\}$。分别对每个区域进行处

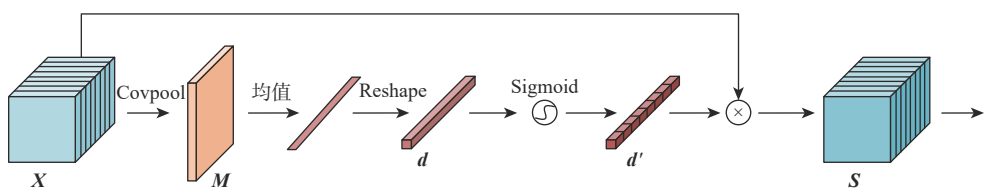


图 3　二阶通道注意力模块

Fig. 3　Second-order channel attention module

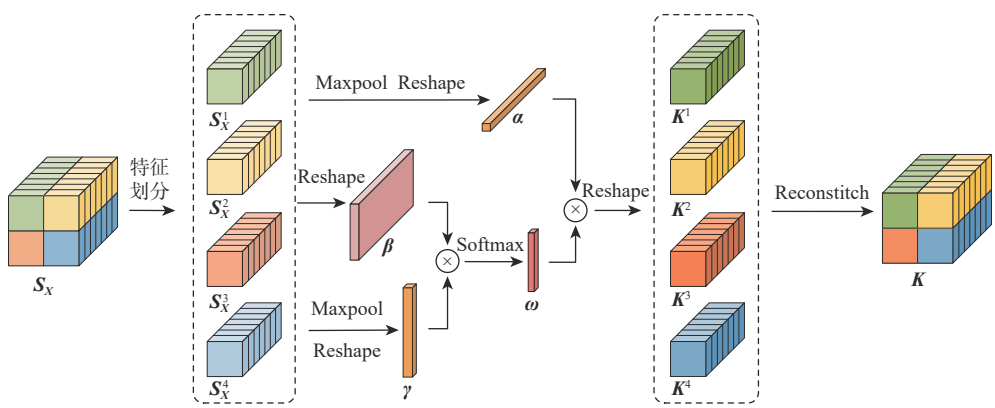


图 4　区域空间注意力模块

Fig. 4　Regional spatial attention module

理，得到增强后的4块区域特征$\boldsymbol{K}^i \in \mathbf{R}^{C\times h\times w}$，再将处理后的区域特征进行重组，输出最终特征$\boldsymbol{K}$。其中，$h$和$w$分别为划分后各个小块的高和宽。

针对划分后的每个区域特征张量$\boldsymbol{S}_X^i \in \mathbf{R}^{C\times h\times w}$，具体步骤如下：

步骤1 经过3种不同的处理，将区域特征张量$\boldsymbol{S}_X^i \in \mathbf{R}^{C\times h\times w}$经过最大池化Maxpool操作，保留特征图中的显著性特征区域，再进行Reshape后得到特征张量$\boldsymbol{\alpha} \in \mathbf{R}^{1\times 1\times C}$；经过Reshape操作，得到特征张量$\boldsymbol{\beta} \in \mathbf{R}^{1\times hw\times C}$；经过最大池化操作，保留特征空间中最有效的特征，再进行Reshape后得到特征张量$\boldsymbol{\gamma} \in \mathbf{R}^{1\times C\times 1}$。

步骤2 对特征$\boldsymbol{\gamma}$与特征$\boldsymbol{\beta}$进行矩阵乘法操作，计算特征中的自相关性，并对相乘后所得的特征进行Softmax处理，得到对应的自相关权重系数$\boldsymbol{\omega} \in \mathbf{R}^{1\times hw\times 1}$。

步骤3 将特征张量$\boldsymbol{\alpha}$与自相关权重系数$\boldsymbol{\omega}$进行矩阵乘法操作，经过Reshape操作后得到最终增强后的特征。

上述针对划分后的每个区域特征张量$\boldsymbol{S}_X^i \in \mathbf{R}^{C\times h\times w}$的处理过程如下：

$$\boldsymbol{K}^i = \mathrm{Reshape}(\mathrm{Maxpool}(\boldsymbol{S}_X^i)\times \mathrm{Softmax}(\mathrm{Maxpool}(\boldsymbol{S}_X^i)\times \mathrm{Reshape}(\boldsymbol{S}_X^i))) \tag{3}$$

为验证划分区域的有效性，本文对比了传统空间注意力与区域空间注意力在OTB100数据集上的精确度和成功率，表2可看出划分区域的有效性。

表2 OTB100数据集上特征划分区域对跟踪性能的影响

Table 2 Effect of feature division on tracking performance on OTB100 dataset

算法	精确度	成功率
SiamRPN	0.851	0.637
SiamRPN+传统空间注意力	0.857	0.641
SiamRPN+区域空间注意力	0.866	0.649

1.3 重检测模块

在更接近实际应用的长时视觉跟踪数据集中，存在大量的目标出视野或被遮挡问题。而当目标再次出现在视场内时，会丢失与历史帧或相邻帧在空间和时序信息上的联系，给短时视觉跟踪算法带来巨大的困难。为实现长时视觉跟踪，加入重检测模块是目前常用的方法。然而，目前在基于深度学习的视觉跟踪算法中，大部分针对整幅图像的重检测算法都会严重影响跟踪速度，如MBMD[12]、SPLT[13]和SiamR-CNN[14]等长时视觉跟踪算法。针对长时视觉跟踪中的目标出视野或被遮挡问题，本文受QATM（quality-aware template matching）[31]的启发，提出了一种新的快速重检测模块，该模块能实现对整幅图像的快速重检测，在一定程度上改善目前重检测模块在速度方面的局限性，具体流程如图5所示，重检测模块分为模板选取、候选框提取和精确定位3个子模块。

图5中，模板选取子模块存储第1帧模板作为初始模板T_0，使用最大响应值分数$F_{\max}$判断模板状态，选取跟踪过程中最准确的1帧作为中间模板T_1，选取与当前帧最临近且准确的1帧作为最临近模板T_2；候选框提取子模块引入XNorm算法协助Softmax共同作为采样方法；精确定位子模块引入机器学习中“以图搜图”的方法确定最终目标位置。

1.3.1 模板选取子模块

目前，大多数重检测算法仅使用初始帧作为模板，当目标在运动过程中发生较大形变或尺寸变化时，这种重检测算法无法准确搜索目标。为使算法在重检测时能够更准确地提取目标，考虑到特征的准确性及目标的运动和形变，本文选取3帧模板进行全图搜索，分别为视频的第1帧T_0、中间跟踪最准确帧T_1及最临近准确帧T_2。选取上述3帧模板图，不仅可以保留最准确的特征信息，还可以对目

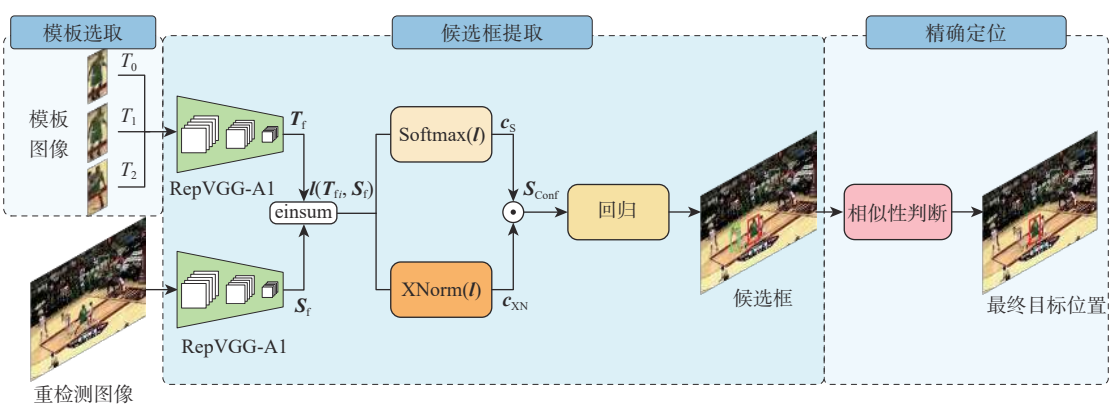


图5 重检测模块

Fig. 5 Re-detection module

标在运动过程中的形变和尺寸变化实现自适应。使用最大响应值分数$F_{\max}$作为模板是否更新的判定依据。当$F_{\max}$大于给定阈值t_1时, 更新中间模板T_1; 当$F_{\max}$大于给定阈值t_2时, 更新最临近模板T_2。

为更好地进行模板选取, 本文在 VOT2020-LT[18] 数据集上对$F_{\max}$选取不同阈值时的结果判定精确度进行了对比, 结果如表 3 所示。可以看出, 当阈值设置为 0.99 时, 对结果的判定精确度相对较高, 因此, 本文设置中间跟踪最准确帧T_1的选取阈值t_1为 0.99。在选择最临近准确帧T_2时发现, 阈值过大会无法在目标发生形变或尺寸变化时及时更新目标状态, 阈值过小会导致准确度过低。实验中, 当阈值设置为 0.95 时, 能够在确保结果判定精确度的同时, 提取更多的运动信息, 因此, 本文设置最临近准确帧T_2的选取阈值t_2为 0.95。

表 3　VOT2020-LT 数据集上不同阈值的判定精确度

Table 3　Determination accuracy of different thresholds on VOT2020-LT dataset

阈值	精确度
0.91	0.660
0.93	0.665
0.95	0.673
0.97	0.676
0.99	0.687

1.3.2　候选框提取子模块

本文将选取的 3 个模板和当前需要重检测的图像送入候选框提取子模块中。为加快特征提取及候选框的输出, 使用轻量级网络进行特征提取。表 4 为重检测模块中使用不同网络在处理 VOT2020-LT 数据集中不同属性图像时所需平均时长的对比, 不同属性包括目标较为清晰、背景复杂、小目标和目标模糊。表 5 展示了使用不同网络的重检测模块的计算量, 更清晰地说明了重检测模块的整体复杂度。另外, 为体现特征提取网络对跟踪的影响, 在 LaSOT 数据集上对比了使用不同网络的重检测模块的跟踪结果, 如表 6 所示。可以看出, ResNet50 精度较高, 但对速度的影响较大; VGG16 在速度和精确度方面均有局限性; GhostNet[32] 在复杂度和参数量方面都相对较小, 但跟踪结果相对较低; EfficientNet[33] 无法处理跟踪过程中的小目标, 与 RepVGG-A1[34] 相比, 在速度相差不大的情况下, 其跟踪结果相对较低。综合比较后, 选取 RepVGG-A1[34] 为特征提取网络。

通过 RepVGG-A1 网络[34] 对模板和需要重检测的图像分别提取特征, 定义模板的特征为$\boldsymbol{T}_{\mathrm{f}}$, 当前

表 4　VOT2020-LT 数据集上不同网络对不同属性图像的平均处理时长

Table 4　Average processing time of pictures with different attributes by different networks on VOT2020-LT dataset　　s

网络	目标较为清晰	背景复杂	小目标	目标模糊
ResNet50	2.88	6.23	5.91	8.25
VGG16	4.65	8.14	8.02	12.13
GhostNet	1.89	2.51	2.15	2.52
EfficientNet	1.78	2.913		3.16
RepVGG-A1	1.80	2.86	2.33	3.62

表 5　不同网络下重检测模块的复杂度和参数量

Table 5　Complexity and parameter quantity of re-detection module under different networks

网络	复杂度/10^9 FLOPs	参数量
Re(ResNet50)	4.1	30.53×10^6
Re(VGG16)	20.5	143.35×10^6
Re(GhostNet)	0.426	12.3×10^6
Re(EfficientNet)	2.1	16×10^6
Re(RepVGG-A1)	2.6	17.78×10^6

注: FLOPs指浮点运算数。

表 6　在 SiamRPN 中加入不同网络的重检测模块在 LaSOT 数据集中的跟踪结果

Table 6　Tracking results of adding re-detection module using different networks in SiamRPN on LaSOT dataset

网络	精确度	归一化精确度	成功率	检测速度/(帧·s^{-1})
SiamRPN	0.395	0.467	0.408	142
SiamRPN + Re(ResNet50)	0.496	0.579	0.475	95
SiamRPN + Re(VGG16)	0.482	0.561	0.463	77
SiamRPN +Re(GhostNet)	0.417	0.501	0.411	123
SiamRPN +Re(EfficientNet)	0.451	0.535	0.443	115
SiamRPN+Re(RepVGG-A1)	0.480	0.559	0.466	111

需要重检测图像的特征为$\boldsymbol{S}_{\mathrm{f}}$。为增强目标特征信息, 对模板特征$\boldsymbol{T}_{\mathrm{f}}\in\mathbf{R}^{x\times c\times w_2\times h_2}$($x$为特征数量, c为特征通道数, w_2和h_2分别为特征的宽和高)和图像特征$\boldsymbol{S}_{\mathrm{f}}\in\mathbf{R}^{x\times c\times w_1\times h_1}$进行 einsum 求和操作($w_1$ 和 h_1 分别为图像 $\boldsymbol{S}_{\mathrm{f}}$ 的宽和高), 得到特征$\boldsymbol{l}(\boldsymbol{T}_{\mathrm{fi}},\boldsymbol{S}_{\mathrm{f}})\in\mathbf{R}^{x\times w_1\times h_1\times w_2\times h_2}$:

$$\boldsymbol{l}(\boldsymbol{T}_{\mathrm{fi}},\boldsymbol{S}_{\mathrm{f}})=\sum_{i=1}^{x}\sum_{j=1}^{c}\boldsymbol{T}_{\mathrm{fi}}\boldsymbol{S}_{\mathrm{f}} \tag{4}$$

式中: i为模板的序号, $i=1,\cdots,x$; j为特征的通道数, $j=1,\cdots,c$; $\boldsymbol{T}_{\mathrm{fi}}$为第$i$个模板对应的特征。

为更准确地生成候选框, 需要对输出的特征进行 Softmax 采样处理, 输出每个位置可能存在目标的概率分数。通过 Softmax 对$\boldsymbol{l}(\boldsymbol{T}_{\mathrm{fi}},\boldsymbol{S}_{\mathrm{f}})$在图像特征$\boldsymbol{S}_{\mathrm{f}}$上进行采样:

$$\boldsymbol{c}_{\mathrm{S}}=\mathrm{Softmax}\{\boldsymbol{l}(\boldsymbol{T}_{\mathrm{fi}},\boldsymbol{S}_{\mathrm{f}})\} \tag{5}$$

然而，本文在实验中发现，对特征仅使用Softmax进行采样，在图像背景复杂时无法正确或准确框出目标。XNorm约束[35]能够关注特征之间的关系，通过生成多个聚类得到突出有效信息的权重矩阵，加入XNorm辅助Softmax进行特征采样，能使目标位置更加突出，提升候选框提取的准确性。图6展示了4组分别使用2种采样方式进行采样的结果。白框表示被放大和放大后的区域，2个区域使用橙色虚线连接，每组中的左图为仅使用Softmax采样的结果，右图为加入XNorm辅助Softmax采样的结果。可以看出，仅使用Softmax进行采样可输出少量候选框，但输出的候选框不能正确或准确框出目标，加入XNorm后，导致候选框的数量增加，但能够准确框出目标，有利于后续对目标位置的精确定位。

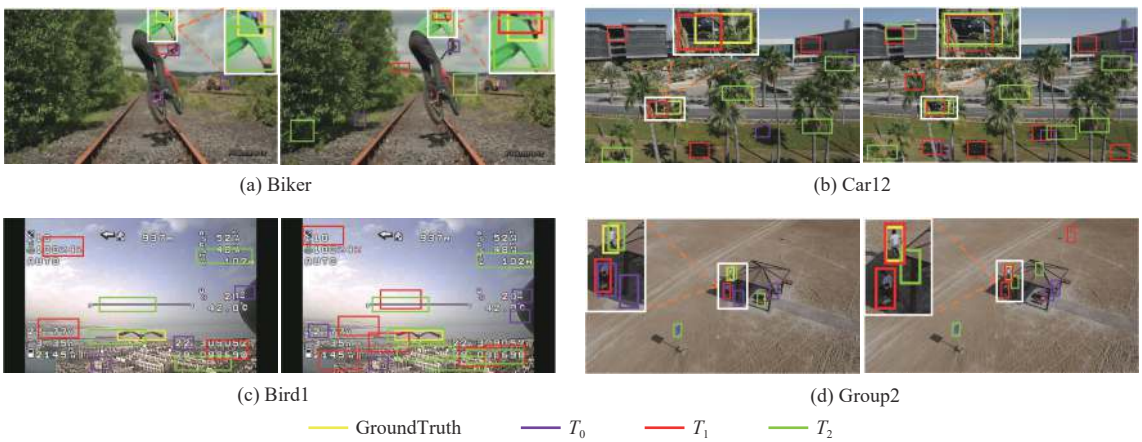


图6 2种采样方式对候选框提取的影响

Fig. 6 Effect of two sampling methods on candidate box extraction

将所得的特征$\boldsymbol{l}(\boldsymbol{T}_{\mathrm{fi}})$和$\boldsymbol{l}(\boldsymbol{S}_{\mathrm{f}})$进行XNorm运算，获得聚类后的权重矩阵：

$$\boldsymbol{c}_{\mathrm{XN}}=\frac{\boldsymbol{l}(\boldsymbol{T}_{\mathrm{f}})\boldsymbol{l}(\boldsymbol{S}_{\mathrm{f}})}{\sqrt{\sum_{j=1}^{c}|\boldsymbol{l}(\boldsymbol{S}_{\mathrm{f}})|^2}} \tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{l}(\boldsymbol{T}_{\mathrm{f}})$和$\boldsymbol{l}(\boldsymbol{S}_{\mathrm{f}})$分别为从特征$\boldsymbol{l}(\boldsymbol{T}_{\mathrm{fi}},\boldsymbol{S}_{\mathrm{f}})$中提取的相同维度的模板和搜索区域特征。

将生成的权重矩阵$\boldsymbol{c}_{\mathrm{XN}}$与特征经过Softmax生成的分数矩阵$\boldsymbol{c}_{\mathrm{S}}$相乘，即可得到增强有效信息后的分数矩阵：

$$\boldsymbol{S}_{\mathrm{Conf}}=\boldsymbol{c}_{\mathrm{XN}}\boldsymbol{c}_{\mathrm{S}} \tag{7}$$

最终通过argmax函数在分数矩阵$\boldsymbol{S}_{\mathrm{Conf}}$中提取匹配区域，生成多个候选框。

1.3.3 精确定位子模块

为快速且准确地进行精确定位，本文使用机器学习中的TuriCreate框架（https://github.com/apple/turicreate）进行相似性判断。该框架主要应用于“以图搜图”领域，能够快速地从大量图像中提取最相似目标。这种思想和方法可通过迁移学习应用于重检测中，能够更好地提升重检测在最终精确定位的精确度和速度，更准确地筛选出最终候选框作为目标所在位置，具体过程如下：

步骤1 将1.3.2节中生成的多个候选框存为图像，放入同一个文件中，作为输入的查询数据集，读取模板中的中间模板T_1，作为相似度匹配模板。

步骤2 将数据集和模板存为SFrame形式，并对其进行Resize操作，方便后续读取、调用和输出。

步骤3 为加快精确定位的速度，选择使用轻量级网络SqueezeNet[36]分别对查询数据集和模板进行特征提取。

步骤4 将提取后的特征送入TuriCreate框架中的Query函数，进行相似图像查找，设置输出相似图数量为1，即搜索查询数据集中最相似的图像，此过程不到1 ms即可完成，精确度能够达到0.96以上。

步骤5 选择最相似的图像对应的候选框位置为跟踪目标位置。

1.3.4 重检测模块整体流程

步骤1 输入初始模板T_0、中间模板T_1、最临近模板T_2和需要重检测的图像S_{pic}。

步骤2 通过RepVGG-A1网络提取模板特征$\boldsymbol{T}_{\mathrm{f}}$和需要重检测图像的特征$\boldsymbol{S}_{\mathrm{f}}$。

步骤3 对$\boldsymbol{T}_{\mathrm{f}}$和$\boldsymbol{S}_{\mathrm{f}}$进行einsum求和操作，得到特征张量$\boldsymbol{l}(\boldsymbol{T}_{\mathrm{fi}},\boldsymbol{S}_{\mathrm{f}})$。

步骤4 通过Softmax和XNorm算法分别对特征进行采样，得到采样后的分数矩阵$\boldsymbol{c}_{\mathrm{S}}$和权重矩阵

$\boldsymbol{c}_{XN}$, 将 $\boldsymbol{c}_S$ 与 $\boldsymbol{c}_{XN}$ 相乘得到最终分数矩阵。

步骤 5　通过 argmax 函数生成多个候选框。

步骤 6　使用 TuriCreate 框架中查找最相似图像的功能选取最终目标位置。

2　实验结果与分析

为验证模型的有效性, 本文分别在 OTB100、LaSOT、UAV20L、VOT2018-LT 和 VOT2020-LT 数据集上与主流算法进行了对比实验, 统计各数据集上所有帧的平均跟踪结果作为模型性能衡量依据。

2.1　实验细节

本文算法基于 Python3.6、PyTorch1.7.0 编程语言和 CUDA10.1 深度学习架构实现, 实验平台操作系统为 Ubuntu16.04, 处理器为 Intel Corei5-8400 2.80 GHz, GPU 为 GeForce RTX 2080Ti。

模型离线训练于 VID[37]、COCO[38]、YouTube-BB[39] 3 个数据集, 学习率初始为 0.005, 衰减系数为 0.000 1; 训练 20 个 epoch。实验参数设置: l_o=0.45, t_1=0.99, t_2=0.95。

2.2　实验数据集

1) OTB100[19] 是目标跟踪领域常用的短时视觉跟踪数据集, 共 100 个序列, 该数据集采用跟踪精确度和跟踪成功率来比较各算法的性能。

2) LaSOT[15] 是一个大规模数据集, 包含 1 400 个具有挑战性的视频: 1 120 个视频用于训练, 280 个视频用于测试。该数据集按照一次性通过评估 (精确度、归一化精确度和成功率) 来比较不同的算法。

3) UAV20L[16] 共包含 20 个长视频, 该数据集把视觉跟踪中存在的各种挑战总结归纳为 12 种, 分别对应视频的不同属性, 可有效评估算法的综合性能, 采用跟踪精确度和跟踪成功率来比较各算法的性能。

4) VOT2018-LT[17] 包括 35 个不同对象的序列, 该数据集充分考虑了目标消失情况, 每个序列平均包含 12 次长期目标消失, 每个消失平均持续 40 帧。该数据集准确度评估使用平均精确度-召回率来衡量给定长期视觉跟踪算法的性能。

5) VOT2020-LT[18] 包含 50 个视频, 每个序列平均包含 10 个长期目标消失, 每个持续平均 52 帧。与 VOT2018-LT[17] 相比, VOT2020-LT 引入了 15 个更困难的视频和一些不常见的目标 (如船、牛和降落伞等)。该数据集根据 F 分值对不同算法进行排名。

2.3　消融实验

在 LaSOT[15] 数据集上进行消融实验, 验证本文算法使用的各模块的有效性, 结果如表 7 所示。

表 7　消融实验结果

Table 7　Ablation experiments results

SiamRPN	融合注意力	全局重检测	精确度	归一化精确度	成功率	检测速度/(帧·s^{-1})
√			0.395	0.467	0.408	142
√	√		0.424	0.507	0.439	134
√		√	0.480	0.559	0.466	111
√	√	√	0.505	0.589	0.516	106

2.4　定性分析

为定性分析本文算法的跟踪性能, 在 VOT2020-LT[18] 数据集中挑选 4 组具有代表性的视频进行对比分析。图 7 给出本文算法、GroundTruth 和另外 5 种代表性的目标跟踪算法的部分跟踪结果, 对跟踪中存在的目标出视场、全部遮挡、纵横比变化、背景杂乱及部分遮挡等多种干扰情况进行定性分析。可以看出, 本文算法能够有效应对长时视觉跟踪中的复杂情况, 并能更加准确地跟踪目标。

2.5　定量分析

2.5.1　OTB100

将本文算法与 SiamRPN[7]、ATOM[9]、DaSiamRPN[11]、SiamR-CNN[14]、SiamFC[40]、TADT[41]、DeepSRDCF[42]、BACF[43]、Staple2[44] 和 SRDCF[42] 等 10 种具有代表性的视觉跟踪算法进行比较, 其中, SiamRPN 为基准算法。图 8 展示了在 OTB100[19] 数据集上的实验结果。可以看出, 本文算法相比于其他算法及其改进算法的整体性能表现良好, 在精确度和成功率方面相比于基准算法分别提升了 0.042 和 0.02。

2.5.2　LaSOT

将本文算法与 SiamRPN[7]、SiamRPN++[8]、ATOM[9]、SPLT[13]、D3S[45]、CLNet[46]、ROAM[47]、ASRCF[48] 等 8 种具有代表性的视觉跟踪算法进行比较, 其中, SiamRPN 为基准算法。如图 9 所示, 本文算法相比于基准算法在精确度、归一化精确度和成功率上分别提升 0.11、0.122 和 0.108。这得益于本文提出的融合注意力模块和全局重检测模块, 融合注意力模块增强了深度特征的表征能力, 全局重检测模块可以在目标丢失后快速找回目标, 有效提高了算法在面对长时视觉跟踪中的外观变化、相似物干扰、遮挡和出视场时的性能。

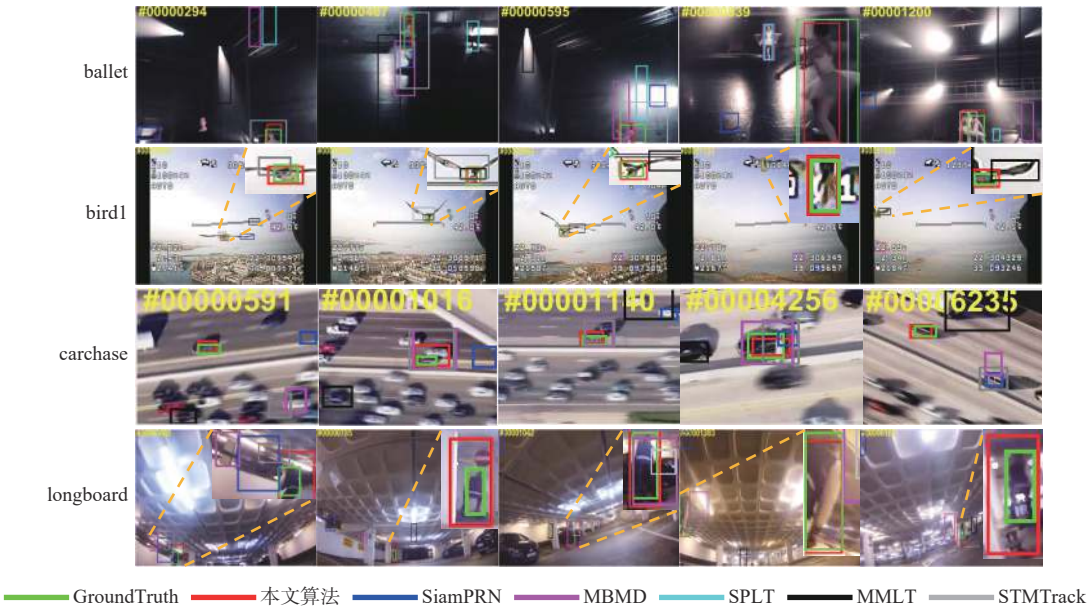


图 7 VOT2020-LT 数据集中选定的视频序列跟踪效果

Fig. 7 Tracking effects of selected video sequences in VOT2020-LT dataset

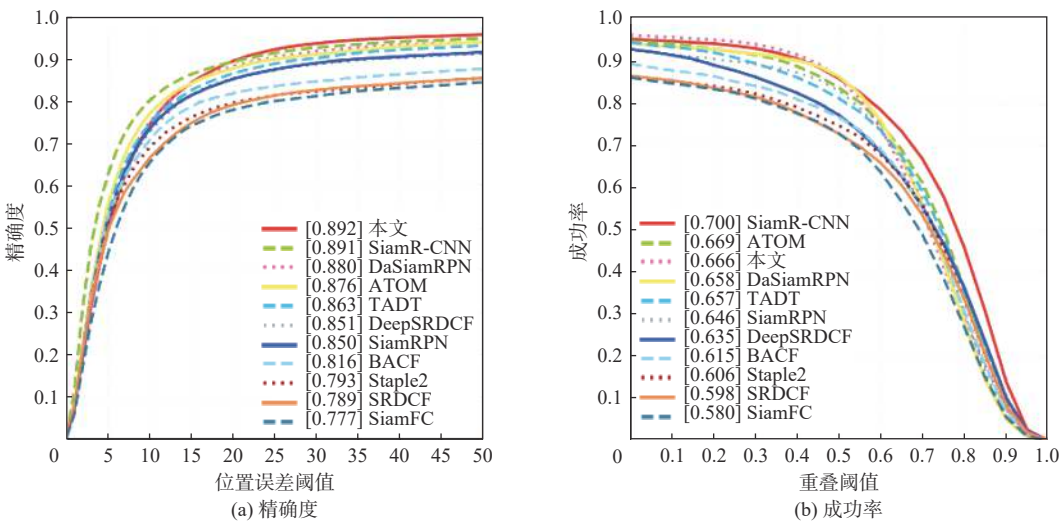


图 8 OTB100 跟踪结果评估曲线

Fig. 8 OTB100 tracking result evaluation curves

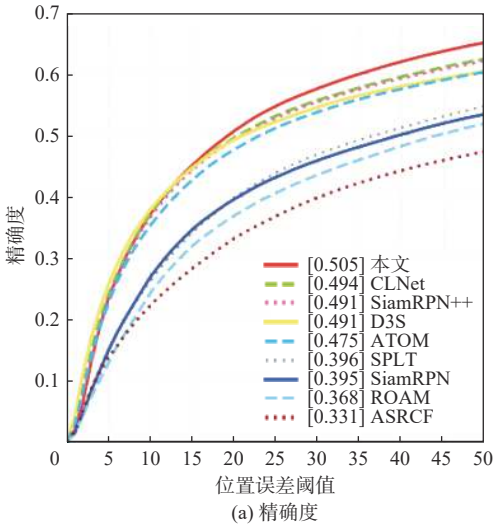
2.5.3 UAV20L

本文在 UAV20L[16] 数据集上对比了 SiamRPN[7]、SiamRPN++[8]、ATOM[9]、SiamRN[10]、DaSiamRPN[11]、HiFT[49]、STMTrack[50]、SuperDiMP、DiMP50[51]、SiamMask[52] 等 10 种具有代表性的视觉跟踪算法，其中，SiamRPN 为基准算法。如图 10(a)、图 10(b)所示，本文算法在该数据集上的性能得到了极大的提升，与基准算法相比，精确度和成功率分别提升 0.251 和 0.187。本文算法的精确度和成功率均高于经典的长时视觉跟踪算法 DaSiamRPN[11]，充分表明了全局搜索相比于局部搜索更能提升跟踪算法在长时视觉跟踪中的性能。

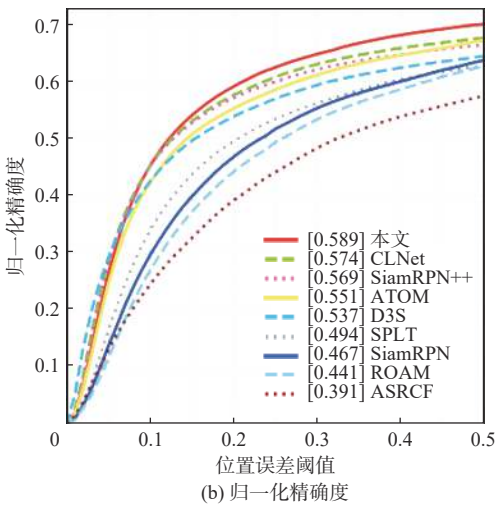
针对 UAV20L 数据集所包含的 12 个不同的视频属性，即全部遮挡 (FO)、目标出视场 (OV)、部分遮挡 (PO)、相机运动 (CM)、快速运动 (FM)、纵横比变化 (ARC)、视角变化 (VC)、相似目标干扰 (SO)、背景杂乱 (BC)、光照变化 (IV)、低分辨率 (LR)、规模变化 (SV)，图 10(c) 定量展示了不同算法在对应这些复杂跟踪因素下的平均成功率数据，图中数值表示最小值和最大值。可以看出，本文算法对其中 9 个视频属性保持了最优性能，其余则均取得了次优性能，相比于基准算法 SiamRPN 在各个属性上均有大幅提升，在全部遮挡 (FO)、目标出视场 (OV) 及部分遮挡 (PO) 方面均超过 DaSiamRPN[11]。

2.5.4 VOT2018-LT

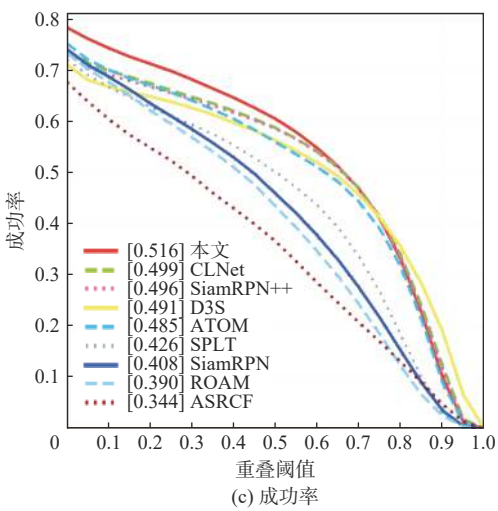
本文在 VOT2018-LT[17] 数据集上对比了 SiamRPN[7]、ATOM[9]、MBMD[12]、SPLT[13]、STMTrack[50]、DiMP50[51]、MMLT、SYT、SLT、SiamVGG[53] 等



(a) 精确度



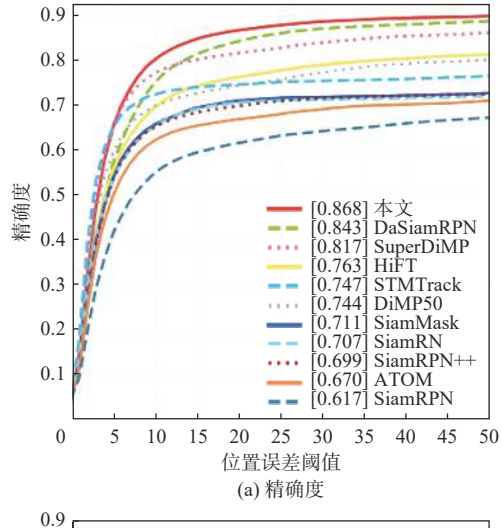
(b) 归一化精确度



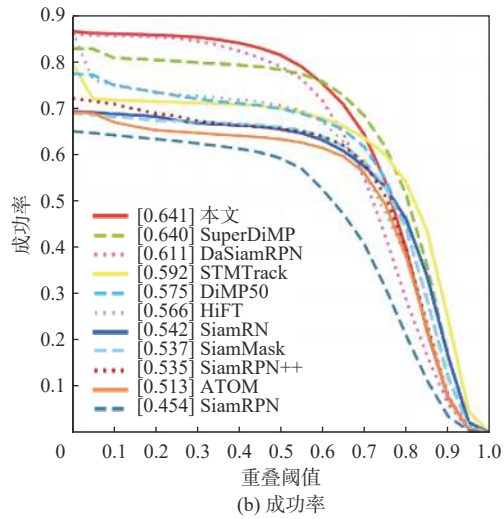
(c) 成功率

图 9　LaSOT 跟踪结果评估曲线

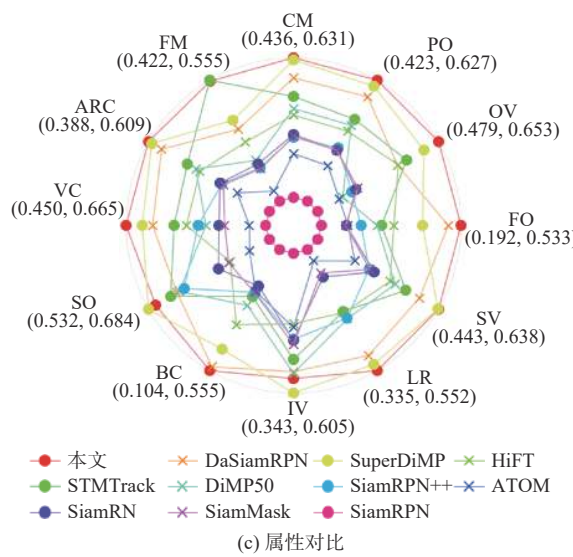
Fig. 9　LaSOT tracking result evaluation curves



(a) 精确度



(b) 成功率



(c) 属性对比

图 10　UAV20L 跟踪结果评估曲线及属性的平均成功率对比结果

Fig. 10　UAV20L tracking result evaluation curves and attribute average success rate comparison results

10 种具有代表性的视觉跟踪算法, 其中, SiamRPN 为基准算法。表 8 展示了各视觉跟踪算法在 VOT2018-LT[17] 数据集上的 F 分值比较。本文算法相比于基准算法提升了 0.126, 相比于近期流行的长时视觉跟踪算法 MBMD[12] 和 SPLT[13] 分别提高了 0.015 和 0.009。

2.5.5　VOT2020-LT

本文在 VOT2020-LT[18] 数据集上对比了 FuCoLoT[4]、SiamRPN[7]、SiamRN[10]、D3S[45]、STMTrack[50]、DiMP50[51]、mbdet、ASINT 等 8 种具有代

表8 VOT2018-LT数据集上的*F*分值比较

Table 8 Comparison of *F*-score comparison on VOT2018-LT dataset

算法	*F*分值
SLT	0.456
SiamVGG	0.459
SiamRPN	0.499
SYT	0.509
ATOM	0.510
MMLT	0.546
STMTrack	0.571
DiMP50	0.598
MBMD	0.610
SPLT	0.616
本文	0.625

表性的视觉跟踪算法，其中，SiamRPN为基准算法。表9展示了VOT2020-LT数据集上不同算法的*F*分值比较。VOT2020-LT[18]数据集相比于VOT2018-LT[17]数据集增加了困难视频数量，跟踪难度增加，但相比于基准算法，本文算法仍有很大提升，在*F*分值上提升了0.117，充分证明了本文算法在长时视觉跟踪中的有效性。

表9 VOT2020-LT数据集上的*F*分值比较

Table 9 Comparison of *F*-score comparison on VOT2020-LT dataset

算法	*F*分值
FuCoLoT	0.409
D3S	0.438
SiamRN	0.444
SiamRPN	0.462
ASINT	0.503
STMTrack	0.550
mbdet	0.563
DiMP50	0.567
本文	0.579

2.6 速度分析

表10展示了本文算法和主流长时视觉跟踪算法(FuColoT[4]、MBMD[12]、SPLT[13]、SiamR-CNN[14]、MMLT、SLT、SYT、ASINT、mbdet、RLT-DiMP[54]和LTMU[55])的平均速度比较。可以看出，相比于近期流行的长时视觉跟踪算法，速度有了极大提升，本文算法在速度上具有明显优势。

表10 长时视觉跟踪算法平均速度对比

Table 10 Average speed comparison of long-term visual tracking algorithms

算法	平均速度/(帧·s^{-1})
mbdet	2
MBMD	2.7
SiamR-CNN	4.7
MMLT	6.1
FuColoT	6.8
LTMU	13
RLT-DiMP	14.2
SLT	14.9
SYT	17.8
ASINT	19
SPLT	25.7
本文	104

3 结 论

1）本文针对目标跟踪算法不能有效处理长时视觉跟踪中遮挡、出视场、尺度变化和实时性等问题，提出了一种快速的长时视觉跟踪算法。

2）算法提升了跟踪算法在长时视觉跟踪中的性能，在多个长时视觉跟踪数据集中的结果均有明显的提升，其中在UAV20L数据集上，精确度和成功率分别提升0.251和0.187。

3）实验结果证明了本文算法在长时视觉跟踪中速度和性能上的优越性能，以及在应对目标形变、遮挡和出视场等因素时的良好鲁棒性。

本文算法在跟踪精确度和成功率方面仍需继续提升，下一步研究将探索在保证长时视觉跟踪速度的同时，使跟踪算法能够实现更准确的长时视觉跟踪。

参考文献（References）

[1] 李玺, 查宇飞, 张天柱, 等. 深度学习的目标跟踪算法综述[J]. 中国图象图形学报, 2019, 24(12): 2057-2080.
LI X, ZHA Y F, ZHANG T Z, et al. Survey of visual object tracking algorithms based on deep learning[J]. Journal of Image and Graphics, 2019, 24(12): 2057-2080(in Chinese).

[2] 刘芳, 孙亚楠, 王洪娟, 等. 基于残差学习的自适应无人机目标跟踪算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(10): 1874-1882.
LIU F, SUN Y N, WANG H J, et al. Adaptive UAV target tracking algorithm based on residual learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(10): 1874-1882(in Chinese).

[3] 张诚, 马华东, 傅慧源. 基于时空关联图模型的视频监控目标跟踪[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(4): 713-720.
ZHANG C, MA H D, FU H Y. Object tracking in surveillance videos using spatial-temporal correlation graph model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(4): 713-720(in Chinese).

[4] LUKEŽIČ A, ZAJC L Č, VOJÍŘ T, et al. FuCoLoT–A fully-correlational long-term tracker[C]//Proceedings of the Asian Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 595-611.

[5] 王鑫, 侯志强, 余旺盛, 等. 基于深度稀疏学习的鲁棒视觉跟踪[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(12): 2554-2563.
WANG X, HOU Z Q, YU W S, et al. Robust visual tracking based on deep sparse learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(12): 2554-2563(in Chinese).

[6] 蒲磊, 冯新喜, 侯志强, 等. 基于级联注意力机制的孪生网络视觉跟踪算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2302-2310.

PU L, FENG X X, HOU Z Q, et al. Siamese network visual tracking algorithm based on cascaded attention mechanism[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2302-2310(in Chinese).

[7] LI B, YAN J, WU W, et al. High performance visual tracking with Siamese region proposal network[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 8971-8980.

[8] LI B, WU W, WANG Q, et al. SiamRPN++: Evolution of Siamese visual tracking with very deep networks[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 4277-4286.

[9] DANELLJAN M, BHAT G, KHAN F S, et al. ATOM: Accurate tracking by overlap maximization[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 4655-4664.

[10] CHENG S Y, ZHONG B N, LI G R, et al. Learning to filter: Siamese relation network for robust tracking[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2021: 4419-4429.

[11] ZHU Z, WANG Q, LI B, et al. Distractor-aware Siamese networks for visual object tracking[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 103-119.

[12] ZHANG Y H, WANG D, WANG L J, et al. Learning regression and verification networks for long-term visual tracking[EB/OL]. (2018-11-19)[2022-07-01]. http://arxiv.org/abs/1809.04320.

[13] YAN B, ZHAO H J, WANG D, et al. 'Skimming-Perusal' tracking: A framework for real-time and robust long-term tracking[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 2385-2393.

[14] VOIGTLAENDER P, LUITEN J, TORR P H S, et al. SiamR-CNN: Visual tracking by re-detection[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 6577-6587.

[15] FAN H, LIN L T, YANG F, et al. LaSOT: A high-quality benchmark for large-scale single object tracking[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 5369-5378.

[16] MUELLER M, SMITH N, GHANEM B. A benchmark and simulator for UAV tracking[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 445-461.

[17] LUKEŽIČ A, ZAJC L Č, VOJÍŘ T, et al. Now you see me: Evaluating performance in long-term visual tracking[EB/OL]. (2018-04-19)[2022-07-01]. http://arxiv.org/abs/1804.07056.

[18] KRISTAN M, LEONARDIS A, MATAS J, et al. The eighth visual object tracking VOT2020 challenge results[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2020: 547-601.

[19] WU Y, LIM J, YANG M H. Online object tracking: A benchmark[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2013: 2411-2418.

[20] KRISTAN M, LEONARDIS A, MATAS J, et al. The sixth visual object tracking VOT2018 challenge results[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision Workshops. Berlin: Springer, 2018.

[21] KALAL Z, MIKOLAJCZYK K, MATAS J. Tracking-learning-detection[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2012, 34(7): 1409-1422.

[22] ZHU G, PORIKLI F, LI H D. Beyond local search: Tracking objects everywhere with instance-specific proposals[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 943-951.

[23] KRIZHEVSKY A, SUTSKEVER I, HINTON G E. ImageNet classification with deep convolutional neural networks[J]. Communications of the ACM, 2017, 60(6): 84-90.

[24] WOO S, PARK J, LEE J Y, et al. CBAM: Convolutional block attention module[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 3-19.

[25] HE K M, ZHANG X Y, REN S Q, et al. Deep residual learning for image recognition[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 770-778.

[26] HU J, SHEN L, SUN G. Squeeze-and-excitation networks[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 7132-7141.

[27] LI P H, XIE J T, WANG Q L, et al. Is second-order information helpful for large-scale visual recognition?[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 2089-2097.

[28] LIN T Y, ROYCHOWDHURY A, MAJI S. Bilinear CNN models for fine-grained visual recognition[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1449-1457.

[29] JADERBERG M, SIMONYAN K, ZISSERMAN A, et al. Spatial transformemetworks[EB/OL].(2016-02-04)[2022-07-01].http://arxiv.org/abs/1506.02025.

[30] WANG X L, GIRSHICK R, GUPTA A, et al. Non-local neural networks[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 7794-7803.

[31] CHENG J, WU Y, ABDALMAGEED W, et al. QATM: Quality-aware template matching for deep learning[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 11553-11562.

[32] HAN K, WANG Y H, TIAN Q, et al. GhostNet: More features from cheap operations[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1577-1586.

[33] TAN M X, LE Q V. EfficientNet: Rethinking model scaling for convolutional neural networks[EB/OL]. (2020-09-11)[2022-07-01]. http://arxiv.org/abs/1905.11946.

[34] DING X H, ZHANG X Y, MA N N, et al. RepVGG: Making VGG-style ConvNets great again[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2021: 13728-13737.

[35] SONG J G. UFO-ViT: High performance linear vision transformer withoutsoftmax[EB/OL].(2020-09-11)[2022-07-01].http://arxiv.org/abs/2109.14382.

[36] IANDOLA F N, HAN S, MOSKEWICZ M W, et al. SqueezeNet: AlexNet-level accuracy with 50x fewer parameters and <0.5 MB

model size[EB/OL]. (2016-11-04) [2022-07-01]. http://arxiv.org/abs/1602.07360.

[37] RUSSAKOVSKY O, DENG J, SU H, et al. ImageNet large scale visual recognition challenge[J]. International Journal of Computer Vision, 2015, 115(3): 211-252.

[38] LIN T Y, MAIRE M, BELONGIE S, et al. Microsoft COCO: Common objects in context[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2014: 740-755.

[39] REAL E, SHLENS J, MAZZOCCHI S, et al. YouTube-BoundingBoxes: A large high-precision human-annotated data set for object detection in video[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 7464-7473.

[40] BERTINETTO L, VALMADRE J, HENRIQUES J F, et al. Fully-convolutional Siamese networks for object tracking[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 850-865.

[41] LI X, MA C, WU B Y, et al. Target-aware deep tracking[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1369-1378.

[42] DANELLJAN M, HÄGER G, KHAN F S, et al. Learning spatially regularized correlation filters for visual tracking[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2015: 4310-4318.

[43] GALOOGAHI H K, FAGG A, LUCEY S. Learning background-aware correlation filters for visual tracking[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1144-1152.

[44] BERTINETTO L, VALMADRE J, GOLODETZ S, et al. Staple: Complementary learners for real-time tracking[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1401-1409.

[45] LUKEŽIČ A, MATAS J, KRISTAN M. D3S–A discriminative single shot segmentation tracker[C]// Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 7131-7140.

[46] DONG X P, SHEN J B, SHAO L, et al. CLNet: A compact latent network for fast adjusting Siamese trackers[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2020: 378-395.

[47] YANG T Y, XU P F, HU R B, et al. ROAM: Recurrently optimizing tracking model[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 6717-6726.

[48] DAI K N, WANG D, LU H C, et al. Visual tracking via adaptive spatially-regularized correlation filters[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 4665-4674.

[49] CAO Z A, FU C H, YE J J, et al. HiFT: Hierarchical feature transformer for aerial tracking[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2021: 15457-15466.

[50] FU Z H, LIU Q J, FU Z H, et al. STMTrack: Template-free visual tracking with space-time memory networks[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2021: 13769-13778.

[51] BHAT G, DANELLJAN M, VAN GOOL L, et al. Learning discriminative model prediction for tracking[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 6181-6190.

[52] WANG Q, ZHANG L, BERTINETTO L, et al. Fast online object tracking and segmentation: A unifying approach[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1328-1338.

[53] LI Y H, ZHANG X F, CHEN D M. SiamVGG: Visual tracking using deeper Siamese networks[EB/OL]. (2022-06-04)[2022-07-01]. http://arxiv.org/abs/1902.02804.

[54] CHOI S, LEE J, LEE Y, et al. Robust long-term object tracking via improved discriminative model prediction[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2020: 602-617.

[55] DAI K N, ZHANG Y H, WANG D, et al. High-performance long-term tracking with meta-updater[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 6297-6306.

A fast long-term visual tracking algorithm based on deep learning

HOU Zhiqiang[1, 2, *], MA Jingyuan[1, 2], HAN Ruoxue[1, 2], MA Sugang[1, 2], YU Wangsheng[3], FAN Jiulun[1]

(1. School of Computer Science and Technology, Xi'an University of Posts and Telecommunications, Xi'an 710121, China;
2. Shaanxi Key Laboratory of Network Data Analysis and Intelligent Processing,
Xi'an University of Posts and Telecommunications, Xi'an 710121, China;
3. College of Information and Navigation, Air Force Engineering University, Xi'an 710077, China)

Abstract: Current deep learning-based visual tracking algorithms have difficulty tracking the target accurately in real-time in complex long-term monitoring environments including target size change, occlusion, and out-of-view. To solve this problem, a fast long-term visual tracking algorithm is proposed, which consists of a fast short-term tracking algorithm and a fast global re-detection module. First, as a short-term tracking algorithm, the attention module of second-order channel and region spatial fusion is added to the base algorithm SiamRPN. Then, in order to make the improved short-term tracking algorithm have a fast long-term tracking ability, the global re-detection module based on template matching proposed in this paper is added to the algorithm, which uses a lightweight network and fast similarity judgment method to speed up the re-detection rate. The proposed algorithm is tested on five datasets (OTB100, LaSOT, UAV20L, VOT2018-LT, and VOT2020-LT). With an average tracking speed of 104 frames per second, the experimental findings demonstrate the algorithm's outstanding long-term tracking performance.

Keywords: long-term visual tracking; deep learning; second-order channel attention; regional spatial attention; global re-detection

Received: 2022-07-27; **Accepted**: 2022-11-26; **Published Online**: 2023-01-10 13:55
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230109.1147.003
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (62072370)
* **Corresponding author**. E-mail: hzq@xupt.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0666

基于强化学习的航天器姿态预设性能容错控制

金磊*，杨绍龙
(北京航空航天大学 宇航学院，北京 100191)

摘　　要：针对惯量不确定性和执行机构故障的航天器姿态控制问题，提出了一种基于强化学习的预设性能容错控制方法。采用预设性能方法设计航天器的姿态控制器，以保证控制过程的暂态响应。为在线补偿惯量不确定，在预设性能控制器的基础上引入强化学习算法，使用评判网络近似代价函数，用于评估系统性能，同时使用动作网络产生前馈补偿控制，用于处理惯量不确定；设计自适应补偿控制，补偿执行机构故障和外扰动对航天器姿态的影响。基于 Lyapunov 稳定性理论证明整个闭环系统的稳定性。仿真结果表明：所提容错控制方法能够实现航天器执行机构故障情况下的稳定控制。

关　键　词：强化学习；容错控制；预设性能；航天器；姿态控制
中图分类号：V448.22; TP302.8
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)08-2404-09

如今人类日常生活与航天器的联系日益紧密，以最基本的出行为例，依赖于导航卫星的定位和气象卫星的天气预报服务，因此，保证在轨航天器的正常运行变得极其重要[1]。然而，空间环境的复杂性导致在轨运行航天器发生故障的可能性提高[2-3]，在轨航天器发生故障的案例也不在少数，如 1996 年美国导航卫星 GPS BII-7 由于反作用轮故障而完全失效，2019 年美国遥感卫星 WorldView-4 由于控制力矩陀螺故障而无法获得有效图像[4-5]。空间环境的特殊性使得航天器发生故障时难以像地面系统一样进行维修，因此，研究航天器的容错控制问题，对于提高航天器的安全性和可靠性具有重要意义。

容错控制就是在系统发生故障后，通过采取相应的措施来保证系统稳定性，并且获得可以接受的性能水平，从而提高系统的安全性和可靠性[6]。航天器作为安全至上的系统，针对航天器的容错控制研究已经有一定的成果。文献 [7] 利用动态逆和时滞控制理论设计容错控制器，通过隐式地引入故障信息来处理执行机构故障。文献 [8-9] 借助故障诊断技术，设计故障观测器估计故障的大小，通过对故障进行补偿实现航天器姿态的容错控制，提高容错控制的控制性能。但是，常规故障诊断存在故障估计不准确和时间延迟的问题，而自适应技术具有适应环境变化的特点，因此，自适应容错控制得以快速发展。文献 [10-11] 将自适应技术与快速终端滑模相结合，使得控制过程具有快速收敛性。文献 [12] 设计自适应积分型终端滑模容错控制器，通过设计积分形式的滑模变量使得航天器姿态跟踪控制过程更加平稳。预设性能方法通过人为规定控制过程的约束，保证系统的暂态响应，但在容错控制方面的应用较少。文献 [13] 通过扩展状态观测器估计故障大小，利用预设性能方法和反步控制设计航天器姿态容错控制器，同时保证系统的稳态和暂态响应。上述容错控制器有一个共同的不足，即对系统模型的依赖性较强，严重影响系统的自主性。

强化学习通过智能体与环境的不断交互学习

收稿日期：2022-07-28；**录用日期**：2022-09-16；**网络出版时间**：2022-10-14 14:06
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221014.1054.002
基金项目：中央高校基本科研业务费专项资金 (YWF-22-L-801)
* **通信作者**. E-mail：jinleibuaa@163.com

引用格式：*金磊，杨绍龙. 基于强化学习的航天器姿态预设性能容错控制 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（8）：2404-2412.*
JIN L，YANG S L. Fault-tolerant control of spacecraft attitude with prescribed performance based on reinforcement learning [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（8）：2404-2412（in Chinese）.

最大化长期收益的策略[14], 具有从环境交互得到的数据中学习的特点, 对于模型精度的要求不高, 甚至在没有模型的情况下也能起到很好的效果。目前, 强化学习在无人驾驶、机器人控制等领域的应用均取得不错的效果, 在容错控制领域也有不少应用[15-16]。文献 [17] 针对机械臂的轨迹跟踪控制, 在强化学习的训练过程中同时考虑关节正常和故障的情况, 设计得到对关节故障不敏感的容错控制器。为提高容错控制的实时性, 文献 [18] 结合在线和离线策略提出自适应强化学习容错控制方法, 通过在线学习的数据拟合系统模型, 同时使用近似策略优化算法针对拟合模型进行离线训练, 得到的控制器能够根据系统变化进行实时更新。文献 [19] 将强化学习与最优控制相结合, 利用最优控制理论来保证强化学习算法的最优性, 同时加快了强化学习算法的收敛速度。文献 [20] 采用与文献 [19] 类似的容错控制器, 将其与模糊控制相结合, 进一步提高控制性能。强化学习虽然能够降低容错控制器对系统模型的依赖, 但通常存在离线训练的过程, 导致控制器的实时性较差。

基于以上分析, 本文将预设性能方法与强化学习算法相结合, 设计基于强化学习的航天器姿态预设性能容错控制器。首先, 忽略故障、系统不确定性和外干扰, 利用预设性能方法设计标称控制器, 保证航天器正常工作情况下的稳定性; 然后, 设计强化学习算法的结构和参数更新律, 实现惯量不确定性的实时在线补偿; 最后, 设计自适应参数更新律补偿执行机构故障和外干扰, 实现航天器姿态的容错控制。本文方法不仅能够保证控制过程的暂态响应, 还能够保证强化学习算法的实时性, 从而减小控制器对系统模型的依赖, 有利于提高容错控制的控制性能和鲁棒性。

1　系统描述

1.1　航天器姿态控制系统模型

采用四元数描述航天器的姿态, 以避免大角度机动可能引发的奇异问题。航天器的姿态运动学可表示为

$$\begin{cases} \dot{q}_{\mathrm{b}0} = -\dfrac{1}{2}\boldsymbol{q}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}} \\ \dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{b}} = \dfrac{1}{2}(\tilde{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{b}} + q_{\mathrm{b}0}\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}} \end{cases} \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{Q}_{\mathrm{b}} = [q_{\mathrm{b}0}, \boldsymbol{q}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$为航天器本体坐标系相对惯性坐标系的四元数, $q_{\mathrm{b}0}$和$\boldsymbol{q}_{\mathrm{b}} = [q_1, q_2, q_3]^{\mathrm{T}}$分别为四元数的标量和矢量部分; $\boldsymbol{I}_3$为 3 阶单位矩阵; $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}} = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^{\mathrm{T}}$为航天器本体坐标系相对惯性坐标系的角速度在本体坐标系中的分量列阵。对于任意一个三维列阵$\boldsymbol{x} = [x_1, x_2, x_3]^{\mathrm{T}}$, $\tilde{\boldsymbol{x}}$为叉乘矩阵, 具体表达式为

$$\tilde{\boldsymbol{x}} = \begin{bmatrix} 0 & -x_3 & x_2 \\ x_3 & 0 & -x_1 \\ -x_2 & x_1 & 0 \end{bmatrix}$$

航天器执行任务过程中, 由于姿态或轨道机动发生燃料消耗, 会引起航天器转动惯量的改变, 导致航天器实际转动惯量与名义转动惯量不相等。考虑转动惯量不确定性的影响, 使用角动量定理建立如下刚性航天器姿态动力学方程:

$$(\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}0} + \Delta\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}})\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}} + \tilde{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}(\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}0} + \Delta\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}})\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}} = \boldsymbol{T}_{\mathrm{c}} + \boldsymbol{T}_{\mathrm{d}} \tag{2}$$

式中: $\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}0} \in \mathbf{R}^{3\times3}$为航天器的名义转动惯量, 通常为正定对称矩阵; $\Delta\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}} \in \mathbf{R}^{3\times3}$为未知转动惯量; $\boldsymbol{T}_{\mathrm{c}} \in \mathbf{R}^3$为作用在航天器上的控制力矩; $\boldsymbol{T}_{\mathrm{d}} \in \mathbf{R}^3$为干扰力矩。

对式(2)进行整理, 航天器姿态动力学方程可改写为

$$\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}0}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}} + \tilde{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}0}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}} = \boldsymbol{T}_{\mathrm{c}} + \boldsymbol{T}_{\mathrm{d}} + \boldsymbol{T}_{\Delta} \tag{3}$$

式中: $\boldsymbol{T}_{\Delta} = -\Delta\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}} - \tilde{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}\Delta\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}$为惯量不确定性产生的未知力矩。

1.2　执行机构及其故障模型

实际作用在航天器的控制力矩通过执行机构产生, 虽然执行机构的类型多种多样, 但不论具体形式如何, 均可使用如下数学模型进行表示:

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{c}} = \boldsymbol{C}\boldsymbol{u} \tag{4}$$

式中: $\boldsymbol{C} \in \mathbf{R}^{3\times n}$为执行机构的安装矩阵; $\boldsymbol{u} = [u_1, u_2, \cdots, u_n]^{\mathrm{T}}$为各执行机构产生的控制力矩所构成的列向量; n 为执行机构的个数。

航天器在轨运行过程中面临复杂的空间环境, 执行机构故障、老化的概率大大增加, 导致执行机构产生的实际控制力矩和期望控制力矩不相等。常见的执行机构故障有输出效率降低、产生额外的控制力矩和卡死。

根据故障特性, 执行机构故障可分为突发性故障、渐变性故障和间歇性故障。相比于渐变性故障, 突发性故障对于系统带来的冲击更大, 处理起来更加困难; 而间歇性故障可以视为不同时刻的突发性或渐变性故障叠加的结果, 因此, 本文选取具有代表性的突发性故障进行研究。

考虑执行机构故障的影响, 执行机构实际产生的控制力矩和期望控制力矩之间的关系可表示为

$$\boldsymbol{u} = (\boldsymbol{I}_n - \boldsymbol{E})\boldsymbol{u}_{\mathrm{c}} + \bar{\boldsymbol{u}}_{\mathrm{c}} \tag{5}$$

式中: $\boldsymbol{u}_{\mathrm{c}} = [u_{\mathrm{c}1}, u_{\mathrm{c}2}, \cdots, u_{\mathrm{c}n}]^{\mathrm{T}}$为各执行机构的指令控制力矩所构成的列向量; $\bar{\boldsymbol{u}}_{\mathrm{c}} = [\bar{u}_{\mathrm{c}1}, \bar{u}_{\mathrm{c}2}, \cdots, \bar{u}_{\mathrm{c}n}]^{\mathrm{T}}$为加性偏差故障; $\boldsymbol{E} = \mathrm{diag}(e_1, e_2, \cdots, e_n)$为执行机构失效系数所构成的对角矩阵, e_i为第i个执行机构的失效系

数，且有$e_i \in [0,1]$，当$e_i = 0$时，表示执行机构无失效故障，当$e_i = 1$时，表示执行机构完全失效，当$0 < e_i < 1$时，表示执行机构部分失效。

将式(4)、式(5)代入式(3)，则考虑惯量不确定和执行机构故障的航天器姿态动力学方程可表示为

$$\boldsymbol{I}_{b0}\dot{\boldsymbol{\omega}}_b + \tilde{\boldsymbol{\omega}}_b\boldsymbol{I}_{b0}\boldsymbol{\omega}_b = \boldsymbol{T}_{cf} + \boldsymbol{T}_f + \boldsymbol{T}_d + \boldsymbol{T}_\Delta \tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{T}_{cf} = \boldsymbol{C}\boldsymbol{u}_c$为执行机构输出的期望力矩；$\boldsymbol{T}_f = -\boldsymbol{C}\boldsymbol{E}\boldsymbol{u}_c + \boldsymbol{C}\bar{\boldsymbol{u}}_c$为执行机构故障产生的额外控制力矩。

2 预设性能约束

某些航天任务对于控制过程的时间响应具有一定的要求，如收敛速度、超调量、稳态误差等，因此，在控制器设计之前，先采用预设性能方法对系统进行处理，通过人为设定受控系统的性能包络来保证被控系统的暂态和稳态响应。

定义滑模变量$\boldsymbol{s}$为

$$\boldsymbol{s} = \boldsymbol{\omega}_b + k_0\boldsymbol{q}_b \tag{7}$$

式中：$k_0 > 0$。

滑模变量包含姿态四元数和姿态角速度信息，对滑模变量进行约束能够在一定程度上同时约束姿态四元数和姿态角速度。假设滑模变量的各个分量$s_i(i = 1,2,3)$满足如下不等式约束：

$$-\underline{\delta}_i\rho_i(t) < s_i(t) < \bar{\delta}_i\rho_i(t) \tag{8}$$

式中：$\underline{\delta}_i$和$\bar{\delta}_i$为正常数，表示超调抑制参数；$\rho_i(t) = (\rho_{i0} - \rho_{i\infty})\mathrm{e}^{-\lambda_i t} + \rho_{i\infty}$为光滑连续、单调递减的预设性能函数，且有$\rho_{i0} > \rho_{i\infty} > 0$，$\lambda_i > 0$。

值得注意的是，为保证不等式恒成立，参数的选取需要满足不等式约束：$-\underline{\delta}_i\rho_{i0} < s_{i0} < \bar{\delta}_i\rho_{i0}$。

由式(8)可知，滑模变量的变化受到预设性能函数的限制，其时间响应可以通过预设性能函数和超调抑制参数进行调整，从而获得期望的暂态和稳态性能。其中，参数$\rho_{i\infty}$主要保证稳态误差，λ_i保证收敛速度，$\underline{\delta}_i$和$\bar{\delta}_i$调整超调量。

在引入控制约束后，原来的无约束控制问题变为带约束的控制问题，将不可避免地导致控制器设计变得复杂。为简化控制器的设计，引入如下误差转换：

$$s_i(t) = \rho_i(t)S(\varepsilon_i) \tag{9}$$

式中：ε_i为转换误差；$S(\cdot)$为光滑连续的误差转换函数，且满足：①严格单调递增；②$-\underline{\delta}_i < S(\varepsilon_i) < \bar{\delta}_i$；③$\lim\limits_{\varepsilon_i \to -\infty} S(\varepsilon_i) = -\underline{\delta}_i$，$\lim\limits_{\varepsilon_i \to +\infty} S(\varepsilon_i) = \bar{\delta}_i$。

本文选取如下误差转换函数：

$$S(\varepsilon) = \frac{\bar{\delta}\underline{\delta}(\mathrm{e}^{\varepsilon} - \mathrm{e}^{-\varepsilon})}{\underline{\delta}\mathrm{e}^{\varepsilon} + \bar{\delta}\mathrm{e}^{-\varepsilon}} \tag{10}$$

由于误差转换函数严格单调递增，存在逆函数，则转换误差ε_i可表示为

$$\varepsilon_i = S^{-1}(l_i) = \frac{1}{2}\ln\left(\frac{\underline{\delta}_i + l_i}{\bar{\delta}_i - l_i}\right) - \frac{1}{2}\ln\left(\frac{\underline{\delta}_i}{\bar{\delta}_i}\right) \tag{11}$$

式中：$l_i = s_i(t)/\rho_i(t)$。

从式(11)可以看出，当l_i趋于0时，转换误差ε_i也趋于0；并且当被控量处于不等式约束之内时，转化误差满足$\varepsilon_i \in (-\infty, +\infty)$。因此，后续进行控制器设计时，只需保证转换误差$\varepsilon_i$有界即可实现对滑模变量的不等式约束。

3 控制器设计

图1为基于强化学习的航天器姿态预设性能容错控制系统结构示意图。可以看出，容错控制器由标称控制器、强化学习补偿算法和自适应补偿算法3部分构成。标称控制器通过预设性能方法设计得到，用于保证无惯量不确定和执行机构故障情况下姿态控制的暂态和稳态响应。评判网络用于评估闭环系统的控制性能，动作网络则根据评判网络进行更新，用于生成补偿惯量不确定性的前馈控制力矩。设计自适应律补偿执行机构故障和外扰动对航天器姿态的影响。

3.1 标称控制器设计

在设计标称控制器时，忽略惯量不确定性、干

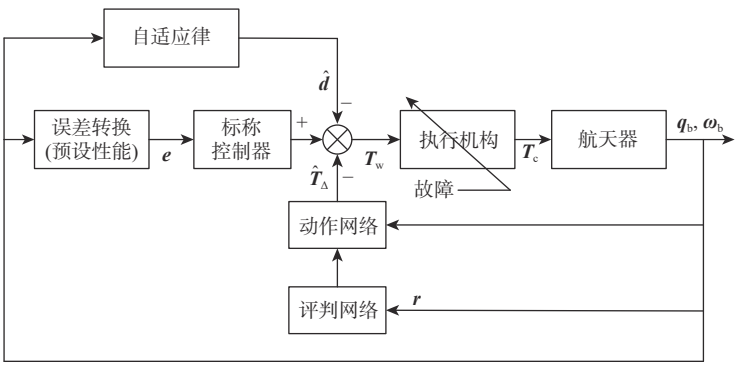


图1 基于强化学习的航天器姿态预设性能容错控制系统结构示意图

Fig. 1 Structure of fault-tolerant control system of spacecraft attitude with prescribed performance based on reinforcement learning

扰力矩和执行机构的影响，因此，航天器的姿态动力学方程可简化为

$$\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}0}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}+\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}0}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}=\boldsymbol{T}_{\mathrm{c}} \tag{12}$$

通过预设性能方法来保证控制过程的暂态响应。对式(11)求导，可得转换误差的动力学方程为

$$\dot{\varepsilon}_i=r_i\left(\dot{s}_i-\frac{\dot{\rho}_i}{\rho_i}s_i\right) \tag{13}$$

式中：r_i为正数，具体表达式为

$$r_i=\frac{1}{2\rho_i}\left(\frac{1}{\underline{\delta}_i+l_i}+\frac{1}{\bar{\delta}_i-l_i}\right)$$

为便于描述，将转换误差改写成矩阵形式。令$\boldsymbol{e}=\left[\begin{array}{ccc}\varepsilon_1 & \varepsilon_2 & \varepsilon_3\end{array}\right]^{\mathrm{T}}$，则有

$$\dot{\boldsymbol{e}}=\boldsymbol{R}(\dot{\boldsymbol{s}}-\boldsymbol{P}\boldsymbol{s}) \tag{14}$$

式中：$\boldsymbol{R}=\mathrm{diag}(r_1,r_2,r_3)$；$\boldsymbol{P}=\mathrm{diag}(\dot{\rho}_1/\rho_1,\dot{\rho}_2/\rho_2,\dot{\rho}_3/\rho_3)$。

对式(7)求导，并代入式(1)、式(12)，可得

$$\dot{\boldsymbol{s}}=\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}+k_0\dot{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{b}}=\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}0}^{-1}(\boldsymbol{T}_{\mathrm{c}}-\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}0}I_{\mathrm{b}})+\frac{1}{2}k_0(\tilde{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{b}}+q_{\mathrm{b}0}\boldsymbol{I}_3)\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}} \tag{15}$$

由于$\boldsymbol{R}$为正定矩阵，借助反馈控制的思想，令转换误差满足等式$\dot{\boldsymbol{e}}=-k\boldsymbol{R}\boldsymbol{e}$，即可得到标称控制器为

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{c}0}=-k\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}0}\boldsymbol{e}+\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}0}\boldsymbol{P}\boldsymbol{s}+\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}0}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}-\frac{1}{2}k_0\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}0}\left(\tilde{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{b}}+q_{\mathrm{b}0}\boldsymbol{I}_3\right)\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}} \tag{16}$$

式中：$k>0$为控制参数。

式(16)中的$-k\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}0}\boldsymbol{e}$项用于保证收敛速度，其余各项均为前馈控制项，用于保证控制精度。

3.2　评判网络和动作网络设计

航天器姿态控制的目标是保证姿态四元数矢部和姿态角速度趋于 0，由此定义如下代价函数：

$$J(t)=\int_t^{\infty}\mathrm{e}^{-\gamma_{\mathrm{c}}(\tau-t)}r(\tau)\mathrm{d}\tau \tag{17}$$

式中：$\gamma_{\mathrm{c}}\geqslant 0$为折扣因子；$r(t)=\boldsymbol{x}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_{\mathrm{r}}\boldsymbol{x}_{\mathrm{b}}+\boldsymbol{T}_{\mathrm{cf}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}_{\mathrm{r}}\boldsymbol{T}_{\mathrm{cf}}$为即时代价函数，$\boldsymbol{x}_{\mathrm{b}}=[\boldsymbol{q}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{T}},\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$为航天器的状态变量，$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{r}}$和$\boldsymbol{R}_{\mathrm{r}}$为待定的正定矩阵。

对式(17)求导，得到代价函数满足的等式约束为

$$\dot{J}(t)=\gamma_{\mathrm{c}}J(t)-r(t) \tag{18}$$

使用评判网络近似代价函数，借助神经网络强大的函数拟合能力，代价函数可以表示为

$$J(t)=\boldsymbol{W}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}})+\varepsilon_{\mathrm{c}} \tag{19}$$

式中：$\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}}=[\boldsymbol{q}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{T}},\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$为评判网络的输入；$\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}})=\boldsymbol{f}_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{V}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}})$为评判网络激活函数，采用单层前馈神经网络来实现，$\boldsymbol{f}_{\mathrm{c}}(\cdot)$为双曲正切函数，$\boldsymbol{V}_{\mathrm{c}}$为加权矩阵；$\boldsymbol{W}_{\mathrm{c}}$为最优的评判网络参数；$\varepsilon_{\mathrm{c}}$为评判网络近似误差。

最优的评判网络参数和网络近似误差通常是未知的，因此，代价函数的估计值$\hat{J}(t)$可表示为

$$\hat{J}(t)=\hat{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}}) \tag{20}$$

式中：$\hat{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}$为$\boldsymbol{W}_{\mathrm{c}}$的估计值。

为评估代价函数的近似误差，定义如下评判网络估计误差：

$$e_{\mathrm{c}}(t)=r(t)-\gamma_{\mathrm{c}}\hat{J}(t)+\dot{\hat{J}}(t)=r(t)+\hat{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}},\dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{c}}) \tag{21}$$

式中：$\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}},\dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{c}})=\dot{\boldsymbol{\varphi}}_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}})-\gamma_{\mathrm{c}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}})$，$\dot{\boldsymbol{\varphi}}_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}})$为$\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}})$的导数，$\dot{\boldsymbol{\varphi}}_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}})=\left(\partial\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{c}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}})/\partial\boldsymbol{x}_{\mathrm{c}}\right)\dot{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{c}}$。

定义评判网络的优化目标为

$$E_{\mathrm{c}}=\frac{1}{2}e_{\mathrm{c}}^2 \tag{22}$$

评判网络的参数根据式(23)进行更新：

$$\dot{\hat{\boldsymbol{W}}}_{\mathrm{c}}=-\alpha_{\mathrm{c}}e_{\mathrm{c}}\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{c}}-\alpha_{\mathrm{c}}k_{\mathrm{c}}\hat{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}} \tag{23}$$

式中：$\alpha_{\mathrm{c}}>0$为评判网络的学习率；$k_{\mathrm{c}}>0$为设计参数。

网络参数更新分为 2 部分：$\alpha_{\mathrm{c}}e_{\mathrm{c}}\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{c}}$通过极小化目标函数$E_{\mathrm{c}}$获得，修正项$-\alpha_{\mathrm{c}}k_{\mathrm{c}}\hat{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}$用于增强参数的鲁棒性。

动作网络用于补偿航天器惯量不确定性带来的影响。假设由惯量不确定性产生的干扰力矩$\boldsymbol{T}_{\Delta}$可用神经网络近似为

$$\boldsymbol{T}_{\Delta}=\boldsymbol{W}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{a}})+\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{a}} \tag{24}$$

式中：$\boldsymbol{x}_{\mathrm{a}}=[\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{T}},\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$为动作网络的输入；$\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{a}})$为动作网络激活函数；$\boldsymbol{W}_{\mathrm{a}}$为最优的动作网络参数；$\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{a}}$为动作网络近似误差。

由惯量不确定性产生的干扰力矩为$\boldsymbol{T}_{\Delta}=-\Delta\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}-\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}\Delta\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}$，即$\boldsymbol{T}_{\Delta}$为$\boldsymbol{x}_{\mathrm{a}}$的多项式函数。本文使用多项式作为动作网络的激活函数，相比于单层前馈神经网络，使用多项式的动作网络对惯量不确定性的拟合能力更强。激活函数具体选为$\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{a}})=[x_1^2,x_2^2,x_3^2,x_1x_2,x_1x_3,x_2x_3,5x_4,3x_5,4x_6]$。

同理，最优的动作网络参数和网络近似误差通常是未知的，因此，惯量不确定性的估计值$\hat{\boldsymbol{T}}_{\Delta}$可表示为

$$\hat{\boldsymbol{T}}_{\Delta}=\hat{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{a}}) \tag{25}$$

式中：$\hat{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}$为$\boldsymbol{W}_{\mathrm{a}}$的估计值。

动作网络的目标为：①动作网络的近似误差尽可能小；②代价函数的估计值与代价函数的期望值之间的误差尽可能小；③转换误差$\boldsymbol{e}$尽可能小。

定义如下动作网络估计误差：

$$\boldsymbol{e}_{\mathrm{a}}=\hat{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{a}})+\boldsymbol{e}+\boldsymbol{K}_{\mathrm{f}}(\hat{J}-J_{\mathrm{d}}) \tag{26}$$

式中：$\boldsymbol{K}_{\mathrm{f}}=[k_{\mathrm{f}1},k_{\mathrm{f}2},k_{\mathrm{f}3}]^{\mathrm{T}}$，且有$k_{\mathrm{f}i}>0,i=1,2,3$；$J_{\mathrm{d}}$为代价函数的期望值，不失一般性，将其设置为 0。

定义动作网络的优化目标为

$$E_{\mathrm{a}}=\frac{1}{2}\boldsymbol{e}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}_{\mathrm{a}} \tag{27}$$

动作网络的参数通过式(28)进行更新:

$$\dot{\hat{\boldsymbol{W}}}_{\mathrm{a}}=-\alpha_{\mathrm{a}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}\boldsymbol{e}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}-\alpha_{\mathrm{a}}k_{\mathrm{a}}\hat{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}} \tag{28}$$

式中: $\alpha_{\mathrm{a}}>0$为动作网络的学习率; $k_{\mathrm{a}}>0$为设计参数。

从式(23)和式(28)可以看出,评判网络和动作网络的参数都是实时更新的,因此,本文提出的强化学习算法能够在线对惯量不确定性进行补偿,更有利于实际应用。

3.3 自适应补偿控制器设计

考虑到执行机构故障的突发性,在短时间内使用强化学习进行在线识别具有一定的难度,因此,设计自适应律补偿执行机构故障和干扰力矩。

将干扰力矩和执行机构故障产生的额外控制力矩之和定义为外扰动$\boldsymbol{d}$:

$$\boldsymbol{d}=\boldsymbol{T}_{\mathrm{d}}+\boldsymbol{T}_{\mathrm{f}} \tag{29}$$

假设外扰动$\boldsymbol{d}$的估计值为$\hat{\boldsymbol{d}}$,设计如下自适应律:

$$\dot{\hat{\boldsymbol{d}}}=\alpha_{\mathrm{d}}\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{b0}}^{-1}\boldsymbol{R}\boldsymbol{e}-k_{\mathrm{d}}\hat{\boldsymbol{d}}\right) \tag{30}$$

式中: $\alpha_{\mathrm{d}}>0$、$k_{\mathrm{d}}>0$为设计参数。

综上所述,基于强化学习的预设性能容错控制器为

$$\boldsymbol{T}_{\mathrm{w}}=\boldsymbol{T}_{\mathrm{c0}}-\hat{\boldsymbol{T}}_{\Delta}-\hat{\boldsymbol{d}} \tag{31}$$

式中: $\boldsymbol{T}_{\mathrm{w}}$为期望控制力矩。

执行机构的指令控制力矩$\boldsymbol{u}_{\mathrm{c}}$通过伪逆操纵律获得:

$$\boldsymbol{u}_{\mathrm{c}}=\boldsymbol{C}^{+}\boldsymbol{T}_{\mathrm{w}}=\boldsymbol{C}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{C}\boldsymbol{C}^{\mathrm{T}})^{-1}\boldsymbol{T}_{\mathrm{w}} \tag{32}$$

式中: $\boldsymbol{C}^{+}$为矩阵$\boldsymbol{C}$的伪逆。

4 稳定性分析

定理1 针对式(1)、式(6)描述的考虑惯量不确定性和执行机构故障的航天器模型,如果评判网络和动作网络分别选为式(19)和式(24),网络参数更新律由式(23)和式(28)确定,则由式(16)、式(25)和式(30)构成的基于强化学习的预设性能容错控制器式(31)可以保证航天器姿态一致有界,同时能保证姿态控制的暂态和稳态性能。

证明 定义如下Lyapunov函数:

$$V=\frac{1}{2}\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}+\frac{1}{2\alpha_{\mathrm{c}}}\mathrm{tr}\left(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}\right)+\frac{1}{2\alpha_{\mathrm{a}}}\mathrm{tr}\left(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}\right)+\frac{1}{2\alpha_{\mathrm{d}}}\tilde{\boldsymbol{d}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}} \tag{33}$$

式中: $\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}=\hat{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}-\boldsymbol{W}_{\mathrm{c}}$; $\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}=\hat{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}-\boldsymbol{W}_{\mathrm{a}}$; $\tilde{\boldsymbol{d}}=\hat{\boldsymbol{d}}-\boldsymbol{d}$。

对式(33)求时间导数,有

$$\dot{V}=\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{e}}+\frac{1}{\alpha_{\mathrm{c}}}\mathrm{tr}\left(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\dot{\tilde{\boldsymbol{W}}}_{\mathrm{c}}\right)+\frac{1}{\alpha_{\mathrm{a}}}\mathrm{tr}\left(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\dot{\tilde{\boldsymbol{W}}}_{\mathrm{a}}\right)+\frac{1}{\alpha_{\mathrm{d}}}\tilde{\boldsymbol{d}}^{\mathrm{T}}\dot{\tilde{\boldsymbol{d}}} \tag{34}$$

由式(18)和式(19)可得

$$r(t)=\gamma_{\mathrm{c}}J(t)-\dot{J}(t)=-\boldsymbol{W}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{c}}-\Lambda(\varepsilon_{\mathrm{c}}) \tag{35}$$

式中: $\Lambda(\varepsilon_{\mathrm{c}})=\dot{\varepsilon}_{\mathrm{c}}-\gamma_{\mathrm{c}}\varepsilon_{\mathrm{c}}$。

由式(21)、式(23)、式(35)和杨氏不等式可得

$$\begin{aligned}\frac{1}{\alpha_{\mathrm{c}}}\mathrm{tr}\left(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\dot{\tilde{\boldsymbol{W}}}_{\mathrm{c}}\right)=&-\mathrm{tr}\left(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{c}}\left(\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}+\Lambda(\varepsilon_{\mathrm{c}})\right)\right)-\\&k_{\mathrm{c}}\mathrm{tr}\left(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}\right)\leqslant-\lambda_{\min}(\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}})\mathrm{tr}\left(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}\right)+\\&\beta_1\lambda_{\max}(\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}})\mathrm{tr}\left(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}\right)+\frac{1}{4\beta_1}\Lambda^2(\varepsilon_{\mathrm{c}})-\\&\frac{k_{\mathrm{c}}}{2}\mathrm{tr}\left(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}\right)+\frac{k_{\mathrm{c}}}{2}\mathrm{tr}\left(\boldsymbol{W}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_{\mathrm{c}}\right)\end{aligned} \tag{36}$$

式中: $\beta_1>0$。

由式(26)、式(28)和杨氏不等式可得

$$\begin{aligned}\frac{1}{\alpha_{\mathrm{a}}}\mathrm{tr}\left(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\dot{\tilde{\boldsymbol{W}}}_{\mathrm{a}}\right)=&-\mathrm{tr}\left(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}(\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}+\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{K}_{\mathrm{f}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}})\right)-\\&k_{\mathrm{a}}\mathrm{tr}\left(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}\right)\leqslant\beta_2\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}+\frac{\lambda_{\max}(\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}})}{4\beta_2}\mathrm{tr}\left(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}\right)+\\&\lambda_{\max}(\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}})\mathrm{tr}\left(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}\right)+\beta_3\mathrm{tr}\left(\boldsymbol{W}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_{\mathrm{a}}\right)+\\&\frac{\lambda_{\max}(\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}})}{4\beta_3}\mathrm{tr}\left(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}\right)+\beta_4\mathrm{tr}\left(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}\right)+\\&\frac{\lambda_{\max}(\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}\boldsymbol{K}_{\mathrm{f}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{K}_{\mathrm{f}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}})}{4\beta_4}\mathrm{tr}\left(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}\right)+\beta_5\mathrm{tr}\left(\boldsymbol{W}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_{\mathrm{c}}\right)+\\&\frac{\lambda_{\max}(\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}\boldsymbol{K}_{\mathrm{f}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{K}_{\mathrm{f}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}})}{4\beta_5}\mathrm{tr}\left(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}\right)-\\&\frac{k_{\mathrm{a}}}{2}\mathrm{tr}\left(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}\right)+\frac{k_{\mathrm{a}}}{2}\mathrm{tr}\left(\boldsymbol{W}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_{\mathrm{a}}\right)\end{aligned} \tag{37}$$

式中: $\beta_2,\beta_3,\beta_4,\beta_5>0$。

由式(30)和杨氏不等式可得

$$\begin{aligned}\frac{1}{\alpha_{\mathrm{d}}}\tilde{\boldsymbol{d}}^{\mathrm{T}}\dot{\tilde{\boldsymbol{d}}}=&\tilde{\boldsymbol{d}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{I}_{\mathrm{b0}}^{-1}\boldsymbol{R}\boldsymbol{e}-k_{\mathrm{d}}\tilde{\boldsymbol{d}}^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{d}}\leqslant\\&\tilde{\boldsymbol{d}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{I}_{\mathrm{b0}}^{-1}\boldsymbol{R}\boldsymbol{e}-\frac{k_{\mathrm{d}}}{2}\tilde{\boldsymbol{d}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}+\frac{k_{\mathrm{d}}}{2}\boldsymbol{d}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{d}\end{aligned} \tag{38}$$

由于$\tilde{\boldsymbol{T}}_{\Delta}=\hat{\boldsymbol{T}}_{\Delta}-\boldsymbol{T}_{\Delta}=\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}(\boldsymbol{x}_{\mathrm{a}})-\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{a}}$,结合式(14)、式(16)、式(31)和杨氏不等式可得

$$\begin{aligned}\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{e}}=&-k\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}\boldsymbol{e}-\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}\boldsymbol{I}_{\mathrm{b0}}^{-1}\tilde{\boldsymbol{d}}-\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}\boldsymbol{I}_{\mathrm{b0}}^{-1}\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}+\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}\boldsymbol{I}_{\mathrm{b0}}^{-1}\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{a}}\leqslant\\&-k\lambda_{\min}(\boldsymbol{R})\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}-\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}\boldsymbol{I}_{\mathrm{b0}}^{-1}\tilde{\boldsymbol{d}}+\\&\beta_6\lambda_{\max}(\boldsymbol{R}\boldsymbol{I}_{\mathrm{b0}}^{-1}\boldsymbol{I}_{\mathrm{b0}}^{-\mathrm{T}}\boldsymbol{R}^{\mathrm{T}})\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}+\frac{\lambda_{\max}(\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}})}{4\beta_6}\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}})+\\&\beta_7\lambda_{\max}(\boldsymbol{R}\boldsymbol{I}_{\mathrm{b0}}^{-1}\boldsymbol{I}_{\mathrm{b0}}^{-\mathrm{T}}\boldsymbol{R}^{\mathrm{T}})\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}+\frac{1}{4\beta_7}\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{a}}\end{aligned} \tag{39}$$

式中: $\beta_6,\beta_7>0$。

将式(36)~式(39)代入式(34)可得

$$\dot{V}\leqslant-\lambda_{\mathrm{e}}\boldsymbol{e}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{e}-\lambda_{\mathrm{c}}\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}})-\lambda_{\mathrm{a}}\mathrm{tr}(\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}})-\lambda_{\mathrm{d}}\tilde{\boldsymbol{d}}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{d}}+\mu \tag{40}$$

式中:

$$\lambda_{\mathrm{e}}=k\lambda_{\min}(\boldsymbol{R})-\beta_2-(\beta_6+\beta_7)\lambda_{\max}(\boldsymbol{R}\boldsymbol{I}_{\mathrm{b0}}^{-1}\boldsymbol{I}_{\mathrm{b0}}^{-\mathrm{T}}\boldsymbol{R}^{\mathrm{T}})$$

$$\lambda_{\mathrm{c}}=\frac{k_{\mathrm{c}}}{2}+\lambda_{\min}(\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}})-\beta_1\lambda_{\max}(\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}})-\beta_4$$

$$\lambda_{\mathrm{a}}=\frac{k_{\mathrm{a}}}{2}-\left(1+\frac{1}{4\beta_2}+\frac{1}{4\beta_6}\right)\lambda_{\max}(\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}})-\frac{\lambda_{\max}(\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}})}{4\beta_3}-\left(\frac{1}{4\beta_4}+\frac{1}{4\beta_5}\right)\lambda_{\max}(\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}\boldsymbol{K}_{\mathrm{f}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{K}_{\mathrm{f}}\boldsymbol{\varphi}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}})$$

$$\lambda_{\mathrm{d}}=\frac{k_{\mathrm{d}}}{2}$$

$$\mu=\frac{1}{4\beta_1}\Lambda^2(\varepsilon_{\mathrm{c}})+\left(\beta_5+\frac{k_{\mathrm{c}}}{2}\right)\mathrm{tr}\left(\boldsymbol{W}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_{\mathrm{c}}\right)+\left(\beta_3+\frac{k_{\mathrm{a}}}{2}\right)\mathrm{tr}\left(\boldsymbol{W}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{W}_{\mathrm{a}}\right)+\frac{k_{\mathrm{d}}}{2}\boldsymbol{d}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{d}+\frac{1}{4\beta_7}\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\varepsilon}_{\mathrm{a}}$$

定义$\lambda=\min\{2\lambda_{\mathrm{e}},2\alpha_{\mathrm{c}}\lambda_{\mathrm{c}},2\alpha_{\mathrm{a}}\lambda_{\mathrm{a}},2\alpha_{\mathrm{d}}\lambda_{\mathrm{d}}\}$，则有

$$\dot{V}\leqslant-\lambda V+\mu \tag{41}$$

对式(41)积分可得

$$V(t)\leqslant\frac{\mu}{\lambda}+\left(V_0-\frac{\mu}{\lambda}\right)\mathrm{e}^{-\lambda t} \tag{42}$$

式中：V_0为 Lyapunov 函数的初值。

因此，Lyapunov 函数$V(t)$始终小于μ/λ，即 Lyapunov 函数有界。为获得更好的控制效果，可通过增大参数k、α_{c}、α_{a}、α_{d}的值来实现。根据 Lyapunov 稳定性判定定理可知，转换误差$\boldsymbol{e}$和估计误差$\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{c}}$、$\tilde{\boldsymbol{W}}_{\mathrm{a}}$、$\tilde{\boldsymbol{d}}$都是一致有界的。由于转换误差$\boldsymbol{e}$有界，即对$\forall i=1,2,3$，$\varepsilon_i$有界，滑模变量$\boldsymbol{s}$一致有界，并且控制过程的暂态和稳态响应都不超过规定的预设性能约束。进而由于滑模变量有界，姿态四元数矢部$\boldsymbol{q}_{\mathrm{b}}$和姿态角速度$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}$均一致有界，其上界由预设性能函数决定。　　**证毕**

5　仿真验证

本节通过数值仿真验证控制器的有效性。航天器的实际转动惯量$\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}$和名义转动惯量$\boldsymbol{I}_{\mathrm{b0}}$分别为：$\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}}=\begin{bmatrix}45.4 & 1.5 & 1\\ 1.5 & 23.3 & 1.2\\ 1 & 1.2 & 32.8\end{bmatrix}$ kg·m^2，$\boldsymbol{I}_{\mathrm{b0}}=\begin{bmatrix}40 & 0 & 0\\ 0 & 20 & 0\\ 0 & 0 & 28\end{bmatrix}$ kg·m^2；执行机构的安装矩阵为：$C=\begin{bmatrix}1 & 0 & 0 & 1/\sqrt{3}\\ 0 & 1 & 0 & 1/\sqrt{3}\\ 0 & 0 & 1 & 1/\sqrt{3}\end{bmatrix}$；航天器初始姿态四元数和姿态角速度分别为$[0.953\ 1,\ 0.1,\ 0.15,\ -0.12]^{\mathrm{T}}$和$[0.4,\ -0.2,\ 0.3]^{\mathrm{T}}$(°)/s。航天器的干扰力矩为：$\boldsymbol{T}_{\mathrm{d}}=\begin{bmatrix}3\cos(0.001t)\\ \cos(0.001t)+1\\ -4\sin(0.001t)\end{bmatrix}\times10^{-4}$ N·m。执行机构故障为：20 s 时，x轴执行机构同时发生失效和偏差故障，其中，失效系数为$e_1=0.5$，偏差故障为$\bar{u}_1=-0.2$ N·m。控制参数为：$k_0=2$，$k=0.1$，$\lambda_i=0.2$，$\underline{\delta}_i=\bar{\delta}_i=1$，$\rho_{i0}=0.4$，$\rho_{i\infty}=10^{-3}$，$i=1,2,3$。评判网络激活函数的输出为 10 维，前馈神经网络的参数在$[-1,1]$之间随机选取并保持不变，评判网络的初始参数为 0；动作网络的初始参数为$[\boldsymbol{0}_{3\times6}\ \ -\boldsymbol{I}_3]^{\mathrm{T}}$。强化学习算法参数为：$\gamma_{\mathrm{c}}=0$，$\alpha_{\mathrm{c}}=2$，$\alpha_{\mathrm{a}}=5$，$k_{\mathrm{c}}=0.001$，$k_{\mathrm{a}}=0.000\,1$，$\boldsymbol{Q}_{\mathrm{r}}=100\boldsymbol{I}_6$，$\boldsymbol{R}_{\mathrm{r}}=\boldsymbol{I}_3$，$\boldsymbol{K}_{\mathrm{f}}=[1,1,1]^{\mathrm{T}}$。自适应参数为：$\alpha_{\mathrm{d}}=10$，$k_{\mathrm{d}}=0.001$。

考虑到本文的重点在于提出一种新的容错控制方法，仿真主要验证控制方法的有效性，因此，并未引入敏感器，量测误差为 0；执行机构选用可输出连续力矩的飞轮或陀螺，其控制周期与仿真步长保持一致。仿真结果如图 2～图 9 所示。

从图 2 和图 3 可以看出，航天器姿态四元数和姿态角速度在 10 s 左右基本收敛；当 20 s 发生执行机构故障后，姿态四元数和姿态角速度发生不同程度的波动，其中，姿态四元数变化量不超过4×10^{-5}，姿态角速度变化量不超过2×10^{-2}(°)/s，但是均能在 5 s 之内收敛到 0 附近，表明本文提出的容错控制方

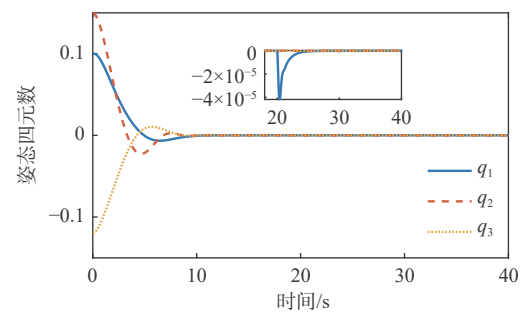


图 2　姿态四元数

Fig. 2　Attitude quaternion

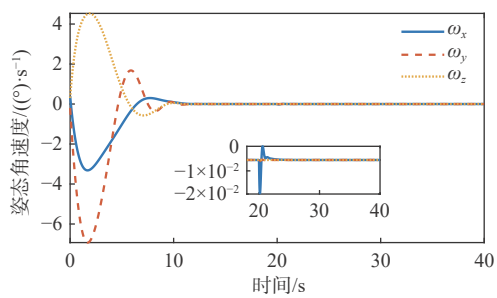


图 3　姿态角速度

Fig. 3　Attitude angular velocity

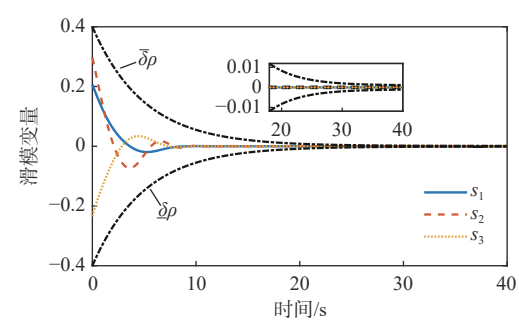


图 4　滑模变量

Fig. 4　Sliding mode variable

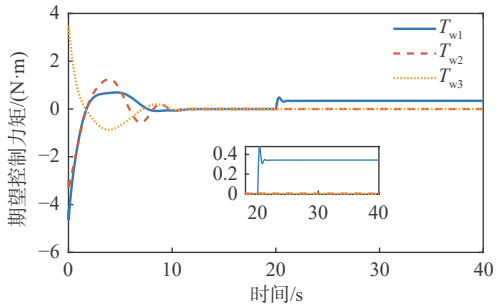


图5 期望控制力矩

Fig. 5 Expected control moment

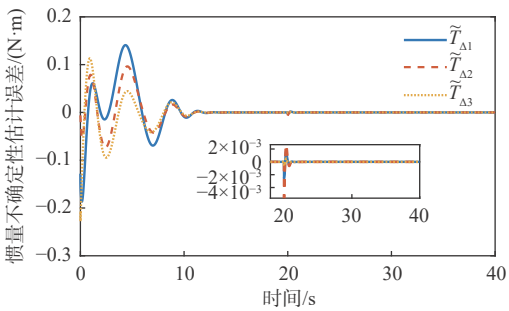


图6 惯量不确定性估计误差

Fig. 6 Estimation error of inertia uncertainty

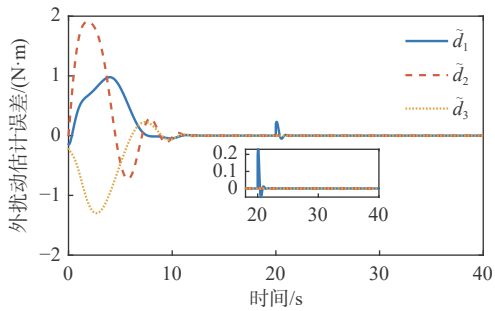


图7 外扰动估计误差

Fig. 7 Estimation error of external disturbance

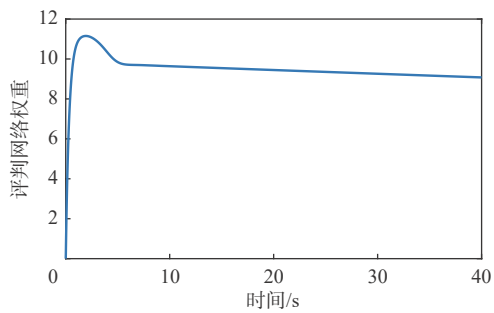


图8 评判网络权重

Fig. 8 Weight of critic network

法能够较好地处理执行机构故障。从图4可以看出，整个控制过程中，滑模变量始终在预设性能函数的约束范围内，表明设计好的容错控制器能使航天器姿态获得预先设定好的暂态和稳态性能。图5给出了期望控制力矩的曲线，其中，20 s后期望控制力矩不为0，用于抵消执行机构故障的影响。

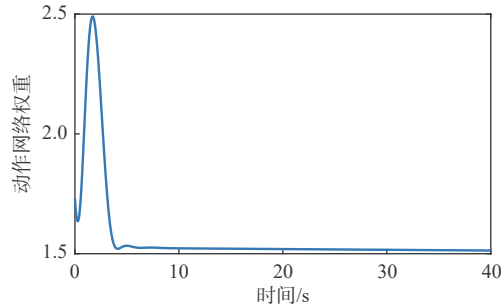


图9 动作网络权重

Fig. 9 Weight of actor network

图6和图7分别为惯量不确定性和外扰动的估计误差，可以看出，发生故障后，估计误差都能快速收敛到0附近，表明设计的强化学习和自适应算法能够较好地处理惯量不确定性和执行机构故障。评判网络和动作网络的参数变化曲线如图8和图9所示，参数在姿态稳定前基本收敛，表明强化学习算法的收敛性较好。

下面通过对比仿真验证本文提出的容错控制方法的优势。选取如下自适应滑模容错控制器：$\boldsymbol{T}_{\mathrm{w}}=-k_1\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}0}\boldsymbol{s}-0.5k_0\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}0}\left(\tilde{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{b}}+q_{\mathrm{b}0}\boldsymbol{I}_3\right)\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}+\tilde{\boldsymbol{\omega}}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}0}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{b}}-\hat{\boldsymbol{d}}$，其中，$k_1$为控制参数，$\dot{\hat{\boldsymbol{d}}}=\alpha_{\mathrm{d}}\left(\boldsymbol{I}_{\mathrm{b}0}^{-1}\boldsymbol{s}-k_{\mathrm{d}}\hat{\boldsymbol{d}}\right)$，用于估计外干扰和模型不确定性。为便于对比分析，尽可能保证控制器的参数一致，其中，$k_0=2,k_1=0.4,\alpha_{\mathrm{d}}=10$，$k_{\mathrm{d}}=0.001$。仿真结果如图10～图13所示。

从图10可以看出，航天器姿态四元数并不能很好地收敛到0附近，控制精度仅为10×10^{-3}，表明自适应滑模容错控制方法在执行机构故障和惯量不确定情况下的控制性能较差。从图11可以看出，姿态角速度能够收敛到0附近，但发生执行机构故障后的波动更大，达到0.2(°)/s。并且从图12的滑模变量变化曲线可以看出，10 s之后滑模变量并不能始终在预设性能函数范围之内，尤其在发生执行机构故障后，滑模变量甚至不能收敛到0，控制过程的暂态响应更差。

通过上述对比可以看出，本文提出的基于强化

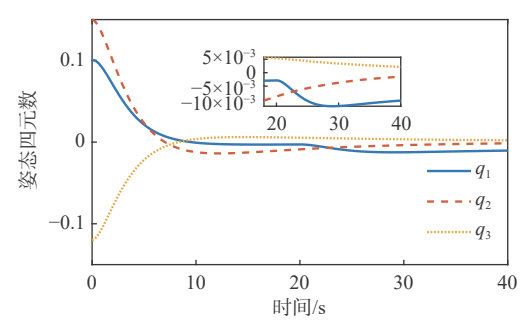


图10 姿态四元数仿真结果

Fig. 10 Results of attitude quaternion

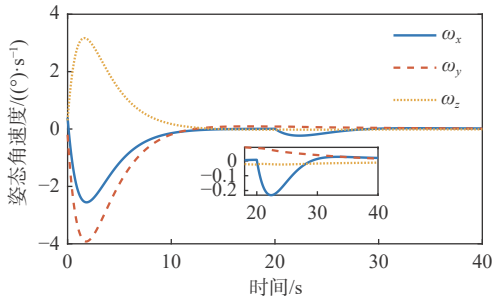


图 11　姿态角速度仿真结果

Fig. 11　Results of attitude angular velocity

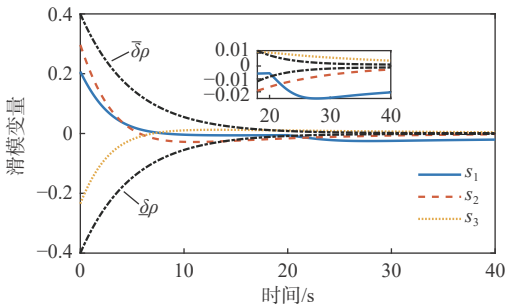


图 12　滑模变量仿真结果

Fig. 12　Results of sliding mode variable

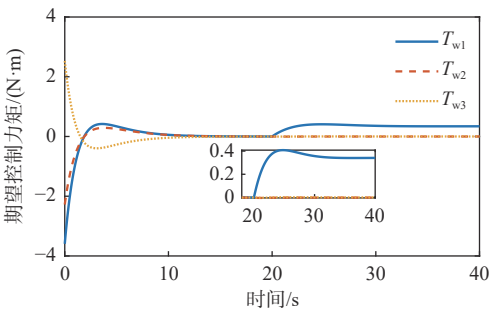


图 13　期望控制力矩仿真结果

Fig. 13　Results of expected control moment

学习的预设性能容错控制方法能够更好地补偿惯量不确定和执行机构故障, 从而提高航天器姿态控制的精度。此外, 本文提出的控制方法借助了预设性能方法, 在实现容错控制的基础上能够保证控制过程的暂态响应, 这是常规容错控制方法所不具有的优势。

6　结　论

1) 针对存在惯量不确定和执行机构故障的航天器, 结合强化学习和预设性能方法提出一种新型容错控制方法, 实现了航天器姿态的稳定控制。

2) 该容错控制方法能较为准确地补偿惯量不确定和故障的影响, 并且对强化学习中的神经网络结构进行改进后, 收敛性较好。

3) 相比于自适应滑模容错控制器, 该容错控制方法的控制精度更高, 并且有更好的暂态响应。

在未来研究中, 将进一步考虑执行机构输出受限的影响, 使得该容错控制方法能够更好地应用到实际航天器中。

参考文献（References）

[1] 王亚坤, 杨凯飞, 张婕, 等. 卫星在轨故障案例与人工智能故障诊断[J]. 中国空间科学技术, 2022, 42(1): 16-29.
WANG Y K, YANG K F, ZHANG J, et al. Case study of in-orbit satellite failures and artificial intelligence based failure detection[J]. Chinese Space Science and Technology, 2022, 42(1): 16-29(in Chinese).

[2] 姜斌, 张柯, 杨浩, 等. 卫星姿态控制系统容错控制综述[J]. 航空学报, 2021, 42(11): 524662.
JIANG B, ZHANG K, YANG H, et al. Fault-tolerant control of satellite attitude control systems: Review[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(11): 524662(in Chinese).

[3] 沈毅, 李利亮, 王振华. 航天器故障诊断与容错控制技术研究综述[J]. 宇航学报, 2020, 41(6): 647-656.
SHEN Y, LI L L, WANG Z H. A review of fault diagnosis and fault-tolerant control techniques for spacecraft[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(6): 647-656(in Chinese).

[4] 陈雪芹, 孙瑞, 宋道喆, 等. 航天器姿态控制系统单机故障分析[C]//第三届中国指挥控制大会. 北京: 国防工业出版社, 2015: 275-280.
CHEN X Q, SUN R, SONG D Z, et al. Failure analysis of components in spacecraft attitude control system[C]//Proceedings of the 3rd China Conference on Command and Control. Beijing: National Defense Industry Press, 2015: 275-280(in Chinese).

[5] 林来兴. 最近十年航天器制导、导航与控制 (GNC) 系统故障分析研究[J]. 控制工程, 2004(1): 1-8.
LIN L X. Fault analysis of spacecraft guidance, navigation and control (GNC) systems in the last decade[J]. Control Engineering of China, 2004(1): 1-8(in Chinese).

[6] EDWARDS C, LOMBAERTS T, SMAILI H. Fault tolerant flight control: A benchmark challenge[M]. Berlin: Springer, 2010.

[7] JIN J, KO S, RYOO C K. Fault tolerant control for satellites with four reaction wheels[J]. Control Engineering Practice, 2008, 16(10): 1250-1258.

[8] ZHOU J, LI X, LIU R, et al. Active fault-tolerant satellite attitude control based on fault effect classification[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2017, 231: 1917-1934.

[9] SHEN Q, YUE C F, GOHC H, et al. Active fault-tolerant control system design for spacecraft attitude maneuvers with actuator saturation and faults[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2019, 66(5): 3763-3772.

[10] 闫鑫. 基于滑模的航天器执行机构故障诊断与容错控制研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2012.
YAN X. Research on sliding mode based spacecraft actuator fault diagnosis and fault-tolerant control[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2012(in Chinese).

[11] 苏伟伟. 深空探测器高精度姿态容错控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
SU W W. Research on high precision fault-tolerant attitude control

for deep space probe[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018(in Chinese).

[12] WANG Z, LI Q, LI S R. Adaptive integral-type terminal sliding mode fault tolerant control for spacecraft attitude tracking[J]. IEEE Access, 2019, 7: 35195-35207.

[13] HUANG X W, DUAN G R. Fault-tolerant attitude tracking control of combined spacecraft with reaction wheels under prescribed performance[J]. ISA Transactions, 2020, 98: 161-172.

[14] RICHARD S S, ANDREW G B. Reinforcement learning: An introduction[M]. 2nd ed. Cambridge: MIT Press, 2017: 1-18.

[15] 李茹杨, 彭慧民, 李仁刚, 等. 强化学习算法与应用综述[J]. 计算机系统应用, 2020, 29(12): 13-25.
LI R Y, PENG H M, LI R G, et al. Overview on algorithms and applications for reinforcement learning[J]. Computer Systems & Applications, 2020, 29(12): 13-25(in Chinese).

[16] 孔松涛, 刘池池, 史勇, 等. 深度强化学习在智能制造中的应用展望综述[J]. 计算机工程与应用, 2021, 57(2): 49-59.
KONG S T, LIU C C, SHI Y, et al. Review of application prospect of deep reinforcement learning in intelligent manufacturing[J]. Computer Engineering and Applications, 2021, 57(2): 49-59(in Chinese).

[17] 李铭浩, 张华, 刘满禄, 等. 基于深度强化学习的机械臂容错控制方法[J]. 传感器与微系统, 2020, 39(1): 53-55.
LI M H, ZHANG H, LIU M L, et al. Fault tolerant control method of manipulator based on deep reinforcement learning[J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2020, 39(1): 53-55(in Chinese).

[18] AHMED I, QUIÑONES-GRUEIRO M, BISWAS G. Fault-tolerant control of degrading systems with on-policy reinforcement learning [J]. IFAC-Papers OnLine, 2020, 53(2): 13733-13738.

[19] ZHAO W B, LIU H, LEWIS F. Fault-tolerant control for the formation of multiple unknown nonlinear quadrotors via reinforcement learning[J]. IFAC-Papers OnLine, 2020, 53(2): 2465-2470.

[20] ZHANG H G, ZHANG K, CAI Y L, et al. Adaptive fuzzy fault-tolerant tracking control for partially unknown systems with actuator faults via integral reinforcement learning method[J]. IEEE Transactions on Fuzzy Systems, 2019, 27(10): 1986-1998.

Fault-tolerant control of spacecraft attitude with prescribed performance based on reinforcement learning

JIN Lei*, YANG Shaolong

(School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: A fault-tolerant control method with prescribed performance based on reinforcement learning was proposed for spacecraft attitude control with inertia uncertainties and actuator faults. In order to ensure the transient response of the control process, the attitude controller of the spacecraft was designed by using the prescribed performance method. A reinforcement learning algorithm was introduced based on the prescribed performance controller to compensate for the inertia uncertainty online.The critic network was used to approximate the cost function to evaluate the performance of the system, and the actor network was used to generate feedforward compensation control and deal with the inertia uncertainty. Then, an adaptive compensation control law was designed to compensate for the effect of actuator faults and external disturbance on spacecraft attitude. According to Lyapunov stability theory, the stability of the whole closed-loop system was proved. The simulation results show that the proposed fault-tolerant control method can realize the stability control of spacecraft with actuator faults.

Keywords: reinforcement learning; fault-tolerant control; prescribed performance; spacecraft; attitude control

Received: 2022-07-28; **Accepted**: 2022-09-16; **Published Online**: 2022-10-14 14:06

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221014.1054.002

Foundation item: The Fundamental Research Funds for the Central Universities (YWF-22-L-801)

* **Corresponding author**. E-mail: jinleibuaa@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0657

多因素影响下的驾驶舱拨动开关反应时研究

靳慧斌[1]，杨瑜[2]，常银霞[3,*]，邹国良[4]

(1. 中国民航大学 交通科学与工程学院，天津 300300；2. 中国民航大学 安全科学与工程学院，天津 300300；
3. 中国民航大学 电子信息与自动化学院，天津 300300；4. 中国民用航空局，北京 100710)

摘 要：针对飞行员操纵驾驶舱拨动开关的反应时问题，通过搭建飞行模拟实验舱，采集飞行员操纵驾驶舱拨动开关的反应时数据，应用多因素方差分析方法，研究在多因素影响下，影响飞行员反应时的因素。结果表明：驾驶舱拨动开关位于飞行员正前方左侧水平斜向下45°的面板，反应时最短；规定正确的操作开关方向为向前为正，相比方向为向后为正，飞行员的操纵反应时更短；高负荷因素下，飞行员反应时更长；有灯光引导条件下可以降低飞行员的反应时；面板位置、负荷处理、灯光引导3种因素主体之间的交互作用对飞行员操纵驾驶舱拨动开关的反应时的影响显著。通过实验研究与数据处理分析，结果客观真实，有助于提升飞行员的飞行安全水平，也为操纵器件设计问题提供了基础实验研究和建议。

关 键 词：人机工效学；驾驶舱；拨动开关；反应时；影响因素
中图分类号：V328.1；V24
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)08-2413-08

根据美国联邦航空管理局(Federal Aviation Administration, FAA)和美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Agency, NASA)的飞行事故分析，民用飞机本身故障所导致的飞行事故正在逐年减少，而因飞行员操纵导致的飞行事故约占75%[1-2]，且在逐年增加。表明随着电子机械设备可靠性的不断提升，飞行员在飞行过程中需要准确快速地获取信息，从而迅速做出反应。然而，航空器中的控制器开关不断更新发展，数量也在增加，但是人的反应能力是存在限制的，如果在交互过程中，对人的操作要求超出了人的正常反应能力范围，就容易出现延误，甚至酿成灾难。这使得人为因素成为系统运行安全中最大的不确定因素[3]，不仅限制了系统的原有性能，而且可能导致整个系统失灵或发生重大事故[4]。因此，进行驾驶舱拨动开关操纵反应时研究，寻找其影响因素，研究各诱因之间的相互作用，对优化人机界面设计和提高飞机安全运行水平都具有一定的现实意义。

目前，国内外学者对驾驶员操纵驾驶舱拨动开关的反应时进行了广泛的研究，主要分为反应时对驾驶安全的影响和影响驾驶员简单反应时的因素2种。研究者们运用软件仿真模拟[5-6]及实验模拟[7-10]2种方式来分析驾驶员反应时对驾驶安全的影响，说明事故率与驾驶员的反应时有显著关系，反应时越长，事故倾向性越高。为深入研究驾驶员反应时的影响因素，对驾驶员人格特性[11-14]进行研究，发现在驾驶员的驾驶过程中，年龄、经验等影响因素短期内不会对驾驶员反应时有很大影响，对驾驶员生理状态[15-17]及驾驶环境[18-23]进行研究，发现人体手腕角、驾驶舱侧杆空间位置等因素会对驾驶员反应时产生明显的影响，对驾驶安全的重要性更大。目前，国内外学者探索飞行员的人为因素不足50年[24]，针对飞行员操纵反应时的研究还处于探索阶段，大部分的研究数据都是通过数值模拟得到的，

收稿日期：2022-07-27；**录用日期**：2022-09-14；**网络出版时间**：2022-11-11 09:53
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221110.1134.001
基金项目：中航工业型号项目 (H04120200002)
*通信作者. E-mail：cauc_cyx@126.com

引用格式：靳慧斌，杨瑜，常银霞，等. 多因素影响下的驾驶舱拨动开关反应时研究[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2413-2420.
JIN H B，YANG Y，CHANG Y X，et al. Research on response time of cockpit toggle switch under influence of multiple factors[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2413-2420 (in Chinese).

附加了各种前提和假定，与实际操作有些差别，缺少有效数据支撑，并且大多数研究是针对数量较少、辨识度高的操纵器件，而拨动开关作为驾驶舱内数量众多且易混淆的操纵器件，还未得到充分的研究与讨论。

鉴于此，本文自主搭建飞行模拟实验舱，采集可靠有效的反应时数据，应用多因素方差分析（multifactor analysis of variance, ANOVA）方法，探讨影响飞行员操纵驾驶舱拨动开关的反应时的因素，为提高操纵器件的设计工效和降低设计带来的安全隐患提供帮助。

1 实验方案设计

1.1 实验设备、人员、器材的选取

被试为中国民航大学飞行分校招募的飞行技术专业的学生，共35名飞行学员，被测人员皆为右利手、男性。实验前告知被试禁忌事项，减少影响操纵实验的外界因素。例如，实验前一天不可饮酒、抽烟、使用医疗药品及一些功能性的饮料（如红牛等），也不可剧烈运动，应充分休息，保证足够的睡眠。年龄范围为20～22岁，平均值为（21.3±0.9）岁。由于系统采集原因和操纵绩效原因，其中5名被试的数据被剔除，本文对剩余30名被试的数据进行了分析。

实验系统需要采集实验台大量位置的开关状态，开关输出信号为高低电平，对于海量的数字信号，单纯依靠数据采集卡需要3个甚至更多，极大增大了采集成本。为降低成本，选择通过LabVIEW数据采集软件设计结合部分硬件电路完成采集通道的多路复用。总体设计如图1所示。

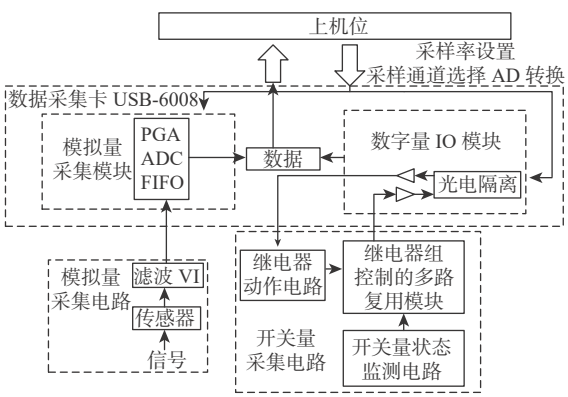


图1 系统总体设计

Fig. 1 Overall design of system

1.2 实验流程

1）在正式实验前，被试需填写疲劳量表。询问被试是否发生禁忌事项，如果发生，则替换实验被试。被试休息等待10 min，保持心情平稳。

2）向被试说明实验任务要求，打开实验中使用的软件。为熟悉实验任务和需要进行的操作，被试要进行一定次数的练习，主要熟悉每个区域中开关面板的序号，每位被试只有当练习的正确率为70%以上时，才能开始正式实验，练习时间为5 min。

3）实验过程中安排一名教员辅助实验，在每次操纵实验后，手动回正驾驶舱拨动开关。

4）实验结束时，被试填写主观任务难度量表及NASA-TLX量表，同时保存实验数据，退出实验平台，等待下一组实验。

1.3 实验设计

1）工作负荷对反应时的影响。通过设置难度不同的负荷任务来对被试的工作负荷的高低进行控制，记忆较长的随机“字母数字”混合信息比记忆较短的随机“字母数字”信息难度更高，因此，施加的工作负荷较高。在正式实验时，实验屏幕中间会出现一列数字，“字母数字”混合列长度的区间为4～15，开始计时，被试在规定时间内通过键盘输入复述出看到的数列，正确则加长随机混合数列继续进行记忆复述，错误则继续呈现同等长度的数列进行复述，若连续2次复述错误，则实验重新呈现与前面一致的随机有理数数列，被试在10 s内进行记忆，再进行驾驶舱拨动开关的操纵任务，并在结束任务后在软件中对数列进行复述。低负荷处理统一为记忆较短的数列长度，设定值为5。

被试的主观工作负荷大小，通过主观任务难度评分及NASA-TLX主观任务负荷评分来分析和确认。主观任务难度量表评分的数值越高，说明实验任务难度越高，NASA-TLX量表主观任务负荷值越高，说明被试处于高负荷状态[25]。

2）驾驶舱拨动开关面板位置对反应时的影响。在航空业标准GB/T 18209.3—2010[26]中，规定操纵器件的操纵方向为：①垂直运动时向上为打开，向下为关闭；②水平运动时向右为打开，向左为关闭，离开操纵者方向为打开，朝向操纵者方向为关闭。

但是，操作面板在特殊位置（如非垂直面或非水平面位置）时，标准并未提及，无法明确正确的操纵方向，因此，选择具有一定代表性的倾斜角度45°进行探究，有利于被试理解正确开关的操纵方向。

开关面板的位置分别为：①位置*A*，操纵者头顶板后右水平面板；②位置*B*，操纵者头顶板后左水平面板；③位置*C*，操纵者正前方左侧水平斜向下45°的面板；④位置*D*，操纵者头顶板前右水平面板；⑤位置*E*，操纵者头顶板前左水平面板；⑥位置*F*，操纵者正前方水平斜向上45°的面板；⑦位置*G*，操纵者右侧与顶板相接面板斜向下45°面板；⑧位置

H, 操纵者左侧与顶板相接面板斜向下 45°面板; ⑨位置 *I*, 与操纵者头顶后水平面板相接斜向下 45°处左面板; ⑩位置 *J*, 与操纵者头顶后水平面板相接斜向下 45°处右面板。如图 2 所示, 每组被试操纵面板的顺序不同, 避免产生学习效应。

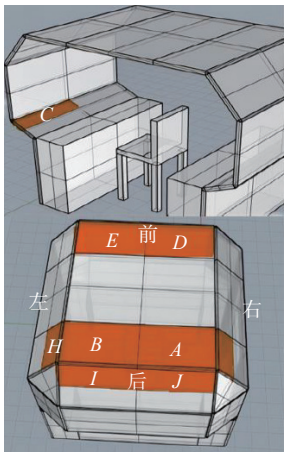


图 2　面板位置

Fig. 2　Panel position

3) 驾驶舱拨动开关的正确方向不同对反应时的影响。根据驾驶舱拨动开关的方向向前或向后, 向被试规定 2 种不同的正确操纵方向。

4) 开关指示灯的有无对反应时的影响。被试每次操纵开关前, 相应的操纵面板会以绿灯显示正确的方向, 对被试进行引导, 或者不设置开关指示灯。被试完成操纵任务后, 要对任务难度进行心理评定, 对主观任务难度量表进行打分, 主观任务难度评分越高, 说明完成该任务付出的注意资源越多, 任务难度越高, 可以验证负荷处理的有效性。再填写 NASA-TLX 量表, 实验的驾驶舱拨动开关任务需要被试在规定时间内, 根据系统界面的提示, 操纵对应开关, 该过程也需要人的脑力资源及注意力资源, 通过 NASA-TLX 量表可以达到量化工作负荷的效果。实验流程如图 3 所示, 每组实验持续时间约为 10 min, 每完成一组实验被试可以休息 2 min, 等待教员将开关拨回中立位。面板详细图如图 4 所示。

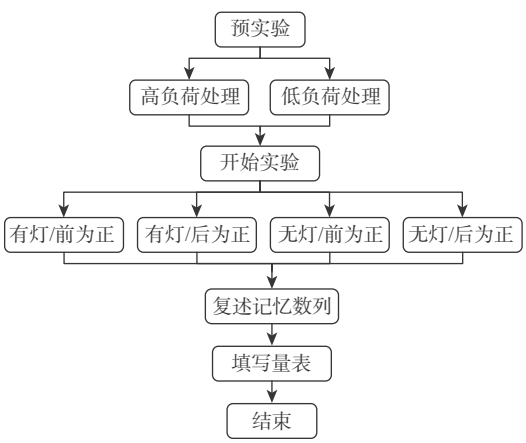


图 3　实验流程

Fig. 3　Experimental procedure

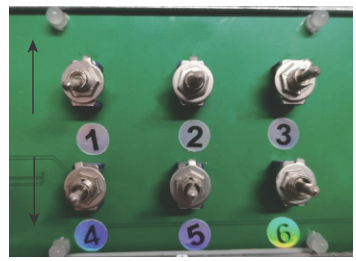


图 4　面板详细图

Fig. 4　Panel detail diagram

2　实验数据分析

数据筛选是根据实验舱系统记录数据的置信度和被试的操纵绩效进行的。首先, 根据操纵数据丢失比(丢失操纵样本总数量/操纵样本总数量)对采集数据的置信度进行筛选。若操纵数据的丢失比高于 20%, 则认为该组数据不能正确反映其操纵特性, 将其舍去。数据预处理时发现, 在驾驶舱拨动开关操纵实验中存在 3 组不可信数据样本, 因此, 这 3 人的数据不再进一步分析。

然后, 对操纵绩效进行筛选。对于驾驶舱拨动开关操纵任务实验, 根据被试出现错误的次数对数据进行筛选, 差错是对数据刺激的反应错误, 这类错误可以用反应正确率反映, 正确率低于 70% 的实验数据被舍弃。由于发现有 2 名被试的操纵正确率低于 70%, 剔除这 2 名被试的数据, 不再做进一步分析。因此, 在 35 名被试中, 有 5 名被试的操纵数据不进行分析。

最后, 进一步分析剩余 30 名被试的操纵数据。

因为需要研究 4 个因素对操纵反应的影响, 所以选用 ANOVA 方法对实验数据进行分析。在分析前, 需要将 4 个变量转换成数值型变量。分别对上述 4 个变量对应的操纵反应时进行方差齐性检验, 结果如表 1 所示。反应时显著性值>0.05, 可以认为各组方差是无显著差异的(显著性水平为 0.05 上时), 反应时数据满足方差分析条件。

由表 2 中显著性值可以得出, 在 0.05 显著性水平上, 方向规定、面板位置、负荷处理、灯光引导对反应时的影响是比较显著的。

表 1　误差方差等同性的 Levene 检验（反应时）

Table 1　Levene's test for equivalence of error variances (response time)

莱文统计	自由度1	自由度2	显著性
0.968	79	2 320	0.561

表2 主体间效应检验

Table 2 Tests for between-subject effects

因素	自由度	均方	F	显著性
方向规定	1	485 385 494.370	292.366	0
面板位置	9	4 817 054.291	2.901	0.002
负荷处理	1	28 976 015.284	17.453	0
灯光引导	1	12 937 338.200	7.793	0.005
方向规定*面板位置	9	1 674 193.558	1.008	0.431
方向规定*负荷处理	1	14 061 469.594	8.470	0.004
方向规定*灯光引导	1	6 246 582.700	3.763	0.053
面板位置*负荷处理	9	2 668 982.312	1.608	0.107
面板位置*灯光引导	9	2 862 027.499	1.724	0.078
负荷处理*灯光引导	1	1 782 531.520	1.074	0.300
方向规定*面板位置*负荷处理	9	2 608 924.222	1.571	0.118
方向规定*面板位置*灯光引导	9	1 639 110.614	0.987	0.448
方向规定*负荷处理*灯光引导	1	614 560.010	0.370	0.543
面板位置*负荷处理*灯光引导	9	3 590 089.864	2.162	0.022
方向规定*面板位置*负荷处理*灯光引导	9	3 007 857.765	1.812	0.061

注：“*”表示因素交互作用。

方向规定与负荷处理2种因素，以及面板位置、负荷处理、灯光引导3种因素主体之间的交互作用对被试的操纵反应时的影响显著，因此，分别对显著因素进行分析，进一步得出每种不同因素类型对被试操纵反应时的影响情况，再进行交互分析。

2.1 面板位置与操纵反应时关系分析

为进一步探究10种位置之间的操纵反应时是否存在显著性差异，对10种面板位置进行了方差分析，结果如表3所示，其中，n为每个面板位置进行的总实验次数。不同面板位置样本对于操纵反应时全部均呈现出显著性(<0.05)，意味着不同面板位置样本对于反应时均有着差异性。

图5为各因素与操纵反应时的关系。对10个位置进行成对比较分析，得出：C、J面板与其他位置相比，对被试的操纵反应时影响最为显著，如图5(a)所示。C面板位置被试的反应时最短，J面板位置被试的反应时最长。被试操纵位于面板J上拨动开关的反应时，明显高于操纵其他位置拨动开关的反应时，可能是因为面板J所在位置超出人手舒适的可达域范围[4]。将每个位置的操纵反应时与在C面板的操纵反应时进行对比，发现J面板位置被试的反应时明显高于C面板，占总时间的10.9%，如图6所示。

表3 面板位置方差分析

Table 3 Analysis of variance of panel position

面板位置	反应时/ms
A(n=240)	4 245.52±841.53
B(n=240)	4 261.29±834.07
C(n=240)	4 059.82±849.86
D(n=240)	4 306.25±834.09
E(n=240)	4 217.51±825.67
F(n=240)	4 457.07±2 607.46
G(n=240)	4 423.70±2 572.93
H(n=240)	4 225.10±821.31
I(n=240)	4 282.40±859.70
J(n=240)	4 556.66±872.23

注：F值为2.522，显著性值为0.007。反应时数据为平均值±标准值。

2.2 方向规定与操纵反应时关系分析

由上述分析已知，方向规定的变化会对被试的反应时造成显著影响。为进一步研究2种方向规定之间对被试操纵的影响差异，对其进行独立样本t检验，规定方向向前，被试的反应时平均值为3 853.82 ms，规定方向向后，被试的反应时平均值为4 753.25 ms，t值为−16.804，不同方向规定样本对于操纵反应时均呈现出显著性(<0.05)，即不同方向规定样本对于反应时均具有差异性。

将2种方向规定对操纵反应时的影响进行对比分析，如图5(b)所示。被试在方向规定向后的操纵过程中，反应时明显高于方向规定向前，即说明方向规定向前为开或相对向上为开时被试的操纵反应时更短。与方向规定向后相比，将操纵方向规定向前，效率整体提升18.92%。

2.3 负荷处理与操纵反应时关系分析

为探究2种负荷处理之间操纵反应时的差异，对比发现，低负荷处理下，被试的反应时平均值为4 193.65 ms，高负荷处理下，被试的反应时平均值

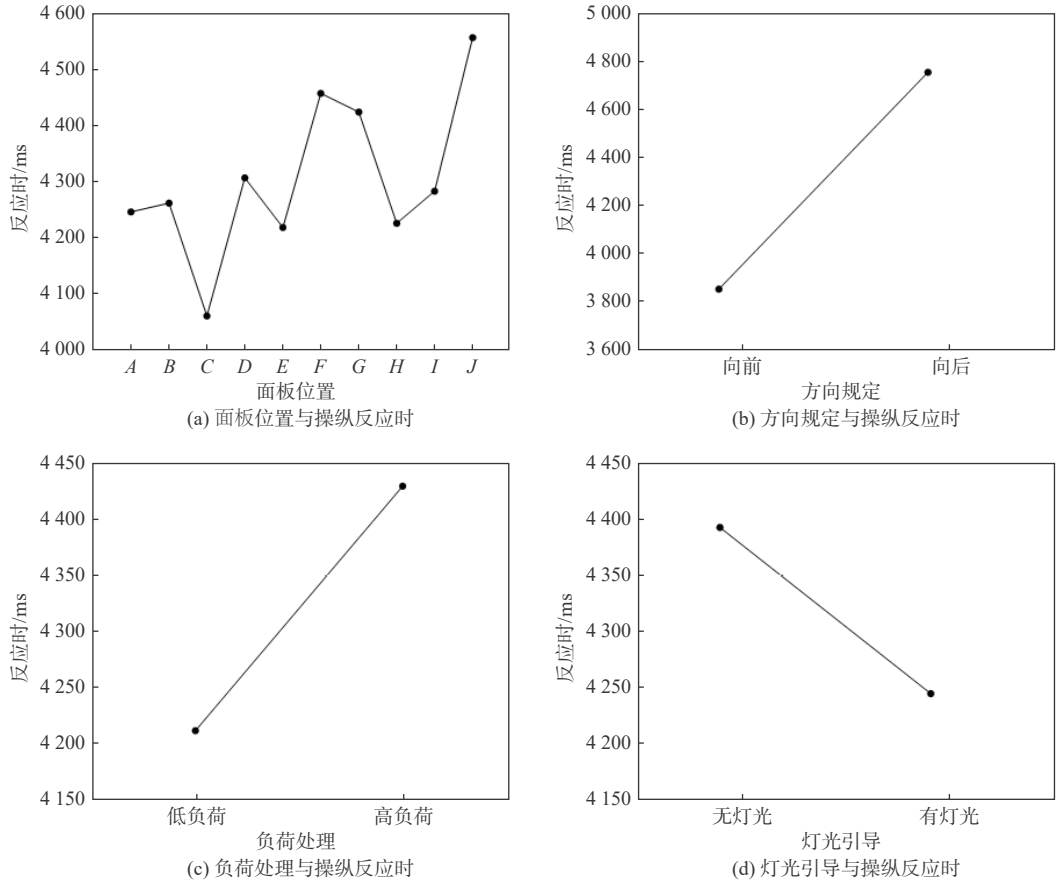


图 5　各因素与操纵反应时的关系

Fig. 5　Relationship between each factor and manipulation response time

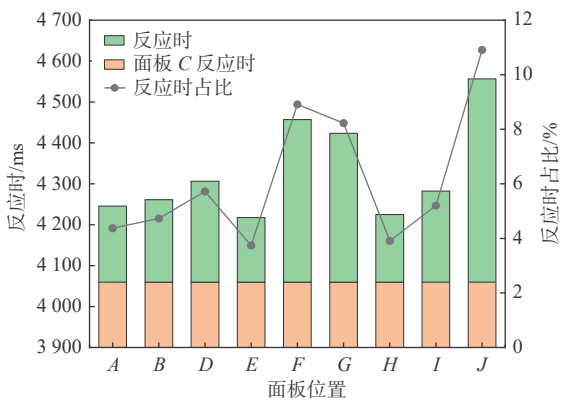


图 6　各面板位置与 *C* 面板位置操纵反应时对比

Fig. 6　Comparison of manipulation response time of each panel position and *C* panel position

为 4 413.41 ms, t 值为−3.896, 不同负荷处理样本对于操纵反应时均呈现出显著性 (<0.05), 即不同负荷处理样本对于操纵反应时均具有差异性。

为进一步研究 2 种负荷水平对被试操纵反应时的影响差异, 比较分析, 由图 5(c)可知, 高负荷处理下, 被试操纵的反应时较低负荷处理的时长增加。这是因为在高负荷状态下, 人拥有更少的注意力资源去思考判断正确的操纵方向, 导致操纵反应时延长, 这一研究结果与前期研究结果一致[20]。

2.4　灯光引导与操纵反应时关系分析

将有无灯光引导对操纵反应时影响的数据进行对比, 无灯光引导时, 被试的反应时平均时长为 4 376.85 ms, 有灯光引导时, 被试的反应平均时长为 4 230.11 ms, t 值为 2.599。由此可知, 不同灯光引导样本对操纵反应时的影响均显著 (<0.05), 并对操纵反应时的影响均有差异性。

为进一步研究 2 种灯光引导对被试操纵反应时的差异影响, 对比分析, 如图 5(d)所示, 在有灯光引导时, 被试的操纵反应时相较于无灯光引导时大幅减少。灯光引导因素会对被试产生一定程度的引导作用, 使被试更快速地操纵开关, 降低反应时, 验证了耿岚鑫等[11] 的研究结果。

2.5　操纵反应时回归方程的确定及检验

由主体间效应检验筛选出变量面板位置、负荷处理、灯光引导 3 种因素来进行回归分析。

从表 4 可知, 将面板位置、负荷处理、灯光引导因素作为自变量, 而将反应时作为因变量, 进行线性回归分析后, 得出如下模型公式:

$$T = 4\,048.612 + 26.463x + 219.758y - 146.841z \quad (1)$$

式中: T 为反应时; x 为面板位置; y 为负荷处理; z 为灯光引导。模型 R^2 值为 0.012, 说明面板位置、

表4 线性回归分析结果

Table 4 Linear regression analysis results

变量	非标准化系数	t	p	VIF	F
常数	4 048.612	30.226	0		
面板位置	26.463	2.702	0.007	1	$F(3,2\,396)=9.787$, 显著性值为0
负荷处理	219.758	3.905	0	1	
灯光引导	−146.841	−2.610	0.009	1	

注: D-W值为1.679。

负荷处理和灯光引导可以解释反应时1.2%的变化原因。对模型进行F检验时,发现模型通过F检验(F=9.787, 显著性=0<0.05),说明模型构建有意义。根据模型的多重共线性检验发现,模型中VIF值都小于5,说明不存在共线性问题。D-W值约为2,说明模型没有自相关,样本数据之间无关联关系,模型较好。最终分析表明(见图7),面板位置的回归系数值为26.463(t=2.702, 显著性=0.007<0.01),即面板位置会对反应时产生显著的正向影响关系。负荷处理的回归系数值为219.758 (t=3.905, 显著性=0<0.01),即负荷处理会对反应时产生显著的正向影响关系。灯光引导的回归系数值为−146.841 (t=−2.610, 显著性=0.009<0.01),即灯光引导会对反应时产生显著的负向影响关系。

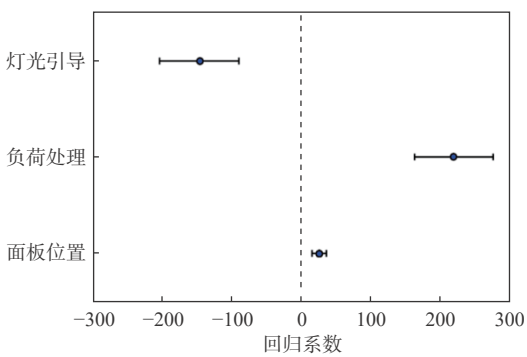


图7 操纵反应时系数

Fig. 7 Manipulation reaction time coefficient

3 结 论

本文通过设计驾驶舱拨动开关实验,利用LabVIEW软件对驾驶舱拨动开关的面板信号进行采集,采用ANOVA方法,开展飞行员操纵驾驶舱拨动开关反应时的研究,研究结果表明:

1)面板位置处于飞行员正前方左侧、水平斜向下45°时,操纵反应时最短,面板位置处于飞行员正后方右侧、水平斜下方45°时,操纵反应时最长。

2)规定正确操纵方向为向前时,飞行员的操纵反应时更短,比相反的方向设置,操纵效率提升了18.92%。

3)低负荷处理较高负荷处理下被试的操纵反应时更短,有灯光引导较无灯光引导下被试的反应时较短。

建议将重要的开关放到飞行员正前方左侧水平斜向下45°的面板处,规定驾驶舱拨动开关正确操作方向为向前,并在操纵时进行灯光引导,适当减少飞行员的工作负荷,以此减少飞行员在操纵重要拨动开关时的反应时,保证飞行安全。

参考文献(References)

[1] DEMAGALSKI J, HARRIS D, SALMON P, et al. Design induced errors on the modern flight deck during approach and landing[C]// HCI-Aero 2002 Proceedings. Palo Alto: AAAI, 2002: 173-178.

[2] DON H. Rule fragmentation in the airworthiness regulations: A human factors perspective[C]//Proceedings of the International Conference on Engineering Psychology and Cognitive Ergonomics. Berlin: Springer, 2011: 546-555.

[3] 阎奕帆, 甘旭升, 吴亚荣, 等. 基于改进FRAM方法的飞机着陆安全品质分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(8): 1964-1973.
YAN Y F, GAN X S, WU Y R, et al. Aircraft landing safety quality analysis based on modified FRAM method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(8): 1964-1973(in Chinese).

[4] 王丽荣, 庄达民, 王睿, 等. 飞机拨动开关布置的人机工效分析[J]. 中国民航飞行学院学报, 2004, 15(2): 3-6.
WANG L R, ZHUANG D M, WANG R, et al. Ergonomic analysis of toggle switch arrangement in aircraft[J]. Journal of Civil Aviation Flight University of China, 2004, 15(2): 3-6(in Chinese).

[5] 袁守利, 郭铮. 考虑驾驶员反应时间的车辆碰撞预警模型[J]. 安全与环境学报, 2021, 21(1): 270-276.
YUAN S L, GUO Z. A warning model for vehicle collision on account of the reaction time of the driver[J]. Journal of Safety and Environment, 2021, 21(1): 270-276(in Chinese).

[6] 唐阳山, 夏道华. 不同驾驶员反应时间对汽车防撞安全距离的影响研究[J]. 科学技术与工程, 2016, 16(1): 250-254.
TANG Y S, XIA D H. Study the influence of different driver's reaction time to the automobile anti-collision safety distance[J]. Science Technology and Engineering, 2016, 16(1): 250-254(in Chinese).

[7] 潘雨帆. 驾驶员简单反应时间预测方法研究[D]. 成都: 西南交通大学, 2018: 19-24.
PAN Y F. Study on the prediction method of driver's simple reaction time[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2018: 19-24 (in Chinese).

[8] DURIĆ P, FILIPOVIĆ D. Reaction time of drivers who caused road traffic accidents[J]. Medicinski Pregled, 2009, 62(3-4): 114-119.

[9] SCIALFA C T, BORKENHAGEN D, LYON J, et al. A comparison of static and dynamic hazard perception tests[J]. Accident Analysis & Prevention, 2013, 51: 268-273.

[10] 马小翔, 陈丰, 张霖. 预期接管场景下接管绩效及接管风险研究[J]. 中国公路学报, 2022, 35(1): 159-168.
MA X X, CHEN F, ZHANG L. Takeover-performance and takeover-risk evaluation under non-critical transition scenarios[J]. China Journal of Highway and Transport, 2022, 35(1): 159-168(in Chinese).

[11] 耿岚鑫, 刘淞男, 刘大学. 驾驶员反应时间研究[J]. 交通节能与环保, 2015, 11(2): 25-29.
GENG L X, LIU S N, LIU D X. Research on reaction time of driver[J]. Energy Conservation & Environmental Protection in Transportation, 2015, 11(2): 25-29(in Chinese).

[12] 张开冉, 李国芳. 新驾驶员反应特性分析[J]. 中国安全科学学报, 2008, 18(8): 115-118.
ZHANG K R, LI G F. Analysis on the driving reaction ability of novice drivers[J]. China Safety Science Journal, 2008, 18(8): 115-118 (in Chinese).

[13] KHASHBAT J, TSEVEGJAV T, MYAGMARJAV J, et al. Determining the driver's reaction time in the stationary and real-life environments (comparative study)[C]//Proceedings of the 7th International Forum on Strategic Technology. Piscataway: IEEE Press, 2012: 1-3.

[14] SAMANI A R, MISHRA S, DEY K. Assessing the effect of long-automated driving operation, repeated take-over requests, and driver's characteristics on commercial motor vehicle drivers' driving behavior and reaction time in highly automated vehicles[J]. Transportation Research Part F: Traffic Psychology and Behaviour, 2022, 84: 239-261.

[15] GUO M Z, LI S W, WANG L H, et al. Research on the relationship between reaction ability and mental state for online assessment of driving fatigue[J]. International Journal of Environmental Research and Public Health, 2016, 13(12): 1174.

[16] NAEERI S, KANG Z, MANDAL S, et al. Multimodal analysis of eye movements and fatigue in a simulated glass cockpit environment[J]. Aerospace, 2021, 8(10): 283.

[17] FABRE E F, JAHANPOUR E S, CAUSSE M. Human mirror neuron system based alarms in the cockpit: A neuroergonomic evaluation[J]. Applied Psychophysiology and Biofeedback, 2021, 46(1): 29-42.

[18] 何静远. 驾驶舱飞行员手眼配合模式与认知过程相关性研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2013: 91-94.
HE J Y. Research on correlation between eye-hand coordination pattern and cognitive process of pilot in flight deck[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2013: 91-94(in Chinese).

[19] 林燕丹, 艾剑良, 杨彪, 等. 民机驾驶舱在恶劣光环境下的飞行员视觉工效研究[J]. 科技资讯, 2016, 14(13): 175-176.
LIN Y D, AI J L, YANG B, et al. Visual ergonomics research of civil aircraft cockpit in harsh iuminous conditions[J]. Science & Technology Information, 2016, 14(13): 175-176(in Chinese).

[20] 凡明坤. 飞机驾驶舱显示界面对飞行员工作负荷的影响研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018: 9-21.
FAN M K. Research on the effect of aircraft cockpit display interface on pilots' workload[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018: 9-21(in Chinese).

[21] 潘玲玲, 孙有朝, 刘星, 等. 飞机座舱低光照度对飞行员视觉工效的影响[J]. 人类工效学, 2017, 23(1): 1-4.
PAN L L, SUN Y C, LIU X, et al. Effect of aircraft cabin low illumination on visual ergonomics of pilots[J]. Chinese Journal of Ergonomics, 2017, 23(1): 1-4(in Chinese).

[22] 戴苏榕, 朱建坤, 李威. 基于听觉感知的驾驶舱信息提示设计研究[J]. 航空电子技术, 2021, 52(4): 9-13.
DAI S R, ZHU J K, LI W. Design of cockpit information notification based on auditory perception[J]. Avionics Technology, 2021, 52(4): 9-13(in Chinese).

[23] MARSH J R. The impact of changing the size of aircraft radar displays on visual search in the cockpit[D]. Kaduna: Air Force Institute of Technology, 2020.

[24] 陈农田. 航空中人的因素理论研究综述[J]. 人类工效学, 2014, 20(4): 89-92.
CHEN N T. A summary of the theoretical research on human factors in aviation[J]. Chinese Journal of Ergonomics, 2014, 20(4): 89-92(in Chinese).

[25] 陆崑, 卫宗敏, 庄达民, 等. 飞机驾驶舱显示界面脑力负荷判别预测生理模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(4): 685-693.
LU K, WEI Z M, ZHUANG D M, et al. Integrated physiological model for mental workload assessment and prediction of aircraft flight deck display interface[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(4): 685-693(in Chinese).

[26] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局, 中国国家标准化管理委员会. 机械电气安全 指示、标志和操作 第 3 部分: 操作器的位置和操作的要求: GB/T 18209.3—2010[S]. 北京: 中国标准出版社, 2011.
General Administration of Quality Supervision, Inspection and Quarantine of the People's Republic of China, Standardization Administration of the People's Republic of China. Electrical safety of machinery—Indication, marking and actuation—Part 3: Requirements for the location and operation of actuators: GB/T 18209.3—2010[S]. Beijing: Standards Press of China, 2011(in Chinese).

Research on response time of cockpit toggle switch under influence of multiple factors

JIN Huibin[1]，YANG Yu[2]，CHANG Yinxia[3,*]，ZOU Guoliang[4]

(1. College of Transportation Science and Engineering，Civil Aviation University of China，Tianjin 300300，China；
2. College of Safety Science and Engineering，Civil Aviation University of China，Tianjin 300300，China；
3. College of Electric Information and Automation，Civil Aviation University of China，Tianjin 300300，China；
4. Civil Aviation Administration of China，Beijing 100710，China)

Abstract：With the goal of observing how a pilot's response changes when he or she manipulates the toggle switch in the cockpit, an experimental flight simulation cabin will be built, response time data will be gathered from the pilots when they manipulate the toggle switch, and the multi-factor variance analysis method will be used to examine the impact of various factors on the pilots' responses. The findings indicate that: the pilot's response time is the shortest when the correct operation switch direction is forward as positive, as opposed to backward as positive. The cockpit toggle switch is situated on the left panel in front of the pilot, with a 45° downward horizontal slope. The pilot's response time is influenced by the interaction of three main factors: panel position, load processing, and light guidance. The pilot's response time is shorter when the control is applied, longer when there are high load factors, and reduced when there is light guidance. The objective and true results are beneficial in raising the pilot's degree of flight safety through experimental research and data processing analysis. They also offer fundamental experimental research and recommendations for control device design.

Keywords：ergonomics；cockpit；toggle switch；response time；influencing factors

Received：2022-07-27；**Accepted**：2022-09-14；**Published Online**：2022-11-11 09：53
URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221110.1134.001
Foundation item：AVIC Project (H04120200002)
* **Corresponding author**. E-mail：cauc_cyx@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0656

基于紧致子序列的航班着陆调度问题研究

冯小荣[1,2]，高正达[1,2]，王进[1,2,*]，王兴隆[1,2]，惠康华[3]

(1. 中国民航大学 民航飞联网重点实验室，天津 300300；2. 中国民航大学 空中交通管理学院，天津 300300；
3. 中国民航大学 计算机科学与技术学院，天津 300300)

摘　　要：航班着陆调度问题已被证明是NP难问题，综合考虑多种实际情况，建立了时间窗约束的航班着陆优化模型，定义了紧致子序列概念，论述了其性质及左移、分割和合并的条件。在此基础上，提出一种基于紧致子序列的算法(CSA)求解固定顺序下航班着陆调度问题。按照航班的最优着陆时间排序，运用CSA计算出该顺序下各航班着陆时间；采用循环线性交换和循环线性插空策略微调该固定顺序，不断迭代逼近模型的最优解；采用OR-Library数据集进行验证。实验结果表明，CSA结合启发式微调策略求解结果明显优于位移决策算法DALP和仿生算法(BA)，与CPLEX、混合粒子群优化-局部搜索算法RH-HPSO-LS、细胞自动机优化(CAO)算法相近，在时间效率上明显优于对比算法；在小规模数据集上，计算精度与速度优势更加明显。CSA是一种确定性算法，不依赖于先验参数，具有更高的鲁棒性，保证了启发式微调策略不断逼近最优解。

关 键 词：航班着陆调度；时间窗约束；紧致子序列；循环线性交换；循环线性插空
中图分类号：V355; U8
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)08-2421-11

2021年，全国各类航班共439万班次，同比2020年增长5.32%，伴随着航空运输业的恢复，客运航班的延误也在攀升，平均延误时间同比2020年增长0.85 min[1]。此外，全年国内客运航班正常率为88%，虽然连续4年超过80%，但中国航空公司正常率与全球准点率最高的全日空航空公司的95%存在差距[2]，航班延误给中国民航业每年带来巨大的经济损失。

据相关统计资料显示，终端枢纽机场是航班延误产生的主要地点，而跑道资源紧张是造成这一现象的主要原因。

航班着陆调度问题是一个多约束、高时效的NP难问题，近20年来，围绕该问题，许多研究者提出了多个模型求解。Beasley等[3-4]构建了具有最早和最晚着陆时间的OR-Library数据集，并建立了混合整数规划模型，用于求解不同利益角度的优化目标；Pinol和Beasley[5]提出了基于种群的启发式算法，对多达500架飞机和5条跑道的问题实例测试了算法的性能，只能在多达50架飞机的情况下找到最优解，在较大规模数据上效果不理想；Hu[6-7]和Zhan[8]等分别采用遗传算法和蚁群算法求解动态航班着陆调度问题，通过时域机制将航班序列分割成若干子序列，减小问题的复杂度；Yu等[9]提出了基于元胞自动机的优化算法来解决航班着陆问题，并在OR-Library数据集上测试了性能，在第1～7组测试用例上，可以在较小时间内获得最优解，在大规模数据集也可以搜寻到较优解；Vadlamani和Hosseini[10]提出了一种自适应大邻域搜索算法寻找航班序列；王满超[11]结合航班着陆调度问题的特点，提出了一种经验粒子群算法；Sabar和Kendall[12]提出了一种迭代局部搜索算法，使用微扰算子对当前解修正，以避免陷入局部最优；Girish[13]提出了一种基于滚

收稿日期：2022-07-27；**录用日期**：2022-09-30；**网络出版时间**：2022-11-04 10:29
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221104.0906.001
基金项目：国家重点研发计划(2020YFB1600101)；中央高校基本科研业务费专项资金(3122020052)
*通信作者. E-mail：jinwang_2019@aliyun.com

引用格式：冯小荣，高正达，王进，等. 基于紧致子序列的航班着陆调度问题研究[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2421-2431.
FENG X R，GAO Z D，WANG J，et al. Research on aircraft landing scheduling problem based on compact subsequence[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2421-2431 (in Chinese).

动时域框架下的混合粒子群优化搜索算法；Bennell等[14]分别建立了以最小平均延误时间、最大跑道容量为目标的优化模型，考虑了着陆航班的静态/动态2种场景；Ji等[15]提出了采用分布估计算法和启发式搜索算法来寻找航班序列；Faye[16]提出了基于模拟退火的迭代算法用于解决单跑道航班着陆调度问题；Ahmed等[17]提出了一种合作协同进化遗传算法，以针对机场给定的交通需求找到最佳拟合序列；Ikli等[18]提出了一种在跑道入口分离航空器的混合整数规划模型。虽然以上算法在公共数据集取得了较好的效果，但仍存在一定的不足：所建模型航班不可以提前，考虑约束与实际问题存在差距；针对固定航班顺序的着陆调度问题，算法大都依赖于先验参数，难以计算得到最优解，或无法证明得到的解是当前顺序下的最优解。

针对上述问题，本文提出了紧致子序列算法(compact subsequence algorithm, CSA)解决固定顺序航班的着陆调度，该算法是一种确定性算法，旨在通过优化航班着陆时间、减少航班延误和成本。主要创新点如下：①提出了计算固定顺序航班最优解的无参数依赖的CSA，该算法是一种确定性算法，不受参数影响，并给出了相关证明，结果表明，以最优时间升序形成的队列，在部分小数据集上可直接获得最优解；②结合循环线性交换和循环线性插空策略求解该优化模型，在公共数据集上取得了很好的结果，特别是在第8组数据上取得比前人研究成果更优的结果。

1 航班着陆调度问题数学模型及求解

1.1 时间窗约束的多航班着陆优化模型

航班在跑道起降时，相邻航班要严格满足最小距离间隔。距离间隔由航空器的类型决定，航空器一般分为轻型、中型和重型等，不同型号航班的距离间隔不同，通常将距离间隔转化为时间间隔。Balakrishnan和Chandran[19]给出了一种典型的最小时间间隔，如表1所示。当多架航班需要着陆时，适当调换航班着陆顺序，可以有效减少总的延误时间。

如图1所示，以重型、中型和轻型的顺序A着陆总时间为288 s，而通过调整以轻型、中型和重型的顺序B着陆，则总时间减少159 s。

表1 不同类型航班最小时间间隔

Table 1 Minimum time interval between different types of aircrafts s

航班类型	后续航班		
	轻型	中型	重型
轻型	82	69	60
中型	131	69	60
重型	196	157	96

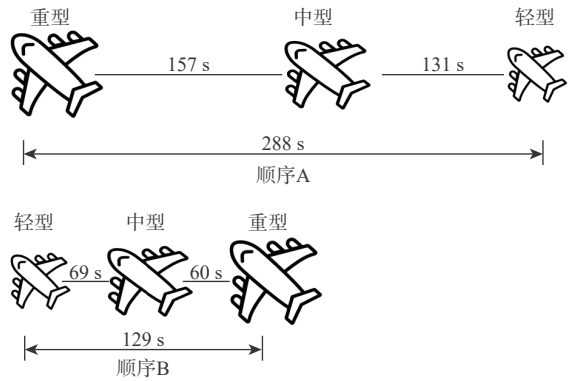


图1 不同调度顺序的总着陆时间

Fig. 1 Total landing time for different scheduling sequences

通常，在终端区着陆的航班存在一个时间窗，包括最早着陆时间和最晚着陆时间[20]。最早着陆时间指飞机以最大空速飞行时可以着陆的时间，由其在终端区机场的最短航线和最快速度决定；最晚着陆时间指飞机着陆前允许停留(盘旋)的最长时间，主要由飞机油耗和盘旋等待决定。每架飞机都有一个最优目标着陆时间，该时间是根据其最省油的空速(称为巡航速度)确定的，偏离该时间将受到与偏离量成比例的惩罚[13]，航班提前或落后于最优着陆时间，都会产生一定额外代价。

图2中，$T(i)$、$E(i)$和$L(i)$分别为着陆航班i的最优着陆时间、最早着陆时间和最晚着陆时间，$g(i)$和$h(i)$分别为航班i相对最优着陆时间提前和延误的单位时间代价。

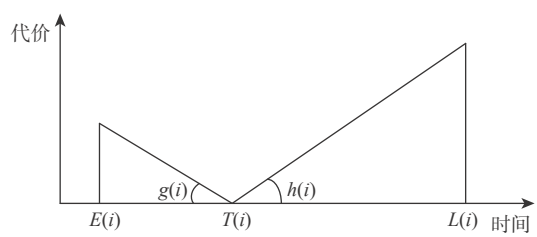


图2 航班着陆时间窗

Fig. 2 Aircrafts landing time window

时间窗约束的多航班着陆优化模型的目标是搜寻一个调度顺序，并优化该顺序下每架航班的着陆时间，使得总代价C最小，具体如下：

$$C_\pi = \arg\min \sum_{i=1}^{N} f_\pi(i) \qquad \pi \in \Pi \tag{1}$$

式中：N为航班数量；π为当前航班着陆顺序；Π为N个航班着陆顺序的排列集合；C_π为π顺序下总代价；$f_\pi(i)$为π顺序下航班i(i为整数且$i \leqslant N$)的着陆代价，表示为

$$f_\pi(i)=\begin{cases} g(i)(T(i)-x_\pi(i)) & x_\pi(i)\leqslant T(i) \\ h(i)(x_\pi(i)-T(i)) & x_\pi(i)>T(i) \end{cases} \quad (2)$$

其中: $T(i)$为航班i的最优着陆时间; $x_\pi(i)$为π顺序下航班i的实际着陆时间; $g(i)$为航班i相较于最优着陆时间提前的单位代价系数; $h(i)$为航班i相较于最优着陆时间延误的单位代价系数。

模型同时满足尾流时间间隔约束、最早着陆时间约束和最晚着陆时间约束, 如下:

$$x_\pi(j)-x_\pi(i)\geqslant S_{i,j} \qquad \forall j>i, i\leqslant N, j\leqslant N \quad (3)$$

$$x_\pi(i)\geqslant E(i) \qquad \forall i\leqslant N \quad (4)$$

$$x_\pi(i)\leqslant L(i) \qquad \forall i\leqslant N \quad (5)$$

式中: $S_{i,j}$为航班i与航班j的最小尾流时间间隔; $E(i)$为航班i允许的最早着陆时间; $L(i)$为航班i允许的最晚着陆时间。

航班五边进近的间隔标准一般小于进近尾流间隔标准, 因此, 进近间隔标准参照尾流间隔标准。

1.2　基于紧致子序列的航班着陆调度

1.2.1　固定顺序航班着陆时间初始值确定

为确定航班着陆时间的初始值, 将固定顺序π下各航班着陆时间标记在实数轴上, 如图 3 所示。

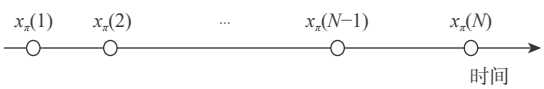


图 3　着陆时间实轴映射

Fig. 3　Real axis mapping of landing time

式 (4) 和式 (5) 分别为航班i实际着陆时间$x_\pi(i)$在数轴上的最左和最右的边界, 航班着陆相较于最优时间提前表示沿数轴向左移动, 延误则表示向右移动。

命题 1　设π为一个固定的航班着陆顺序, 在满足约束 (3)～约束 (5) 的情况下, 序列$x=\{x_\pi(i)|i=1,2,\cdots,N)\}$为使得$C_\pi$获得最小值的各航班着陆时间,则有: $x_\pi(1)\leqslant T_\pi(1)$。

证明　采用反证法进行证明。首先, 假设π顺序下, 存在序列$x'=\{x'_\pi(i)|i=1,2,\cdots,N)\}$, 使得$C_\pi$获得最小值, 且有$x'_\pi(1)>T(1)$。然后, 将第 1 架航班的着陆时间由$x'_\pi(1)$提前到$T(1)$, 由于第 1 架航班前移, 并不影响后续航班的安全间隔和着陆时间, 令后续航班的着陆时间保持不变, 即序列π按照$x''=\{T(1),x'_\pi(2),\cdots,x'_\pi(N)\}$确定的时间顺序着陆, 第 1 架航班前移会使得$C_\pi$减少$(x'_\pi(1)-T(1))h(1)$。因此, 假设与命题 1 产生矛盾。命题 1 得证。

命题 1 表明了固定顺序的起始航班着陆时间一定不大于其最优着陆时间。据此, 本文给出固定顺序航班着陆时间初始值的计算流程, 如图 4 所示。

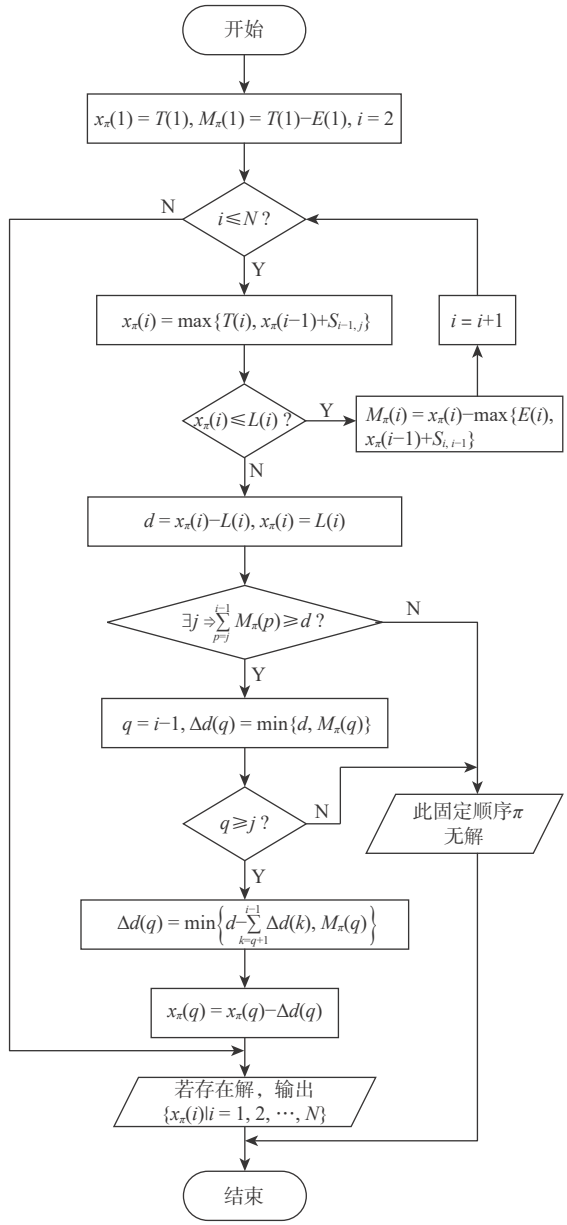


图 4　航班着陆时间初始值确定流程

Fig. 4　Flow diagram for determining initial value of aircraft landing time

首先, 定义$M_\pi(i)$为π顺序下航班i满足约束后的最大可左移时间量, 具体计算如下:

$$M_\pi(i)=x_\pi(i)-\max\left\{E(i),x_\pi(i-1)+S_{i,i-1}\right\} \qquad i\in\pi \quad (6)$$

然后, 初始$x_\pi(1)=T(1)$, 则$M_\pi(1)=T(1)-E(1)$, 其余航班可提前时间初始化为 0; 计算每个航班的着陆时间$x_\pi(i)$; 若存在某航班i'不满足最晚着陆时间约束, 即$x_\pi(i')>L(i')$, 计算前序航班需要左移的时间距离$d=x_\pi(i')-L(i')$, 再对航班i'的前序航班不断左移, 直至航班i'满足最晚着陆时间约束; 如果航班i'的前序航班允许左移的总时间距离小于d, 固定顺序π无解, 否则$\{x_\pi(i)|i=1,2,\cdots,N\}$为航班着陆时间初始值。

命题 2 设$x=\{x_\pi(i)|i=1,2,\cdots,N\}$为使得$C_\pi$获取最小值各航班的着陆时间，$x'=\{x'_\pi(i)|i=1,2,\cdots,N\}$为按图 4 流程计算$\pi$顺序下航班初始着陆时间，则有$x_\pi(i)\leqslant x'_\pi(i)$。

证明 采用数学归纳法进行证明。

1）归纳奠基。由航班着陆初始时间得到π顺序下$x'_\pi(1)=T_\pi(1)$，命题 1 已经证明最优解中起始航班的着陆时间不大于其最优着陆时间$T_\pi(1)$。

2）归纳假设。当$k=i-1$时，有：$x_\pi(i-1)\leqslant x'_\pi(i-1)$。

3）归纳递推。当$k=i$，由上述航班着陆时间初始值得：$x'_\pi(i)=\max\left\{T(i),x'_\pi(i-1)+S_{i-1,i}\right\}$。当$x'_\pi(i)=T(i)$时，有：$T(i)\geqslant x'_\pi(i-1)+S_{i-1,i}\geqslant x_\pi(i-1)+S_{i-1,i}$。则航班$i$可以着陆的时间窗为：$\left[x_\pi(i-1)+S_{i-1,i},L(i)\right]$。

类比命题 1，可以将航班i及后续的航班当作新航班序列，航班i为这个航班序列的起始航班，即有：$x'_\pi(i)=T(i)=x_\pi(i)$。当$x'_\pi(i)=x'_\pi(i-1)+S_{i-1,i}>T(i)$时，由于航班$i$最优着陆时间$x_\pi(i)$的区间为：$\left[\max\left\{x_\pi(i-1)+S_{i-1,i},T(i)\right\},L(i)\right]$，当区间的左边界为$x_\pi(i-1)+S_{i-1,i}$时，表明航班$i$处于延误状态，最优解$x_\pi(i)$取区间的下限，即：$x_\pi(i)=x_\pi(i-1)+S_{i-1,i}\leqslant x'_\pi(i-1)+S_{i-1,i}=x'_\pi(i)$。当区间的左边界为$T(i)$时，由命题 1 可知：$x_\pi(i)=T(i)<x'_\pi(i)$，命题得证。

命题 2 证明了上述固定顺序π下计算得到的航班着陆时间初始值为该顺序下最优解的右边界。

1.2.2 紧致子序列定义及性质

定义 1 设$\pi=\{i|i=1,2,\cdots,N\}$为一个航班着陆顺序，其中，i为π顺序下第i架航班；若存在π的子集$\pi'\subseteq\pi$，子集的起始航班记为i_{start}，最后一架航班记为i_{end}，若π'满足式 (7)，则称π'为π的一个紧致子序列。

$$\begin{cases} M_\pi(i_{\text{start}})>0 & i_{\text{start}}\in\pi' \\ M_\pi(i)=0 & i\in\pi'\text{且}i_{\text{start}}<i\leqslant i_{\text{end}} \end{cases} \tag{7}$$

固定顺序π下航班着陆时间的初始值是由若干紧致子序列组成的序列，对于其中每一个紧致子序列的起始航班i_{start}，其分配的着陆时间为其最优着陆时间，即延误时间为 0，其后续每架航班的延误时间均大于或等于 0，并且有如下性质：

1）紧致子序列中所有航班左移一个相同的时间单位后，仍然为一个紧致子序列。

2）若不考虑时间窗的左边约束，即认为航班可以无限左移，将延误时间升序排列形成数组，依次取数组中的值t_i，紧致子序列向左移动t_i个单位，紧致子序列的总代价在任意区间$[t_{i-1},t_i]$内呈线性，区间之间的斜率逐渐减小。着陆总代价到达极小值后，继续左移，总代价开始逐渐增加且增加趋势加快，到最后一个时间单位t_N后，变化斜率保持恒定。

1.2.3 基于紧致子序列的固定顺序航班着陆调度

1.2.1 节和 1.2.2 节确定了航班着陆时间最优解的右边界，论述了紧致子序列的性质，本节将讨论紧致子序列左移的方法，以不断搜寻当前顺序下航班着陆的最优时间。

首先，设序列π'是π序列的一个紧致子序列，子序列中各航班的实际着陆时间为：$x=\{x_{\pi'}(i_{\text{start}}),x_{\pi'}(i_{\text{start}}+1),\cdots,x_{\pi'}(i_{\text{end}})\}$。定义变量$D$和$D'$分别为数轴上实际着陆时间相较于最优和最早时间右侧的距离，具体为

$$\begin{cases} D_{\pi'}(i)=x_{\pi'}(i)-T(i) \\ D'_{\pi'}(i)=x_{\pi'}(i)-E(i) \end{cases} \qquad i\in\pi' \tag{8}$$

由于$x_{\pi'}(i)$一定不小于$E(i)$，$D'_{\pi'}(i)$为非负值，$x_{\pi'}(i)$相对于$T(i)$既可以提前也可以延后，$D_{\pi'}(i)$可以为负值或零值。根据紧致子序列的定义，子序列中除起始航班外，其余任意一架航班单独左移必然不满足尾流时间间隔约束；同样，除最后一架航班外，其余任意一架航班单独右移必然也不满足尾流时间间隔约束。

其次，计算π'中每架航班D，若左移时间距离为D中最小非负值t，则左移可能出现如下 2 种情况：①t有可能大于紧致子序列π'中起始航班的$M_\pi(i_{\text{start}})$，造成起始航班与其先序航班尾流时间间隔约束不满足；②可能存在航班i'着陆时间小于其最早着陆时间$E(i')$，即$t>D'_{\pi'}(i')$不满足最早着陆时间约束。因此，左移时间t应该为D、D'或$M_\pi(i_{\text{start}})$三者之间的最小非负值，即：$t=\min\{\min(\text{st}(D\geqslant 0)),\min(D'),M_\pi(i_{\text{start}})\}$。其中，$\text{st}(D\geqslant 0)$指从$D$中取满足条件$D\geqslant 0$的值。

然后，计算每架航班左移t时间距离后的总代价变化ΔC，如下：

$$\Delta C(t)=t\left(\sum_{i=1}^{m_1}g(i)-\sum_{j=1}^{m_2}h(j)\right) \tag{9}$$

式中：m_1为延误时间小于或等于 0 的航班数量，左移着陆时间远离最优时间，代价增大；m_2为延误时间大于或等于t的航班数量，左移着陆时间靠近最优降落时间，代价减小。

式 (9) 是一个分段函数，当$\sum_{i=1}^{m_1}g(i)-\sum_{j=1}^{m_2}h(j)>0$时，代价增大，紧致子序列不向左移动；当$\sum_{i=1}^{m_1}g(i)-\sum_{j=1}^{m_2}h(j)<0$时，代价减小，紧致子序列向左移动；特别地，若$\sum_{i=1}^{m_1}g(i)-\sum_{j=1}^{m_2}h(j)=0$，虽然代价不变化，但子序列左移可以为后续航班提供更多的移动距离，因此，也要左移t时间距离。

紧致子序列中, i_{start}和i_{end}会随着合并、分割等操作发生变化, $F(i_{start})$和$F'(i_{end})$分别为已知i_{start}和i_{end}计算各自结尾航班和起始航班的函数方法。固定顺序π下, 函数$F(i_{start})$从i_{start}开始向后搜寻, 若某航班$i+1$可左移且航班i不可左移, 即航班i满足$M_\pi(i)=0\cap M_\pi(i+1)>0$, 则航班$i$是以航班$i_{start}$开始的紧致子序列的结尾航班; 同样的, 函数$F'(i_{end})$从$i_{end}$开始向前搜寻, 若某航班$i$可左移且航班$i+1$不可左移, 即航班$i$满足$M_\pi(i)>0\cap M_\pi(i+1)=0$, 则航班$i$为以航班$i_{end}$结尾的紧致子序列的起始航班。

紧致子序列左移会出现以下 3 种情况: ①当$t=\min(\mathrm{st}(D\geqslant 0))$时, 左移后至少有一架航班为不延误状态, 此时在第一架改变为不延误状态的航班处对紧致子序列进行分割, 分割后i_{start}不变, i_{end}更新为分割点的前一个航班。②当$t=\min(D')$时, 左移后至少有一架航班的着陆时间为最早时间, 紧致子序列继续左移将不满足约束 (4), 在达到最早着陆时间的航班处分割, 从分割处航班到i_{end}的子序列已无法左移, 不再考虑, 并进行标注, 计算分割处航班前新的紧致子序列, i_{start}不变, i_{end}更新为分割点的前一个航班; 当对分割点以前航班完成优化后, 跳过标注航班, 第一架未标注的航班为新紧致子序列的i_{start}, 按照$F(i_{start})$函数搜寻i_{end}。③当$t=M_\pi(i_{start})$时, 左移后紧致子序列起始航班和其前序航班间隔刚好为最小尾流时间间隔, 将当前紧致子序列和前序紧致子序列合并为一个新的紧致子序列, i_{end}不变, 按照$F'(i_{end})$函数搜寻i_{start}。

最后, 给出 CSA 计算固定顺序π下各航班着陆时间流程, 如图 5 所示。

从固定顺序π下的首架航班开始, 对紧致子序列进行左移、分割、合并和跳过等一系列操作。若紧致子序列只包含一架航班, 或者起始航班已达到最早着陆时间, 或者左移总代价增加, 则紧致子序列不左移, 直接跳过; 若紧致子序列左移总代价减少, 则左移t时间距离, 判断子序列是需要分割还是合并。当t为D或D'中的最小值, 从取得最小值航班处分割成 2 个独立的紧致子序列; 当t为$M_\pi(i_{start})$时, 左移后起始航班和其先序航班的时间距离为其最小尾流时间间隔, 当前子序列与前面子序列合并成新的紧致子序列。按照上述情况, 不断搜寻航班序列中的紧致子序列, 并对每个紧致子序列进行左移、分割和合并等操作, 直至该航班序列中任意紧致子序列搜寻完毕, 则 CSA 结束, 此时得到的$x=\{x_\pi(i)|i=1,2,\cdots,N)\}$即为固定顺序$\pi$下最优的航班着陆时间。

1.2.4　航班着陆顺序搜寻策略

在终端区管制过程中, 管制员一般是按照先来先服务 (first come first service, FCFS) 进行航班着陆调度, 很难保证所有航班的总延误代价最小, 需对航班的着陆调度顺序进行优化。国内外研究者提出了最大位移约束, 即当前队列中的每一架航班, 调度后在实际着陆队列中的位置相对于 FCFS 队列位置的最大移动量应不大于K值。若K取值过小, 算法很难搜寻到最优解; 若K取值过大, 算法的搜索范围变大, 时间复杂度提高, 同时对管制员调度带来压力。目前, 国内外文献对K值的选取没有从理论方面论证, 大都采用参数搜寻的方式。例如, Dear 和 Sherif [21] 设置K最大值为 4, Balakrishnan 和 Chandran[19] 建立飞机序列的最大位移约束网络, K最大取值为 3。为搜寻能逼近全局最优解的航班着陆顺序, 以 FCFS 或最优时间排序 (sort by best time, SBT) 作为初始序列, 基于最大位移约束提出循环线性交换策略 (circular linear exchange strategy, CLES)、循环线性后向插空策略 (cyclic linear backward interpolation strategy, CLBIS) 和循环线性前向插空策略 (cyclic linear forward interpolation strategy, CLFIS), CLBIS 与 CLFIS 统称为循环线性插空策略 (cyclic linear interpolation strategy, CLIS)。

首先, CLES 利用 CSA 对初始序列进行时间排序, 根据初始结果进行航班序列的调整; 然后, 循环交换相隔为k($k\leqslant K$)的 2 个航班序列, 使用 CSA 继续进行时间排序。同样的, 首先, CLBIS 或 CLFIS 利用 CSA 对初始序列进行时间排序, 根据初始结果进行航班序列的调整; 然后, 将第i架航班向后插入到第$i+k$架航班或向前插入到第$i-k$架航班, 使用 CSA 继续进行时间排序, 具体算法如下。

初始化: N为航班序列长度, $A\in$(FCFS, SBT), K=1, 2, ⋯, N。

1. i=0
2. 按照规则 A 初始航班排序
3. Costmin = CSA(π^A)
4. for k in K:
5. 　while $i\leqslant N-K$
6. 　　π为 i 与 i+k 互换后的顺序, 或者 π为 i 插入至 i+k 之后的顺序, 或者 π为 i+k 插入至 i 之前的顺序
7. 　　Cost, Res= CSA(π)
8. 　　if Costmin > Cost:
9. 　　Costmin = Cost
10. 　　$i=i+1$

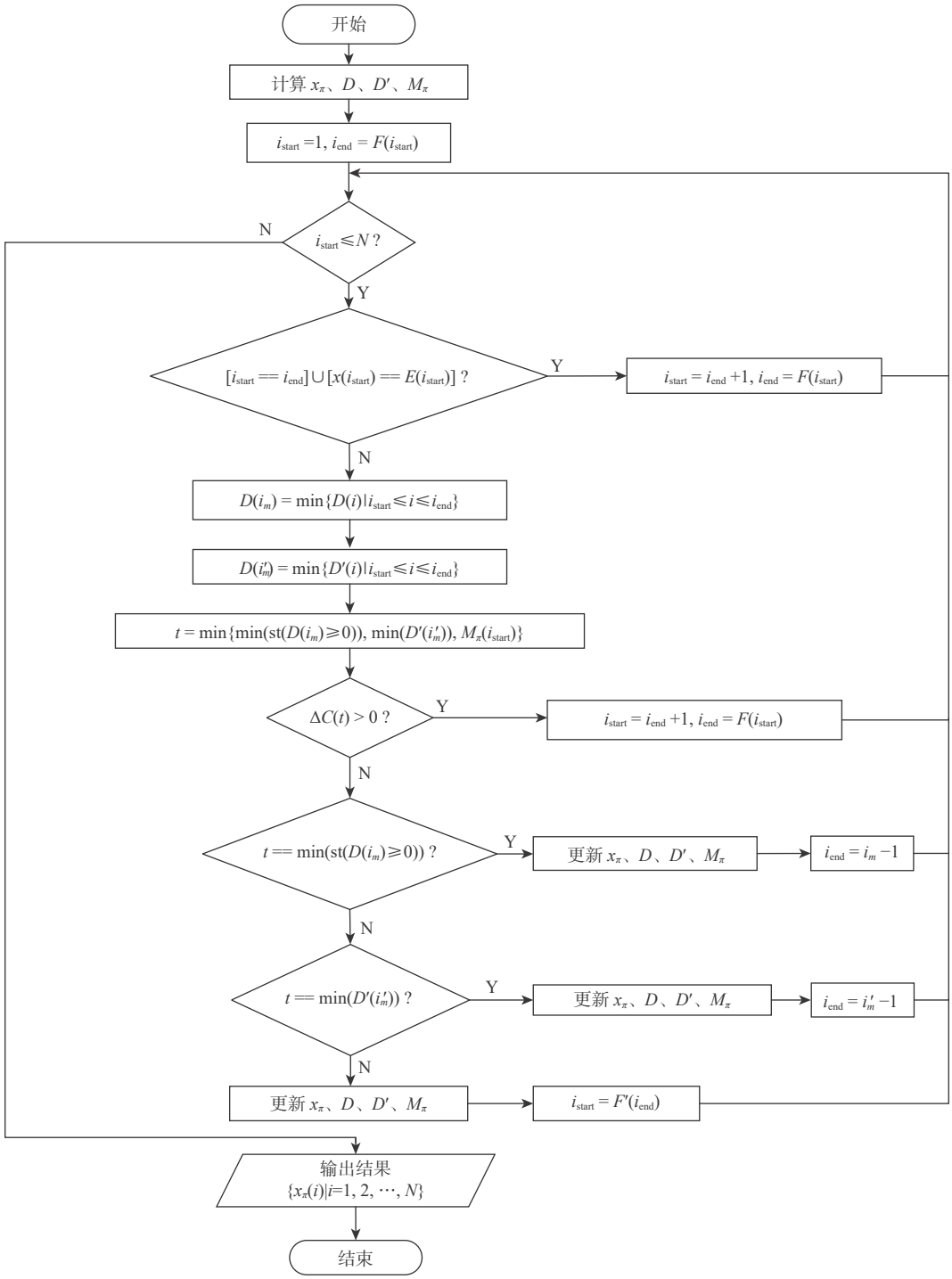


图 5 CSA 流程

Fig. 5 Flow diagram of CSA

2 实验参数及仿真结果分析

2.1 实验数据

实验数据选取 OR-Library 中的航空器着陆问题数据集(http://people.brunel.ac.uk/~mastjjb/jeb/orlib/airlandinfo.html),该数据集包含 13 组数据,前 8 组为小规模数据集,航班量为 10～50 架,后 5 组为大规模数据集,航班量为 100～500 架[11],具体如表 2 所示。

表 3 描述了数据集中每架航班所具有的 7 个数据属性,分别为航班在管制雷达出现的时间、最早着陆时间、最优着陆时间、最晚着陆时间、相对于最优时间提前着陆的单位代价、相对于最优时间延后着陆的单位代价和与其他航班的尾流时间间隔。可以通过航班在管制雷达上出现的时间,间接计算出每组航班的密度,如第 13 组航班平均密度为 33 架次/h,以第 13 组为例绘制航班小时密度,如图 6 所示,每小时航班密度不一致,高峰时和低峰

表 2　数据集各组航班数量

Table 2　Various aircraft sizes in each group of dataset

组别	航班数量
Airland1	10
Airland2	15
Airland3	20
Airland4	20
Airland5	20
Airland6	30
Airland7	44
Airland8	50
Airland9	100
Airland10	150
Airland11	200
Airland12	250
Airland13	500

表 3　实验数据属性

Table 3　Attribute of experimental data

属性	类型	示例
航班在管制雷达出现的时间/s	整型	1
最早着陆时间/s	整型	601
最优着陆时间/s	整型	908
最晚着陆时间/s	整型	2 401
相对于最优时间提前着陆的单位代价	浮点型	1.45
相对于最优时间延后着陆的单位代价	浮点型	1.10
与其他航班的尾流时间间隔/s	列表	[90,90,⋯,113]

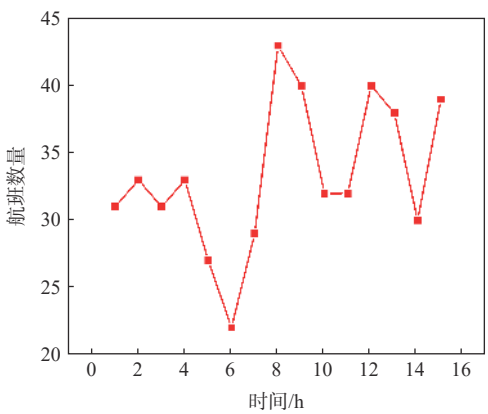


图 6　航班小时密度

Fig. 6　Hourly flight density

时大约相差 2 倍。

本文实验基于 Python 语言, 在硬件环境为 Intel(R)Core(TM)i9-10850K 处理器、16 GB 内存环境下运行。

2.2　实验结果及分析

本文实验需要设定初始序列和K的调整范围, 不同的参数设定会对结果产生不同的影响, 特别是航班数量很多时, 参数设定的影响尤为显著。以下是选择不同参数时的实验结果。

优化的轨迹在一定程度上取决于初始序列, 本文先进行初始序列的选取实验。采用 CSA 对 FCFS 和 SBT 这 2 种初始序列分别求最优航班调度时间, 按照式(1)计算总代价, 结果如表 4 所示。其中, FCFS 计算结果都大于或等于已知最优结果 (the best known values, BKV)[12], SBT 初始序列相比于 FCFS, 每一架航班着陆时间更接近最优时间, 使得 CSA 求解更接近最优解。实验结果也表明, 以 SBT 作为初始序列在 13 组样本中具有比 FCFS 更小的成本代价, 因此, 本文实验选取 SBT 作为初始序列。

表 4　初始序列确定实验结果

Table 4　Experiment results for initial sequence determining

组别	BKV	总代价	
		FCFS	SBT
1	700	1 280	700
2	1 480	1 790	1 500
3	820	1 790	1 730
4	2 520	4 890	2 520
5	3 100	6 470	5 420
6	24 442	24 442	24 442
7	1 550	1 550	1 550
8	1 950	18 870	2 510
9	5 611	18 937.16	8 019.42
10	12 329	27 660	20 806.94
11	12 418	35 532.91	18 513.27
12	16 209	46 471.72	22 937.88
13	44 832	99 776.58	49 207.07

CLES 与 CLIS 策略的调整范围, 即间隔参数K的大小影响着是否能达到极值点。实验利用 CSA 分别与 CLES、CLBIS 和 CLFIS 策略结合, 以 BKV 值作为计算基线, 求平均差值$R(K)$, 如下:

$$R(K)=\frac{1}{N'}\sum_{i=0}^{N'}\mathrm{CSA}(\mathrm{CLES}(K,i))-\mathrm{BKV}(i) \tag{10}$$

$$R(K)=\frac{1}{N'}\sum_{i=0}^{N'}\mathrm{CSA}(\mathrm{CLBIS}(K,i))-\mathrm{BKV}(i) \tag{11}$$

$$R(K)=\frac{1}{N'}\sum_{i=0}^{N'}\mathrm{CSA}(\mathrm{CLFIS}(K,i))-\mathrm{BKV}(i) \tag{12}$$

式中: N'为样本组数, $N'=13$; 实验中K取 1,2,3,⋯。

实验结果如图 7 所示, 可以直观呈现K值对平均差值的影响及平均差值的收敛过程。结果表明, CLES 在K为 4 时收敛, CLBIS 在K为 5 时收敛,

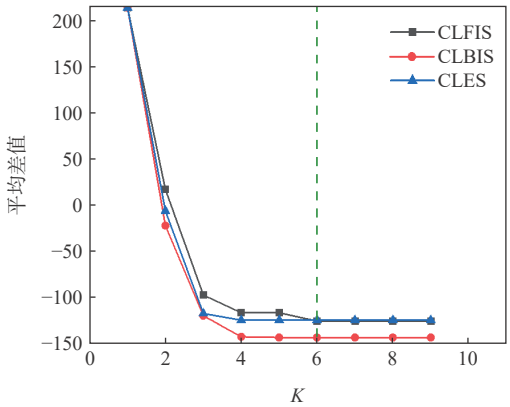


图7 K值确定折线图

Fig. 7 Line chart for K value determining

CLFIS在K为6时收敛，3种策略平均结果差距不大。K值太小无法达到局部最优解，而K值太大会增加算法的时间开销。为使3种策略都能达到局部收敛，K值选取6。

在上述实验基础上，探究CLES、CLBIS与CLFIS的不同组合策略对结果的影响，CLES-CLBIS-CLFIS的组合次序简写为EBF，以此类推，总代价实验结果如表5所示。实验结果表明，在小规模数据(第1～8组)上，不同策略组合均求得了BKV，甚至第8组样本优于BKV；在大规模数据集上，FEB与EBF策略组合表现良好，求解结果与BKV的平均差值分别为−513.2和−490.9。

表5 策略组合对比结果

Table 5 Comparative results of strategy combinations

组别	BKV	总代价					
		EBF	EFB	BFE	BEF	FEB	FBE
1	700	700	700	700	700	700	700
2	1 480	1 480	1 480	1 480	1 480	1 480	1 480
3	820	820	820	820	820	820	820
4	2 520	2 520	2 520	2 520	2 520	2 520	2 520
5	3 100	3 100	3 100	3 100	3 100	3 100	3 100
6	24 442	24 442	24 442	24 442	24 442	24 442	24 442
7	1 550	1 550	1 550	1 550	1 550	1 550	1 550
8	1 950	1 920	1 920	1 920	1 920	1 920	1 920
9	5 611	5 750	5 750.2	5 618.9	5 640.2	5 618.6	5 651.3
10	12 329	12 741.6	12 627.5	13 868.2	13 865.9	12 539.7	12 590.1
11	12 418	12 418.3	12 513.1	12 447.4	12 433.9	12 544.7	12 487.4
12	16 209	16 601.3	16 742.4	16 334.4	16 527.6	16 428.3	16 714.2
13	44 832	37 536.4	37 668.4	37 730.1	37 719.9	37 625.7	37 623.8

注：EBF、EFB、BFE、BEF、FEB、FBE策略组合的平均差值分别为−490.9、−471.3、−417.7、−403.2、−513.2、−489.4。

2.3 对比实验

本节对CSA、CSA+EBF、CSA+FEB与CPLEX[13]、位移决策算法DALP[4]、仿生算法(bionomic algorithm, BA)[5]、混合粒子群优化-局部搜索算法RH-HPSO-LS[13]、细胞自动机优化(cellular automation-based optimization, CAO)算法[9]，选取算法计算结果C和算法运行时间进行比较，同时计算算法与BKV的平均差值及在13组样本数据的平均运行时间，如表6和表7所示。其中，CSA、CSA+EBF和CSA+FEB的运行时间为运行100次的平均值。

实验结果表明，在样本量为50及以下(前8组实验)的数据集上，除了DALP、BA和CSA经典的传统算法外，其余算法均达到了BKV值。CSA+EBF、CSA+FEB针对固定航班序列求解最优的着陆时间，在第1、4、6和7组实验数据可以直接求得最优结果，在第8组实验数据上取得了比以往算法更优的结果1 920。

CPLEX、RH-HPSO-LS、CAO及本文效果最佳的CSA+FEB算法结果相较BKV结果分别提升5.55%、6.17%、4.70%和5.21%，而DALP、BA算法则分别降低30.74%和9.42%；CSA+FEB算法结果明显优于DALP、BA算法，与CPLEX、RH-HPSO-LS、CAO算法结果相近，但在运行时间上，CSA+FEB算法比CPLEX、DALP、BA、RH-HPSO-LS、CAO等5种算法在13组数据平均运行时间分别提高了98.82%、47.35%、98.47%、6.08%、52.88%，CSA+EBF计算效率最高。

进一步考虑高峰时间同时进入终端区管制范围的实际航班架次与小规模数据集航班量相当，计算结果更有实际参考意义，CSA+FEB算法在8组

表 6　整体调度结果对比

Table 6　Comparison of overall scheduling results

组别	BKV	总代价							
		CPLEX	DALP	BA	RH-HPSO-LS	CAO	CSA	CSA+EBF	CSA+FEB
1	700	700	740	700	700	700	700	700	700
2	1 480	1 480	1 870	1 480	1 480	1 480	1 500	1 480	1 480
3	820	820	1 440	820	820	820	1 730	820	820
4	2 520	2 520	2 670	2 520	2 520	2 520	2 520	2 520	2 520
5	3 100	3 100	6 130	3 100	3 100	3 100	5 420	3 100	3 100
6	24 442	24 442	24 442	24 442	24 442	24 442	24 442	24 442	24 442
7	1 550	1 550	3 974	1 550	1 550	1 550	1 550	1 550	1 550
8	1 950	1 950	2 915	2 655	1 950	1 995	2 510	1 920	1 920
9	5 611	5 611.7	7 800.9	6 425.9	5 611.7	5 611	8 019.42	5 750	5 618.6
10	12 329	12 292.2	17 726.1	16 508.9	12 292.2	12 457	20 806.9	12 741.6	12 539.7
11	12 418	12 418.3	14 152.4	14 488.4	12 418.3	12 439	18 513.3	12 418.3	12 544.7
12	16 209	16 122.2	25 049.2	20 032.0	16 122.2	16 262	22 937.8	16 601.3	16 428.3
13	44 832	37 848.9	58 392.6	45 294.1	37 064.1	38 573	49 207.0	37 536.4	37 625.7

组别	运行时间/s							
	CPLEX	DALP	BA	RH-HPSO-LS	CAO	CSA	CSA+EBF	CSA+FEB
1	0.8	0.1	60	0.01	0.002 5	0.001	0.001	0.001
2	0.8	0.5	90	0.03	0.003 4	0.002	0.031	0.052
3	1.3	0.5	99	0.07	0.004 2	0.005	0.004	0.005
4	2.3	0.9	95	0.10	0.004 3	0.006	0.006	0.006
5	3.7	1.3	100	0.13	0.194 5	0.006	0.007	0.006
6	0.7	0.6	274	0.22	0.052 1	0.006	0.006	0.006
7	1.2	1.5	79	1.0	0.085 7	0.015	0.015	0.015
8	2.2	3.1	287	0.76	1.711	0.021	0.375	0.622
9	932.2	5.7	554	5.8	6.272	0.065	3.260	2.301
10	3 600	13.5	925	18.8	29.314	0.011	15.123	8.362
11	3 600	22.6	1 417	15.6	31.717	0.027	11.17	15.771
12	3 600	43.2	2 011	35.1	47.328	0.029	23.69	24.344
13	3 600	249.5	5 852	115.1	267.125	0.064	114.05	128.76

表 7　平均结果对比

Table 7　Comparison of average results

算法	总代价平均差值	平均运行时间/s
CPLEX	−546.6	1 180.4
DALP	3 026.2	26.4
BA	927.3	911
RH-HPSO-LS	−607.0	14.8
CAO	−462.5	29.5
CSA	2 453.5	0.02
CSA+EBF	−490.9	12.9
CSA+FEB	−513.2	13.9

小规模数据集上平均差值比 CPLEX、DALP、BA、RH-HPSO-LS、CAO 算法分别提高了 0.08%、17.31%、1.97%、0.08%、0.2%, 表明 CSA+FEB 算法在小规模数据集上取得最好的实验结果。在运行时间上, CSA+FEB 算法在平均时间效率上比 CPLEX、DALP、BA、RH-HPSO-LS、CAO 算法分别提高了 94.52%、91.61%、99.93%、69.27%、65.35%, 显示了 CSA+FEB 算法在时间效率的优势。

3　结　论

1) 本文建立了时间窗约束的多航班优化模型,

提出了确定性的CSA求解固定顺序航班着陆问题，CSA不依赖其他参数，采用OR-Library小规模数据集测试，算法运算时间在毫秒级，且能求得满足实际需求的较好稳定的解。

2）CSA结合循环线性交换策略和循环线性插空策略，效果最优的为CSA+FEB算法，在13组数据集上平均差值能取得较好的−513.2，与CPLEX、RH-HPSO-LS算法相近，但平均运行时间较CPLEX、RH-HPSO-LS算法分别提高98.82%、6.08%，表明CSA+FEB和RH-HPSO-LS算法可以较大平衡计算精度与速度，具有良好的综合性能。

3）在小规模数据集上，CSA+FEB算法在计算结果和时间效率上都表现出了更好的优势，同CAO算法相比，在计算结果和时间效率分别提高0.2%和65.35%，可为终端区航班着陆排序提供较好的辅助支持。

CSA针对有时间窗约束的问题提出了一种新的求解策略，具有一定的借鉴意义。另外，机场实际运行中，不同机场不同时段的航班密度是有明显差异的，大型枢纽机场航班密度大，用于着陆的跑道数量多，因此，考虑多跑道着陆点选择的问题是下一步工作的研究重点。

参考文献（References）

[1] 民航局运行监控中心. 图解2021年民航航班运行情况[EB/OL]. (2022-01-12) [2022-04-21]. https://m.thepaper.cn/baijiahao_16254749.
Operation Monitoring Center of Civil Aviation Administration. Illustrating the operation of civil aviation flights in 2021[EB/OL]. (2022-01-12) [2022-04-21]. https://m.thepaper.cn/baijiahao_16254749 (in Chinese).

[2] CIRIUM. The on-time performance review 2021[EB/OL]. (2021-12-31) [2022-04-21]. https://www.cirium.com/studios/on-time-performance.

[3] BEASLEY J E, KRISHNAMOORTHY M, SHARAIHA Y M, et al. Scheduling aircraft landings: The static case[J]. Transportation Science, 2000, 34(2): 180-197.

[4] BEASLEY J E, KRISHNAMOORTHY M, SHARAIHA Y M, et al. Displacement problem and dynamically scheduling aircraft landings[J]. Journal of the Operational Research Society, 2004, 55(1): 54-64.

[5] PINOL H, BEASLEY J E. Scatter search and bionomic algorithms for the aircraft landing problem[J]. European Journal of Operational Research, 2006, 171(2): 439-462.

[6] HU X B, CHEN W H. Genetic algorithm based on receding horizon control for arrival sequencing and scheduling[J]. Engineering Applications of Artificial Intelligence, 2005, 18(5): 633-642.

[7] HU X B, CHEN W H. Receding horizon control for aircraft arrival sequencing and scheduling[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2005, 6(2): 189-197.

[8] ZHAN Z H, ZHANG J, LI Y, et al. An efficient ant colony system based on receding horizon control for the aircraft arrival sequencing and scheduling problem[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2010, 11(2): 399-412.

[9] YU S P, CAO X B, ZHANG J. A real-time schedule method for aircraft landing scheduling problem based on cellular automation[J]. Applied Soft Computing, 2011, 11(4): 3485-3493.

[10] VADLAMANI S, HOSSEINI S. A novel heuristic approach for solving aircraft landing problem with single runway[J]. Journal of Air Transport Management, 2014, 40: 144-148.

[11] 王满超. 动态飞机着陆调度及其经验粒子群算法研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2015: 4-5.
WANG M C. Research on experiential particle swarm optimization for dynamic aircraft landing scheduling[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2015: 4-5(in Chinese).

[12] SABAR N R, KENDALL G. An iterated local search with multiple perturbation operators and time varying perturbation strength for the aircraft landing problem[J]. Omega, 2015, 56: 88-98.

[13] GIRISH B S. An efficient hybrid particle swarm optimization algorithm in a rolling horizon framework for the aircraft landing problem[J]. Applied Soft Computing, 2016, 44: 200-221.

[14] BENNELL J A, MESGARPOUR M, POTTS C N. Dynamic scheduling of aircraft landings[J]. European Journal of Operational Research, 2017, 258(1): 315-327.

[15] JI X P, CAO X B, DU W B, et al. An evolutionary approach for dynamic single-runway arrival sequencing and scheduling problem[J]. Soft Computing, 2017, 21(23): 7021-7037.

[16] FAYE A. A quadratic time algorithm for computing the optimal landing times of a fixed sequence of planes[J]. European Journal of Operational Research, 2018, 270(3): 1148-1157.

[17] AHMED M, ALAM S, BARLOW M. A cooperative co-evolutionary optimisation model for best-fit aircraft sequence and feasible runway configuration in a multi-runway airport[J]. Aerospace, 2018, 5(3): 85.

[18] IKLI S, MANCEL C, MONGEAU M, et al. An optimistic planning approach for the aircraft landing problem[C]//Proceedings of the ENRI International Workshop on ATM/CNS. Berlin: Springer, 2021: 173-188.

[19] BALAKRISHNAN H, CHANDRAN B G. Algorithms for scheduling runway operations under constrained position shifting[J]. Operations Research, 2010, 58(6): 1650-1665.

[20] XU B. An efficient ant colony algorithm based on wake-vortex modeling method for aircraft scheduling problem[J]. Journal of Computational and Applied Mathematics, 2017, 317: 157-170.

[21] DEAR R G, SHERIF Y S. An algorithm for computer assisted sequencing and scheduling of terminal area operations[J]. Transportation Research Part A: General, 1991, 25(2-3): 129-139.

Research on aircraft landing scheduling problem based on compact subsequence

FENG Xiaorong[1, 2], GAO Zhengda[1, 2], WANG Jin[1, 2, *], WANG Xinglong[1, 2], HUI Kanghua[3]

(1. Key Laboratory of Internet of Aircrafts, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. College of Air Traffic Management, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
3. School of Computer Science and Technology, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: The aircraft landing scheduling problem has been proven to be an NP-hard problem. A multi-aircraft optimization model with time window constraints is established for the fixed aircraft scheduling sequence considering more practical situations. The concept of compact subsequence, its properties, left shift, division and merging conditions are discussed. A compact subsequence algorithm (CSA) for fixed-order aircraft landing problems is proposed. Sort by the optimal landing time of the aircraft and calculate the landing time of each aircraft in this order using CSA. Adjust the fixed order using the circular linear exchange and cyclic linear interpolation strategies. Then, compute iteratively to get an approximation of the model's ideal solution. The OR-Library dataset is used for verification. Comparable to the CPLEX, RH-HPSO-LS, and cellular automation-based optimization (CAO), the results demonstrate that CSA, when paired with a heuristic fine-tuning method, can yield much superior outcomes than DALP and bionomic algorithm (BA). The algorithm also shows better advantages in time efficiency. It is extremely obvious that the advantages of computing precision and speed on small-scale datasets. CSA is a deterministic method that does not depend on prior parameters and has higher robustness, it can ensure that the heuristic fine-tuning strategy approaches the optimal solution continuously.

Keywords: aircraft landing scheduling; time window constraint; compact subsequence; circular linear exchange; cyclic linear interpolation

Received: 2022-07-27; **Accepted**: 2022-09-30; **Published Online**: 2022-11-04 10:29

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221104.0906.001

Foundation items: National Key Research and Development Program of China (2020YFB1600101); The Fundamental Research Funds for the Central Universities (3122020052)

* **Corresponding author**. E-mail: jinwang_2019@aliyun.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0667

基于像素偏振相机的新型光弹技术应用

苏飞*，毋少华，刘云鹏
(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：像素偏振相机与传统光弹方法相结合是近20年来发展起来的一种新型应力测试技术，其克服了传统光弹方法抗环境光干扰能力弱、定量测试操作复杂、很难实现实时测量等缺点。基于此，介绍了该方法的工作原理，并通过2个实例展示了该方法在适应复杂环境及高精度测试方面的巨大技术优势。给出了该新型光弹技术的若干前瞻性应用建议，包括玻璃幕墙安装应力的高效率检测及钢化玻璃内部缺陷的在线检测等。

关 键 词：光弹性；玻璃；应力；像素偏振相机；实时检测
中图分类号：O348.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)08-2432-07

光弹方法是测试试件内部应力的重要方法之一，全场性和非接触性是其主要的优点。但该方法目前主要局限于实验室应用，很少在工业现场或场外环境中发挥作用，主要原因在于：①硬件方面，传统设备的集成化程度不高，不便于携带；②定量测试操作复杂，需要多次、多角度转动光学元件(如典型的六步相移法[1])，难于在工业环境，特别是需要在线测试的环境中应用；③传统光弹方法的信息载体是干涉条纹，当环境光比较强烈而试件内部的应力又较小时，干涉条纹场的对比度极小，测试结果很难精确读取。为克服以上缺点，特别是提高光弹方法定量测试的效率，Asundi[2]和Kramer[3]等分别采用分孔径和分振幅的方法将通过试件的出射光分成4束，分别设置每束光路的偏振状态，将其同时成像于同一个CCD靶面的不同区域，实现动态相移。这2种技术的缺点是：试件成像尺寸受到限制，每更换/调整一次成像镜头，都要重新进行像素匹配。文献[3]的光路对系统防震也有要求，一般生产现场难以满足。因此，这2项技术未见大量的工程应用。

近年来，随着科技的发展，上述技术难题逐渐得以解决。高分辨率像素偏振相机[3]的出现使得动态相移的实现非常便捷。像素偏振相机是通过微纳加工手段制作CCD感光单元大小的偏振片并直接置于每个感光单元前而成[4-5]，该相机以相邻的上下左右4个感光单元为一组，偏振方向分别设为0°、45°、90°、135°，通过软件可将每组中某个特定偏振方向的感光单元的像素值抽取出来组成一幅图像，无须复杂的光路设置，只需一次正常条件下的拍照即可同时获得4幅不同偏振方向的图像。近2年，在国内销售的像素偏振相机多采用Sony IMX250MZR芯片，空间分辨率为2 448像素×2 048像素，单幅偏振图像的分辨率也达到了1 224像素×1 024像素的水平，可以忽略4幅偏振图像之间一个像素的匹配误差。像素偏振相机在三维形貌测试[6]、光漩涡测量[7]、生物组织的偏振特性测试[8]等方面的应用已经成为国内外近年来的研究热点。在动态光弹应力测试领域，像素偏振相机[9-12]的应用已经有所报道[13]，但国内相关的应用研究刚刚开展。商业化的测试设备方面，目前只有一家日本公司的产品在国内市场销售，且售价昂贵。

收稿日期：2022-07-28；**录用日期**：2023-01-30；**网络出版时间**：2023-03-08 14:13
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230308.0908.001
基金项目：国家自然科学基金(12072008)
* **通信作者**. E-mail：sufei@buaa.edu.cn

引用格式：苏飞，毋少华，刘云鹏. 基于像素偏振相机的新型光弹技术应用[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2432-2438.
SU F，WU S H，LIU Y P. Application of new photoelastic technology based on pixelated polarization camera[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2432-2438 (in Chinese).

本文开展了相关研究，对研究结果测试原理及典型应用进行介绍，以进一步推动该方法在国内的普及应用。

1　测试原理

在偏振光学的方法中，通常以 4×4 的 Muller 矩阵 $\boldsymbol{M}$ 表征光学元件的偏振特性，以 4×1 的 Stokes 矢量 $\boldsymbol{S}$ 表示光的偏振状态，通过矩阵相乘可以获知入射光 $\boldsymbol{S}_0$ 通过一系列光学元件（$M_1, M_2, \cdots, M_n$）后的偏振状态 $\boldsymbol{S}$。

$$\boldsymbol{S} = M_1 M_2 \cdots M_n \boldsymbol{S}_0 \tag{1}$$

相比于光测力学中常用的 Jones 向量和矩阵表示法，偏振光学采用 Muller 向量和 Stokes 矩阵表示光的偏振状态及其传递特性方面能提供更多、更完善的信息量。一般地，线偏振器件的 Muller 矩阵表达式为[14]

$$\boldsymbol{P}_\theta = \frac{1}{2}\begin{bmatrix} 1 & \cos(2\theta) & \sin(2\theta) & 0 \\ \cos(2\theta) & \cos^2(2\theta) & \sin(2\theta)\cos(2\theta) & 0 \\ \sin(2\theta) & \sin(2\theta)\cos(2\theta) & \sin^2(2\theta) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{2}$$

式中：θ为偏振轴的方位角。

而一般相位滞后器的 Muller 矩阵表达式为

$$\boldsymbol{M} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(4\phi)\sin^2(\delta/2)+\cos^2(\delta/2) & \sin(4\phi)\sin^2(\delta/2) & -2\sin\phi\sin\delta \\ 0 & \sin(4\phi)\sin^2(\delta/2) & -\cos(4\phi)\sin^2(\delta/2)+\cos^2(\delta/2) & \cos(2\phi)\sin\delta \\ 0 & \sin(2\phi)\sin\delta & -\cos(2\phi)\sin\delta & \cos\delta \end{bmatrix} \tag{3}$$

式中：δ为滞后的相位值；ϕ为器件的光轴方位角。对于 1/4 波片，δ=π/2，在光弹光路中，ϕ通常为±45°。

在图 1 所示的光路中，如果令检偏镜的偏振轴方位角分别为 0°、45°、90°和 135°，按照式(1)的计算，Stokes 矢量为 $(1,0,0,0)^{\mathrm{T}}$ 的自然光通过起偏镜、1/4 波片、试件及检偏镜后，出射光的 Stokes 矢量分别为

$$\begin{cases} \boldsymbol{S}_{0^\circ} = \dfrac{1}{4}\begin{bmatrix} 1-\sin(2\theta)\sin\delta \\ 1-\sin(2\theta)\sin\delta \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{S}_{45^\circ} = \dfrac{1}{4}\begin{bmatrix} 1+\cos(2\theta)\sin\delta \\ 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} \end{cases} \tag{4a}$$

$$\begin{cases} \boldsymbol{S}_{90^\circ} = \dfrac{1}{4}\begin{bmatrix} 1+\sin(2\theta)\sin\delta \\ -1-\sin(2\theta)\sin\delta \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{S}_{135^\circ} = \dfrac{1}{4}\begin{bmatrix} 1-\cos(2\theta)\sin\delta \\ 0 \\ -1 \\ 0 \end{bmatrix} \end{cases} \tag{4b}$$

4 个偏振角度的图像可以表示为

$$\begin{cases} I_{0^\circ} = \dfrac{1}{2}(1-\sin(2\theta)\sin\delta) \\ I_{45^\circ} = \dfrac{1}{2}(1+\cos(2\theta)\sin\delta) \\ I_{90^\circ} = \dfrac{1}{2}(1+\sin(2\theta)\sin\delta) \\ I_{135^\circ} = \dfrac{1}{2}(1-\cos(2\theta)\sin\delta) \end{cases} \tag{5}$$

根据偏振光学的定义，如果记

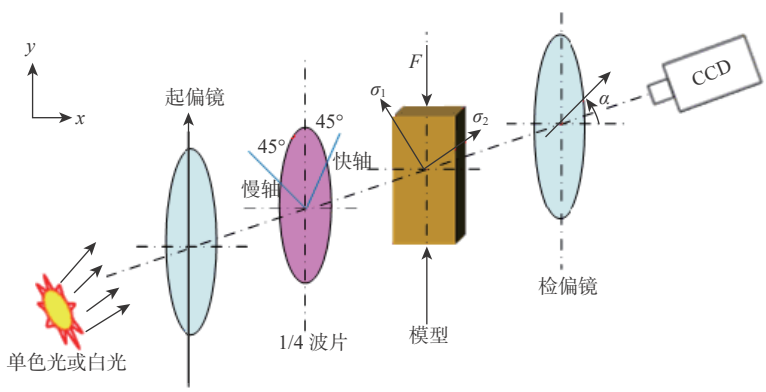


图 1　基于像素偏振相机的光弹方法原理

Fig. 1　Principle of photoelastic method based on pixelated polarization camera

$$\begin{cases} S_0 = I_{0^\circ} + I_{90^\circ} = 1 \\ S_1 = I_{0^\circ} - I_{90^\circ} = -\sin(2\theta)\sin\delta \\ S_2 = I_{45^\circ} - I_{135^\circ} = \cos(2\theta)\sin\delta \end{cases} \tag{6}$$

则线偏振度(degree of linear polarization, DoLP)的表达式(实际上是非完整表达式)为

$$D = \frac{\sqrt{S_1^2 + S_2^2}}{S_0} = \sin\delta \tag{7}$$

利用图1所示的光路,将分析镜分别转至4个特定角度进行拍摄,可以利用式(7)获取试件的相位差场。偏振相机的出现简化了该项工作,在省去分析镜及其旋转操作的情况下,仅通过一次拍摄即可获取I_{0°、I_{45°、I_{90°及I_{135°,进而得到试件内部的相位差场。

2 新型光弹方法的技术特点与优势

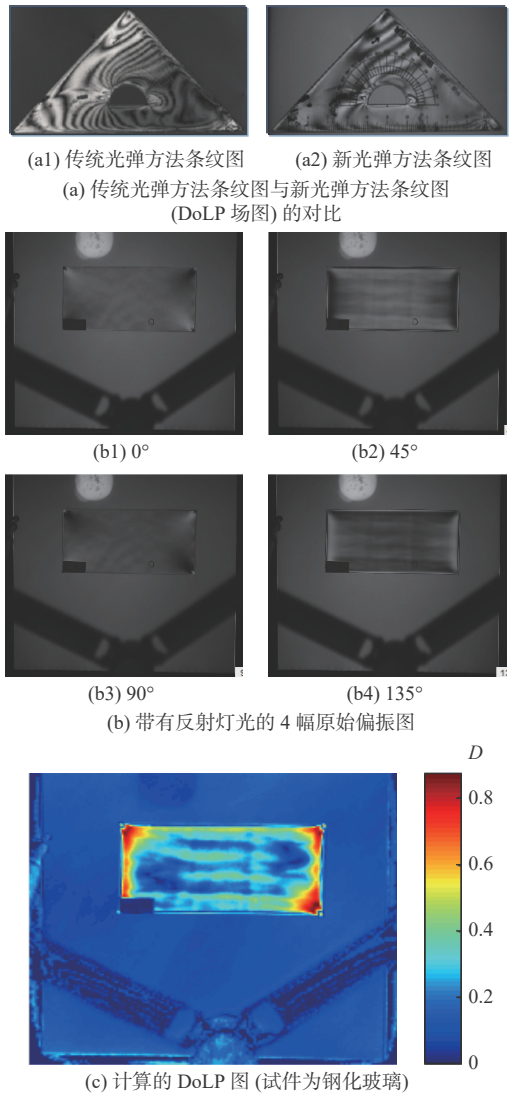
相比于传统的光弹方法,新方法具有如下优势:

1)测试系统结构简单,定量测试快捷,便于工业现场应用。在图1中,可以将光源与起偏镜及1/4波片集成,尤其是薄膜圆偏振片的出现使得集成更加便利,从结构上看,新系统只有集成光源和像素偏振相机2个构件,便于现场安装测试。新方法仅通过一次拍照即可通过式(7)计算出试件的相位差场,避免了传统相移方法光学元件的旋转操作,且即使采用普通配置的计算机,也能基本实现相位差场和主应力方向场的实时计算。

2)灵敏度高。①测试灵敏度高。以DoLP为测试目标,并以图像形式加以记录,可以发现,DoLP图像的灰度变化与相位差场的正弦值成正比(即$I \propto \sin\delta$,见式(7)),而一般光弹条纹图的灰度与位差一半的正弦函数平方成正比(即$I \propto \sin^2(\delta/2)$),灵敏度提高了一倍,实验验证结果如图2(a)所示。②无论测试结果多小,都能以灰度足够且层次分明的图像来实时显示,而传统光弹方法的条纹场图像很难选择合适的参数进行实时增强显示。

3)抗环境光干扰能力强。从式(6)可以看出,由于采用了4幅图像之间的相减运算,新技术具有一定的抗环境光的干扰能力,图2(b)所示的4个偏振图上的灯泡倒影,在DoLP图上几乎看不到任何影响。即使在光线充足的环境中,测试也可以照常进行。

新型光弹技术的局限性主要有2点:①CCD靶面前的微纳偏振器件的消光比不高。在可见光波长范围内,其对蓝光的消光比最高,也只有180:1,在偏振光学元件中属于较低水平,使得DoLP的测试值偏低。如图3所示,标准1/4波片的DoLP理论值应为1.0,实测值约为0.96(对应相位延迟量



(a1) 传统光弹方法条纹图 (a2) 新光弹方法条纹图

(a) 传统光弹方法条纹图与新光弹方法条纹图(DoLP场图)的对比

(b1) 0° (b2) 45°

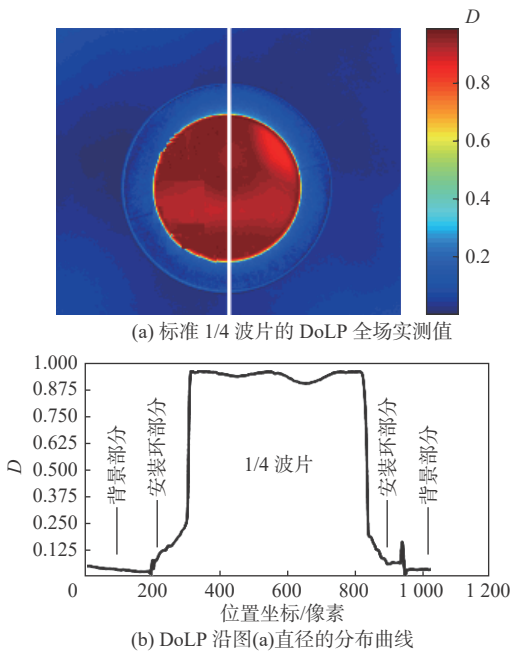
(b3) 90° (b4) 135°

(b) 带有反射灯光的4幅原始偏振图

(c) 计算的DoLP图(试件为钢化玻璃)

图2 新型光弹方法在应力测试方面的优势展示

Fig. 2 Advantages of new photoelastic method in stress testing



(a) 标准1/4波片的DoLP全场实测值

(b) DoLP沿图(a)直径的分布曲线

图3 标准1/4波片的DoLP实测值

Fig. 3 Measured DoLP value of a standard 1/4 wave plate

78°), 相位测试误差达到 18%, 但将试件实测的 DoLP 除以该值(即 0.96)即可消除该误差, 详见参考文献 [15-16]。②与传统光弹方法和相移法相比, 在不解相位包裹的前提下, 新技术的量程较小。由式(7)可以看出, 当相位差大于 π/2 时, 相位差已不能直接用 DoLP 的反正弦函数求得, 需要解包裹处理。

3　新型光弹技术的应用实例

3.1　钢化玻璃螺栓群周围应力场的实时检测

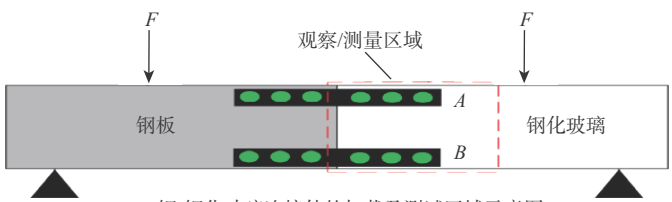
钢化玻璃在现代建筑中广泛应用, 其与钢结构通常采用穿孔连接, 即用金属螺栓穿过钢化玻璃并拧紧固定, 螺栓与玻璃直接接触。这种连接方式容易在玻璃孔与螺栓的接触点处产生应力集中, 进而引发破坏。近年来, 建筑力学工作者对这种连接方式提出了改进措施, 即先把开孔周围的钢化玻璃表面打磨(见图 4(a)), 再粘贴上软质的铝制金属板, 用钢板通过拧紧的螺栓将钢结构与钢化玻璃连接(见图 4(b)、(c))。铝板和钢板上的开孔尺寸比玻璃上略小, 螺栓将不与玻璃直接接触, 结构载荷以摩擦力的形式传递给玻璃, 避免了应力集中现象。为验证改进方法的有效性, 相关科研人员以上述连接方式制作了钢-钢化玻璃梁, 对其施加 4 点弯曲载荷, 并测试结构的强度是否得以提高, 同时探索以下问



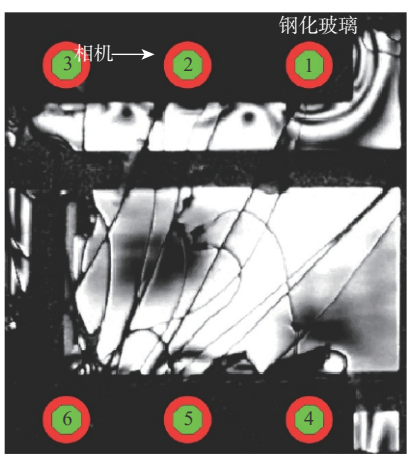
(a) 开孔周围做磨砂处理后的钢化玻璃试件



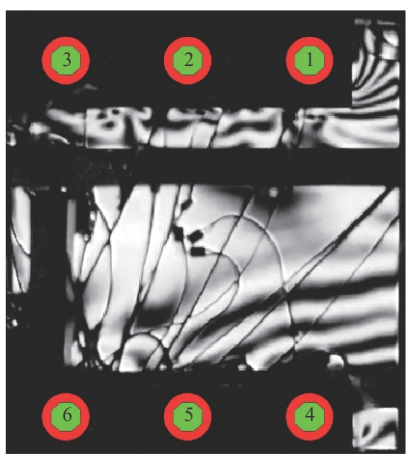
(b) 测试现场和系统安放示意图



(c) 钢-钢化玻璃连接件的加载及测试区域示意图



(d) 加载开始前的 DoLP 场



(e) 加载 10 kN 后的 DOLP 场

图 4　新型光弹技术对钢-钢化玻璃结构受载过程中内部应力场的实时监测

Fig. 4　Real-time monitoring of internal stress field of steel-tempered glass structure under load by new photoelatic technology

题：多个螺栓连接的情况下，哪个螺栓周围的应力最大，并最先发生破坏？最大应力与铝板的形状及螺栓预紧力的关系？这些问题的探索将为连接方式的进一步优化提供依据。采用新型光弹技术对试件内部的机械应力和固有的残余应力进行全场测试。从图 4(b) 可以看出，测试现场光线充足，试件与加载机构之间的空间狭小，仅能放下一个光源，这种情况下传统光弹设备很难施展，但新型光弹方法却可以发挥技术优势。采用 600 mm×500 mm 红色光源覆盖钢化玻璃试件上的 2 排共计 6 个螺栓，对周围的应力场及其随载荷的变化进行实时跟踪和评估，图 4(d) 和图 4(e) 为试件在 2 个不同载荷下的 DoLP 场图。

尽管受到连接横版、脚手架及玻璃上众多传感器引线的遮挡，DOLP 场图仍然提供了如下有用信息：

1）相对于玻璃上的其他螺栓，在机械加载过程中，1 号和 4 号螺栓周围的条纹数目较多且增加明显（加载前的条纹由重力引起），其他螺栓周围的光弹条纹增加很少，说明这 2 个螺栓承担了大部分承载，周围玻璃的内部应力也较大。

2）在连接板的右下角（即 A、B 点）处，条纹密集，说明此 2 处有应力集中，钢化玻璃应先从此处破坏。

在本项实验中，新型光弹技术的实时性、全场性及残余应力和机械应力兼顾测试模式，为钢-钢化玻璃连接工艺的优化和强度评估提供了很好的实验依据。

3.2 玻璃光弹系数的测定

光弹系数是玻璃光学性能的重要指标。但由于玻璃的光弹效应普遍很弱，传统的光弹系统很难满足精度和灵敏度的测试要求，因此，一般采用国外进口的专用设备，价格极为昂贵。

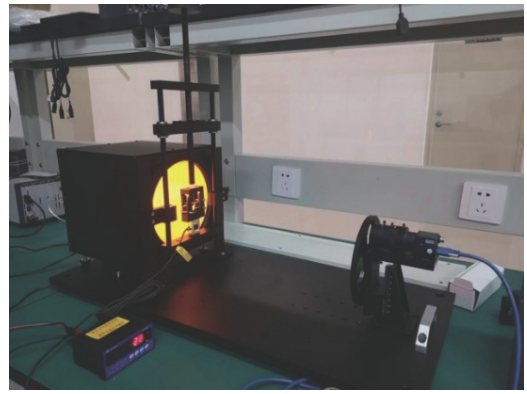
本文采用新型光弹技术对某型号玻璃的光弹系数进行测试。设备照片如图 5(a) 所示，光源采用钠光灯（波长为 589 nm），设备带有简易加载架，以 4 点弯曲形式加载，试件长、宽、高分别为 120 mm、10 mm、10 mm。

根据光弹系数（应力-光学系数）C 的定义，平面应力模型上一点处的相位差 δ 与该点 2 个主应力 σ_1 与 σ_2 的差有如下关系：

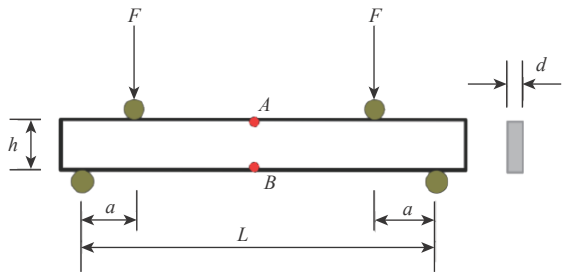
$$\delta = \frac{2\pi}{\lambda} Cd(\sigma_1 - \sigma_2) \tag{8}$$

式中：d 为试件的厚度；λ 为测试光的波长。

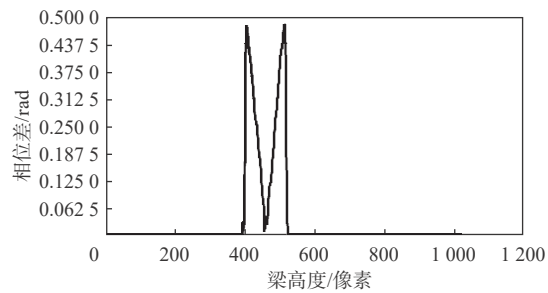
以梁上下边缘处 A、B 两点（见图 5(b)）为研究对象，非零主应力由弯曲应力式(9)计算而得，而相



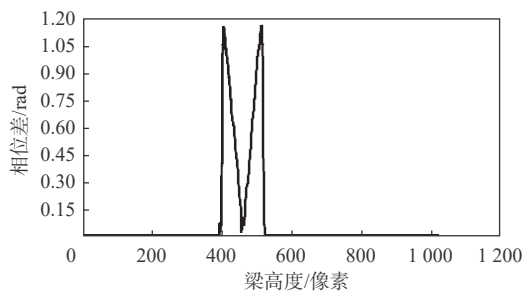
(a) 光弹系数测试系统



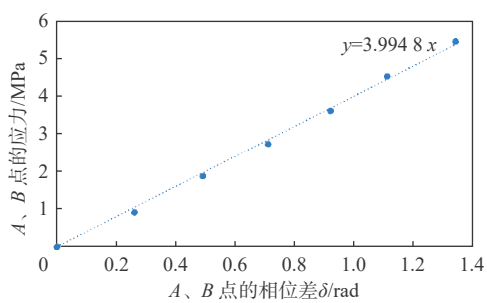
(b) 试件加载及测试点位置示意图 (L=100 mm, a=d=h=10 mm)



(c) F=30 N 时，相位差沿梁高度的分布曲线



(d) F=75 N 时相位差沿梁高度的分布曲线



(e) 通过数据拟合得到光弹系数所需要的参数

图 5 新型光弹技术用于玻璃光弹系数的测量结果

Fig. 5 Measurement of photoelastic coefficient of glass by new photoelastic technology

位差则由系统测得。

$$\sigma_{\max} = 6Fa/(dh^2) \quad (9)$$

式中: h 为试件的高度; a 为加载点与支点间距。

为提高计算精度, 取一组不同的载荷 F, 并分别获取每个载荷下的 A、B 点对应的应力 σ 和相位差 δ。2 组载荷下相位差沿梁高度的分布曲线如图 5(c)、(d) 所示, 可以看到, 分布曲线呈直线且对称分布, 曲线上的 2 个最高点即为 A、B 的相位差 δ, 将其取平均处理。可以观察到, 在载荷 F 为 75 N(对应 A、B 点的应力 3.6 MPa) 时, A、B 点处的相位差为 1.10 rad, 已经接近新方法的量程上限, 不宜继续加载。在传统光弹方法中, 此时 A、B 点的条纹级数还未到 1/4 级, 尚未形成对比度明显的干涉条纹, 相位差不易获取和精确判断, 体现了新型光弹技术的灵敏度优势。需要指出的是, 上述数据处理都采用了误差矫正处理措施。

用得到的一组数据 (σ_i, δ_i) 拟合式 (8), 即可得出该型号玻璃的光弹系数。经测试, 该型玻璃的光弹系数为 24.9 nm/(cm·MPa), 与厂家标称值 (25.0±1.0)nm/(cm·MPa) 很接近。

4　结 束 语

本文介绍了新型光弹技术的原理和系统组成, 并列举了其特点和优势, 结构紧凑、对环境光不敏感、灵敏度高及实时测量的能力。这些优点使得光弹技术能够走出实验室, 面向工程应用。

本文给出了 2 个应用实例。①钢-钢化玻璃摩擦连接的强度验证, 实时显示了钢化玻璃内部应力场的分布规律, 找出了主要承载螺栓及强度危险点, 虽然只是定性分析, 但证实了新型光弹技术对复杂工程环境的适应性和实时测试的特性。②玻璃的光弹系数测试, 较好地解释了新型光弹技术的灵敏度和矫正后的系统测试精度。

建议并正在尝试一些更多的应用开发工作, 如钢化玻璃在传滚轴传送带上的实时/在线残余应力测试, 特别是以局部应力集中条纹为识别特征的结石缺陷在线检测, 如果得以实现将可以大大提高钢化玻璃质量检测效率和产品良率; 或者将像素偏振相机搭载于无人机上检测玻璃幕墙/玻璃栈道的安装应力、表面划痕等缺陷, 将有可能替代现行的蜘蛛人检测方式, 在提高检测效率的同时, 大大减少检测成本。

参考文献 (References)

[1] 雷振坤. 结构分析数字光测力学[M]. 大连: 大连理工大学出版社, 2012.
LEI Z K. Digital photomechanics for structural analysis[M]. Dalian: Dalian University of Technology Press, 2012(in Chinese).

[2] ASUNDI A, TONG L, BOAY C G. Dynamic phase-shifting photoelasticity[J]. Applied Optics, 2001, 40(22): 3654-3658.

[3] KRAMER S L B, BEIERMANN B A, WHITE S R, et al. Simultaneous observation of phase-stepped images for photoelasticity using diffraction gratings[J]. Experimental Mechanics, 2013, 53(8): 1343-1355.

[4] NORDIN G P, MEIER J T, DEGUZMAN P C, et al. Micropolarizer array for infrared imaging polarimetry[J]. Journal of the Optical Society of America A, 1999, 16(5): 1168-1174.

[5] 马宣. 高性能像素偏振相机的研制与相关应用研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2019.
MA X. Development of high-performance pixelated-polarization-camera and related application research[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2019(in Chinese).

[6] ZHANG Z G, DONG F L, CHENG T, et al. Nano-fabricated pixelated micropolarizer array for visible imaging polarimetry[J]. The Review of Scientific Instruments, 2014, 85(10): 105002.

[7] ARANCHUK V, LAL A K, HESS C F, et al. Pulsed spatial phase-shifting digital shearography based on a micropolarizer camera[J]. Optical Engineering, 2018, 57: 024109.

[8] ONUMA T, OTANI Y. A development of two-dimensional birefringence distribution measurement system with a sampling rate of 1.3 MHz[J]. Optics Communications, 2014, 315: 69-73.

[9] KUNNEN B, MACDONALD C, DORONIN A, et al. Application of circularly polarized light for non-invasive diagnosis of cancerous tissues and turbid tissue-like scattering media[J]. Journal of Biophotonics, 2015, 8(4): 317-323.

[10] ZHANG Z G, DONGF L, QIAN K M, et al. Real-time phase measurement of optical vortices based on pixelated micropolarizer array[J]. Optics Express, 2015, 23(16): 20521-20528.

[11] SAKAUE K, YONEYAMA S, KIKUTA H, et al. Evaluating crack tip stress field in a thin glass plate under thermal load[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2008, 75(5): 1015-1026.

[12] YONEYAMA S, KAMIHORIUCHI H. A method for evaluating full-field stress components from a single image in interferometric photoelasticity[J]. Measurement Science and Technology, 2009, 20(7): 075302.

[13] 尚奇. 光学玻璃在大功率连续激光辐照下的应力研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2020.
SHANG Q. Study on stress of optical glass under high power continuous laser irradiation[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2020(in Chinese).

[14] GOLDSTEIN D H. Polarizedlight[M]. New York: CRC Press, 2016.

[15] 杨洁, 金伟其, 裘溯, 等. 考虑偏振片非理想性的可见光偏振成像修正模型[J]. 光学精密工程, 2020, 28(2): 334-339.
YANG J, JIN W Q, QIU S, et al. Correction model for visible light polarization imaging considering non-ideality of polarizers[J]. Optics and Precision Engineering, 2020, 28(2): 334-339(in Chinese).

[16] SU F, WANG Z J. Error analysis and correction of a photoelastic method based on a pixelated polarization camera[J]. Optics and Lasers in Engineering, 2023, 161: 107374.

Application of new photoelastic technology based on pixelated polarization camera

SU Fei*, WU Shaohua, LIU Yunpeng

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: A new type of stress testing technology has been developed in the last 20 years by combining pixelated polarization cameras with traditional photoelastic methods. It overcomes the disadvantages of traditional photoelastic methods such as weak ability to resist environmental light interference, complex quantitative measurement operation, and difficulty in realizing real-time measurement. This paper introduced the working principle of this method and showed its great technical advantages in adapting to complex environments and high-precision testing through two examples. Some forward-looking application suggestions of the new photoelastic technology were given, including the efficient detection of the installation stress of the glass curtain wall and the online detection of the internal defects of the tempered glass.

Keywords: photoelasticity; glass; stress; pixelated polarization camera; real-time detection

Received: 2022-07-28; **Accepted**: 2023-01-30; **Published Online**: 2023-03-08 14:13

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230308.0908.001

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (12072008)

* **Corresponding author**. E-mail: sufei@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0681

钢轨打磨车专用EHA非线性反演控制

王海波[1, 2, *]，何欢[1]，邹怀静[1]，聂勇[3]

(1. 西南交通大学 机械工程学院，成都 610031；2. 轨道交通运维技术与装备四川省重点实验室，成都 610031；
3. 浙江大学 流体传动及控制国家重点实验室，杭州 310027)

摘　　要：为提高钢轨打磨车打磨钢轨的平顺性及稳定性，提出以电动静液作动器(EHA)代替传统液压作动系统作为钢轨打磨车的专用执行器，考虑柱塞泵的总效率波动和液压缸动静摩擦差异大2个非线性因素，建立非线性数学模型；建立EHA的MATLAB、AMESim联合仿真模型，对PID控制、滑模变结构控制、反演控制进行控制策略对比研究，仿真分析验证反演控制在响应快速性及稳定性方面具有良好的表现。搭建四象限平台对EHA进行反演控制负载试验，结果表明：其位移控制精度达0.21 mm，具有较好的控制性能。

关 键 词：钢轨打磨车；电动静液作动器；非线性因素；联合仿真；反演控制
中图分类号：U216; TH137
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)08-2439-10

截至2020年，中国铁路线路运营总里程已突破1.5×10^5 km，稳居世界第2[1]。铁路工程项目运营后，科学、合理和经济的运营维护是保证列车行车及乘员和货物安全的必要手段。在铁路和城市轨道维护工作中，钢轨打磨车可有效消除钢轨的肥边、裂纹及磨耗等损坏，确保列车运行的安全可靠性[2-3]。钢轨打磨车存在打磨工艺精度要求高、打磨工况复杂、打磨机构作动不够平稳、打磨头需要反复标定等问题，传统液压作动系统已无法在可靠性、可维护性及控制性之间平衡矛盾，影响钢轨打磨的平顺性及稳定性[4-6]。因此，拟采用已在飞机、潜艇、导弹等大型装备上获得广泛应用的功率电传系统，利用电动静液作动器(electro-hydrostatic actuator, EHA)代替钢轨打磨车打磨装置集中能源式液压作动系统，驱动功率通过电缆传送到钢轨打磨车各处的打磨装置驱动油缸，将电能转化为机械能，驱动钢轨打磨车打磨电机的升降和打磨头角度的偏转，十分契合钢轨打磨车等铁路线路大型运维装备的作业工况。并结合打磨车打磨工艺的要求和施工作业的工况探索研究适宜的控制策略，使EHA满足钢轨打磨车应用领域的性能需求，实现打磨工艺及施工效率的提升。

从控制算法层面考虑，如何提高控制精度、改善EHA性能也是众多学者研究的重点，熊志林等[7]基于状态估计与模型预测理论设计的泵控非对称缸控制器，稳态误差约0.5 mm；纪铁铃等[8]针对EHA位置控制环设计滑模变结构控制器，通过联合仿真验证控制器提高了系统动态响应性，具有较高的稳态精度；付永领等[9]以数字信号处理器(digital signal processor, DSP)和复杂可编程逻辑器件(complex programmable logic device, CPLD)为核心设计双余度控制器，实现了快速稳定的跟踪需求；张星晴和段富海[10]建立EHA调速控制模型，采用遗传算法得到PID调节器最优参数，仿真结果超调量小于5%。

实际上，EHA存在泵的流量压力脉动、泵的总

收稿日期：2022-08-01；**录用日期**：2022-10-30；**网络出版时间**：2022-11-15 17:00
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221114.1626.004
基金项目：四川省科技厅计划应用基础研究项目(2021YJ0029)；西南交通大学轨道交通运维技术与装备四川省重点实验室开放课题(2020YW001)
* **通信作者**. E-mail：haibowang@home.swjtu.edu.cn

引用格式：王海波，何欢，邹怀静，等. 钢轨打磨车专用EHA非线性反演控制[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2439-2448.
WANG H B，HE H，ZOU H J，et al. Nonlinear backstepping control of special EHA for rail grinding vehicles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2439-2448 (in Chinese).

效率波动、液压缸动静摩擦差异大、油液特性参数变化等诸多非线性因素，全部做简单的线性化处理，结论与实际工作情况有较大差别，且无法解释很多实际工作过程中的异常现象，因此，非线性因素研究十分必要。而反演控制是一种较新的、应用较广泛的针对非线性系统的控制策略[11]，其应用能够极大地减少非线性因素对EHA系统控制性能的影响。因此，本文将对反演控制对EHA系统控制性能的影响进行研究。

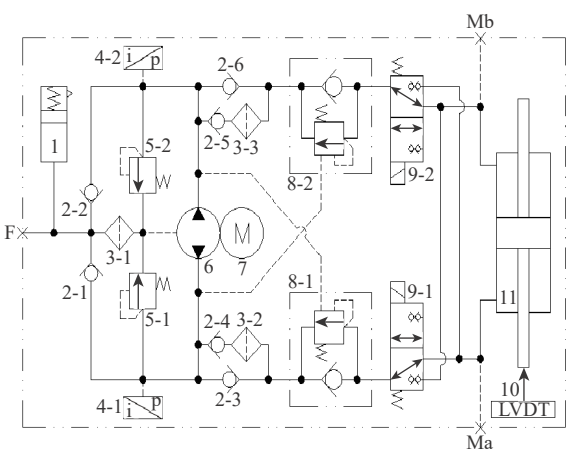
1 EHA的数学模型

综合打磨头角度偏转和打磨电机避障升降2种工况的需求，查阅文献[12]根据指标计算，考虑到EHA试验样机制作的经济性，设定EHA设计参考数据如表1所示，以设计一台EHA原理样机满足工况需求试验验证，其液压原理如图1所示，采用双向定排量变转速泵驱动双作用对称缸，在液压缸内设置直线位移传感器（linear variable displacement transducer, LVDT）实时反馈位移信号，以交流伺服电机作为控制输入，实现EHA的往复作动，其中，Mb和Ma为传感器预留接口。

表1 EHA设计指标

Table 1 Design indexes of EHA

行程/mm	负载力/KN	速度/(mm·s^{-1})	位移全尺寸精度/%
100	≤10	≥20	≤0.77



1. 弹簧增压油箱；2. 单向阀；3. 过滤器；4. 压力变送器；5. 溢流阀；6. 双向定排量变转速泵；7. 伺服电机；8. 平衡阀；9. 电磁换向阀；10. 位移传感器；11. 双作用对称缸。

图1 专用EHA液压原理

Fig. 1 Hydraulic principle of special EHA

1.1 永磁同步电机与泵控缸模型

假设铁芯饱和效应、产生的涡流、损耗可以忽略[13]。根据d轴电流$i_d=0$矢量控制方法，由电流及电压关系得电机q轴定子电压方程：

$$U = i_q R_a + \frac{\mathrm{d}i_q}{\mathrm{d}t} L_q + \omega\varphi_f \tag{1}$$

式中：U为电机电压；R_a为绕组等效电阻；i_q为q轴电流；L_q为等效q轴电感；ω为转子角速度；φ_f为电机永磁体磁链。

电机电磁转矩方程为

$$T_{em} = \frac{3}{2} P_n i_q \varphi_f \tag{2}$$

式中：T_{em}为电机电磁转矩；P_n为电机极对数。

电机运动平衡方程为

$$T_{em} = \frac{J}{P_n} \cdot \frac{\mathrm{d}\omega}{\mathrm{d}t} + B\frac{\omega}{p_n} + T_L \tag{3}$$

式中：J为转动惯量；B为电机与泵的黏性摩擦系数和；T_L为电机的负载转矩。

忽略液压缸的压力损失及内外泄漏，油温为常数，则液压缸的流量连续性方程为

$$Q = A_P \frac{\mathrm{d}x_p}{\mathrm{d}t} + \frac{V_1}{\beta_e} \cdot \frac{\mathrm{d}p_L}{\mathrm{d}t} = q_L \tag{4}$$

式中：q_L为负载流量；p_L为液压缸油液压差；A_P为活塞面积；x_P为活塞位移；β_e为体积弹性模量；V_1为进油腔容积。

根据EHA在钢轨打磨车上的应用工况分析，弹性负载可忽略[14]，其输出力与负载力平衡方程为

$$A_p p_L = m_t \frac{\mathrm{d}^2 x_P}{\mathrm{d}t^2} + B_p \frac{\mathrm{d}x_P}{\mathrm{d}t} + F_L \tag{5}$$

式中：m_t为活塞总质量；B_P为黏性阻尼系数；F_L为外负载与摩擦力。

1.2 非线性参数理论建模

1.2.1 柱塞泵效率

轴向柱塞泵的总效率为

$$\eta = \eta_V \eta_m \tag{6}$$

式中：η为总效率；η_V为容积效率；η_m为机械效率。柱塞泵总效率的非线性影响是柱塞泵的容积效率造成的，柱塞泵的机械效率变化幅度不大[15]。分析柱塞泵容积效率的非线性影响，建立其数学模型。

柱塞泵的容积效率非线性影响主要由柱塞泵的容积损失引起，容积损失Q_V由摩擦副泄漏Q_L和油液压缩Q_C组成，可表示为

$$Q_V = \sum Q_{Li} + Q_C \tag{7}$$

其中，内部摩擦副的泄漏损失包括柱塞副、滑靴副和配流副的泄漏损失。柱塞副泄漏的损失Q_{L1}表示为

$$Q_{L1} = \sum_{i=0}^{z-1} \frac{\pi d_P \delta_P^3 \Delta p_{Pi}}{12\mu L_i}(1 + 1.5\varepsilon^2) \tag{8}$$

式中：d_P为柱塞直径；δ_P为柱塞与柱塞孔间隙；Δp_{Pi}

为第i个柱塞腔内外压差; μ为油液动力黏度; ε为偏心率; L_i为柱塞与缸体接触长度。

滑靴副的泄漏损失Q_{L2}表示为

$$Q_{L2}=\frac{z\pi\delta_s^3}{12\mu\ln\dfrac{R_{s2}}{R_{s1}}}(p_1-p_0) \tag{9}$$

式中: z为柱塞个数; δ_s为滑靴副间隙油膜厚度; R_{s1}、R_{s2}为滑靴封油带内外半径; p_0、p_1为泵进出口油液压力。

配流副的泄漏损失Q_{L3}表示为

$$Q_{L3}=\frac{\varphi_0\delta_v^3}{12\mu}\left(1\Big/\ln\frac{R_{v4}}{R_{v3}}+1\Big/\ln\frac{R_{v2}}{R_{v1}}\right)(p_1-p_0) \tag{10}$$

式中: φ_0为配流盘高压排油区封油带包角; δ_v为配流副油膜厚度; R_{v1}、R_{v2}为配流盘内封油带内外半径; R_{v3}、R_{v4}为配流盘外封油带内外半径。

油液压缩导致的流量损失Q_C为

$$Q_C=\frac{nzV_f}{60E}(p_1-p_0) \tag{11}$$

式中: n为柱塞泵转速; V_f为单柱塞排量; E为液压油弹性模量。

柱塞泵的理论流量Q_T表示为

$$Q_T=D_P n/60 \tag{12}$$

式中: D_P为柱塞孔分布圆直径。

则柱塞泵的容积效率η_V表示为

$$\eta_V=\frac{Q_T-Q_V}{Q_T}=1-\frac{\sum Q_{Li}+Q_C}{Q_T} \tag{13}$$

将柱塞泵内部结构及油液参数代入式 (13), 选取机械效率$\eta_m=0.92$, 因此, 柱塞泵的总效率为

$$\eta=0.92-\frac{102.33(p_1-p_2)+0.09(p_1-p_2)n}{1\,000n} \tag{14}$$

1.2.2　液压缸摩擦力

液压缸活塞与缸筒之间因为密封及液压缸材质不一致, 且存在橡胶等摩擦力极大的材料, 开始运动的静摩擦力与液压缸运动时的动摩擦力相差极大, 呈现非线性特征。由液压缸存在的 Streibeck 效应粗略地表示了润滑状态与摩擦因素的关系[16]。

采用 Canudas de Wit 等[17] 提出的 LuGre 液压缸非线性摩擦力模型:

$$\begin{cases} f=\sigma_0 z_0+\sigma_1\dfrac{\mathrm{d}z_0}{\mathrm{d}t}+\sigma_2 v \\ \dfrac{\mathrm{d}z_0}{\mathrm{d}t}=v-\dfrac{|v|}{g(v)}z_0 \\ \sigma_0 g(v)=f_s+(f_s-f_c)\mathrm{e}^{-(v/v_s)^2} \end{cases} \tag{15}$$

式中: z_0为鬃毛挠度; σ_0为鬃毛刚度; σ_1为鬃毛阻尼系数; σ_2为黏性摩擦因素; v_s为摩擦 Streibeck 临界速度; $g(v)$为摩擦 Streibeck 曲线函数; f_c为库仑摩擦力; f_s为静摩擦力。LuGre 摩擦力模型的一些参数难以通过实验测试, 基于文献 [18] 经验估计及样机空载实验数据计算, 相关参数取值如表 2 所示。

表 2　摩擦模型相关参数

Table 2　Relevant parameters of friction model

σ_0/(N·m)	σ_1/(N·m·s^{-1})	σ_2/(N·m·s^{-1})	v_s/(N·m·s^{-1})	f_c/kN	f_s/kN
2.1×10^7	0.1	150	0.1	142	12

经计算, 液压缸的最大运动速度为 0.023 m/s, 利用计算机技术在相对运动速度为 0～0.023 m/s 的区间对微分方程组进行拟合, 得到 EHA 液压缸的非线性摩擦力为

$$f=165.66-164.78\Big/\left[1+\left(\frac{v}{0.02}\right)^{2.28}\right] \tag{16}$$

2　反演控制器设计

根据 EHA 的数学模型, 选取系统状态变量为: 位移、速度和进油腔压力, 可表示为

$$\boldsymbol{X}=\begin{bmatrix}x_1\\x_2\\x_3\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}x\\\dot{x}\\p_1\end{bmatrix} \tag{17}$$

式中: x_1为位移; x_2为速度; x_3为进油腔压力。则 EHA 液压系统转化为三阶系统, 控制变量为电机转速ω_e, 输出变量为 EHA 位移x, 其非线性状态空间模型可表示为

$$\begin{cases} \dot{x}_1=x_2 \\ \dot{x}_2=\dfrac{A_P}{M}x_3-\dfrac{A_P}{M}p_0-\dfrac{B_P}{M}x_2-\dfrac{F_L}{M} \\ \dot{x}_3=\dfrac{\omega D_P\eta\beta_e}{V_1}-\dfrac{\beta_e A_P}{V_1}x_2 \\ y=x_1 \end{cases} \tag{18}$$

在反演控制器设计过程中, 令e_i表示状态量实际值与期望值的跟踪误差, x_{id}为状态量的期望输出, 有

$$\begin{cases} e_1=x_1-x_{1d} \\ e_2=x_2-x_{2d} \\ e_3=x_3-x_{3d} \end{cases} \tag{19}$$

从最远离控制输入的方程开始进行递推, 对第 1 个子系统而言, 控制目标是使x_1的实际值趋近于期望值x_{1d}, 即e_1趋近于 0, x_{1d}作为设定值已知, 构造

李雅普诺夫函数：

$$V_{e_1}=\frac{1}{2}e_1^2 \tag{20}$$

选取虚拟控制函数：

$$\dot{x}_1-\dot{x}_{1\mathrm{d}}=-k_1e_1 \tag{21}$$

式中：$k_1>0$，则由式(20)和式(21)可得

$$\dot{V}(e_1)=e_1\dot{e}_1=-k_1e_1^2<0 \tag{22}$$

满足系统滑模面的李雅普诺夫条件，同理，对第2个子系统方程研究，e_2趋近于0，$x_{2\mathrm{d}}$选取第1步子系统虚拟控制器得到的函数值，由式(21)可得

$$x_{2\mathrm{d}}=\dot{x}_1=\dot{x}_{1\mathrm{d}}-k_1e_1 \tag{23}$$

将第1、第2个子系统方程结合起来构造系统李雅普诺夫函数为

$$V(e_1,e_2)=\frac{1}{2}e_1^2+\frac{1}{2}e_2^2 \tag{24}$$

选取虚拟控制函数：

$$\dot{x}_2-\dot{x}_{2\mathrm{d}}=-k_2e_2 \tag{25}$$

式中：k_2>0，则由式(24)和式(25)可得

$$\dot{V}(e_1,e_2)=e_1\dot{e}_1+e_2\dot{e}_2=-k_1e_1^2-k_2e_2^2<0 \tag{26}$$

满足系统滑模面的李雅普诺夫条件，同理，对第3个子系统方程研究，e_3趋近于0，$x_{3\mathrm{d}}$选取第2步子系统虚拟控制器得到的函数值，由式(18)和式(25)可得

$$x_{3\mathrm{d}}=\left(\dot{x}_{2\mathrm{d}}-k_2e_2+\frac{A_\mathrm{p}}{M}p_0+\frac{B_\mathrm{p}}{M}x_2+F_\mathrm{L}\right)\frac{M}{A_\mathrm{p}} \tag{27}$$

将第1、第2、第3个子系统方程结合起来构造系统李雅普诺夫函数：

$$V(e_1,e_2,e_3)=\frac{1}{2}e_1^2+\frac{1}{2}e_2^2+\frac{1}{2}e_3^2 \tag{28}$$

选取虚拟控制函数：

$$\dot{x}_3-\dot{x}_{3\mathrm{d}}=-k_3e_3 \tag{29}$$

式中：k_3>0，则由式(28)和式(29)可得

$$\dot{V}(e_1,e_2,e_3)=e_1\dot{e}_1+e_2\dot{e}_2+e_3\dot{e}_3=-k_1e_1^2-k_2e_2^2-k_3e_3^2<0 \tag{30}$$

满足系统滑模面的李雅普诺夫条件，根据式(18)、式(21)、式(25)和式(29)，可得系统的控制函数为

$$\omega(t)=\frac{V_1}{D_\mathrm{p}\eta\beta_\mathrm{e}}\left\{\frac{A_\mathrm{p}\beta_\mathrm{e}}{V_1}\dot{x}_1-k_3e_3+\frac{M}{A_\mathrm{p}}\left[\frac{A_\mathrm{P}}{M}p_0+\frac{B_\mathrm{p}}{M}\dot{x}_2+\frac{F_L}{M}-k_2\dot{e}_2+(\ddot{x}_{1\mathrm{d}}-k_1\dot{e}_1)\right]\right\} \tag{31}$$

式中：k_1、k_2、k_3为系统反演控制器的控制参数，影响系统响应的快速性、稳定性及是否超调，位移状态量和进油口压力状态量由系统自带的位移传感器与压力变送器测量给出实际数值，速度状态量既可由位移状态量一阶微分得出，亦可采用状态观测器推导得出，非线性参数由1.2节推导给出。

3 联合仿真

3.1 钢轨打磨车专用EHA仿真建模

为验证控制策略的有效性，结合AMEsim与MATLAB/Simulinkl这2种软件的优势进行联合仿真，使用AMESim软件中的液压库、信号库等建立含有Simulink模块的液压系统仿真模型，将液压泵的模型使用超级元件封装进行处理[19]。

本文控制系统的输入为EHA作动缸的目标位移，输出为电机转速，闭环反馈为EHA的实际位移及根据算法所需的特殊中间变量。基于式(31)，运用Simulink建立反演控制器的仿真模型，并引入柱塞泵效率和液压缸摩擦力2项非线性影响因素。采用Simulink中S-Function的调用语法与AMEsim中的求解器进行交互[20]。仿真软件所设参数如表3所示，建立EHA的反演控制系统模型如图2所示，联合仿真模型如图3所示，其中，f表示液压缸摩擦力，p表示液压缸进油腔压力，v表示液压缸速度，fen表示仿真软件的运算模块，k表示增益模块，n表示转速，A表示油缸A腔，B表示油缸B腔，T表示油箱，X表示位移传感器，V表示速度传感器，T表示力传感器，K表示控制信号，ch表示成腔容积或无效容积。

表3 EHA仿真参数

Table 3 Simulation parameters of EHA

参数	数值
油缸有效行程/mm	100
油缸直径/mm	63
活塞杆直径/mm	35
泵额定转速/(r·min^{-1})	3 000
泵排量/(ml·r^{-1})	1
溢流压力/MPa	8
转子惯量/(kg·m^2)	2.7×10^{-5}
线电阻/Ω	5.5
线电感/H	9.6×10^{-3}
反电势常数/(V·m·r^{-1})	3.2×10^{-2}

3.2 控制策略仿真分析

联合仿真以AMESim液压仿真为主，通过传感采集元件将液压缸位移、速度和进油腔压力反馈给Simulink控制系统，Simulink控制子系统通过控制算法，计算输出控制驱动电机的转速及作用于液压缸内部的非线性摩擦力，反馈回AMESim主仿真

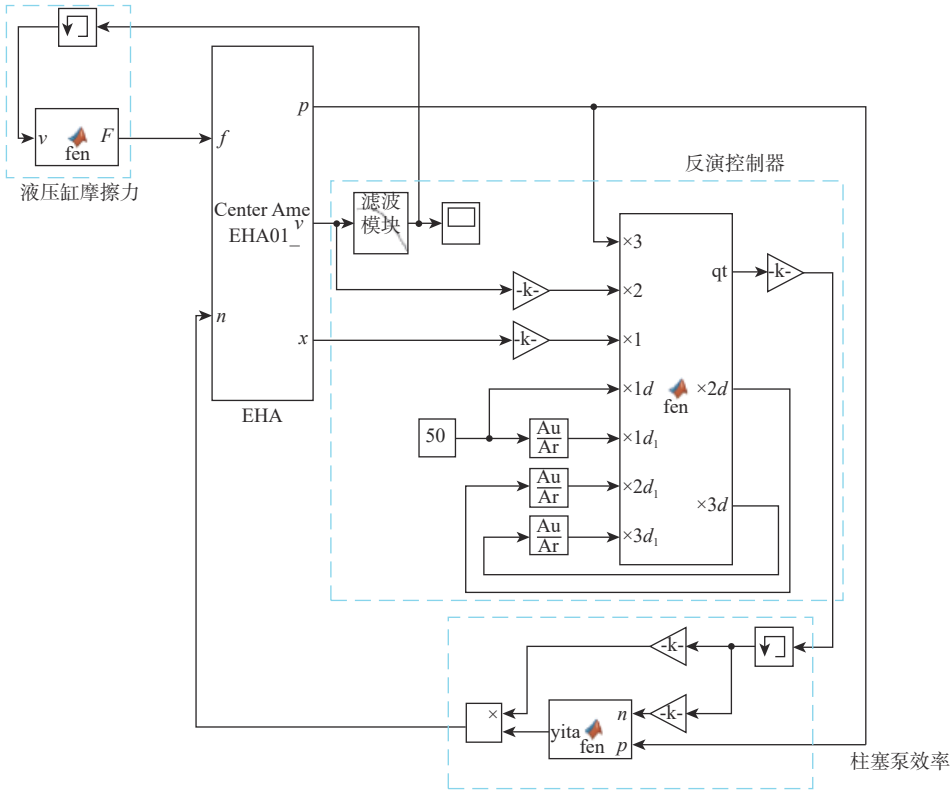


图 2　EHA 的反演控制系统模型

Fig. 2　Backstepping control system model of EHA

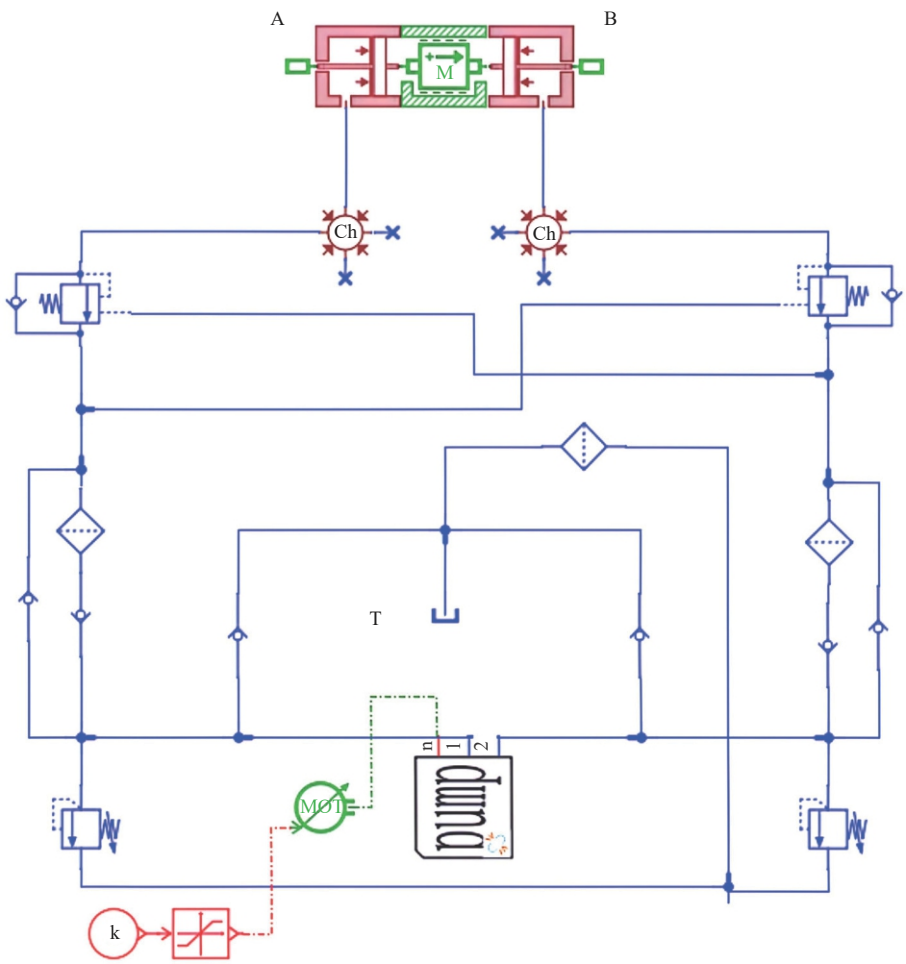


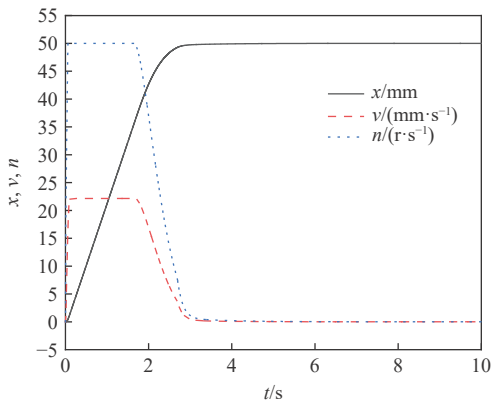
图 3　EHA 的联合仿真模型

Fig. 3　Joint simulation model of EHA

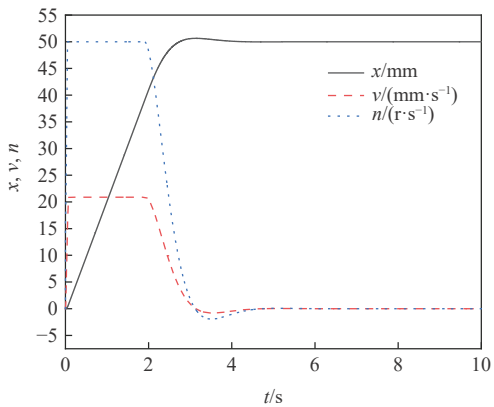
系统。

考虑柱塞泵效率、液压缸摩擦力等非线性因素的影响，对PID控制、滑模变结构控制、反演控制策略进行联合仿真试验，如图4所示，发现可靠的控制策略，便于进行样机试验。

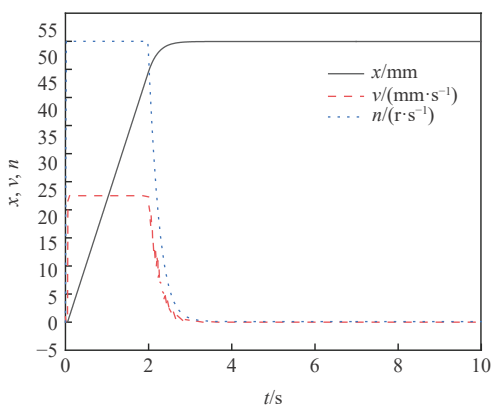
基于联合仿真模型，在控制系统不发生超调的前提下尽可能提高系统的快速响应性，PID控制系统代表参数$k_P = 0.2$，调节微分和积分环节参数，最终得到的仿真数据如图4(a)所示，为满足Hurwtiz条件，滑模面切换函数参数c_1、c_2均大于0，经过调整，得到具有较好控制效果的仿真数据，如图4(b)所示。在EHA的反演递推过程中，根据位移、速度和进油腔压力3个系统状态变量的整合，为满足李雅普诺夫条件产生了3个控制参数k_1、k_2、k_3，通过调节参数发现：k_1主导系统增益的快慢，k_2为系统阻尼，k_3可以减小系统振荡。调整3个参数的数值，得到反演控制的EHA联合仿真结果，如图4(c)所示。



(a) PID控制



(b) 滑模变结构控制



(c) 反演控制

图4 不同控制策略仿真结果

Fig. 4 Simulation results of different control strategies

由图4可知，反演控制系统在2 s左右开始控制EHA减速，此时EHA运动位移约为45 mm，是目标值50 mm的90%。EHA在3 s左右运动到目标值50 mm稳定下来，减速及调整时间占总运行时间的33.3%，且无抖振、超调等现象。PID控制最终仿真数据中，PID控制系统在约1.8 s开始控制EHA减速，此时EHA运动位移约为40 mm，是目标值50 mm的80%。EHA在4 s左右运动到目标值50 mm稳定下来，减速及调整时间占总运行时间的55%，但易超调、调整时间长等有待改进的地方。滑模变结构控制最终仿真数据中，滑模变结构控制系统在1.9 s左右开始控制EHA减速，此时EHA运动位移约为43 mm，为目标值50 mm的86%。EHA在4.2 s左右运动到目标值50 mm稳定下来，减速及调整时间占总运行时间的54.7%，且EHA在3 s左右发生超调，有一定的抖振现象。仿真数据结果表明，EHA滑模变结构控制相比于经典PID控制没有控制效果的改善，且极易发生抖振现象。

将PID控制策略仿真结果中综合控制性能最好的一组仿真数据与滑模变结构控制策略仿真结果和反演控制仿真结果组合构成纵向对比原始数据组，如表4所示。

表4 不同控制策略仿真数据

Table 4 Simulation data of different control strategies

控制策略	上升时间/s	控制精度/mm	最大超调量占比/%
PID控制	4.97	0.037	0.08
滑模变结构控制	2.74	0.642	1.28
反演控制	3.56	0.035	0.07

仿真数据结果表明，从达到目标总用时长和开始减速调整时间占比来说，EHA反演控制在响应快速性及稳定性方面表现良好，有利于EHA的可靠控制。

4 EHA控制性能试验及分析

4.1 试验设备与方法

图5为钢轨打磨车EHA试验样机并装配对应的传感检测装置，样机在活塞杆缩回状态的长、宽、高分别为561, 163, 310 mm，不装载油液质量为18.8 kg。



图 5　钢轨打磨车专用 EHA

Fig. 5　Special EHA for rail grinding vehicle

控制系统通过从 Windows 等上位机发送控制信号, 经采集控制板卡和电机驱动器传递到 EHA 实现目标运动, 并通过 LVDT 位移传感器和压力变送器反馈实时作动信号, 隔离模块将信号转换之后由采集板卡采集回上位机进行控制策略的运算, 形成控制闭环, EHA 控制性能试验的流程图如图 6 所示。

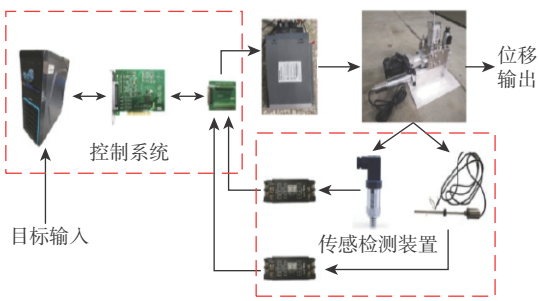


图 6　EHA 控制性能试验的流程图

Fig. 6　Control performance test flow chart of EHA

EHA 控制性能试验的目的是通过不同的控制策略在 EHA 上的应用, 对比在柱塞泵效率、液压缸摩擦力等非线性因素影响下的 EHA 可靠控制策略。根据 EHA 设计的背景领域及建立的评价体系, EHA 控制性能试验评价 EHA 主要性能的关键参数是 EHA 的液压缸往复运动的响应快慢和位移精度 2 个指标。为真实地模拟还原 EHA 在实际应用中可能遇到的工况, 得到各控制策略更准确的性能表现, EHA 控制目标设定为其满行程的一半 50 mm, 且不设置外负载, 将不同控制策略分组进行测试, 测量 EHA 运动至目标值 50 mm 并稳定下来的时长及最后的稳定精度。利用四象限工况试验平台进行负载施加, 对控制策略进行多种负载工况条件下, 不同控制目标的控制性能测试, 以验证其控制效果的优越性。

4.2　控制性能试验结果及分析

4.2.1　控制策略试验结果

基于反演控制仿真结果, 以为满足李雅普诺夫条件产生的控制参数k_1为主要调节参数, 多次试验得到 4 组反演控制的阶跃响应位移反馈数据, 经过数据信号转换及噪声滤波处理的试验结果对比如图 7 所示。

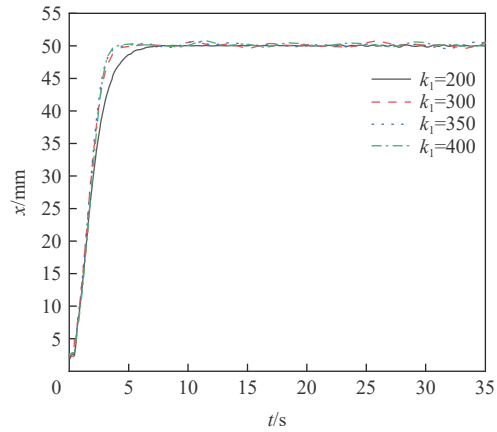


图 7　反演控制样机试验结果

Fig. 7　Test results of backstepping control prototype

根据 EHA 设计的背景领域, EHA 控制性能的关键参数是 EHA 的液压缸往复运动的响应快慢和位移精度 2 个指标, 如表 5 所示, 以 EHA 阶跃响应的上升时间和控制精度作为评价指标, 反演控制性能试验中, 参数k_1 = 200时, 控制精度达到 0.09 mm 得到的试验结果具有较好的综合控制性能。

表 5　反演控制试验数据

Table 5　Backstepping control test data

反演代表参数	上升时间/s	控制精度/mm	最大超调量占比/%
k_1 = 200	8.49	0.09	0.18
k_1 = 300	5.54	0.72	1.43
k_1 = 350	4.62	0.65	1.31
k_1 = 400	4.12	0.77	1.54

4.2.2　反演控制四象限负载试验

文献 [21] 将油缸所受负载力与运动速度分为 4 种工况, 称为全象限工况。参考文献 [22-23], 本文对钢轨打磨车专用 EHA 作动工况进行统计后, 根据外负载力是否阻碍液压缸的伸出和缩回运动, 可分为 4 种工况: 当外负载力阻碍液压缸的伸出和缩回运动时对应一、三象限工况, 当外负载力的方向与液压缸动作一致时为二、四象限工况。

设计制作四象限试验台架, 将其与 EHA 四象限试验平台组装, 物理样机如图 8 所示。四象限试验平台设计时, 以 EHA 位移行程中点等于 50 mm 为负载施加起点, 考虑 EHA 运动至行程末端时受到机械结构限制, 位移控制目标行程不满为优。因此, 在正负载至负负载试验方案中, 样机位移选择从 50 mm 处运动至 90 mm 处再回到 60 mm 处, 在前 40 mm 行程中处于正负载工况, 后 30 mm 行程处

于负负载工况，试验结果如图 9 所示。

负负载至正负载试验方案中，样机位移由 10 mm 处运动至 90 mm 处，前 40 mm 行程处于负负载工况，后 40 mm 行程处于正负载工况，试验结果如图 10 所示。

综合图 9 和图 10 这 2 种负载变化情况下的 EHA 样机反演控制试验结果，得出其控制精度最大误差约为 0.21 mm。控制精度低于无负载情况下的反演控制效果，但在 EHA 限定的最大超调量范围内。四象限负载试验结果表明，反演控制在各负载施加情况下均具有可靠的控制效果。



图 8 EHA 四象限试验台架

Fig. 8 Four quadrant test bench of EHA

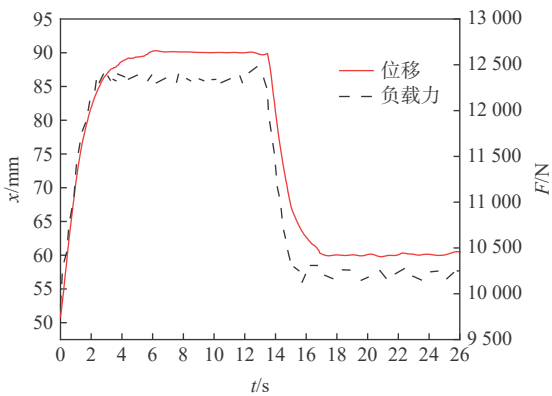


图 9 正负载至负负载样机试验

Fig. 9 Prototype test from positive load to negative load

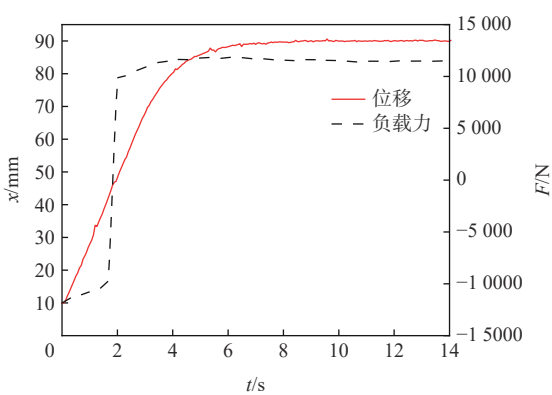


图 10 负负载至正负载样机试验

Fig. 10 Prototype test from negative load to positive load

5 结 论

1）将钢轨打磨车打磨头角度的偏转和打磨电机的避障升降这 2 种作动的实现作为目标，设计钢轨打磨车专用 EHA，建立了电机、液压系统数学模型，考虑泵的总效率波动和液压缸动静摩擦差异大 2 个非线性因素，建立了相应的非线性数学模型。

2）以 EHA 数学模型为基础，设计反演控制器，搭建 AMEsim 与 Simulink 联合仿真平台，验证了反演控制在响应快速性及稳定性方面表现良好，具有较好的控制性能。

3）试制 EHA 试验样机，在空载试验下得出控制参数 $k_1 = 200$时具有较好的控制效果；设计四象限工况负载试验包架，对 EHA 进行四象限工况试验，反演控制策略的控制精度最大误差约为 0.21 mm，低于空载试验效果，满足 EHA 控制目标。

相比美国雷萨 EHA 控制精度，本文所设计的 EHA 控制精度还不够理想，需进一步开展的工作包括：本文采用易于控制的泵控对称液压缸作为执行元件，流量不匹配的非对称缸控制效果需进一步探索；由于传感器精度、采集模式、控制系统软硬件等条件的限制，具有较强的干扰噪声，控制精度不够理想，可逐项针对矛盾进行改进优化。本文使用工控机加控制板卡的控制方式具有局限性，未来可采用嵌入式控制系统使 EHA 集成度更高，整机互换性更强，有利于应用领域的拓展。

参考文献（References）

[1] 铁道技术监督编辑部. 新时代交通强国铁路先行规划纲要[J]. 铁道技术监督, 2020, 48(9): 1-6.
Editorial Department of Railway Quality Control. Outline of powerful nation railway advance planning in the new era[J]. Railway Quality Control, 2020, 48(9): 1-6 (in Chinese).

[2] SCHOCH W. Rail grinding strategies for achieving optimum results: An inventory[J]. Rail Engineering International, 2008, 37(1): 4-6.

[3] 李军. 钢轨打磨技术及其应用[J]. 铁路采购与物流, 2017, 12(3): 59-60.
LI J. Rail grinding technology and its application[J]. Railway Purchasing and Logistics, 2017, 12(3): 59-60 (in Chinese).

[4] SATOH Y, IWAFUCHI K. Effect of rail grinding on rolling contact fatigue in railway rail used in conventional line in Japan[J]. Wear, 2008, 265(9-10): 1342-1348.

[5] SROBA P, RONEY M. Rail grinding best practices[C]//Proceedings of the Annual Conference of the American Railway Engineering and Maintenance of Way Association. Chicago: IL, 2003: 1-41.

[6] KALOUSEK J, SROBA P, MAGEL E. Shuswap subdivision rail samples metallographic examination of high and low rails from sharp curves[R]. Washington, D. C. : NRC, 2000.

[7] 熊志林, 陶建峰, 张峰榕, 等. 采用状态估计的泵控非对称液压缸模型预测控制[J]. 西安交通大学学报, 2017, 51(4): 109-115.
XIONG Z L, TAO J F, ZHANG F R, et al. A model predictive control strategy of pump-controlled asymmetric cylinders using state estimation[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2017, 51(4): 109-115 (in Chinese).

[8] 纪铁铃, 齐海涛, 滕雅婷. 基于 AMESim 和 MATLAB 联合仿真的 EHA 滑模变结构控制分析[J]. 液压与气动, 2016(3): 19-24.
JI T L, QI H T, TENG Y T. Analysis of sliding-mode control for EHA based on AMESim and MATLAB co-simulation[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2016(3): 19-24 (in Chinese).

[9] 付永领, 王利剑, 齐海涛, 等. 基于 DSP 和 CPLD 的电动静液作动器双余度控制器设计[J]. 测控技术, 2010, 29(1): 39-43.
FU Y L, WANG L J, QI H T, et al. Design of dual-redundancy control system for electro-hydrostatic actuator based on DSP and CPLD[J]. Measurement & Control Technology, 2010, 29(1): 39-43 (in Chinese).

[10] 张星晴, 段富海. 基于遗传算法的 EHA 调速系统设计与优化[J]. 计算机仿真, 2014, 31(8): 32-36.
ZHANG X Q, DUAN F H. Design and optimization of EHA speed control system based on genetic algorithm[J]. Computer Simulation, 2014, 31(8): 32-36 (in Chinese).

[11] KOKOTOVIC P, ARCAK M. Constructive nonlinear control: Progress in the 90's[C]//Proceedings of the IFAC. Beijing: IFAC , 1999, 32(2): 49-77.

[12] 冯娜娜. 钢轨打磨设备及运用[M]. 成都: 西南交通大学出版社, 2017: 6-8.
FENG N N. Rail grinding equipment and its application[M]. Chengdu: Southwest Jiaotong University Press, 2017: 6-8 (in Chinese).

[13] 舒志兵. 交流伺服运动控制系统[M]. 北京: 清华大学出版社, 2006: 20-33.
SHU Z B. AC servo motion control system[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2006: 20-33 (in Chinese).

[14] 王春行. 液压控制系统[M]. 北京: 机械工业出版社, 2011: 60-65.
WANG C X. Hydraulic control system[M]. Beijing: China Machine Press, 2011: 60-65(in Chinese).

[15] 付永领, 李祝锋, 祁晓野, 等. 轴向柱塞式电液泵能量转化效率研究[J]. 机械工程学报, 2014, 50(14): 204-212.
FU Y L, LI Z F, QI X Y, et al. Research on the energy conversion efficiency of axial piston electro-hydraulic pump[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(14): 204-212 (in Chinese).

[16] 王林鸿, 吴波, 杜润生, 等. 液压缸运动的非线性动态特征[J]. 机械工程学报, 2007, 43(12): 12-19.
WANG L H, WU B, DU R S, et al. Nonlinear dynamic characteristics of moving hydraulic cylinder[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2007, 43(12): 12-19 (in Chinese).

[17] CANUDAS DE WIT C, OLSSON H, ASTROM K J, et al. A new model for control of systems with friction[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1995, 40(3): 419-425.

[18] ZHOU Z, ZHENG X D, WANG Q, et al. Modeling and simulation of point contact multibody system dynamics based on the 2D Lu-Gre friction model[J]. Mechanism and Machine Theory, 2021, 158: 104244.

[19] 邹怀静, 王海波, 王鑫, 等. 高功率密度微型斜盘式柱塞泵虚拟样机仿真分析[J]. 机床与液压, 2022, 50(10): 148-153.
ZOU H J, WANG H B, WANG X, et al. Virtual prototype simulation analysis of high power density miniature axial piston pump[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2022, 50(10): 148-153 (in Chinese).

[20] 何建海, 张建霞. 基于 AMESim 及 MATLAB/Simulink 联合仿真的风帆转角复合控制[J]. 机床与液压, 2022, 50(4): 140-145.
HE J H, ZHANG J X. Compound control of the sail angle based on AMESim-MATLAB/simulink co-simulation[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2022, 50(4): 140-145 (in Chinese).

[21] BUTT K, COSTA G K, SEPEHRI N. Optimization-driven controller design for a high-performance electro-hydrostatic asymmetric actuator operating in all quadrants[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2021, 143(9): 094503.

[22] ZOU H J, WANG H B, WANG X, et al. Research on electro-hydrostatic actuator for large scale operation and maintenance equipment of railway line[C]//Proceedings of the ICRT. Reston: American Society of Civil Engineers, 2022: 503-514.

[23] 王鑫, 王海波, 邹怀静. 非对称液压缸 EHA 专用流量匹配阀的设计与分析[J]. 机床与液压, 2022, 50(6): 65-70.
WANG X, WANG H B, ZOU H J. Design and analysis of EHA special flow matching valve for asymmetric hydraulic cylinder[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2022, 50(6): 65-70 (in Chinese).

Nonlinear backstepping control of special EHA for rail grinding vehicles

WANG Haibo[1, 2, *], HE Huan[1], ZOU Huaijing[1], NIE Yong[3]

(1. School of Mechanical Engineering, Southwest Jiaotong University, Chengdu 610031, China;
2. Technology and Equipment of Rail Transit Operation and Maintenance Key Laboratory of Sichuan Province, Chengdu 610031, China;
3. State Key Laboratory of Fluid Power Transmission and Control, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China)

Abstract: In order to improve the smoothness and stability of rail grinding by the rail grinding vehicle, an electric hydrostatic actuator (EHA) was proposed to replace the traditional hydraulic system as the special actuator of the rail grinding vehicle. By considering the nonlinear factors including the total efficiency fluctuation of the plunger pump and the large difference between the dynamic and static friction of the hydraulic cylinder, a nonlinear mathematical model was established. The MATLAB and AMESim joint simulation model of EHA was established, and the control strategies of PID control, sliding mode variable structure control, and backstepping control were compared. The simulation analysis verified that the backstepping control had good performance in response speed and stability. The four quadrant platform was built to carry out the backstepping control load test of EHA. The results show that its displacement control accuracy reaches 0.21 mm, indicating good control performance.

Keywords: rail grinding vehicle; electric hydrostatic actuator; nonlinear factors; joint simulation; backstepping control

Received: 2022-08-01; **Accepted**: 2022-10-30; **Published Online**: 2022-11-15 17:00

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221114.1626.004

Foundation items: Science and Technology Department's Planned Application Basic Research Project of Sichuan Porvince(2021YJ0029); Open Research Project of Technology and Equipment of Rail Transit Operation and Maintenance Key Laboratory of South West Jiaotong University (2020YW001)

* **Corresponding author**. E-mail: haibowang@home.swjtu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0698

基于改进平衡优化算法的折叠翼飞行器自抗扰控制器设计

孟志鹏[1]，杨柳庆[2,*]，王波[1]，刘燕斌[3]

(1. 军事科学院 国防科技创新研究院，北京 100071；2. 南京航空航天大学 无人机研究院，南京 210016；
3. 南京航空航天大学 航天学院，南京 210016)

摘 要：针对折叠翼飞行器（FWV）模型误差和抗扰动能力较差及自抗扰控制器（ADRC）人工参数整定难的问题，提出一种基于莱维飞行的改进平衡优化（LEO）算法。给出典型FWV动力学模型，基于ADRC结构设计一种FWV的姿态控制器；在此基础上用所提算法整定了ADRC参数，并从控制性能和抗干扰的角度对经参数优化后的ADRC和传统ADRC进行仿真对比；将所提算法与经典平衡优化算法、粒子群优化（PSO）算法等进行仿真对比。仿真结果表明：所提算法优化的控制器能提高FWV的控制精度和扰动抑制性能，验证了所提算法在解决ADRC参数优化问题时的优越性。对搭载优化后ADRC的样机进行实飞验证，结果表明：在风扰之下，FWV样机仍具有较好的飞行性能指标，进一步验证了所提算法优化的ADRC对FWV抗扰能力的提升。

关 键 词：折叠翼飞行器；改进平衡优化算法；莱维飞行；自抗扰控制器；姿态控制
中图分类号：V249.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)08-2449-12

折叠翼飞行器(folding wing vehicle, FWV)是一类机翼能够自主折叠展开的无人飞行器。凭此特性，折叠翼飞行器常用作潜射飞行器，在水中运动时机翼折叠，跃出水面，在空中飞行时机翼展开。FWV在海上飞行时常遭遇海风海浪，受扰剧烈。且FWV质量较小，翼面需折叠，空间有限，仅在后翼布置舵面，故其为欠驱动模型，抗扰能力较差[1-2]。为提高飞行器的抗干扰能力，本文以自抗扰控制器(active disturbance rejection controller, ADRC)为基础对FWV进行控制[3-4]。自抗扰控制是韩京清[5]于21世纪初提出的控制方法，该方法对系统模型的完整性要求低，并通过扩张状态观测器(extended state observer, ESO)消除和补偿由系统的各种不确定性因素与内外扰动造成的干扰。在FWV的飞行控制问题上，ADRC将系统的所有未建模动态、非线性部分和可能存在的外界干扰整合为“总和扰动”，通过ADRC的3个组成部分对扰动总量进行估计，并对观测出的扰动量进行补偿以消除对系统的影响。故自抗扰控制具有模型依赖度低和抗干扰能力强的优点[6-7]。

尽管ADRC有很强的鲁棒性，可以适用于各种不同对象，但是若一个控制器的控制参数固定，那么其能够控制的对象范围将受到限制，尤其面对情况复杂的FWV控制问题时，参数固定的ADRC难以达到较好的控制效果。因此，参数整定成为ADRC面临的一个主要问题[8]。针对ADRC参数整定，在传统的工程应用中，通常采取基于人工经验的试凑法进行反复尝试，这样的整定方法往往缺少理论依据，难以高效寻得最优解，并且在实际工作过程中不能动态调整。李述清等[9]提出基于时间尺度的

收稿日期：2022-08-09；录用日期：2022-09-08；网络出版时间：2022-09-21 12:39
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220920.1558.001
*通信作者. E-mail：yangliuqing@nuaa.edu.cn

引用格式：孟志鹏，杨柳庆，王波，等. 基于改进平衡优化算法的折叠翼飞行器自抗扰控制器设计 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（8）：2449-2460. MENG Z P，YANG L Q，WANG B，et al. ADRC design for folding wing vehicles based on improved equilibrium optimization algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（8）：2449-2460（in Chinese）.

参数整定方法，根据系统的时间尺度来确定控制器参数。李杰等[10]提出基于优化进行查表或利用拟合计算式的参数整定方法。这2种整定方法在实际工程之中应用效果良好，但前者适用于二阶系统，后者适用于小范围的非线性ADRC，都有一定的局限性。

智能算法的研究和发展为参数优化问题带来了新的解决思路。控制器的多个参数整定问题与典型的高维多模优化问题具有高度相似性。与传统方法相比，智能算法在处理高维多模优化问题时有更快的速度和更高的精确度[11]，且有更强的适应性。Liu等[12]将粒子群算法和控制对象的运动学状态方程相结合，设计了具有参数调整功能的ADRC，实验结果表明，使用粒子群算法进行参数整定后，有效提升了控制器的抗干扰能力。Kang等[13]在经典智能算法的基础上，将鱼群算法与粒子群算法相结合的混合算法应用于自抗扰控制参数整定问题中，并通过飞行器的姿态飞行实验，表明结合后的算法具有明显优势。但根据无免费午餐定理[14]，不同的算法在解决同一类优化问题中的表现各不相同。传统的经典智能算法在解决FWV自抗扰控制参数优化这一高维问题时存在寻优速度较慢、难以找到全局最优解的缺陷。平衡优化(equilibrium optimizer, EO)算法是一种基于控制容积质量平衡物理现象启发的优化算法。控制容积内的浓度类似于粒子群优化(particle swarm optimization, PSO)算法中粒子的位置，即代表个体的解，解的更新包括当前最优解附近的局部搜索和寻优空间内的全局随机搜索，具有寻优能力强，收敛速度快的特点。莱维飞行轨迹是一种随机游走方式形成的飞行轨迹。在莱维飞行过程中，较短路程的搜索和较长距离的行走彼此交叉，以提升轨迹的随机性。其在智能算法应用中能提升粒子的全局搜索能力[15]。

为有效地解决FWV中ADRC参数优化问题，本文利用经典EO算法在全局搜索能力中的优势，进一步使用莱维飞行轨迹的改进策略[16]，提出基于莱维飞行的改进平衡优化(improved equilibrium optimizer based on Lévy, LEO)算法。该算法在算法全局探索和局部开发之间具有更好的平衡能力，在解决高维优化问题时可以快速找到搜索空间内的全局最优解。为验证LEO算法效果，对FWV进行建模仿真，进行姿态跟踪仿真实验、抗干扰实验与智能算法寻优对比实验。仿真结果表明，经LEO算法优化后的ADRC提高了FWV的控制精度与抗干扰能力，同时与EO、PSO等智能算法相比，其优化时间更短，寻优结果更佳，更好地解决了FWV中ADRC参数优化问题。最后，分别对搭载LEO算法和PID算法的样机进行实飞验证，进一步验证了LEO算法优化的ADRC对FWV抗扰能力的提升。针对欠驱动的折叠翼系统，LEO算法采用ADRC的控制方法提高其抗干扰能力，并改进了传统EO算法，与莱维飞行的随机特性结合，使其对ADRC的优化效果优于一般群智能算法，提高了ADRC的抗干扰能力与对FWV的控制效果。

1 折叠翼飞行器模型建立

本文研究的FWV采用折叠串列翼，双垂尾气动布局。其中，前翼气动效率高，后翼处在前翼的洗流区，气动干扰较大，效率低，故前翼较大。机身前部为模块化载荷舱，机身中部布置航电系统、动力电池及数据链路，尾部布置推进电机和折叠螺旋桨。FWV总体布局示意图如图1所示。



图1 FWV总体布局

Fig. 1 Overall layout of FWV

FWV航向控制采用自稳定的方式。而俯仰和滚转操纵通过后翼的操纵面完成。操纵面的根弦长为30 mm、梢弦长为30 mm、展向终点位置为416 mm，单个舵面面积为0.012 5 m²。转轴位置为25%舵面相对弦长(后缘)，以合页的形式实现。其操纵面如图2所示。

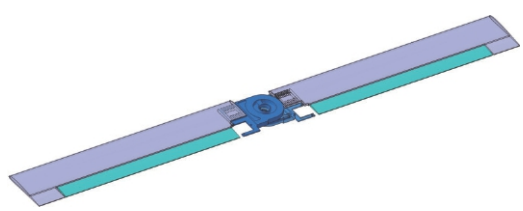


图2 FWV操纵面

Fig. 2 Control surface of FWV

航向操控靠自身的稳定性(通过梯形的双垂尾布局增强了航向的静稳定性)，俯仰与滚转的控制统一由后翼的操纵面进行。由此可知，该FWV的控制量小于其自由度，为典型的欠驱动非线性耦合系统，故其抗扰性能较差。而FWV常需在海上飞行，若采用传统的PID控制算法，当其面对强烈的

海风干扰时, 无人机难以回到原来的飞行状态, 抗干扰能力较差, PID 控制器难以达到较好的控制效果。而 ADRC 具有天然的抗干扰能力, 它能估计系统的总扰动并将其消除, 对欠驱动模型而言, 只要 ADRC 中的 ESO 能精确估计总扰动, 就能消除干扰, 达到抗扰的目的。故本文采用 ADRC 来提高 FWV 的抗扰性能。

该 FWV 由飞行控制系统、动力系统、机电系统及伞降回收系统组成; 而飞行控制系统由飞控系统、舵机、数据链(含数传天线)、GPS、空速管组成; 动力系统由电机、电调及螺旋桨组成; 机电系统由电池、全机线路组成; 伞降回收系统由降落伞、伞舱舵机组成。其总体布置如图 3 所示。

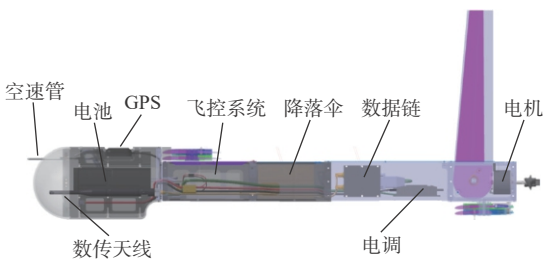


图 3　总体布置

Fig. 3　General layout

根据如上所述 FWV, 得到 FWV 姿态控制模型的状态方程如下:

$$\begin{cases} \dot{V}=\dfrac{T\cos\alpha\cos\beta-D}{m}-g\sin\beta \\ \dot{p}=\dfrac{(I_y-I_z)qr}{I_x}+\dfrac{M_x}{I_x} \\ \dot{q}=\dfrac{(I_z-I_x)qp}{I_y}+\dfrac{M_y}{I_y} \\ \dot{r}=\dfrac{(I_x-I_y)pq}{I_z}+\dfrac{M_z}{I_z} \\ \dot{\theta}=p\sin\phi+r\cos\phi \\ \dot{\psi}=\dfrac{1}{\cos\theta}(q\cos\phi-r\sin\phi) \\ \dot{\phi}=\omega_x-\tan\theta(q\cos\phi-r\sin\phi) \\ \dot{\alpha}=q+\dfrac{-T\sin\alpha-L}{mV}+\dfrac{g\cos\phi}{V} \end{cases} \tag{1}$$

式中: V为飞行器速度; L为升力; T为螺旋桨推力; D为阻力; m为飞行器质量; θ、ψ和ϕ分别为俯仰、偏航和滚转角; α和β分别为攻角和测滑角; M_x、M_y和M_z分别为滚转、偏航和俯仰力矩; I_x、I_y、I_z分别为绕 x、y、z轴转动惯量; ω_x为绕 x轴角速度; p、q和r分别为机体坐标轴的滚转、偏航和俯仰角速度。

2　折叠翼飞行器巡航段自抗扰控制器

为实现 FWV 巡航段的精确姿态控制, 在第 1 节建立飞行器姿态控制模型的基础上, 结合 ADRC 结构中跟踪微分器(trace differentiator, TD)、ESO 和非线性误差反馈(nonlinear state error feedback, NLSEF)控制律各模块的理论研究[5], 设计飞行器巡航段的 ADRC 的步骤如下。

步骤 1　状态量转换。在飞行器巡航段工作过程中, 纵向平面内的姿态控制问题主要是针对攻角的控制, ADRC 将影响模型的众多内部或外部干扰因素作为总和干扰, 充分利用 ADRC 不依赖系统模型的特点, 通过 ESO 实时估计系统的总和扰动量, 并通过 NLSEF 进行反馈和补偿。

以飞行器的攻角作为 ADRC 的主要变量。为方便进行数值分析, 通过式 (1) 所示折叠翼飞行器模型, 将状态量方程转化为 ADRC 的标准形式。由此可得

$$\dot{\alpha}=q+\frac{-T\sin\alpha-L}{mV}+\frac{g\cos\phi}{V} \tag{2}$$

将式(2)中的不确定总和扰动记为 $f(\cdot)$, 则式 (2) 可以表示为

$$\dot{\alpha}=q+f(\cdot) \tag{3}$$

步骤 2　确定总和扰动。对式 (3) 进行一次求导, 可得

$$\ddot{\alpha}=\dot{q}+\dot{f}(\cdot)=\frac{M_y}{I_y}+\dot{f}(\cdot) \tag{4}$$

根据俯仰力矩的表达式可得

$$\ddot{\alpha}=\frac{0.5\rho V^2S\bar{c}[C_M(\alpha)+C_M(Q)\text{-}C_{M(\delta_0)}\alpha]}{I_y}+\frac{C_{M(\delta_0)}}{I_y}\delta_0+\dot{f}(\cdot) \tag{5}$$

式中: ρ为大气密度; S为飞行器的机翼参考面积; $\bar{c}$为飞行器的平均气动弦长; δ_0为舵面偏转角; C_M为俯仰力矩系数; 令 f_1为式(5)中等式右侧第 1 项, $g_1=\dfrac{C_{M(\delta)}}{I_y}$, 则

$$\ddot{\alpha}=f_1+g_1\delta_0+\dot{f}(\cdot) \tag{6}$$

步骤 3　总结系统方程。经过本节分析, 可以得到飞行器巡航段 ADRC 的系统方程为

$$\begin{cases} \dot{\alpha}=x \\ \dot{x}=f_1+g_1\delta_0+\dot{f}(\cdot) \\ y=\alpha \end{cases} \tag{7}$$

步骤 4　ADRC 设计。飞行器巡航段 ADRC 的设计结构如图 4 所示, 本节将针对每个环节的方程和作用进行详细分析。

图 4 中, x_d为 ADRC 的输入量, e_1、e_2为跟踪量与输入量的误差, u为控制量, Z为 ADRC 的状态估计量, y为输出量。

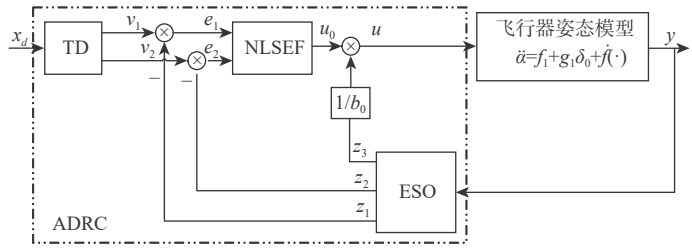


图4 飞行器姿态控制器结构框图

Fig. 4 Structure block diagram of attitude controller

1）跟踪微分器。

$$\begin{cases}\dot{v}_1 = v_1 + h_1 v_2 \\ \dot{v}_2 = v_2 + h_1 \mathrm{fhan}(v_1 - x_\mathrm{d}, v_2, r_0, h_0)\end{cases} \tag{8}$$

式中：x_d为输入的攻角指令；v_1和v_2分别为TD输出的跟踪信号及其微分形式；r_0为决定跟踪速度的速度因子；h_0为滤波因子；h_1为时间步长，单位为s；fhan()为最速控制综合函数，其表达式如式(9)所示；sign()为符号函数，其表达式如式(10)所示。TD既能有效降低噪声放大反应、减小稳态误差，又可以实现微分信号的平滑输出。

$$\begin{cases} d = r_0 h_0^{\,2} \\ a_0 = h_0 x_2 \\ y = x_1 + a_0 \\ a_1 = \sqrt{d(d + 8|y|)} \\ a_2 = a_0 + \dfrac{\mathrm{sign}(y)(a_1 - d)}{2} \\ a = \begin{cases} a_0 + y & |y| \leqslant d \\ a_2 & |y| > d \end{cases} \\ \mathrm{fhan} = \begin{cases} -r_0 \left(\dfrac{a}{d}\right) & |a| \leqslant d \\ -r_0 \mathrm{sign}(a) & |a| > d \end{cases} \end{cases} \tag{9}$$

$$\mathrm{sign}(y) = \begin{cases} 1 & y > 0 \\ 0 & y = 0 \\ -1 & y < 0 \end{cases} \tag{10}$$

2）扩张状态观测器。

$$\begin{cases} e = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01} e \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_{02} \mathrm{fal}(e, a_{01}, \delta) + b_0 u \\ \dot{z}_3 = -\beta_{03} \mathrm{fal}(e, a_{02}, \delta) \end{cases} \tag{11}$$

式中：z_1、z_2为输出量的观测值；z_3为扩张状态（总扰动）的观测值；y为系统的输出量，其是飞行器的实际输出攻角α；u为控制量，其是飞行器的舵面偏转量；e为观测值与状态的误差量；a_{01}、a_{02}决定扩张状态观测器fal的非线性程度；δ为其线性区间；β_{01}、β_{02}、β_{03}为输出误差反馈增益参数；b_0为控制输入u的增益；扩张状态观测器fal的表达式如式(12)所示。其将总扰动扩张为一个新的状态，ESO通过和系统的输入和输出实时估计总和扰动状态量。

$$\mathrm{fal}(e, a, \delta) = \begin{cases} \dfrac{e}{\delta^{a-1}} & |e| \leqslant \delta \\ |e|^a \mathrm{sign}(e) & |e| > \delta \end{cases} \tag{12}$$

式中：a为幂次，反映非线性程度。

3）非线性状态控制律。

$$\begin{cases} e_1 = v_1 - z_1 \\ e_2 = v_2 - z_2 \\ u_0 = \beta_1 \mathrm{fal}(e_1, a_1, \delta_1) + \beta_2 \mathrm{fal}(e_2, a_2, \delta_1) \end{cases} \tag{13}$$

式中：$\beta_1 \mathrm{fal}(e_1, a_1, \delta_1)$类似于比例环节，$\beta_2 \mathrm{fal}(e_2, a_2, \delta_1)$相当于微分环节，$\beta_1$、$\beta_2$分别为比例、微分增益系数，$\delta_1$为线性区间。

4）控制量生成。在误差反馈控制量u_0基础上，将观测到的扰动量用于补偿，控制量如下：

$$u = \frac{u_0 - z_3}{b_0} \tag{14}$$

为达到抗扰目的，需消除干扰f_1，故式(14)中控制量u即为式(7)中的δ_0，$b_0 = g_1$，$z_3 \approx f_1$，将式(14)代入式(7)可得该系统的串联积分为

$$\ddot{\alpha} = g_1 \delta_0 \tag{15}$$

由式(15)可知经补偿的控制量能消除模型的总扰动，以达到抗扰动的目的。

5）选取优化参数。综上，r_0、h_0、β_{01}、β_{02}、β_{03}、a_1、a_2、β_1、β_2、b_0为待调节参数。其中，r_0、h_0为TD跟踪微分器中待调节参数，其主要影响输入和输入微分信号的平滑性，故常取合适的固定值，无须优化。而β_{01}、β_{02}、β_{03}、a_1、a_2、β_{01}、β_{02}、β_{03}是决定ESO性能的主要参数，其决定了对扰动的观测，故其需要优化。β_1、β_2则分别是控制律的比例系数和微分系数，对输出性能影响较大，而b_0常根据系统模型确定。故本文选择β_{01}、β_{02}、β_{03}、β_1、β_2作为待优化参数。

3 适应度函数建立

为完成对LEO算法优化效果及控制效果的评估，以得到控制器最佳参数，需建立基于控制性能指标的适应度函数。工程上常用的性能评价标准有以下4种：误差积分准则、时间绝对误差积分准

则、绝对误差积分准则、时间平方误差积分准则。其中, 最常用的是绝对误差积分准则, 具体表示为[17]

$$J_{\mathrm{ITAE}}=\int_0^{\infty} t|e(t)|\,\mathrm{d}t \tag{16}$$

只关注系统误差的单一评价标准常常使控制系统在小范围内因过于关注动态性能而造成控制量过大的现象。为此, 加入控制量的平方。同时, 为更加全面地评价系统的控制性能, 将另一个重要的性能指标超调量σ加入评价体系中, 得到改进的适应度函数为

$$J=\int_0^{\infty}\left(w_1|e(t)|t+w_2u^2(t)\right)\mathrm{d}t+w_3|\sigma| \tag{17}$$

式中: w_1、w_2和w_3分别为绝对误差积分准则、控制量和超调量 3 项性能指标的权重; $e(t)$为系统误差; $u(t)$为控制器输入量; J为系统的综合适应度函数。综合考虑控制系统对于各项性能的要求, 取$w_1=w_2=1$, $w_3=10$。

4　LEO 算法

4.1　平衡优化算法

EO 算法的提出是受到质量平衡原理的启发。在 EO 算法中, 粒子类似于控制容积, 控制容积内的浓度类似于 PSO 算法中粒子的位置。

质量平衡原理。即在控制容积过程中, 物体生成、进入和离开的质量是守恒的。其中, 该原理的通用方程如下:

$$V_{\mathrm{c}}\frac{\mathrm{d}C}{\mathrm{d}t}=QC_{\mathrm{eq}}-QC+G \tag{18}$$

式中: V_{c}为控制溶液的体积; C为控制溶液体积对应的浓度; C_{eq}为控制溶液体积的平衡态浓度; G为生成速率; Q为流入和流出控制体积的体积流量。式 (18) 表明, 在控制容积过程中, 有限时间内物体的质量等于系统内进入的质量加上内部产生的质量, 再减掉系统流失的质量。当质量变化速率为 0 时, 系统则进入平衡状态。因此, 式 (18) 可以重新排列为

$$\frac{\mathrm{d}C}{\lambda C_{\mathrm{eq}}-\lambda C+\dfrac{G}{V_{\mathrm{c}}}}=\mathrm{d}t \tag{19}$$

式中: $\lambda=\dfrac{Q}{V_{\mathrm{c}}}$, 式 (19) 随时间变化的积分表示为

$$\int_{C_0}^{C}\frac{\mathrm{d}C}{\lambda C_{\mathrm{eq}}-\lambda C+\dfrac{G}{V_{\mathrm{c}}}}=\int_{t_0}^{t}\mathrm{d}t \tag{20}$$

式中: t_0和C_0分别为初始开始时间和初始浓度, 取决于积分间隔。式 (20) 的结果表示为

$$C=C_{\mathrm{eq}}+(C_0-C_{\mathrm{eq}})|\boldsymbol{F}|+\frac{G}{\lambda V_{\mathrm{c}}}(1-|\boldsymbol{F}|) \tag{21}$$

$$|\boldsymbol{F}|=\mathrm{e}^{-\lambda(t-t_0)} \tag{22}$$

粒子初始化。采用种群初始化开始优化过程, 粒子在搜索空间内进行均匀随机初始化, 表示为

$$C_i^{\mathrm{init}}=C_{\min}+a_i(C_{\max}-C_{\min})\quad i=1,2,\cdots,n \tag{23}$$

式中: C_i^{init}为第i个粒子的初始浓度; $C_{\min}$和$C_{\max}$分别为粒子的下限浓度和上限浓度(寻优参数范围); a_i为 [0,1] 之间的随机变量; n为种群中的粒子规模。

建立平衡池。粒子的平衡浓度为 EO 算法在寻优过程中提供优化问题的全局最优解。在完成 EO 算法的初始化过程后, 选择优化过程中适应度值最佳的 5 个粒子及其算术平均值共同组成 EO 算法的粒子平衡池。平衡池的向量和粒子的平均平衡浓度分别为

$$C_{\mathrm{eq,pool}}=\left\{\boldsymbol{C}_{\mathrm{eq}(1)},\boldsymbol{C}_{\mathrm{eq}(2)},\boldsymbol{C}_{\mathrm{eq}(3)},\boldsymbol{C}_{\mathrm{eq}(4)},\boldsymbol{C}_{\mathrm{eq}(5)},\boldsymbol{C}_{\mathrm{eq(ave)}}\right\} \tag{24}$$

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{eq(ave)}}=\frac{\boldsymbol{C}_{\mathrm{eq}(1)}+\boldsymbol{C}_{\mathrm{eq}(2)}+\boldsymbol{C}_{\mathrm{eq}(3)}+\boldsymbol{C}_{\mathrm{eq}(4)}+\boldsymbol{C}_{\mathrm{eq}(5)}}{5} \tag{25}$$

粒子浓度更新。由质量平衡原理中式 (21) 可知粒子的更新规则由 3 个部分组成: 第 1 项C_{eq}是经过种群初始化后, 从“平衡池”中选择的当前最优粒子, 记为粒子平衡浓度; 第 2 项$(C_0-C_{\mathrm{eq}})|\boldsymbol{F}|$是主要粒子的全局搜索机制, 该项内容与粒子浓度和平衡浓度之间的浓度差相关; 第 3 项$G(1-|\boldsymbol{F}|)/\lambda V$与粒子的生成速率相关, 主要负责粒子局部开发的机制。

指数项向量$\boldsymbol{F}$是帮助 EO 算法在全局搜索和局部开发能力之间取得平衡的重要参数, 可以表示为

$$\boldsymbol{F}=\boldsymbol{j}\mathrm{e}^{-\lambda(t-t_0)} \tag{26}$$

式中: 时间t表示为

$$t=\left(1-\frac{i_t}{i_{t,\max}}\right)^{a_2\frac{i_t}{i_{t,\max}}} \tag{27}$$

式中: i_t和$i_{t,\max}$分别为当前迭代次数和最大迭代次数; a_2为常数, a_2越大表示 EO 算法探索能力越弱, 开发能力越强; $\boldsymbol{j}$为单位向量。同时, 为通过减慢搜索速度和提高 EO 算法的探索与开发能力来确保 EO 算法的收敛性, 还需考虑:

$$t_0\boldsymbol{j}=\frac{1}{\lambda}\ln(-a_1\mathrm{sign}(\boldsymbol{r}-0.5\boldsymbol{j})(1-\mathrm{e}^{-\lambda t}))+t\boldsymbol{j} \tag{28}$$

式中: a_1为控制探索能力的常数, a_1越大, 表示探索能力越强, 开发能力越弱。$\mathrm{sign}(\boldsymbol{r}-0.5\boldsymbol{j})$作用于探索和开发的方向, $\boldsymbol{r}$是介于 [0,1] 之间的随机向量, 通常, 取a_1为 2、a_2为 1。将式 (27) 代入式 (25) 可以得到指数项的表达式为

$$\boldsymbol{Fj}=a_1\mathrm{sign}(\boldsymbol{r}-0.5\boldsymbol{j})[\mathrm{e}^{-\lambda t}-1] \tag{29}$$

式(21)中生成速率G是与EO算法局部开发能力密切相关的参数,计算式为

$$\boldsymbol{Gj}=G_0\boldsymbol{j}\mathrm{e}^{-\lambda(t-t_0)}=G_0\boldsymbol{jF} \tag{30}$$

$$\begin{cases}G_0\boldsymbol{j}=G_{\mathrm{CP}}\boldsymbol{j}(\boldsymbol{C}_{\mathrm{eq}}-\lambda\boldsymbol{C})\\ G_{\mathrm{CP}}=\begin{cases}0.5r_1 & r_2\geqslant G_{\mathrm{P}}\\ 0 & r_2<G_{\mathrm{P}}\end{cases}\end{cases} \tag{31}$$

式中:G_0为初始值;G_{CP}为生成速率控制参数;G_{P}为生成概率,为平衡EO算法的探索和开发能力,通常设置$G_{\mathrm{P}}=0.5$;r_1和r_2是[0,1]之间的随机数。将式(23)~式(30)代入式(21)中,可以得到EO算法的粒子浓度更新为

$$\boldsymbol{C}_n=\boldsymbol{C}_{\mathrm{eq}}+(\boldsymbol{C}-\boldsymbol{C}_{\mathrm{eq}})\boldsymbol{F}+\frac{G}{\lambda V_{\mathrm{c}}}(\boldsymbol{j}-\boldsymbol{F}) \tag{32}$$

式中:参数λ的符号与等式右侧第2项可能相同或相反,相同的符号会使粒子浓度增加,有助于更好地全局搜索,而相反的符号会使粒子浓度变小,有利于完善EO算法的局部开发能力。

4.2 改进的平衡优化算法

ADRC的参数优化是一个典型的高维多峰函数优化问题。经典的EO算法在处理单峰函数时表现出很大的优势,但是在面对多维函数问题时常常无法充分在搜索空间内进行有效搜索,从而无法在全局搜索和局部开发之间达到合理的平衡,文献[16]也表明了经典EO算法在复杂优化问题上存在着很大的劣势,故本节结合莱维飞行策略,针对经典EO算法在解决多维函数时存在的问题,提出对应的改进算法—LEO算法。

在莱维飞行的随机游走特性被广泛应用于智能算法的各个应用领域,其飞行轨迹服从莱维分布[15],莱维飞行的分布方式表示为

$$L_e\sim\mu=t^{-\varphi}\qquad 1<\varphi\leqslant 3 \tag{33}$$

莱维飞行过程中,较短路程的搜索和较长距离的行走彼此交叉,以提升轨迹的随机性。实际应用中常常使用正态分布来表示莱维飞行的随机步长,同样地,其步长也服从莱维分布。具体表示为

$$s=\frac{\mu}{|\upsilon|^{1/\beta}} \tag{34}$$

式(33)所示莱维飞行的分布方式可以充分利用其随机游走特性,在智能算法应用中能提升粒子的全局搜索能力,使粒子可以更加有效地利用算法的搜索空间。式(33)中,$\varphi=1+\beta$;式(34)中,s为莱维飞行的步长;$\mu=N\left(0,\delta_\mu^2\right)$和$\upsilon=N(0,\delta_\upsilon^2)$均为标准随机分布,其表达式为

$$\begin{cases}\delta_\mu=\left[\dfrac{\Gamma(1+\beta)\times\sin(\pi\times\beta/2)}{\beta\times\Gamma((1+\beta)/2)\times 2^{(\beta-1)/2}}\right]^{\frac{1}{\beta}}\\ \delta_\upsilon=1\end{cases} \tag{35}$$

取$\beta=3/2$对莱维飞行的轨迹进行仿真,其轨迹如图5所示。

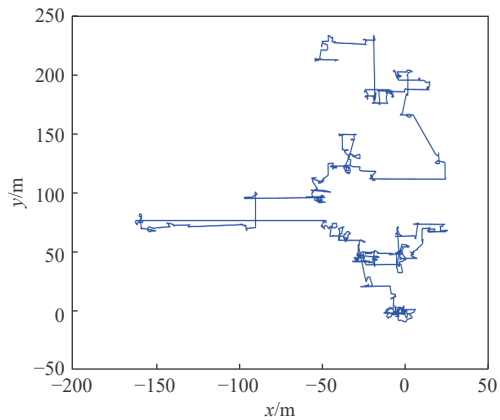


图5 莱维飞行轨迹仿真

Fig. 5 Simulation of Levy flight trajectory

由此可知莱维飞行的轨迹步长是随机且服从正态分布的,总体来说步长较小,但由于莱维飞行的随机游走特性,其偶尔也会出现较大的步长,将这种特性运用于EO算法的粒子浓度更新策略中,意味着能够提升EO算法搜索代理的多样性,保证EO算法能在有效搜索空间内进行探索。因此,根据莱维飞行策略将式(32)改写为

$$\boldsymbol{C}_n=\boldsymbol{C}+\mathrm{sign}(\gamma-0.5)\cdot(\boldsymbol{C}-\boldsymbol{C}_{\mathrm{eq}})\oplus L_{\mathrm{e}} \tag{36}$$

式中:$\boldsymbol{C}$为粒子的浓度;符号⊕表示逐项相乘;γ为[0,1]范围内的随机数。

结合EO算法的步骤,LEO算法流程如图6所示。

4.3 基于LEO算法优化的控制器参数

在控制系统中,ADRC用于飞行器的姿态控制,适应度函数的输入为控制系统的输入和输出信号的误差绝对值,通过LEO算法优化后输出控制器参数,重新输入控制系统中。基于LEO算法进行控制参数优化的原理如图7所示。

基于LEO算法的ADRC参数优化中,待优化的5个控制参数分别代表粒子的5个维度,每次粒子浓度更新都需要计算适应度函数值,得到的适应度值包含控制系统的超调、误差等性能指标结果,故选择适应度函数值最小的一组参数用于FWV的ADRC。

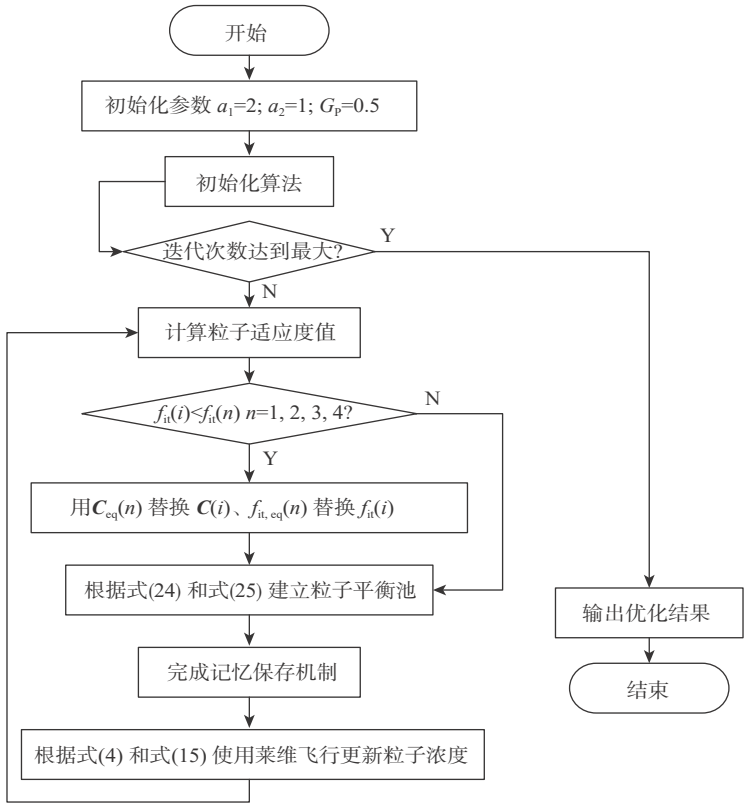


图 6　LEO 算法流程图

Fig. 6　Flow chart of LEO algorithm

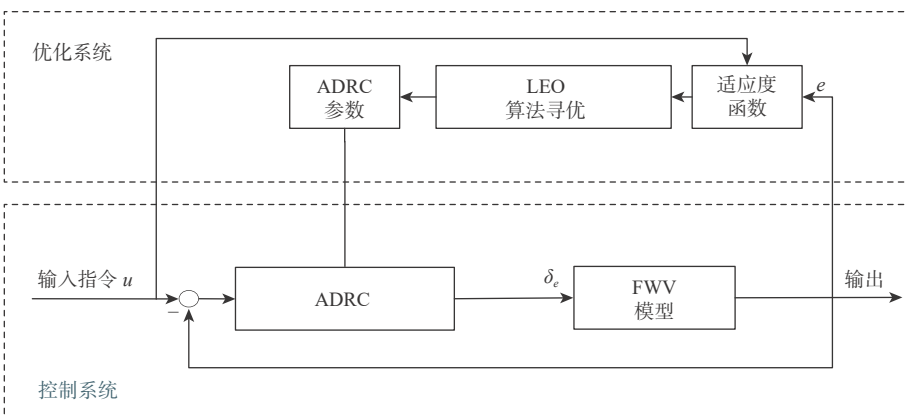


图 7　基于 LEO 算法的控制参数优化原理

Fig. 7　Principle of control parameter optimization based on LEO algorithm

5　仿真及分析

本文使用 MATLAB/Simulink 仿真工具搭建 ADRC 模型, 利用 LEO 算法对β_{01}、β_{02}、β_{03}、β_1、β_2这 5 个控制参数进行优化, 将经 LEO 算法优化后的 ADRC 控制效果与经典的 ADRC 控制效果进行对比。同时建立了渐变风风速模型来模拟飞行器在飞行过程中受到的气流干扰, 进行抗干扰实验, 并将 LEO 算法与经典 EO[16] 算法、PSO[18] 算法、鲸鱼优化算法(whale optimization algorithm, WOA)[19]、灰狼优化 (grey wolf optimizer, GWO) [20] 算法进行对比, 分析其寻优效果。

5.1　姿态跟踪仿真实验

在实验中, 采用 LEO 算法对β_{01}、β_{02}、β_{03}、β_1、β_2这 5 个控制参数进行优化, 将种群数设置为 30, 迭代次数为 50 次。设置飞行器的初始飞行速度 V = 26.97 m/s, 飞行高度h = 800 m, 攻角指令为 3.4°。其中优化前的自抗扰参数通过经验法[21-24] 和 ESO 观测到的曲线反复调节得到。优化前后的控制参数对比如表 1 所示, 输出响应如图 8 所示。

由图 8 可知, 经 LEO 算法优化后的 ADRC (LEO-ADRC)对于 FWV 攻角指令的跟踪效果有明显提升。未优化的 ADRC 存在明显的超调量, 且调节时间较长, 经 LEO 算法对控制参数优化后,

表 1 控制参数优化前后

Table 1 Control parameters before and after optimization

控制器	β_{01}	β_{02}	β_{03}	β_1	β_2
ADRC	100.00	60 000.00	1 000 000.00	2 500.00	134.00
LEO算法优化后ADRC	300.00	50 415.00	897 390.00	10 000	134

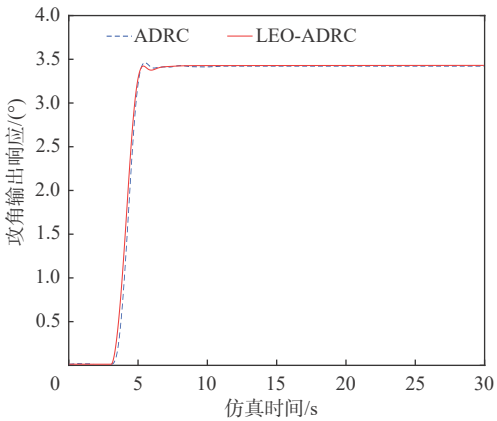


图 8 攻角输出响应

Fig. 8 Output response of angle of attack

ADRC 中的超调量减小(几乎为 0),且调节时间明显缩短,这说明 LEO 算法优化后,飞行器姿态控制系统的相对稳定性、快速性有很大提升。总体来说,LEO 算法优化后的 ADRC 对于 FWV 攻角指令的跟踪效果有明显提升。

5.2 抗干扰仿真实验

为验证优化后姿态控制器的抗干扰能力,本文建立了渐变风模型来模拟飞行器在飞行过程中所受的气流干扰[25]。

渐变风模型中渐变风风速 V_g(m/s)可以表示为

$$V_g=\begin{cases}0 & t<t_{r1},\ t>t_{r2}+t_{r3}\\ V_{gmax}\dfrac{t-t_{r1}}{t_{r2}-t_{r1}} & t_{r1}\leqslant t\leqslant t_{r2}\\ V_{gmax} & t_{r2}<t\leqslant t_{r2}+t_{r3}\end{cases}\tag{37}$$

式中:V_{gmax}为渐变风的峰值风速(m/s);t_{r1}为渐变风的开始时间;t_{r2}为渐变风的结束时间;t_{r3}为渐变风的持续时间。在研究飞行器姿态控制系统对渐变风的适应性实验中,根据文献 [26] 对风场实测数据的分析,将渐变风模型的参数设置为:V_{gmax} = 2 m/s, t_{r1} = 10 s, t_{r2} = 15 s, t_{r3} = 7 s。攻角指令为3.4°,ADRC 优化前后的参数设置与本节姿态跟踪仿真实验相同。在渐变风干扰下,姿态控制系统对输入攻角指令的跟踪效果如图 9 所示。

由图 9 可知,仿真时间为 10 s 时对飞行器模型施加了渐变风干扰。在渐变风风场的干扰下,采用自抗扰控制的姿态控制系统依然能很好地跟踪输入攻角指令,说明自抗扰控制系统对于渐变风干扰有良好的抗干扰能力。且相比于未经优化的

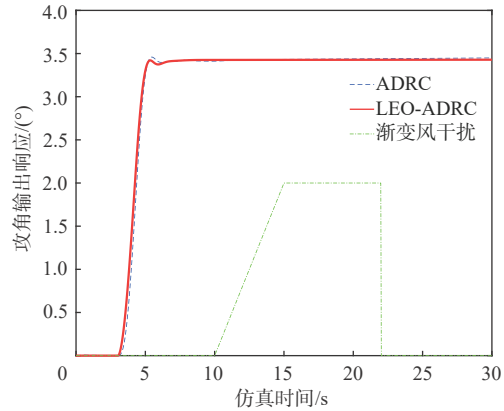


图 9 渐变风干扰下攻角跟踪曲线

Fig. 9 Tracking curve of angle of attack under gradient disturbance

ADRC,经 LEO 算法优化后的控制系统在渐变风干扰下超调量和稳态误差大大减小,说明 LEO 算法优化后的 ADRC 对渐变风干扰有很强的适应性。实验说明优化后的飞行器 ADRC 具有良好的抗干扰能力。

5.3 智能算法寻优性能对比实验

为分析 LEO 算法在解决优化问题过程中的性能表现,分别把 EO[16] 算法、PSO[18] 算法、GWO[19] 算法、WOA[20] 这 4 种典型智能算法用于优化控制参数,并与 LEO 算法的姿态跟踪效果进行对比,分析 LEO 算法在 ADRC 控制参数问题中的寻优效果。其中,各算法的种群数与迭代次数与 LEO 算法相同,分别为 30 次和 50 次。5 种算法的适应度收敛曲线与攻角输出响应曲线分别如图 10 和图 11 所示。

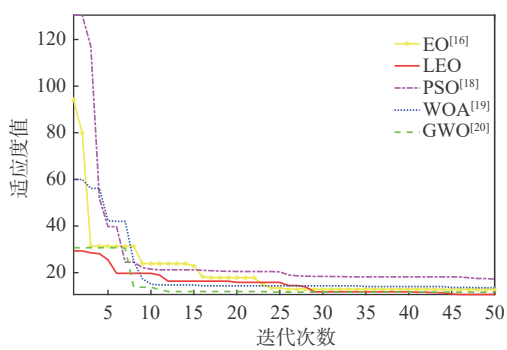


图 10 适应度收敛曲线

Fig. 10 Convergence curves of fitness

由图 10 可知,经过 50 次迭代后,LEO 算法的适应值最小。可见 LEO 算法性能最好。进一步由图 11 可知,LEO 算法的超调最小,稳定性最好,且调节时间较短,其综合控制效果最佳。

本文用分布箱线图的形式表现 LEO 算法及另外 4 种典型智能算法寻优过程中的适应度值收敛情况和参数优化过程。箱线图中“+”代表数据范

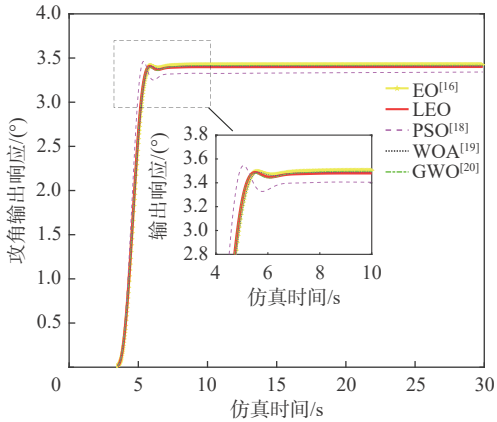


图 11　攻角输出响应曲线

Fig. 11　Output response curves of angle of attack

围以外的异常值,上下盒须分别对应优化过程中数据的高位和低位, 图中的矩形盒对应的数据分别是数据批的上四分位数和下四分位数。5 种算法的适应度值分布箱线如图 12 所示。

由图 12 可知, LEO 算法和其他 4 种比较算法在多次迭代后均能收敛至较小的适应度值, 但 LEO 算法收敛后达到稳定的值最小, 即稳态适应度值最小, 说明 LEO 算法在解决自抗扰控制参数优化这一高维问题上更具有优势。

为进一步说明 LEO 算法在解决自抗扰参数优化问题上的优越性, 给出各算法优化时间, 如表 2 所示, 最优结果加粗显示。

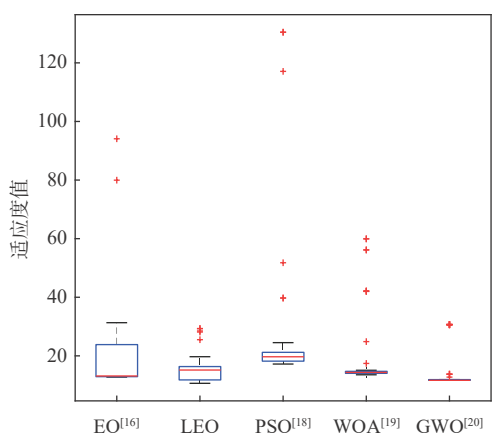


图 12　适应度值分布箱线

Fig. 12　Boxplot of fitness value distribution

表 2　算法优化速度信息

Table 2　Speed informations of algorithm optimization

算法	平均优化时间/s
LEO	**4.89**
EO[16]	8.12
PSO[18]	5.64
GWO[19]	4.95
WOA[20]	6.31

由表 2 可知, LEO 算法的优化过程平均用时最短, 相比 EO[16] 算法、WOA[19]、PSO[18] 算法的优化时间均缩短了 15% 以上, 表明使用 LEO 算法对飞行器的自抗扰姿态控制进行优化具有很好的工程适用性。

针对飞行器自抗扰姿态控制器中待优化的 5 个参数, LEO 算法和其他 4 种算法的优化过程箱线图如图 13～图 17 所示。

由图 13～图 17 分析可知, LEO 算法矩形盒数据范围较小, 说明可以有效地进入局部优化范围寻找局部最优解; 同时相比于其余 4 种算法, LEO 算法在参数约束内的搜索范围最大, 说明 LEO 算法全局搜索能力较强; 且搜索范围外异常值较少, 表

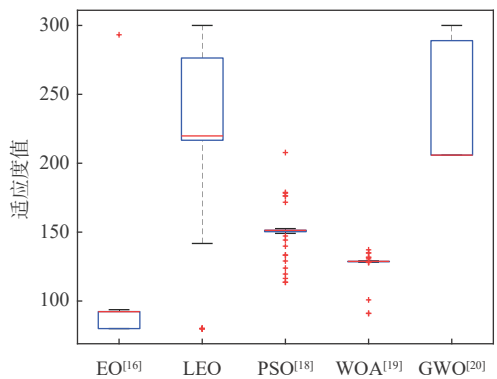


图 13　β_{01} 箱线

Fig. 13　Boxplot of β_{01}

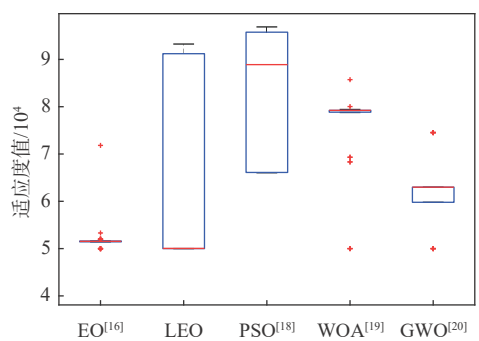


图 14　β_{02} 箱线

Fig. 14　Boxplot of β_{02}

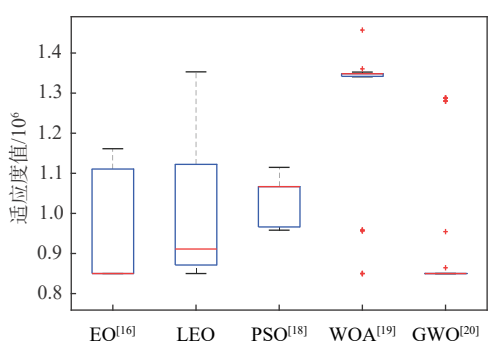


图 15　β_{03} 箱线

Fig. 15　Boxplot of β_{03}

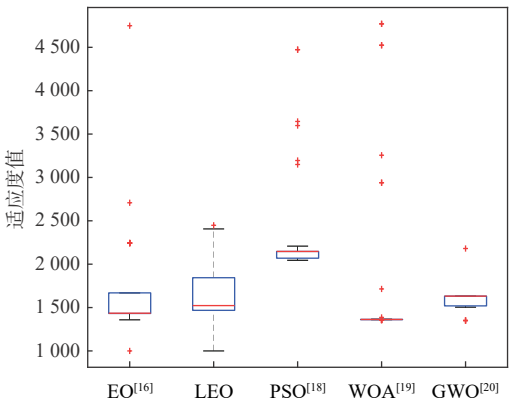


图 16 β_1箱线

Fig. 16 Boxplot of β_1

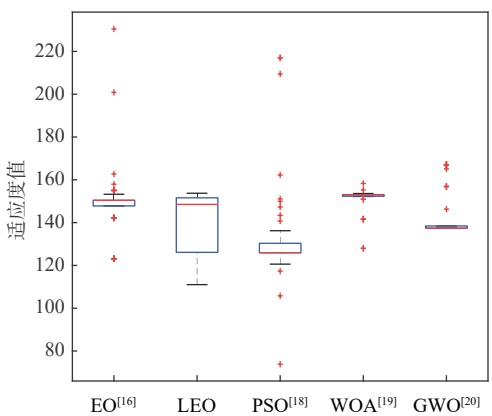


图 17 β_2箱线

Fig. 17 Boxplot of β_2

明了 LEO 算法可以避免陷入局部最优解，可在全局范围内寻求最优解，可见 LEO 算法在解决控制参数优化这一高维问题中具有十分优越的性能。

总的来说，LEO 算法相比于 PSO[18] 算法、GWO[20] 算法、EO[16] 算法和 WOA[19] 等经典智能算法，LEO 算法在解决参数优化问题中能更好地找到全局最优解，且优化时间更短，可以有效提升 ADRC 的工程适用性。

6 实飞验证及结果分析

为进一步验证采用本文 LEO 算法的自抗扰控制在 FWV 上的控制效果，本文开发了一款实验样机。该样机的飞行控制单元搭载了一款 STM32–F427 微处理器。本文 LEO 算法自抗扰控制以 C/C++编程语言的形式植入 ArduPilot，飞行试验风速约为 4 m/s。

经 LEO 算法优化后的 ESO 观测到的攻角通道干扰如图 18 所示。

由图 18 可知，经 LEO 算法优化的 ESO 能够较为精准地观测到攻角通道的总扰动，使控制器能够

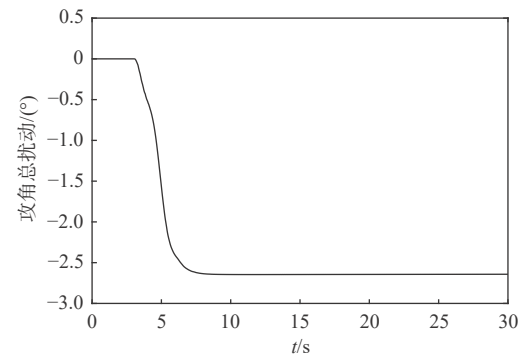


图 18 LEO-ESO 观测下攻角通道扰动

Fig. 18 Disturbance of angle of attack channel under LEO-ESO

根据干扰快速地补偿控制量，使扰动值能够快速收敛，极大地提高了折叠翼实验样机的抗干扰能力。FWV 出筒与实际飞行如图 19 和图 20 所示。

为进一步说明折叠翼实验样机抗扰能力，将其与搭载 PID 的样机进行对比。经研究知该折叠翼样机在攻角为 3.4°时，飞行性能最佳。故本次实飞验证攻角设定值为 3.4°，搭载 PID 算法与经 LEO 算法优化的自抗扰控制样机在风干扰时攻角变化分别如图 21 和图 22 所示。

由图 21 和图 22 可知，经 LEO-ADRC 控制的样机能够较好地抵抗风干扰，在较短的时间内调整至给定的攻角，且与搭载 PID 算法的样机相比在风干扰下偏离给定值的量较小，恢复更快，其抗干扰能力大大增强。可见，经 LEO 算法优化后的 ADRC 能够较好地抵抗风干扰，满足 FWV 在风干扰下飞行的控制需求。

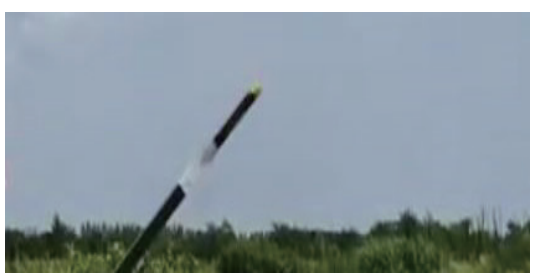


图 19 样机出筒

Fig. 19 Prototype launched from cylinder



图 20 样机实飞

Fig. 20 Real flight drawing of prototype

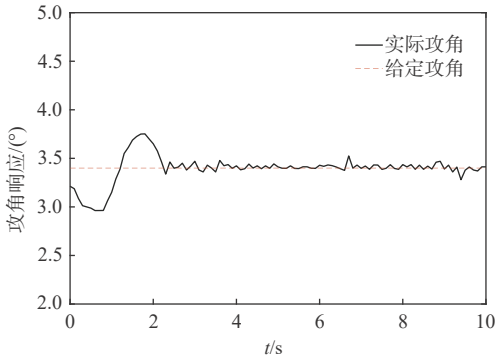


图 21　PID 样机攻角响应

Fig. 21　Angle of attack response of PID prototype

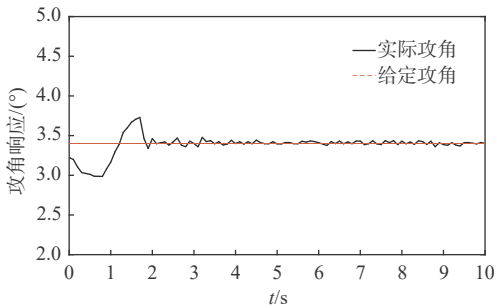


图 22　LEO-ADRC 样机攻角响应

Fig. 22　Angle of attack response of LEO-ADRC prototype

7　结　论

1) 本文提出了一种基于 LEO 算法优化后的 ADRC。与未经优化的 ADRC 相比, 经 LEO 算法优化后的 ADRC 控制精度更高, 抗干扰能力更强。

2)与传统的优化算法相比, LEO 算法在全局搜索和局部开发之间具备更好的平衡能力, 在解决高维优化问题时可以快速找到搜索空间内的全局最优解。该算法易实现, 寻优速度快, 可提高 FWV 姿态控制性能。

参考文献（References）

[1] HAAS F, GORB S, WOOTTON R J. Elastic joints in dermapteran hind wings: Materials and wing folding[J]. Arthropod Structure & Development, 2000, 29(2): 137-146.

[2] 何肇雄, 郑震山, 马东立, 等. 国外跨介质飞行器发展历程及启示[J]. 舰船科学技术, 2016, 38(9): 152-157.
HE Z X, ZHENG Z S, MA D L, et al. Development of foreign trans-media aircraft and its enlightenment to China[J]. Ship Science and Technology, 2016, 38(9): 152-157 (in Chinese).

[3] 杨立本, 章卫国, 黄得刚. 基于 ADRC 姿态解耦的四旋翼飞行器鲁棒轨迹跟踪[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(6): 1026-1033.
YANG L B, ZHANG W G, HUANG D G. Robust trajectory tracking for quadrotor aircraft based on ADRC attitude decoupling control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(6): 1026-1033 (in Chinese).

[4] 石嘉, 裴忠才, 唐志勇, 等. 改进型自抗扰四旋翼无人机控制系统设计与实现[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(9): 1823-1831.
SHI J, PEI Z C, TANG Z Y, et al. Design and realization of an improved active disturbance rejection quadrotor UAV control system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(9): 1823-1831 (in Chinese).

[5] 韩京清. 自抗扰控制技术: 估计补偿不确定因素的控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008: 197-270.
HAN J Q. Active disturbance rejection control technique-the technique for estimating and compensating the uncertainties[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008: 197-270 (in Chinese).

[6] 高志强. 自抗扰控制思想探究[J]. 控制理论与应用, 2013, 30(12): 1498-1510.
GAO Z Q. On the foundation of active disturbance rejection control[J]. Control Theory & Applications, 2013, 30(12): 1498-1510 (in Chinese).

[7] 韩京清. 从 PID 技术到“自抗扰控制”技术[J]. 控制工程, 2002, 9(3): 13-18.
HAN J Q. From PID technique to active disturbances rejection control technique[J]. Basic Automation, 2002, 9(3): 13-18 (in Chinese).

[8] 王丽君, 李擎, 童朝南, 等. 时滞系统的自抗扰控制综述[J]. 控制理论与应用, 2013, 30(12): 1521-1533.
WANG L J, LI Q, TONG C N, et al. Overview of active disturbance rejection control for systems with time-delay[J]. Control Theory & Applications, 2013, 30(12): 1521-1533 (in Chinese).

[9] 李述清, 张胜修, 刘毅男, 等. 根据系统时间尺度整定自抗扰控制器参数[J]. 控制理论与应用, 2012, 29(1): 125-129.
LI S Q, ZHANG S X, LIU Y N, et al. Parameter-tuning in active disturbance rejection controller using time scale[J]. Control Theory & Applications, 2012, 29(1): 125-129 (in Chinese).

[10] 李杰, 齐晓慧, 夏元清, 等. 线性/非线性自抗扰切换控制方法研究[J]. 自动化学报, 2016, 42(2): 202-212.
LI J, QI X H, XIA Y Q, et al. On linear/nonlinear active disturbance rejection switching control[J]. Acta Automatica Sinica, 2016, 42(2): 202-212 (in Chinese).

[11] LIANG S, RAJORA M, LIU X L, et al. Intelligent manufacturing systems: A review[J]. International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research, 2016, 7(2): 324-330.

[12] LIU M, LIN R, YANG M, et al. Active disturbance rejection motion control of spherical robot with parameter tuning[J]. Industrial Robot, 2022, 49(2): 332-343.

[13] KANG C H, WANG S Q, REN W J, et al. Optimization design and application of active disturbance rejection controller based on intelligent algorithm[J]. IEEE Access, 2019, 7: 59862-59870.

[14] WOLPERT D H, MACREADY W G. No free lunch theorems for optimization[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 1997, 1(1): 67-82.

[15] KAMARUZAMAN A F, ZAIN A M, YUSUF S M, et al. Levy flight algorithm for optimization problems - a literature review[J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 421: 496-501.

[16] 李守玉, 何庆, 陈俊. 改进平衡优化器算法在约束优化问题中的应用[J/OL]. 计算机科学与探索, 2021: 1-14 [2022-07-09]. https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.5602.TP.20210901.1435.002.html.

LI S Y, HE Q, CHEN J. Application of improved equilibrium optimizer algorithm to constrained optimization problems[J/OL]. Journal of Frontiers of Computer Science and Technology, 2021: 1-14 [2022-07-09]. https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.5602.TP.20210901.1435.002.html (in Chinese).

[17] 杨柳庆, 杨婷婷, 王鹏飞, 等. 一种基于莱维飞行的新型改进平衡全局优化算法[J]. 宇航计测技术, 2020, 40(5): 62-69.
YANG L Q, YANG T T, WANG P F, et al. A new improved equilibrium global optimization algorithm based on Lévy flight[J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2020, 40(5): 62-69 (in Chinese).

[18] MARINI F, WALCZAK B. Particle swarm optimization (PSO): A tutorial[J]. Chemometrics and Intelligent Laboratory Systems, 2015, 149: 153-165.

[19] MIRJALILI S, LEWIS A. The whale optimization algorithm[J]. Advances in Engineering Software, 2016, 95: 51-67.

[20] SAREMI S, MIRJALILI S Z, MIRJALILI S M. Evolutionary population dynamics and grey wolf optimizer[J]. Neural Computing and Applications, 2015, 26(5): 1257-1263.

[21] 唐志勇, 马福源, 裴忠才. 四旋翼的改进 PSO-RBF 神经网络自适应滑模控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(7): 1563-1572.
TANG Z Y, MA F Y, PEI Z C. Improved PSO-RBF neural network adaptive sliding mode control for quadrotor systems[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(7): 1563-1572 (in Chinese).

[22] CHE J F, LI D H, JI Y H, et al. Attitude control for a quadrotor base on ADRC with GSO parameter optimization[C]//Proceedings of the Chinese Control and Decision Conference. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1364-1369.

[23] ALJARAH I, FARIS H, MIRJALILI S. Optimizing connection weights in neural networks using the whale optimization algorithm[J]. Soft Computing, 2018, 22(1): 1-15.

[24] 费伦, 段海滨, 徐小斌, 等. 基于变权重变异鸽群优化的无人机空中加油自抗扰控制器设计[J]. 航空学报, 2020, 41(1): 323490.
FEI L, DUAN H B, XU X B, et al. ADRC controller design for UAV based on variable weighted mutant pigeon inspired optimization[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(1): 323490 (in Chinese).

[25] 杜作义, 马乐瑶. 基于 Matlab/simulink 的风速仿真研究[J]. 中国西部科技, 2013, 12(12): 46-47.
DU Z Y, MA L Y. Wind speed simulation based on matlab/simulink[J]. Science and Technology of West China, 2013, 12(12): 46-47 (in Chinese).

[26] 范培蕾, 张晓今, 杨涛. 高超声速飞行试验风场建模与仿真分析[J]. 战术导弹技术, 2009(2): 76-82.
FAN P L, ZHANG X J, YANG T. Analyses of high altitude wind model of hypersonic vehicle test[J]. Tactical Missile Technology March, 2009(2): 76-82(in Chinese).

ADRC design for folding wing vehicles based on improved equilibrium optimization algorithm

MENG Zhipeng[1], YANG Liuqing[2,*], WANG Bo[1], LIU Yanbin[3]

(1. National Innovation Institute of Defense Technology, Academy of Military Sciences, Beijing 100071, China;
2. Research Institute of Pilotless Aircraft, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
3. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In view of the modeling errors and poor anti-disturbance ability of folding wing vehicles (FWV) and the difficulty in manual parameter setting of active disturbance rejection controllers (ADRC), an optimization algorithm based on improved equilibrium optimizer based on Lévy(LEO)was proposed. A dynamics model of typical FWV was established, and an attitude controller for the FWV was designed based on the ADRC structure. The parameters of the ADRC were adjusted by the proposed algorithm, and a comparison between the optimized ADRC and the traditional ADRC by the simulation was made from the perspective of control performance and anti-disturbance. The proposed algorithm was compared with the classical equilibrium optimizer, particle swarm optimization (PSO) algorithm, and so on. The simulation results show that the controller optimized by the proposed algorithm can improve the control accuracy and disturbance suppression performance of FWV, and the superiority of the algorithm in the parameter optimization of ADRC was verified. The prototype equipped with the improved ADRC was verified in real flight. The results show that the FWV prototype still has a good flight performance index under wind disturbance, which further verifies that ADRC optimized by the proposed algorithm improves the anti-disturbance of FWV.

Keywords: folding wing vehicle; improved equilibrium optimization algorithm; Levy flight; active disturbance rejection controller; attitude control

Received: 2022-08-09; **Accepted**: 2022-09-08; **Published Online**: 2022-09-21 12:39
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220920.1558.001

* **Corresponding author**. E-mail: yangliuqing@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0683

基于多任务学习的电力文本信息抽取

纪鑫[1,2]，武同心[1,*]，余婷[1]，董林啸[1]，陈屹婷[1]，米娜[1]，赵加奎[1]

(1. 国家电网有限公司大数据中心，北京 100031；2. 北京航空航天大学 计算机学院，北京 100191)

摘 要：为提升电力系统故障文本在实际业务场景中的分析处理速度，提出基于预训练与多任务学习的电力故障文本信息自动抽取模型。利用预训练模型学习电力文本词语的上下文信息，挖掘词语的一阶和二阶融合特征，增强特征的表示能力，利用多任务学习框架结合命名实体识别和关系抽取2个任务的学习，实现实体识别和关系抽取的互相补充和互相促进，进而提高电力故障文本信息抽取的性能。通过对某电力网数据中心的日常业务数据进行模型验证，与其他模型相比，所提模型提高了电力故障文本实体识别和关系抽取的准确率和召回率。

关 键 词：电力故障；预训练；多任务学习；实体识别；关系抽取
中图分类号：TP391.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)08-2461-09

目前，电网技术和信息通信技术的快速发展对中国电力工业的壮大起到了非常重要的影响，尤其是下一代智能电力系统的全面建设，使中国电力系统已经成为世界上较大的电力网络。电力系统领域长期的生产运行使其积累了大量的电力大数据，特别是众多的电力设备在安装、运行和维护阶段积累了大量的非结构化文本数据[1-3]。作为电力行业非结构化数据的重要部分，设备故障文本包含了设备的故障事件和健康专题的相关信息[4]，对电力系统的维护起着非常重要的作用。然而，大规模的设备故障文本给人工分析带来了极大的挑战。因此，急需利用人工智能和自然语言处理等技术自动分析挖掘电力设备故障文本，例如，自动抽取文本中的设备和故障类型等实体，以及设备之间、设备和故障之间的关系等信息。这些信息可为设备的故障分析预测、电力系统的优化提供辅助决策。然而，由于电力设备故障情况复杂多样，人工记录数据噪声众多，电力设备故障文本的自动处理也面临着诸多问题。因此，面向电力文本数据的挖掘分析成为当前的一个重要研究问题[5]，其中一项重要的研究就是电力设备故障文本中的实体识别和关系抽取。

电力设备故障文本实体识别和关系抽取均属于自然语言处理范畴，也是下游设备故障智能分析与预测任务的基础[6-7]。在计算机应用技术发展的过程中，实体识别和关系抽取方法不断改进。较早的方法主要基于规则和字典、条件随机场(conditional random field，CRF)、分类器[8-9]等。这类方法需要大量的人工标注模板和训练数据，对领域知识的要求比较高，而且方法的可扩展性不高。近年来，随着深度学习模型的不断发展，基于深度学习的实体识别与关系抽取方法在性能上得到了极大的提升。先是循环神经网络(recurrent neural network, RNN)被应用于提取文本序列特征[10]，由于RNN不能学习长文本序列特征，因此，文献[11-12]利用长短期记忆(long short-term memory, LSTM)神经网络[13]和CRF来学习文本的长距离语义特征，并结合标签嵌入和分类器来实现实体关系的抽取。文献[12]还提出通过对抗训练提高模型鲁棒性的方法。为提高LSTM网络的上下文信息的学习能力，文献[14]提出基于双向LSTM(Bi-LSTM)网络的文本实

收稿日期：2022-08-03；**录用日期**：2022-09-23；**网络出版时间**：2022-10-12 10:48
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221011.1712.003
基金项目：基于图神经网络和图深度学习的电力知识抽取技术研究 (52999021N005)
* **通信作者**. E-mail：tongxin-wu@sgcc.com.cn

引用格式：纪鑫，武同心，余婷，等. 基于多任务学习的电力文本信息抽取[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2461-2469.
JI X，WU T X，YU T，et al. Power text information extraction based on multi-task learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2461-2469 (in Chinese).

体识别方法。卷积神经网络(convolutional neural network, CNN)在计算机视觉处理领域取得巨大成功的同时[15], 也被用来抽取文本中的关系[16]。当前, 在BERT(bidirectional encoder representation from transformers)[17]等预训练模型被提出以后, 利用预训练和微调的方式进行实体识别与关系抽取的方法也在不断发展。文献[18]直接利用BERT[17]隐藏层的输出作为词语表示, 构造了评分矩阵进行关系分类。这些方法主要面向通用领域的数据集, 不能直接适用于电力文本。

在电力文本领域, 文献[19]基于自主学习方法识别停电计划文本中的实体。文献[20-24]基于Bi-LSTM网络[14]和CRF识别变压器缺陷文本中的实体, 并通过自主训练词向量模型提升了实体识别的准确率。这些方法把实体识别和关系抽取2个任务独立, 并且很难处理一个句子中存在多个实体及多种关系的情况。因此, 本文提出一个基于预训练模型的多任务学习电力故障文本信息自动抽取模型(简称MTEIE), 同时完成句子中实体识别和关系抽取2个任务, 这2个任务模块互相补充学习, 进而同时提高实体识别和关系抽取的性能, 降低模型参数的数量。在构建的电力故障文本数据中验证了本文模型的有效性, 实验结果表明, 本文模型在电力实体识别和关系抽取方面均比现有模型具有更高的性能。

1 基于预训练的多任务学习

本文MTEIE模型框架如图1所示, 其主要包括4个部分: 句子编码、文本实体识别、实体关系抽取和联合学习层。句子编码部分主要基于预训练模型从原始的电力文本中学习词语的向量表示, 再基于词语的向量表示学习句子的向量表示。文本实体识别和关系抽取模块共用下层网络, 分别完成实体的识别和关系的抽取, 联合学习模块结合文本实体识别和关系抽取2个子任务形成整体的学习目标函数, 使2个子任务能够同时被优化。图1中α和β为2个子任务所对应的权重参数。

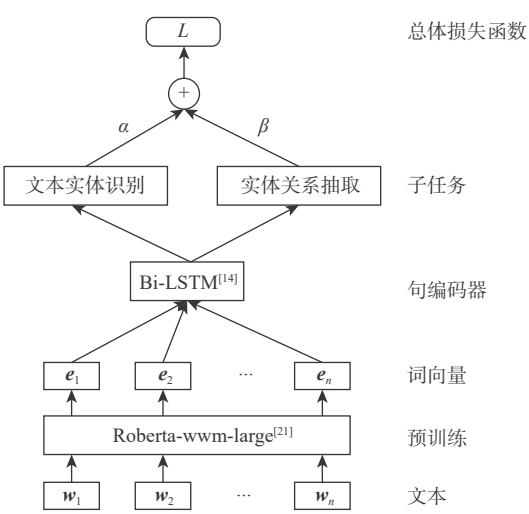


图1 MTEIE模型框架

Fig. 1 MTEIE model framework

1.1 句子编码

本节的词语向量学习层采用预训练语言模型BERT[17]进行编码。由于本文主要抽取中文电力文本中的信息, 因此, 采用预训练模型Roberta-wwm-large[21]进行词语向量抽取。Roberta-wwm-large[21]是哈工大提出的基于BERT[17]模型的优化模型, Roberta-wwm-large[21]模型取消了BERT[17]的下一语句预测任务, 认为此任务对模型有负面影响。同时, large表示在预训练阶段采用更大的数据量。更重要的是, Roberta-wwm-large[21]模型改变了BERT[17]模型的静态遮蔽, 换成了动态遮蔽, 提升了数据语义的丰富性。本文采用Roberta-wwm-large[21]模型微调的方式, 输入一个句子的词语序列S_i={[CLS], $\boldsymbol{w}_1$, $\boldsymbol{w}_2$, …, $\boldsymbol{w}_n$,[SEP]}, [CLS]表示句子的开头, [SEP]表示句子的结尾, $\boldsymbol{w}_i$表示一个词语特征向量。Roberta-wwm-large[21]编码层最后一层的输出作为词语的特征向量表示。

预训练模型将电力文本句子中的每个词语都转变为一个向量, 为刻画句子的上下文信息, 在词语向量上进行句子信息编码。本文采用目前较为常用的Bi-LSTM网络[14]进行句子编码, 该方案已被证明能有效地完成句子双向上下文的学习。在通过Bi-LSTM网络[14]编码器学习到句子中的上下文信息后, 将句子S_i转换为向量序列$\boldsymbol{H}_i$=$[\boldsymbol{h}_1, \boldsymbol{h}_2, \cdots, \boldsymbol{h}_n]$, 其中$\boldsymbol{h}_i \in \mathbf{R}^n$, 在此基础上, 本文模型的底层部分已完成了电力文本的句子编码工作。后续的实体识别和关系抽取就可以在该句子向量序列上进行。

1.2 文本实体识别

本文采用BIO的实体识别方法, 即为每个词语标注上B、I或O, 其中, B表示该词语为命名实体片段的首位, I表示该词语为命名实体片段的中间位置, O表示该词语不为任何命名实体。在一个命名实体识别任务中, 设原始的实体类别集合为$E=\{E_1, E_2, \cdots, E_{|E|}\}$, $|E|=T_E$, 那么对于每个实体类别E_i, 其都应该有对应的BI标签, 记为B-E_i、I-E_i, 故所有的标注标签的总量应为$2T_E$+1。假设某个电力实体类别集合为{变压器, 显示设备}, 那么每个词语可能被标注的标签集合应当为{B-变压器, I-变压器, B-显示设备, I-显示设备, O}。

目前, 常用的命名实体识别方法是基于CRF的序列标注方法[22]。本文采用Bi-LSTM+CRF的方法

进行命名实体识别[23], 即直接利用句子编码层的输出$\boldsymbol{H}_i=[\boldsymbol{h}_1,\boldsymbol{h}_2,\cdots,\boldsymbol{h}_n]$作为 CRF 标注的输入。CRF 虽然利用维特比算法进行解码, 从而截断了梯度连贯性, 但其能够在标注过程中捕捉到标签之间的上下文信息, 因此, 其对命名实体识别具有较好的性能。

1.3　实体关系抽取

实体关系抽取一般是把其当作一个关系分类任务, 即判断 2 个实体间是否具有某一关系, 每种关系对应一个主体和一个客体, 主体表示关系的发起者, 客体表示关系的接受者。和命名实体识别任务类似, 实体关系分类任务面临的首要问题就是如何表示标签。为解决该问题, 文献 [11] 提出一种利用多头选择方法设定关系标签的方案。多头选择方法是指, 将长度为 n 的句子$S=\{\boldsymbol{w}_1,\boldsymbol{w}_2,\cdots,\boldsymbol{w}_n\}$, 表示为一个大小为 $n\times n$ 的矩阵$\boldsymbol{M}_{\mathrm{R}}$, 其中, 若矩阵中元素$M_{\mathrm{R}}(i,j)$为 1, 则表示单词$\boldsymbol{w}_i$为关系的主体, $\boldsymbol{w}_j$为相应的客体。由于关系的客体可能由多个词语构成, 所以在构建这种连接时会出现冗余现象, 即对于实体$[w_{s_1},w_{s_2},\cdots,w_{s_i}]$和实体$[w_{o_1},w_{o_2},\cdots,w_{o_i}]$, 会将矩阵中元素$M_{\mathrm{R}}(s_1,o_1)$, $M_{\mathrm{R}}(s_1,o_2)$, $\cdots$, $M_{\mathrm{R}}(s_1,o_j)$, $M_{\mathrm{R}}(s_2,o_1)$, $\cdots$, $M_{\mathrm{R}}(s_i,o_j)$均标记为 1, 这会对实体抽取任务造成较为严重的影响。因此, 为避免这种情况的发生, 仅对实体头之间的单词标记相应的关系, 即仅标记$M_{\mathrm{R}}(s_1,o_1)$为 1, 如图 2 所示。

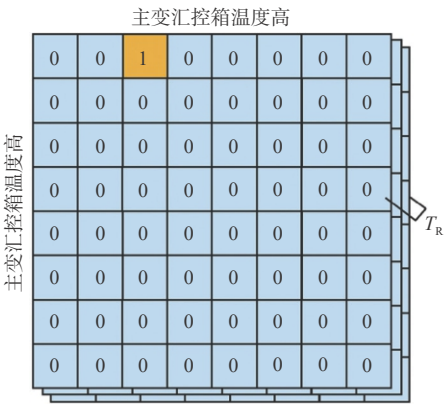


图 2　多头关系选择矩阵

Fig. 2　Multi-head relation selection matrix

如本节所述的矩阵能够将实体之间的关系标准化为与关系数量无关的形式, 但其中并未纳入关系本身的信息。实际上, 在这种模式下, 矩阵本身就意味着关系。假设某矩阵代表关系主件-部件, 那么若该矩阵中$M_{\mathrm{R}}(i,j)$被标记为 1, 则意味着以$\boldsymbol{w}_i$为头的实体位于以$\boldsymbol{w}_j$为头的实体中。基于这样的考虑, 对于有T_{R}个类别的关系抽取任务, 则需要构建的关系矩阵数量同为T_{R}。即对长度为 n 的句子$S=\{\boldsymbol{w}_1,\boldsymbol{w}_2,\cdots,\boldsymbol{w}_n\}$, 若总关系数目为$T_{\mathrm{R}}$, 则需要构建一个关系矩阵$\boldsymbol{M}_{\mathrm{R}}\in\mathbf{R}^{T_{\mathrm{R}}\times n\times n}$作为标签。

虽然关系矩阵可以标准化关系标签的表现形式, 但该矩阵中并没有保留关系对应的实体信息, 有些关系可能在某些特定实体间出现的概率比较大。因此, 还需要在关系建模中引入实体的信息。由于关系标签采用实体头关系矩阵的形式呈现, 因此, 在推断该矩阵时, 需要提前获得每个词语所对应上下文中与其同属于同一实体的词语的信息。这些信息的处理过程主要体现在句编码过程中, 由于每个实体的不同词语一定是相邻的, 而 Bi-LSTM 网络[14] 可以在 2 个不同方向上获取中心词语与上下文词语之间的关系, 且距离当前词语越近的词语被遗忘门过滤的信息越少, 因此, Bi-LSTM 网络[14] 句编码器能为当前词语编码其所在实体上下文的相关信息。对电力文本来说, 实体中往往会有某些特征明显的词语, 其语义信息在关系抽取中同样起着重要的作用。因此, 需要知道当前词语是否属于某个实体的头部词语。对于这些信息, 可采用实体标签嵌入的方法完成相关信息的引入。在这一步中, 直接把实体标签加入对应的隐层向量中, 可以让模型在关系分类时捕捉到对应的实体标签信息, 从而提高关系分类结果, 主要步骤如下。

首先, 将各个标签向量化转化为 one-hot 形式; 然后, 将其通过一个隐层进行维度压缩, 设标签序列为$\boldsymbol{L}_i=[l_1,l_2,\cdots,l_n]$, 则压缩向量计算如下:

$$\boldsymbol{E}_i=\boldsymbol{W}_L\text{One-hot}(\boldsymbol{L}_i)\tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{W}_L\in\mathbf{R}^{h_L\times T_{\mathrm{R}}}$, 将其拼接在 Bi-LSTM 网络[14] 的输出$\boldsymbol{H}_i$后, 作为关系抽取模型的输入使用:

$$\boldsymbol{R}=\tanh(\boldsymbol{W}_{\mathrm{R}}[\boldsymbol{H}_i,\boldsymbol{E}_i]+\boldsymbol{b}_{\mathrm{R}})\tag{2}$$

式中: $\boldsymbol{W}_{\mathrm{R}}\in\mathbf{R}^{h_{\mathrm{R}}\times(h+h_L)}$; $\boldsymbol{b}_{\mathrm{R}}$为偏置参数向量。为减少误差信息的引入, 更好地训练标签嵌入层的参数, 在实际训练时采用真实的序列标签, 而在验证与测试的推断阶段, 为保证不发生信息泄露的情况, 使用命名实体识别子任务标注出来的标签。

在处理好原始电力文本信息, 并加入标签信息后, 关系分类所需要的输入信息就准备好了, 这些信息来源于原始文本和实体标签。关系分类模型通过实体信息推断出实体头关系矩阵, 因此, 为获取最终关系矩阵中每个位置的预测值, 需要对每个词语的输入信息进行某些运算与变化。先要对词语的输入信息进行主体-客体分离处理。因为每个词语都有可能成为其他单词的主体或客体, 而当一个词语做主体或做客体时, 其所处的上下文环境与语法习惯是互不相同的, 直接将输入信息分别作为主体信息和客体信息是不合理的, 故分别采用 2 个不同多层感知器(multilayer perceptron, MLP)单元完成主体-客体分离步骤, 即

$$\boldsymbol{Y}_{\text{hidden}}=\tanh(\boldsymbol{W}_{\text{sh}}\boldsymbol{R}+\boldsymbol{b}_{\text{sh}}) \tag{3}$$

$$\boldsymbol{O}_{\text{hidden}}=\tanh(\boldsymbol{W}_{\text{oh}}\boldsymbol{R}+\boldsymbol{b}_{\text{oh}}) \tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{W}_{\text{sh}},\boldsymbol{W}_{\text{oh}}\in\mathbf{R}_{\text{r}}^{h_{\text{r}}\times h_{\text{R}}}$。提取一阶融合信息，即每2个单词对应隐层向量间的线性融合。设$\boldsymbol{Y}_{\text{hidden}}=[\boldsymbol{x}_{s_1},\boldsymbol{x}_{s_2},\cdots,\boldsymbol{x}_{s_n}]$，$\boldsymbol{O}_{\text{hidden}}=[\boldsymbol{x}_{o_1},\boldsymbol{x}_{o_2},\cdots,\boldsymbol{x}_{o_n}]$，则有

$$\boldsymbol{r}_{ij}^{1}=\boldsymbol{W}_{\text{r1}}(\boldsymbol{x}_{s_1}+\boldsymbol{x}_{o_2})+\boldsymbol{b}_{\text{r1}} \tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{W}_{\text{r1}}\in\mathbf{R}^{T_{\text{R}}\times h_{\text{r}}}$。本文模型是将主体单词与客体单词的隐层向量直接相加，然后通过基本的MLP单元提取和关系分类的相关特征。这一过程也就是特征降维，其能够让模型丢弃那些与关系分类不相关的信息，只保存主体词和客体词之间的一阶融合特征，即直接表现在2个词语之间的关系特征。

除主客体词语之间的关系特征外，本文还挖掘关系的深层特征。这些特征用于刻画主体词语在某关系上接受客体词语的似然，即二阶融合特征。本文基于双仿射变换器(Biaffine)[25]挖掘二阶融合特征，双仿射变换主要过程为

$$\boldsymbol{r}_{ij}^{2}=\boldsymbol{x}_{s_1}^{\text{T}}\boldsymbol{W}_{\text{r2}}\boldsymbol{x}_{o_2} \tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{W}_{\text{r2}}\in\mathbf{R}^{h_{\text{r}}\times T_{\text{R}}\times h_{\text{r}}}$。通过双仿射变换能够提升不同数据间的融合度，因为双仿射网络能够学习主客体双方的信息。从而，实体关系分类预测值的构建如下：

$$\boldsymbol{r}_{ij}=\boldsymbol{r}_{ij}^{1}+\boldsymbol{r}_{ij}^{2} \tag{7}$$

式中：$\boldsymbol{r}_{ij}\in\mathbf{R}^{T_{\text{R}}}$，经转置操作，由$\boldsymbol{r}_{ij}$组成的关系预测值矩阵$\boldsymbol{R}\in\mathbf{R}^{T_{\text{R}}\times n\times n}$。

虽然实体关系分类是一个多分类任务，但由于构建了实体头关系矩阵，每个关系的分类变成T_{R}个二分类任务。通常二分类任务是利用sigmoid输出一个取值范围为[0,1]的值，然后根据设定的阈值判断其是否属于该类。因此，阈值的选择往往对分类器的结果影响非常大，为解决该问题，本文采用阈值类的方法[26]。该方法在分类任务中加上一个虚拟的阈值类。对分类器C_k给出的分数g_k，如果$g_k>g_v$，则将其归为第k类；相反，如果$g_k<g_v$，则认为其不属于第k类，根据sigmoid函数的性质，可得

$$\begin{cases}\text{sigmoid}(g_k-g_v)<0.5 & g_k\leqslant g_v\\ \text{sigmoid}(g_k-g_v)>0.5 & g_k>g_v\end{cases} \tag{8}$$

如果以g_k-g_v直接替换分类器C_k给出的结果g_k，则可将阈值设定为0.5。本文的电力系统故障文本关系分类器采用T_{R}个sigmoid分类器，采用交叉熵函数计算分类损失，每个样本的损失函数值计算如下：

$$g_{k_{ij}}=R_{k_{ij}}-R_{v_{ij}} \tag{9}$$

$$p_{k_{ij}}=\text{sigmoid}(g_{k_{ij}})=\frac{1}{1+\exp(-g_{k_{ij}})} \tag{10}$$

$$L_{k_{ij}}=\sum_{k,i,j}y_{k_{ij}}\ln p_{k_{ij}}+(1-y_{k_{ij}})\ln(1-p_{k_{ij}}) \tag{11}$$

因此，本文的电力系统故障文本关系分类子任务框架如图3所示，其中，FFNN为前馈神经网络

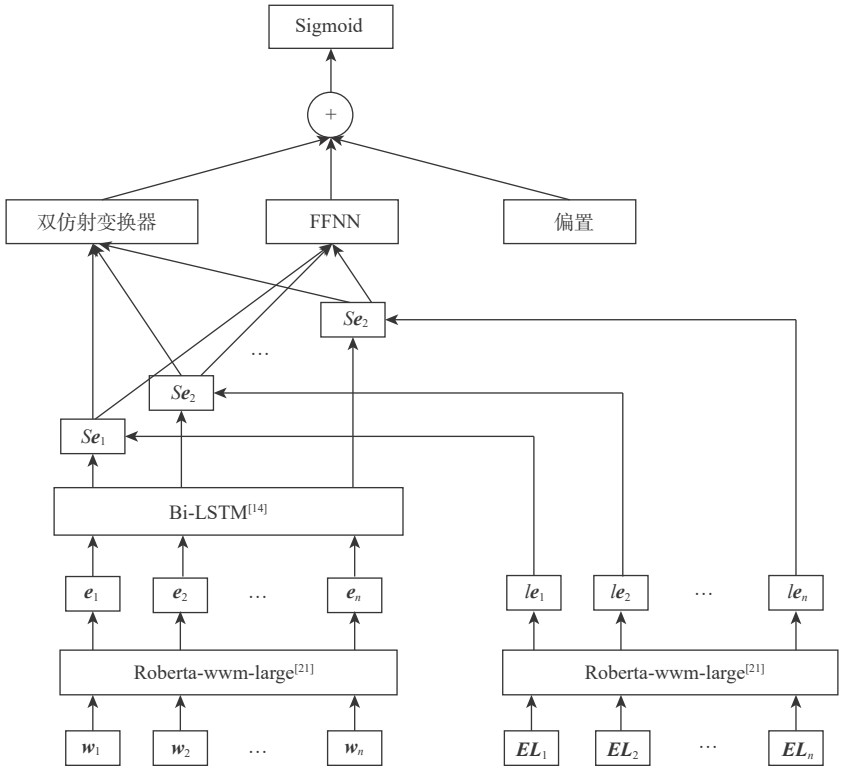


图3 实体关系分类过程

Fig. 3 Entity relation classification procedure

(feed-forward neural networks)。基于实体头关系矩阵, 解决了同文本中实体对数量不确定的问题。在信息输入的部分, 加入了实体标签嵌入信息以区分实体头与实体其他部分。挖掘了实体的一、二阶融合特征, 并将其应用到实体关系分类任务中。构建了 sigmoid 分类器, 并采用了交叉熵损失函数, 该损失函数与命名实体识别损失函数一起构建了图 1 中整个 MTEIE 模型的损失函数。

1.4　参数共享方案

本文主要采用参数共享的方式构建多任务学习模型。首先, 利用语言表示模型将自然语言文本转换为对应的词向量, 即用 Robert-wwm-large[21] 编码每个词语。然后, 采用 Bi-LSTM 网络[14] 句编码器提取文本信息。为提取文法信息、句法信息及语音信息, 本文设计了 3 层 Bi-LSTM 网络叠加的网络结构。网络到这里还没有产生分支, 对 2 个任务来说, 其共享相同的网络参数。再往上, 网络将会对不同的任务分别进行不同的处理。然而, 在多任务学习框架中, 多个不同任务不必在某一层完全共享参数, 这是因为不同任务之间有可能会有相互矛盾的噪声信息存在。因此, 为让共享网络能有效对各项任务加强, 仅保留那些仅对本任务有益, 而对其他任务有害的信息。在句编码器层, 本文为各个任务设计了仅属于其自身的子网络, 即每个任务使用独立的 Bi-LSTM 网络[14] 产生任务的输入。

2　实验与分析

2.1　数 据 集

本文使用的数据集收集于国家电力网络设备故障事件记录文本, 总共包括 1 789 篇文本, 其中, 1 000 篇用于模型训练, 300 篇用于验证, 489 篇用于测试。该数据集中 73% 的句子都包含 2 个以上实体和 1 种以上的关系。数据集共包含 7 种实体类型和 5 种关系类型, 这些实体和关系类型均是在数据集中常见的类别, 其中, 各个实体和关系标签的详细统计信息及示例如表 1 和表 2 所示。为分析本文模型用于多实体、多关系抽取的性能, 构建另一个数据集, 该数据集中的句子包含多个实体及多种关系。

表 1　实体标签统计信息

Table 1　Entity statistics

实体类别	实体数量/个	实体占比/%
发电设备	2 204	13.68
电动设备	2 992	18.57
环境信息	3 321	20.61
电力电缆	1 046	6.49
显示设备	1 543	9.575
控制器件	865	5.37
其他实体	4 134	25.65

表 2　关系标签统计信息

Table 2　Relation statistics

关系类别	关系数量/个	关系占比/%
同类	2 023	21.95
原因	1 757	19.06
故障	1 245	13.50
从属	970	10.52
其他关系	3 223	34.96

2.2　评价标准

为评价实验结果, 本文采用分类任务中的精确率 P、召回率 R 和 F_1 值作为评价指标, 计算方法如下:

$$P=\frac{T_{\mathrm{P}}}{T_{\mathrm{P}}+F_{\mathrm{N}}} \tag{12}$$

$$R=\frac{T_{\mathrm{P}}}{T_{\mathrm{P}}+F_{\mathrm{P}}} \tag{13}$$

$$F_1=\frac{2PR}{P+R} \tag{14}$$

式中: T_{P} 为真正例, 表示模型把真正的正样例预测为正的次数; 为 F_{N} 假负例, 表示模型把真正的正样例预测为负的次数; F_{P} 为假正例, 表示模型把真正的假样例预测为正的次数。精确率表示真正例在模型预测为真的样本数量中的占比, 其反应模型自身预测结果的准确度。召回率表示真正例在真实正样本中的占比, 其反应模型能够找出多少正确答案。

2.3　实验设置

本文模型的实验环境为 NVIDIA GeForce RTX 3090, 24 GB 显存。模型训练框架 Pytorch, 网络参数优化器采用 Adam 优化器, 学习率初始设置为 2×10^{-5}, 模型网络中激活函数采用 tanh, 词向量中嵌入的结果维度为 300 维。在训练过程中, 为防止过拟合情况的发生及使各个子模型获得最佳训练轮次, 采用了早停策略, 即在每个训练轮次结束后, 记录当前模型在验证集上的损失及 F_1 分数, 当损失或 F_1 分数在某个轮数过后依旧没有得到优化时, 则停止训练, 并记录最优情况下的训练轮数。将训练集和验证集合并作为新的训练集, 按之前记录的最优轮数进行训练。

2.4　实体识别实验结果

为测试本文 MTEIE 模型在命名实体识别任务中的性能, 实验选取了传统的基于 CRF 的命名实体识别模型[27]、基于深度学习模型 Bi-LSTM+CRF[14] 及基于 LSTM 网络和 CNN 混合的模型 LSTM-CNNS+

CRF[28]进行对比。表3为命名实体的对比实验结果。由表可知,本文MTEIE模型在命名实体识别方面优于传统的CRF[27]模型、深度学习模型Bi-LSTM+CRF[14]和LSTM-CNNS+CRF[28]。实验结果表明,本文MTEIE模型利用预训练方法学习词语的上下文信息,同时结合多任务学习可以提高命名实体识别的性能。而CRF[27]模型依赖于特征函数,很难全面有效地学习电力文本语句的上下文信息。虽然Bi-LSTM+CRF[14]和LSTM-CNNS+CRF[28]模型能够利用Bi-LSTM网络学习语句的上下文特征信息,但是受限于训练样本和模型的学习能力,其对上下文信息的学习能力不如预训练语言模型。此外,通过关系抽取任务的学习,MTEIE模型可以进一步提高实体特征的表示能力。

表3 命名实体识别结果

Table 3 Results of named entity recognition %

模型	P	R	F_1
CRF[27]	87.31	86.50	86.90
Bi-LSTM+CRF[14]	89.03	88.12	88.57
LSTM-CNNS+CRF[28]	89.34	88.56	88.95
MTEIE	91.16	90.23	90.69

表4为各模型用于句子中包含多个命名实体和多关系的数据集的命名实体识别的性能。由表可知,MTEIE模型有助于多命名实体的识别。这是因为MTEIE模型能够在不同实体和关系的抽取中共享信息,从而更有效地表示命名实体的特征之间的关系,进而提高多命名实体的识别效果。

表4 多命名实体识别结果

Table 4 Results of multiple named entity recognition %

模型	P	R	F_1
CRF[27]	85.21	84.51	84.86
Bi-LSTM+CRF[14]	87.34	86.38	86.86
LSTM-CNNS+CRF[28]	88.16	87.53	87.84
MTEIE	89.22	88.96	89.09

2.5 关系抽取实验结果

为验证本文MTEIE模型用于实体关系抽取任务的性能,实验选取3个典型的模型作为对比,包括基于CNN的关系抽取模型[16],基于多头(Multi-head)注意力的关系抽取模型[11],基于BERT的特征学习结果直接做关系分类的模型[18]。实体关系抽取实验结果如表5所示。由表可知,本文MTEIE模型与现有的关系抽取模型相比性能均有提高。因此,更进一步说明了本文模型用于关系抽取的有效性。主要是因为MTEIE模型综合利用了预训练、多任务学习、多阶特征学习的优点,更加有效地学习出反应关系信息的特征,从而提高关系抽取的性能。

表5 关系抽取结果

Table 5 Results of multiple relation extraction %

模型	P	R	F_1
基于CNN[16]	81.31	80.12	80.71
基于Multi-head[11]	82.67	81.23	81.94
基于BERT[18]	83.94	82.77	83.35
MTEIE	85.19	84.67	84.93

表6为各模型用于句子中包含多个实体及多个关系实体的数据集的关系抽取的性能。由表可知,本文多任务学习框架有助于句子中多关系的抽取。这是因为MTEIE模型能够在不同实体和关系抽取中共享信息,从而能够更有效地挖掘出不同关系间的内在联系,进而提高多关系的抽取效果。

表6 多关系抽取结果

Table 6 Results of multiple relation extraction %

模型	P	R	F_1
基于CNN[16]	78.61	77.33	77.96
基于Multi-head[11]	80.15	79.45	79.80
基于BERT[18]	81.76	81.23	81.49
MTEIE	83.01	82.71	82.86

2.6 消融实验

为验证本文模型各个模块的有效性,本文对MTEIE模型进行了各种变体。为验证预训练模型的贡献,把MTEIE底层的BERT去掉,将模型命名为MTEIE-BERT;为验证多任务学习框架的性能,分别去掉命名实体识别子模块、关系抽取子模块,形成2个单任务模型MTEIE-Entity和MTEIE-Relation,这2个模型分别用于关系抽取和命名实体识别。然后测试这些模型的性能,实验结果如表7所示。由表可知,MTEIE模型的各个模块都对实体命名识别和关系抽取产生重要作用。同时为进一步分析各任务之间的影响,绘制了类似于混淆矩阵,如表8所示,表中记录了有无命名实体识别和关系抽取时各项任务的F_1值,可知各任务会相互促进性能的提升。例如,只做命名实体识别时,MTEIE-Relation的F_1值为89.91%;而只进行关系抽取时,MTEIE-Entity的F_1值为83.94%;同时进行命名实体识别和关系抽取后,2个任务的F_1值都得到了提高,分别达90.69%和84.93%。此部分的实验结果进一步说明,参数共享可以实现命名实体和关系之间的知识共享,进而相互促进2个任务的性能提升。

表 7　消融实验结果

Table 7　Results of ablation tests　　%

模型	*P*		*R*	
	实体	关系	实体	关系
MTEIE-BERT	89.56	83.35	88.35	82.12
MTEIE-Entity		84.34		83.54
MTEIE-Relation	90.05		89.78	
MTEIE	91.16	85.19	90.23	84.67

表 8　F_1 值混淆矩阵分析

Table 8　Confusion matrix analysis of F_1　　%

方法	实体识别	关系抽取
仅关系抽取		83.94
仅命名实体识别	89.91	
关系抽取+命名实体识别	90.69	84.93

2.7　案例分析

本文通过实际的信息抽取案例结果来分析 MTEIE 模型的性能。由于 MTEIE 模型融合了实体识别和关系抽取, 作为比较, 本文首先选取 Bi-LSTM+CRF[14] 的电力文本实体识别结果, 再在实体识别的结果上利用基于 BERT 的模型[18] 分类实体间的关系, 选取其中的 2 个案例进行分析, 表 9 展示了 2 个实际案例, 这 2 个案例的句子都包含 2 个以上实体和 1 种以上关系。案例说明 MTEIE 模型能够同时提高实体抽取和关系抽取的性能。在案例 1 中, Bi-LSTM+CRF+BERT 认为温度差值是主变的故障表现, 其实应该是汇控箱的故障表现, 且显示作为显示器实体没有提取出来。在案例 2 中, Bi-LSTM+CRF+BERT 认为机械限位的表现是开关异常的故障, 其实应该是其他原因。通过这些案例的分析, 可以说明 MTEIE 模型能够更加准确地抽取实体之间的关系。

表 9　案例分析

Table 9　Case analysis

模型	案例1	案例2
原文	1号主变汇控箱内液晶显示温度与变压器本体温度差值过大, 怀疑显示不准确	2号主变有载分接开关机械限位松动, 导致开关出现多次滑档
Bi-LSTM+CRF+BERT	{主变, 汇控箱, 从属关系}; {主变, 温度差值, 原因关系}	{主变, 机械限位, 从属关系}; {机械限位, 开关, 故障关系}
MTEIE	{主变, 汇控箱, 从属关系}; {汇控箱, 温度差值, 故障关系}; {温度差值, 显示, 原因关系}	{主变, 机械限位, 从属关系}; {机械限位, 开关, 原因关系}

3　结　论

1) 为提升电力系统文本数据的信息抽取准确率, 通过分析电力文本的特点和当前信息抽取方法的优缺点, 本文提出基于预训练与多任务学习结合的电力故障文本信息抽取模型 MTEIE, 提高了电力文本信息抽取的性能。

2) 通过构建的数据集, 验证本文模型在电力文本实体识别和关系抽取方面的有效性。本文模型可用于辅助电力文本数据的自动挖掘与分析, 提高数据分析人员的工作效率。

参考文献 (References)

[1] 周念成, 廖建权, 王强钢, 等. 深度学习在智能电网中的应用现状分析与展望[J]. 电力系统自动化, 2019, 43(4): 180-191.
ZHOU N C, LIAO J Q, WANG Q G, et al. Analysis and prospect of deep learning application in smart grid[J]. Automation of Electric Power Systems, 2019, 43(4): 180-191 (in Chinese).

[2] 李刚, 张博, 赵文清, 等. 电力设备状态评估中的数据科学问题: 挑战与展望[J]. 电力系统自动化, 2018, 42(21): 10-20.
LI G, ZHANG B, ZHAO W Q, et al. Data science issues in state evaluation of power equipment: Challenges and prospects[J]. Automation of Electric Power Systems, 2018, 42(21): 10-20 (in Chinese).

[3] 薛禹胜, 赖业宁. 大能源思维与大数据思维的融合 (一) 大数据与电力大数据[J]. 电力系统自动化, 2016, 40(1): 1-8.
XUE Y S, LAI Y N. Integration of macro energy thinking and big data thinking part one big data and power big data[J]. Automation of Electric Power Systems, 2016, 40(1): 1-8 (in Chinese).

[4] 邱剑, 王慧芳, 应高亮, 等. 文本信息挖掘技术及其在断路器全寿命状态评价中的应用[J]. 电力系统自动化, 2016, 40(6): 107-112.
QIU J, WANG H F, YING G L, et al. Text mining technique and application of lifecycle condition assessment for circuit breaker[J]. Automation of Electric Power Systems, 2016, 40(6): 107-112(in Chinese).

[5] 邵冠宇, 王慧芳, 吴向宏, 等. 基于依存句法分析的电力设备缺陷文本信息精确辨识方法[J]. 电力系统自动化, 2020, 44(12): 178-185.
SHAO G Y, WANG H F, WU X H, et al. Precise information identification method of power equipment defect text based on dependency parsing[J]. Automation of Electric Power Systems, 2020, 44(12): 178-185 (in Chinese).

[6] 郑伟彦, 杨勇, 卢家驹, 等. 面向配电网知识图谱的配电调度文本实体链接方法[J]. 电力系统保护与控制, 2021, 49(4): 111-117.
ZHENG W Y, YANG Y, LU J J, et al. Entity linking method of distribution dispatching texts for a distribution network knowledge graph[J]. Power System Protection and Control, 2021, 49(4): 111-117 (in Chinese).

[7] 余建明, 王小海, 张越, 等. 面向智能调控领域的知识图谱构建与应用[J]. 电力系统保护与控制, 2020, 48(3): 29-35.
YU J M, WANG X H, ZHANG Y, et al. Construction and application of knowledge graph for intelligent dispatching and control[J]. Power System Protection and Control, 2020, 48(3): 29-35 (in Chinese).

[8] 何炎祥, 罗楚威, 胡彬尧. 基于 CRF 和规则相结合的地理命名实体识别方法[J]. 计算机应用与软件, 2015, 32(1): 179-185.
HE Y X, LUO C W, HU B Y. Geographic entity recognition meth-

od based on CRF model and rules combination[J]. Computer Applications and Software, 2015, 32(1): 179-185 (in Chinese).

[9] JACOBS P S, RAU L F. SCISOR: Extracting information from online news[J]. Communications of the ACM, 1990, 33(11): 88-97.

[10] WILLIAMS R J, ZIPSER D. A learning algorithm for continually running fully recurrent neural networks[J]. Neural Computation, 1989, 1(2): 270-280.

[11] BEKOULIS G, DELEU J, DEMEESTER T, et al. Joint entity recognition and relation extraction as a multi-head selection problem[J]. Expert Systems with Applications, 2018, 114: 34-45.

[12] BEKOULIS G, DELEU J, DEMEESTER T, et al. Adversarial training for multi-context joint entity and relation extraction [EB/OL]. (2018-08-21) [2019-01-14].https://arxiv.org/abs/ 1808.06876.

[13] HOCHREITER S, SCHMIDHUBER J. Long short-term memory[J]. Neural Computation, 1997, 9(8): 1735-1780.

[14] HUANG Z H, XU W, YU K. Bidirectional LSTM-CRF models for sequence tagging[EB/OL]. (2015-08-09) [2019-01-20]. http://arxiv.org/abs/1508.01991.

[15] KRIZHEVSKY A, SUTSKEVER I, HINTON G E. ImageNet classification with deep convolutional neural networks[J]. Communications of the ACM, 2017, 60(6): 84-90.

[16] NGUYEN T H, GRISHMAN R. Relation extraction: Perspective from convolutional neural networks[C]//Proceedings of the Workshop on Vector Space Modeling for Natural Language Processing. Stroudsburg: Association for Computational Linguistics, 2015: 39-48.

[17] VASWANI A, SHAZEER N, PARMAR N, et al. Attention is all you need[C]//Proceedings of the International Conference on Neural Information Processing Systems. New York: ACM, 2017: 6000-6010.

[18] LI C, TIAN Y. Downstream model design of pre-trained language model for relation extraction task[EB/OL]. (2020-04-08) [2021-01-05]. http://arxiv.org/abs/2004.03786.

[19] 佟佳弘, 武志刚, 管霖, 等. 电力调度文本的自然语言理解与解析技术及应用[J]. 电网技术, 2020, 44(11): 4148-4156.
TONG J H, WU Z G, GUAN L, et al. Power dispatching text analysis and application based on natural language understanding[J]. Power System Technology, 2020, 44(11): 4148-4156 (in Chinese).

[20] 蒋晨, 王渊, 胡俊华, 等. 基于深度学习的电力实体信息识别方法[J]. 电网技术, 2021, 45(6): 2141-2149.
JIANG C, WANG Y, HU J H, et al. Power entity information recognition based on deep learning[J]. Power System Technology, 2021, 45(6): 2141-2149 (in Chinese).

[21] LIU Y H, OTT M, GOYAL N, et al. RoBERTa: A robustly optimized BERT pretraining approach[EB/OL]. (2019-07-26) [2021-01-06]. http://arxiv.org/abs/1907.11692.

[22] LAFFERTY J D, MCCALLUM A, PEREIRA F C N. Conditional random fields: Probabilistic models for segmenting and labeling sequence data[C]//Proceedings of the Eighteenth International Conference on Machine Learning. New York: ACM, 2001: 282-289.

[23] WEI M, XU Z P, HU J W. Entity relationship extraction based on Bi-LSTM and attention mechanism[C]//Proceedings of the International Conference on Artificial Intelligence and Information Systems. New York: ACM, 2021: 1-5.

[24] 杨秋勇 , 彭泽武, 苏华权, 等. 基于 Bi-LSTM-CRF 的中文电力实体识别[J]. 信息技术, 2021, 9: 45-50.
YANG Q Y, PENG Z W, SU H Q, et al. Chinese electric power entity recognition based on Bi-LSTM-CRF[J]. Information Technology, 2021, 9: 45-50 (in Chinese).

[25] DOZAT T, MANNING C D. Deep biaffine attention for neural dependency parsing [EB/OL]. (2016-11-06) [2021-02-10].https://arxiv.org/abs/1611.01734.

[26] ZHOU W X, HUANG K, MA T Y, et al. Document-level relation extraction with adaptive thresholding and localized context pooling[C]//Proceedings of the AAAI Conference on Artificial Intelligence. Palo Alto: AAAI Press, 2021, 35(16): 14612-14620.

[27] RAM R V S, AKILANDESWARI A, DEVI S L. Linguistic features for named entity recognition using CRFs[C]//Proceedings of the International Conference on Asian Language Processing. Piscataway: IEEE Press, 2010: 158-161.

[28] MA X Z, HOVY E. End-to-end sequence labeling via Bi-directional LSTM-CNNs-CRF[C]//Proceedings of the Annual Meeting of the Association for Computational Linguistics. Stroudsburg: Association for Computational Linguistics, 2016: 781-792.

Power text information extraction based on multi-task learning

JI Xin[1, 2], WU Tongxin[1, *], YU Ting[1], DONG Linxiao[1], CHEN Yiting[1], MI Na[1], ZHAO Jiakui[1]

(1. Big Data Center of State Grid Corporation of China, Beijing 100031, China;
2. School of Computer Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to improve the analysis and processing speed of power system fault text in actual business scenarios, a power fault text information extraction model based on pre-training and multi-task learning was proposed. The pre-training model was used to learn the context information of power text words. The first-order and second-order fusion features of words were mined, which enhanced the representation ability of features. The multi-task learning framework was used to combine named entity recognition and relation extraction, which realized the mutual supplement and mutual promotion of entity recognition and relationship extraction, so as to improve the performance of power fault text information extraction. The model was verified by the daily business data of a power data center. Compared with other models, the proposed model's accuracy and recall of power fault text entity recognition and relation extraction were improved.

Keywords: power fault; pre-training; multi-task learning; entity recognition; relation extraction

Received: 2022-08-03; **Accepted**: 2022-09-23; **Published Online**: 2022-10-12 10:48

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221011.1712.003

Foundation item: Research on Power Knowledge Extraction Technology Based on Graph Neural Network and Graph Deep Learning (52999021N005)

* **Corresponding author**. E-mail: tongxin-wu@sgcc.com.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0665

基于变遗忘因子的空间太阳能电站时变频率辨识

倪智宇[1]，李自森[1]，邬树楠[2]，吴晨晨[3,*]

(1. 沈阳航空航天大学 航空宇航学院，沈阳 110136；2. 中山大学 航空航天学院，深圳 518107；
3. 南京理工大学 物理学院，南京 210094)

摘　　要：考虑空间太阳能电站(SSPS)在轨运行时帆板旋转所导致的系统变构型特征，提出一种变遗忘因子广义子空间跟踪器(VFF-GYAST)递推辨识方法，在轨辨识该时变动力学系统的模态频率参数，以提高GYAST方法对于这类时变系统的跟踪能力。基于模态综合技术和子结构方法，建立多旋转关节构型SSPS(MJ-SSPS)的时变姿态-振动耦合动力学方程；根据投影子空间理论，通过计算系统均方差来确定递推过程中的时变遗忘因子，以提高GYAST方法的跟踪性能并辨识得到系统的时变伪模态频率参数。数值仿真结果表明：所提方法能够有效地识别该大型柔性系统的时变频率参数。与传统的递推子空间方法相比，所提方法具有较高的抗噪声干扰能力，在低量测信噪比时所提方法对于频率辨识结果的相对误差的平均值小于5%，且对时变系统的跟踪性能优于基于固定遗忘因子的原始方法。

关　键　词：模态参数辨识；递推子空间方法；空间太阳能电站；时变系统；变遗忘因子
中图分类号：N945.14; V476.5
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)08-2470-12

空间太阳能电站(space solar power station, SSPS)能够在太空高效地收集太阳能并将其转化为电能，近年来得到了广泛的关注。自SSPS的概念提出以来，基于不同的设计目标和研究背景，学者们已经提出了多种在轨构型，其相应的结构尺寸均可达到千米量级，因此，其是一种大跨度、低刚度和密集频率的超大柔性空间结构[1]。针对SSPS的动力学与控制问题，学者们近年来开展了一系列的研究[2-5]，其动力学研究目前多集中于系统设计、建模与控制问题[6-9]，对于这类大型空间柔性结构，如果能根据系统在轨的输入-输出数据，通过辨识等手段及时获取系统的频率和阻尼比等模态参数，就可以有效地监测系统在轨工作状态，并对建立的动力学模型和控制器的参数进行修正。因此，开展SSPS的参数辨识研究具有重要的工程意义。

对于在轨航天器的模态参数辨识问题，目前主要基于刚-柔耦合动力学模型[10-11]，其结构尺寸通常较小，刚性较强，对SSPS这类大型空间柔性结构的模态参数辨识问题研究较少，且这些模态参数识别研究大多基于时不变系统。然而在工程应用中，考虑到大型电池板等附件在轨运行期间需要周期性地旋转并朝向太阳，以提高太阳能的收集效率，从而导致整体系统的构型发生变化，那么对于这样一个大型的变结构系统，相应的模态参数可能是时变的，故需要研究相关的时变参数辨识方法[12-13]。

在现有的模态参数辨识方法中，如果系统是时变的，则经常使用重复实验的手段基于时间冻结假设来识别其对应的时变伪模态参数。然而上述方

收稿日期：2022-07-28；**录用日期**：2022-08-21；**网络出版时间**：2022-09-06 09:34
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220905.1410.005
基金项目：国家自然科学基金(11972102,51905527,62388101)；辽宁省自然科学基金(2021-MS-267)；辽宁省教育厅基本科研项目(JYTMS20230254)
* **通信作者**. E-mail：wuchenchen@njust.edu.cn

引用格式：*倪智宇，李自森，邬树楠，等. 基于变遗忘因子的空间太阳能电站时变频率辨识[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2470-2481. NI Z Y，LI Z S，WU S N，et al. Time-varying frequency identification of space solar power station based on variable forgetting factor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2470-2481 (in Chinese).*

法需要在每个时间步构造对应的 Hankel 矩阵并执行奇异值分解, 对于模型阶次较大的系统, 其计算复杂度较高。为避免大规模的奇异值分解计算, 学者们提出了一系列基于信号子空间投影理论的递推方法以提高辨识的计算效率[14-15], 但是多数方法的抗噪性不够强。为改善递推过程中信号子空间的收敛性, Arjomandi-Lari 和 Karimi[16] 提出一种广义子空间跟踪器(generalized yet another subspace tracker, GYAST)方法, 以提高辨识过程中的抗噪声干扰能力。

上述递推辨识方法通常假设系统是慢时变的, 因此, 在递推过程中其遗忘因子一般是固定的, 但是当系统子空间发生较大变化时, 这些方法的跟踪性能可能会显著降低。因此, 近年来研究人员针对递推最小二乘问题, 开发了一系列基于可变遗忘因子(variable forgetting factor, VFF)的递推算法, 以提高方法在系统参数时变情况下的跟踪性能[17-18]。Leung 和 So[19] 基于均方误差梯度确定遗忘因子的数值, 提出一类新的 VFF 递推最小二乘算法, 具有跟踪速度快、均方误差小的特点。文献 [20] 针对传统递推子空间辨识方法对时变参数跟踪速度慢的问题, 利用系统矩阵特征值的空间欧氏距离差, 提出一种基于自适应 VFF 的子空间辨识方法。Dai 等[21] 则针对具有非周期扰动的系统, 提出一种基于最优增益的 VFF 迭代学习控制算法, 以提高计算时的收敛速度。

本文将研究 SSPS 时变模态参数的在轨辨识问题, 并提出一种 VFF-GYAST 递推辨识方法, 以提高 GYAST 方法对于时变系统的跟踪能力。首先, 考虑太阳能帆板旋转引起的构型变化, 基于子结构方法建立了多旋转关节构型 SSPS(multirotary-joint SSPS, MJ-SSPS)的姿态-振动耦合动力学方程; 其次, 基于投影子空间理论, 通过计算系统均方差来确定时变遗忘因子, 以提高 GYAST 方法的跟踪性能; 最后, 基于时间冻结理论, 通过递推估计系统能观性矩阵来确定系统时变伪模态频率参数。数值仿真结果证明了与常用的基于固定遗忘因子的递推子空间方法相比, 本文方法针对时变系统具有更好的参数跟踪性能, 且具备较高的抗噪声干扰能力。

1　SSPS 的姿态-振动耦合动力学模型

对于 MJ-SSPS, 其结构主要包括中心的一个微波发射天线和两侧的太阳能帆板阵列。本文将该结构简化为由多个平板部件结构组成的大型全柔性模型, 为简化讨论, 只考虑 SSPS 携带 2 组太阳能帆板阵列的情况, 其分析过程同样适用于携带更多组帆板阵列的情况。在本文的研究对象中, 将微波天线简化为柔性圆形平板 a; 而 2 组太阳能帆板均分别简化为长方形平板 p1 和 p2。帆板 p1 和 p2 均通过连杆结构与天线 a 铰接且忽略连杆的质量, 因此, 该结构很明显是一个全柔性的多体系统。MJ-SSPS 的简化模型及在轨运行示意图如图 1 所示, 其中, 帆板将在运行过程中旋转, 以确保在轨运行期间的太阳能收集效率。

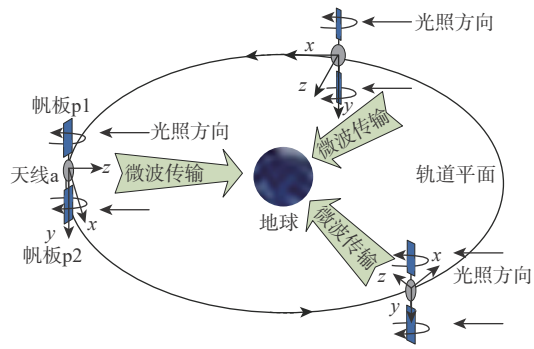


图 1　MJ-SSPS 的在轨运行示意图

Fig. 1　Schematic diagram of in-orbit operation of MJ-SSPS

在建立该多体系统的时变动力学模型之前, 进行以下假设: ①微波发射天线和太阳能帆板由均质材料组成; ②SSPS 部署在地球同步轨道上, 且参数辨识过程所需的时间比一个轨道周期的时间短得多, 所以不考虑重力梯度和太阳光压的影响; ③由于本文考虑的是系统的结构模态参数辨识问题, 因此, 忽略轨道平移运动; ④由于结构的模态参数概念往往是针对线性系统而言, 因此, 本文考虑辨识过程中姿态角变化很小, 且姿态角速度较小的情况, 从而能够忽略动力学方程中的一些非线性项, 且本文认为帆板匀速旋转。

选择 SSPS 的质心作为其总的本体坐标系的原点, 帆板的附件坐标系原点则选择在关节铰接处, 采用模态综合法建立全柔性结构的姿态-振动耦合动力学方程。模态综合法的主要目的是将系统划分为若干子结构, 以便进行建模和综合。使用模态综合理论和子结构方法对柔性多体结构建模过程的详细内容和步骤请参考文献 [22-23], 本文仅给出最后的建模结果。值得注意的是, 由于本文选择 MJ-SSPS 作为研究对象, 因此, 可以将其视作由微波天线和 2 组太阳能帆板阵列这 3 个子部件组成的多柔体系统进行建模分析; 而对于其他构型的 SSPS, 同样可以利用该方法将其作为多体系统考虑进行建模分析, 以得到相应的动力学方程。

在模态综合法中, 本文采用自由界面模态综合法代替固定界面模态综合法进行建模以省略界面坐标的描述, 选择 MacNeal-Rubin 模态集作为部件

模态集，则可根据 Lagrange 方程写出多体系统对应的总动能 T 和势能 U 的表达式[22]。因此，基于本节的假设条件，利用 Lagrange 方程可以得到 SSPS 系统的线性化时变姿态-振动耦合动力学方程为

$$\boldsymbol{J}(t)\ddot{\boldsymbol{\theta}}(t)+\boldsymbol{P}(t)\ddot{\boldsymbol{\eta}}(t)=\boldsymbol{L}_{\mathrm{r0}}\boldsymbol{u}(t) \tag{1}$$

$$\boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}(t)\ddot{\boldsymbol{\theta}}(t)+\boldsymbol{F}_{\mathrm{v}}(t)\ddot{\boldsymbol{\eta}}(t)+2\boldsymbol{\zeta}\boldsymbol{\Omega}\dot{\boldsymbol{\eta}}(t)+\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{v}}\boldsymbol{\eta}(t)=\boldsymbol{L}_{\mathrm{v}}\boldsymbol{u}(t) \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{J}(t)$为时变转动惯量矩阵；$\boldsymbol{P}(t)$为姿态-振动耦合参数矩阵；$\boldsymbol{F}_{\mathrm{v}}(t)$为与结构振动相关的系数矩阵；$\boldsymbol{\theta}(t)=[\theta_x,\theta_y,\theta_z]^{\mathrm{T}}$和$\boldsymbol{\eta}(t)=[\ \boldsymbol{\eta}_{\mathrm{a}}^{\mathrm{T}}\quad\boldsymbol{\eta}_{\mathrm{p1}}^{\mathrm{T}}\quad\boldsymbol{\eta}_{\mathrm{p2}}^{\mathrm{T}}\ ]^{\mathrm{T}}$分别为系统的姿态角和模态坐标向量，其中$\boldsymbol{\eta}_{\mathrm{a}}$、$\boldsymbol{\eta}_{\mathrm{p1}}$和$\boldsymbol{\eta}_{\mathrm{p2}}$分别表示微波天线 a、太阳能帆板 p1 和 p2 的模态坐标向量，而上述各部件建模过程中所选定的模态阶次数目则分别定义为n_{a}、n_{p1}和n_{p2}；$\boldsymbol{\zeta}=\mathrm{diag}\left(\zeta_{\mathrm{a}},\zeta_{\mathrm{p1}},\zeta_{\mathrm{p2}}\right)$和$\boldsymbol{\Omega}=\mathrm{diag}\left(\omega_{\mathrm{a}},\omega_{\mathrm{p1}},\omega_{\mathrm{p2}}\right)$分别为系统的阻尼比和频率矩阵，其中，$\zeta_{\mathrm{a}}$、$\zeta_{\mathrm{p1}}$、$\zeta_{\mathrm{p2}}$分别为各个部件的阻尼比参数；$\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{v}}=\mathrm{diag}\left(\omega_{\mathrm{a}}^2,\omega_{\mathrm{p1}}^2,\omega_{\mathrm{p2}}^2\right)$为模态刚度矩阵，$\omega_{\mathrm{a}}$、$\omega_{\mathrm{p1}}$、$\omega_{\mathrm{p2}}$为各部件对应的结构模态频率值；$\boldsymbol{u}(t)=[\boldsymbol{u}_1^{\mathrm{T}},\boldsymbol{u}_2^{\mathrm{T}},\cdots,\boldsymbol{u}_r^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$为系统输入信号，其中，$\boldsymbol{u}_i\in\mathbf{R}_{3\times1}(i=1,2,\cdots,r)$表示第 i 个推进器产生的推力信号，r为推进器的数量；$\boldsymbol{L}_{\mathrm{r0}}$和$\boldsymbol{L}_{\mathrm{v}}$为输入系数矩阵，其形式如下：

$$\boldsymbol{L}_{\mathrm{r0}}=\left[\begin{array}{ccccc}\tilde{\boldsymbol{r}}_{\boldsymbol{u}_1} & \tilde{\boldsymbol{r}}_{\boldsymbol{u}_2} & \cdots & \tilde{\boldsymbol{r}}_{\boldsymbol{u}_r}\end{array}\right] \tag{3}$$

$$\boldsymbol{L}_{\mathrm{v}}=\left[\begin{array}{ccccc}\boldsymbol{\Phi}_1^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{\Phi}_2^{\mathrm{T}} & \cdots & \boldsymbol{\Phi}_r^{\mathrm{T}}\end{array}\right] \tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{r}_{\boldsymbol{u}_i}\in\mathbf{R}_{3\times1}(i=1,2,\cdots,r)$为第 i 个推进器的位置向量，上标“~”表示相关向量的反对称矩阵；$\boldsymbol{\Phi}_i(i=1,2,\cdots,r)$为第 i 个推进器所在位置节点的结构振型矩阵。

定义一个新的向量$\boldsymbol{\delta}=\left[\begin{array}{cc}\boldsymbol{\theta}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{\eta}^{\mathrm{T}}\end{array}\right]^{\mathrm{T}}$，那么式 (1) 和式 (2) 可以进一步写为广义动力学方程的形式：

$$\boldsymbol{M}(t)\ddot{\boldsymbol{\delta}}(t)+\boldsymbol{E}\dot{\boldsymbol{\delta}}(t)+\boldsymbol{K}\boldsymbol{\delta}(t)=\boldsymbol{L}\boldsymbol{u}(t) \tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{M}(t)$为质量矩阵；$\boldsymbol{E}$为阻尼矩阵；$\boldsymbol{K}$为刚度矩阵；$\boldsymbol{L}$为输入系数矩阵。其具体形式为

$$\begin{cases}\boldsymbol{M}(t)=\left[\begin{array}{cc}\boldsymbol{J}(t) & \boldsymbol{P}(t)\\ \boldsymbol{P}^{\mathrm{T}}(t) & \boldsymbol{F}_{\mathrm{v}}(t)\end{array}\right]\\ \boldsymbol{E}=\left[\begin{array}{cc}\boldsymbol{0} & \boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{\Delta}\end{array}\right]\\ \boldsymbol{K}=\left[\begin{array}{cc}\boldsymbol{0} & \boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{v}}\end{array}\right]\\ \boldsymbol{L}=\left[\begin{array}{c}\boldsymbol{L}_{\mathrm{r0}}\\ \boldsymbol{L}_{\mathrm{v}}\end{array}\right]\end{cases}$$

其中，$\boldsymbol{\Delta}=\mathrm{diag}\left(2\zeta_{\mathrm{a}}\omega_{\mathrm{a}},2\zeta_{\mathrm{p1}}\omega_{\mathrm{p1}},2\zeta_{\mathrm{p2}}\omega_{\mathrm{p2}}\right)$，则该动力学系统总的模态阶次数$n=3+n_{\mathrm{a}}+n_{\mathrm{p1}}+n_{\mathrm{p2}}$。在式 (1) 和式 (2) 中，由于太阳能帆板 p1 和 p2 旋转引起系统的坐标变换矩阵随时间变化，因此，其参数矩阵$\boldsymbol{J}(t)$、$\boldsymbol{P}(t)$和$\boldsymbol{F}_{\mathrm{v}}(t)$均是时变的，从而导致动力学方程式 (5) 中相应的参数矩阵和系统模态频率参数也是时变的。

若定义状态矢量$\boldsymbol{x}(t)=\left[\begin{array}{cc}\boldsymbol{\delta}^{\mathrm{T}}(t) & \dot{\boldsymbol{\delta}}^{\mathrm{T}}(t)\end{array}\right]^{\mathrm{T}}$，并将 SSPS 的姿态信号和振动信号作为系统输出，那么式 (5) 可以进一步写为如下的状态空间方程形式：

$$\begin{cases}\dot{\boldsymbol{x}}(t)=\boldsymbol{A}_{\mathrm{c}}(t)\boldsymbol{x}(t)+\boldsymbol{B}_{\mathrm{c}}(t)\boldsymbol{u}(t)\\ \boldsymbol{y}(t)=\boldsymbol{C}\boldsymbol{x}(t)\end{cases} \tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{y}(t)\in\mathbf{R}_{m\times1}$为系统的输出，$m$为系统输出的数目，则此时该状态空间系统的阶次$\bar{n}=2n$；$\boldsymbol{A}_{\mathrm{c}}(t)$、$\boldsymbol{B}_{\mathrm{c}}(t)$和$\boldsymbol{C}$分别为系统矩阵、输入矩阵和输出矩阵，其形式为

$$\begin{cases}\boldsymbol{A}_{\mathrm{c}}(t)=\left[\begin{array}{cc}\boldsymbol{0} & \boldsymbol{I}\\ -\boldsymbol{M}^{-1}(t)\boldsymbol{K} & -\boldsymbol{M}^{-1}(t)\boldsymbol{E}\end{array}\right]\\ \boldsymbol{B}_{\mathrm{c}}(t)=\left[\begin{array}{c}\boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{M}^{-1}(t)\boldsymbol{L}\end{array}\right]\\ \boldsymbol{C}=\left[\begin{array}{cc}\boldsymbol{H} & \boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{H}\end{array}\right]\end{cases}$$

其中：$\boldsymbol{I}$为单位矩阵；矩阵$\boldsymbol{H}=\mathrm{diag}(\boldsymbol{I},\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{s}})$，$\boldsymbol{\Phi}_{\mathrm{s}}$为输出位置所对应节点的振型矩阵，可以通过有限元分析计算得到。

为应用递推辨识方法并考虑量测噪声对系统的影响，对式 (6) 进行离散化可得

$$\begin{cases}\boldsymbol{x}(k+1)=\boldsymbol{A}(k)\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{B}(k)\boldsymbol{u}(k)\\ \boldsymbol{y}(k)=\boldsymbol{C}(k)\boldsymbol{x}(k)+\boldsymbol{v}(k)\end{cases} \tag{7}$$

式中：$\boldsymbol{A}(k)$、$\boldsymbol{B}(k)$、$\boldsymbol{C}(k)$分别为矩阵$\boldsymbol{A}_{\mathrm{c}}(t)$、$\boldsymbol{B}_{\mathrm{c}}(t)$、$\boldsymbol{C}$的离散形式；$\boldsymbol{v}(k)$为量测噪声矩阵。

2 本文方法

2.1 信号子空间投影及系统均方差的描述

对于不同构型的 SSPS，在建模得到该系统的状态空间方程后，均可以通过状态空间模型的输入$\boldsymbol{u}(k)$和输出$\boldsymbol{y}(k)$，构建出需要的数据向量，以用于递推子空间方法的投影迭代计算过程。在一系列基于信号子空间理论提出的递推辨识方法中，无论是经典的投影近似子空间跟踪（projection approximation subspace tracking, PAST）还是其他的递推子空间方法，其核心思路均是采用投影近似将任务简化为指数加权最小二乘问题，并采用递推最小二乘法跟踪信号子空间，那么其可以表示为以下的优化准则：

$$J(\boldsymbol{\Gamma}(k))=\sum_{i=1}^{k}\beta^{k-i}\|\boldsymbol{z}(i)-\boldsymbol{\Gamma}(k)\boldsymbol{q}(i)\|^2 \tag{8}$$

式中：$\boldsymbol{z}(i)\in\mathbf{R}_{mM\times1}$为数据向量，$M$为所选择的正整数参数；$\boldsymbol{q}(i)$为$\boldsymbol{z}(k)$的投影向量；$\beta$为 PAST 和 GYAST 等常规子空间投影方法中的固定遗忘因子，通常选

择$0 \ll \beta < 1$; 矩阵$\boldsymbol{\Gamma}(k)$为想要通过递推计算得到的系统能观性矩阵。假设矩阵$\boldsymbol{\Gamma}(k)$是满秩的, 而子空间跟踪的目标即在每个时间步长 k 更新矩阵$\boldsymbol{\Gamma}(k)$。因此, 本文方法和 PAST 方法的数据前处理步骤类似, 即利用输入-输出信号构建相应的 Hankel 矩阵, 获得每个时刻的数据向量$\boldsymbol{z}(k)$以满足子空间迭代求解中的数据更新条件, 从而利用该状态量递推计算系统的能观性矩阵$\boldsymbol{\Gamma}(k)$, 以实现子空间投影过程。其中, 如何生成数据向量$\boldsymbol{z}(k)$的前处理步骤请参考文献 [24]。

定义$\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{qq}}(k)=\sum_{i=1}^{k}\beta^{k-i}\boldsymbol{q}(i)\boldsymbol{q}^{\mathrm{H}}(i)$为向量$\boldsymbol{q}(k)$的自相关矩阵, 若令$\boldsymbol{\tau}_p^{\mathrm{H}}(k)$为所需要辨识的矩阵$\boldsymbol{\Gamma}(k)$的第 p 行(p=1, 2, ⋯, mM), 其中上标 "H" 表示 Hermitian 转置, 则$\boldsymbol{\Gamma}(k)$的均方差$J_{\mathrm{MSD}}(\boldsymbol{\Gamma}(k))$可以写为

$$J_{\mathrm{MSD}}(\boldsymbol{\Gamma}(k))=\sum_{p}^{mM}J_{\mathrm{MSD}}(\boldsymbol{\tau}_p(k)) \tag{9}$$

而每个向量$\boldsymbol{\tau}_p(k)$的均方差可以表示为

$$J_{\mathrm{MSD}}(\boldsymbol{\tau}_p(k))=E\left(\left\|\boldsymbol{\tau}_p(k)-\boldsymbol{h}_p(k)\right\|^2\right) \tag{10}$$

式中: $\boldsymbol{h}_p(k)$为所需要辨识的参数向量$\boldsymbol{\tau}_p(k)$对应的真实值向量, 那么其误差$\boldsymbol{\tau}_p(k)-\boldsymbol{h}_p(k)$可以表示为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{\tau}_p(k)-\boldsymbol{h}_p(k)=&\left(E\left(\boldsymbol{\tau}_p(k)\right)-\boldsymbol{h}_p(k)\right)+\\&\left(\boldsymbol{\tau}_p(k)-E\left(\boldsymbol{\tau}_p(k)\right)\right)\triangleq\boldsymbol{b}_p(k)+\boldsymbol{v}_p(k)\end{aligned} \tag{11}$$

式中: $\boldsymbol{b}_p(k)$为偏差; $\boldsymbol{v}_p(k)$为与方差相关的参数矩阵; $\triangleq$表示将括号中的值用新的变量符号定义。因此, 式 (10) 中的均方差$\boldsymbol{\tau}_p(k)$也可以表示为

$$J_{\mathrm{MSD}}(\boldsymbol{\tau}_p(k))=E\left(\left\|\boldsymbol{b}_p(k)\right\|^2\right)+E\left(\left\|\boldsymbol{v}_p(k)\right\|^2\right) \tag{12}$$

而式 (12) 中的$E\left(\left\|\boldsymbol{b}_p(k)\right\|^2\right)$和$E\left(\left\|\boldsymbol{v}_p(k)\right\|^2\right)$分别可以表示为[25]

$$E\left(\left\|\boldsymbol{b}_p(k)\right\|^2\right)=\frac{\beta^2(k)}{(1-\beta(k))^2}\left(\boldsymbol{h}_p^{(1)}(k)\right)^{\mathrm{H}}\boldsymbol{h}_p^{(1)}(k) \tag{13}$$

$$\begin{aligned}E\left(\left\|\boldsymbol{v}_p(k)\right\|^2\right)=&\frac{S(k)\beta^2(k)}{(1-\beta(k))^2}+\frac{1-\beta(k)}{1+\beta(k)}\left(\sigma_{\mathrm{a}p}^2+\right.\\&\left.\sigma_{\mathrm{m}p}^2\mathrm{tr}(\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{qq}}(k))\right)\mathrm{tr}\left(\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{qq}}^{-1}(k)\right)\end{aligned} \tag{14}$$

式中: tr 为矩阵的迹; $\boldsymbol{h}_p^{(1)}(k)$为$\boldsymbol{h}_p(k)$的导数; $\beta(k)$为可变遗忘因子; 参数$\sigma_{\mathrm{a}p}^2$和$\sigma_{\mathrm{m}p}^2$分别为投影近似和局部多项式模型中的方差; $S(k)$的表达式为[18]

$$S(k)=\mathrm{tr}\left(\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{qq}}^{-1}(k)\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{qq}}(k)\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{qq}}^{\mathrm{H}}(k)\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{qq}}^{-\mathrm{H}}(k)\right) \tag{15}$$

因此, 每个向量$\boldsymbol{\tau}_p(k)$的均方差可以写为

$$\begin{aligned}J_{\mathrm{MSD}}(\boldsymbol{\tau}_p(k))\approx&\frac{1-\beta(k)}{1+\beta(k)}\sigma_{\mathrm{n}p}^2(k)\mathrm{tr}\left(\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{qq}}^{-1}(k)\right)+\\&\frac{\beta^2(k)}{(1-\beta(k))^2}\sigma_{\tau_p}^2(k)\end{aligned} \tag{16}$$

式中: $\sigma_{\mathrm{n}p}^2(k)$和$\sigma_{\tau_p}^2(k)$分别为噪声和参数$\boldsymbol{\tau}_p(k)$的方差。因此, 系统总的均方差$J_{\mathrm{MSD}}(\boldsymbol{\Gamma}(k))$可以表示为

$$J_{\mathrm{MSD}}(\boldsymbol{\Gamma}(k))\approx\frac{1-\beta(k)}{1+\beta(k)}\sigma_{\mathrm{n}}^2(k)\mathrm{tr}\left(\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{qq}}^{-1}(k)\right)+\frac{\beta^2(k)}{(1-\beta(k))^2}\sigma_{\boldsymbol{\Gamma}}^2(k) \tag{17}$$

式中: $\sigma_{\mathrm{n}}^2(k)=\sum_{p=1}^{mM}\sigma_{\mathrm{n}p}^2(k)$和$\sigma_{\boldsymbol{\Gamma}}^2(k)=\sum_{p=1}^{mM}\sigma_{\tau_p}^2(k)$分别为总的噪声方差和矩阵$\boldsymbol{\Gamma}(k)$的方差。

2.2　变遗忘因子的计算

由式 (17) 得到均方差$J_{\mathrm{MSD}}(\boldsymbol{\Gamma}(k))$后, 可以通过最小化$J_{\mathrm{MSD}}(\boldsymbol{\Gamma}(k))$来确定$k$时刻的局部最优遗忘因子$\beta(k)$, 即可以通过对式 (17) 求偏微分并令其导数结果为 0 来推导可变遗忘因子$\beta(k)$:

$$\frac{\partial(J_{\mathrm{MSD}}(\boldsymbol{\Gamma}(k)))}{\partial(\beta(k))}=-\frac{2\sigma_{\mathrm{n}}^2(k)\mathrm{tr}\left(\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{qq}}^{-1}(k)\right)}{(1+\beta(k))^2}+\frac{2\beta(k)\sigma_{\boldsymbol{\Gamma}}^2(k)}{(1-\beta(k))^3}=0 \tag{18}$$

将式 (18) 改写为

$$\frac{2\beta(k)(1+\beta(k))^2}{(1-\beta(k))^3}=\frac{2\sigma_{\mathrm{n}}^2(k)\mathrm{tr}\left(\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{qq}}^{-1}(k)\right)}{\sigma_{\boldsymbol{\Gamma}}^2(k)} \tag{19}$$

如果定义一个新的参数μ, 令其和变遗忘因子$\beta(k)$之间有如下关系:

$$\mu=\frac{1+\beta(k)}{1-\beta(k)} \tag{20}$$

那么, 由于$0 \ll \beta(k) < 1$, 则很明显$\mu \gg 1$, 因此, 存在以下近似关系:

$$\mu^2(\mu-1)\approx\mu^2\mu=\mu^3 \tag{21}$$

根据式 (20) 的表达形式, $\mu^2(\mu-1)$又可以表示为

$$\mu^2(\mu-1)=\left(\frac{1+\beta(k)}{1-\beta(k)}\right)^2\left(\frac{1+\beta(k)}{1-\beta(k)}-1\right)=\frac{2\beta(k)(1+\beta(k))^2}{(1-\beta(k))^3} \tag{22}$$

那么通过式 (21) 和式 (22), 可得

$$\mu=\left(\frac{2\sigma_{\mathrm{n}}^2(k)\mathrm{tr}\left(\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{qq}}^{-1}(k)\right)}{\sigma_{\boldsymbol{\Gamma}}^2(k)}\right)^{\frac{1}{3}} \tag{23}$$

因此, 局部最优遗忘因子$\beta(k)$可以表示为

$$\beta(k)=\frac{\mu-1}{\mu+1}=\frac{\sqrt[3]{2\sigma_{\mathrm{n}}^2(k)\mathrm{tr}\left(\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{qq}}^{-1}(k)\right)/\sigma_{\boldsymbol{\Gamma}}^2(k)}-1}{\sqrt[3]{2\sigma_{\mathrm{n}}^2(k)\mathrm{tr}\left(\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{qq}}^{-1}(k)\right)/\sigma_{\boldsymbol{\Gamma}}^2(k)}+1} \tag{24}$$

方差$\sigma_{\mathrm{n}}^2(k)$和$\sigma_{\boldsymbol{\Gamma}}^2(k)$的递推形式可以表示为

$$\sigma_{\mathrm{n}}^2(k)=\beta_{\mathrm{f}}\sigma_{\mathrm{n}}^2(k-1)+(1-\beta_{\mathrm{f}})\|\boldsymbol{z}(k)-\boldsymbol{\Gamma}(k)\boldsymbol{q}(k)\|^2 \tag{25}$$

$$\sigma_{\boldsymbol{\Gamma}}^2(k)=\beta(k-1)\sigma_{\boldsymbol{\Gamma}}^2(k-1)+(1-\beta(k-1))\|\boldsymbol{\Gamma}(k)-\boldsymbol{\Gamma}(k-1)\|^2 \tag{26}$$

式中: β_{f}为一个给定的常值遗忘因子。

2.3 时变能观性矩阵的递推估计

在使用式(24)～式(26)确定时变遗忘因子之后，可以使用GYAST方法估计系统可观测性矩阵。本文仅简要介绍原GYAST方法的主要计算过程，GYAST方法的具体推导见文献[16]。根据投影子空间理论可知，数据向量$\boldsymbol{z}(k)$和投影向量$\boldsymbol{q}(k)$之间具有以下关系[14]：

$$\boldsymbol{q}(k)=\boldsymbol{\Gamma}^{\mathrm{H}}(k-1)\boldsymbol{z}(k) \tag{27}$$

构建子空间矩阵$\boldsymbol{V}(k)=[\boldsymbol{\Gamma}(k-1),\boldsymbol{z}(k)]$，且将矩阵$\underline{\boldsymbol{\Gamma}}(k)$作为$\boldsymbol{V}(k)$的正交基，那么可以定义一个新的自相关矩阵$\underline{\boldsymbol{C}}_{qq}(k)$，该矩阵和数据向量$\boldsymbol{z}(k)$的自相关矩阵$\boldsymbol{C}_{zz}(k)$之间存在着以下关系：

$$\underline{C}_{qq}(k)=\underline{\boldsymbol{\Gamma}}^{\mathrm{H}}(k)\boldsymbol{C}_{zz}(k)\underline{\boldsymbol{\Gamma}}(k) \tag{28}$$

与矩阵$\underline{\boldsymbol{C}}_{qq}(k)$的形式类似，定义一个新的自相关矩阵$\bar{\boldsymbol{C}}_{qq}(k)$，以建立时间步长$k-1$时的原始正交矩阵$\boldsymbol{\Gamma}(k-1)$与时间步长$k$时的自相关矩阵$\boldsymbol{C}_{zz}(k)$之间的关系，因此有

$$\bar{\boldsymbol{C}}_{qq}(k)=\boldsymbol{\Gamma}^{\mathrm{H}}(k-1)\boldsymbol{C}_{zz}(k)\boldsymbol{\Gamma}(k-1) \tag{29}$$

而$\bar{\boldsymbol{C}}_{qq}(k)$的递推更新格式为

$$\bar{\boldsymbol{C}}_{qq}(k)=\beta(k-1)\boldsymbol{C}_{qq}(k-1)+\boldsymbol{q}(k)\boldsymbol{q}^{\mathrm{H}}(k) \tag{30}$$

式中：$\beta(k-1)$为2.2节推导得到的变遗忘因子，因此，矩阵$\underline{\boldsymbol{C}}_{qq}(k)$可以表示为

$$\underline{\boldsymbol{C}}_{qq}(k)=\begin{bmatrix}\bar{\boldsymbol{C}}_{qq}(k) & \boldsymbol{p}(k)\\ \boldsymbol{p}^{\mathrm{H}}(k) & \gamma(k)\boldsymbol{I}\end{bmatrix} \tag{31}$$

式中：$\boldsymbol{p}(k)=\sigma(k)\boldsymbol{q}(k)$；$\gamma(k)=\beta\varepsilon(k)+\sigma(k)^2$，$\sigma(k)=\sqrt{\boldsymbol{z}^{\mathrm{H}}(k)\boldsymbol{z}(k)-\boldsymbol{q}^{\mathrm{H}}(k)\boldsymbol{q}(k)}$，$\varepsilon(k)$为噪声方差参数。

对矩阵$\underline{\boldsymbol{C}}_{qq}(k)$进行特征值分解并定义$\underline{\boldsymbol{C}}_{qq}(k)$的最小特征向量为$\underline{\boldsymbol{g}}(k)$，则$\underline{\boldsymbol{g}}(k)$可进一步分解为

$$\underline{\boldsymbol{g}}(k)\triangleq\begin{bmatrix}\boldsymbol{g}(k)\\ \boldsymbol{r}_1(k)\end{bmatrix} \tag{32}$$

式中：$\boldsymbol{g}(k)=\underline{\boldsymbol{g}}(k)(1:\bar{n},:)$和$\boldsymbol{r}_1(k)=\underline{\boldsymbol{g}}(k)(\bar{n}+1,:)$，$(1:\bar{n},:)$和$(\bar{n}+1,:)$分别表示向量$\underline{\boldsymbol{g}}(k)$的前$\bar{n}$行和第$\bar{n}+1$行。因此，系统能观性矩阵$\boldsymbol{\Gamma}(k)$可利用式(33)递推得到

$$\boldsymbol{\Gamma}(k)=\boldsymbol{\Gamma}(k-1)+\boldsymbol{e}(k)\boldsymbol{g}^{\mathrm{H}}(k) \tag{33}$$

其中：

$$\begin{cases}\boldsymbol{e}(k)=\boldsymbol{\Gamma}(k-1)(\rho(k)\boldsymbol{g}(k)-\chi(k)\boldsymbol{q}(k))+\chi(k)\boldsymbol{z}(k)\\ \rho(k)=1/(1+|\boldsymbol{r}_1(k)|)\\ \chi(k)=|\boldsymbol{r}_1(k)|/(1+|\boldsymbol{r}_1(k)|\sigma(k))\end{cases}$$

2.4 系统伪模态时变频率的确定

根据冻结时间假设和伪模态分析，如果选择足够小的采样时间，那么可以假设时变系统在每个时间间隔的特征值保持不变。因此，利用本文方法递推获得每个时刻的能观性矩阵$\boldsymbol{\Gamma}(k)$后，可以使用式(34)计算离散的系统矩阵$\hat{\boldsymbol{A}}(k)$为

$$\hat{\boldsymbol{A}}(k)\approx[\boldsymbol{\Gamma}_1(k)]^{\dagger}[\boldsymbol{\Gamma}_2(k)] \tag{34}$$

式中：矩阵$\boldsymbol{\Gamma}_1(k)$和$\boldsymbol{\Gamma}_2(k)$分别为$\boldsymbol{\Gamma}(k)$的前$m\times(M-1)$行和最后$m\times(M-1)$行，上标“^”表示辨识值；符号“†”表示Moore-Penrose广义逆。

辨识得到时变的系统矩阵$\hat{\boldsymbol{A}}(k)$后，对其进行特征根分解计算：

$$\hat{\boldsymbol{A}}(k)=\boldsymbol{\Sigma}(k)\boldsymbol{\Lambda}(k)\boldsymbol{\Sigma}^{-1}(k) \tag{35}$$

式中：$\boldsymbol{\Lambda}(k)=\begin{bmatrix}\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{d}}(k) & \boldsymbol{0}\\ \boldsymbol{0} & \boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{d}}^{*}(k)\end{bmatrix}\in\mathbf{R}_{2n\times 2n}$为复特征值矩阵，符号“*”表示其共轭；$\boldsymbol{\Lambda}_{\mathrm{d}}(k)=\mathrm{diag}(\hat{\lambda}_1(k),\hat{\lambda}_2(k),\cdots,\hat{\lambda}_n(k))$为特征根矩阵，$\hat{\lambda}_j(k)(j=1,2,\cdots,n)$为时变的共轭复特征值；$\boldsymbol{\Sigma}(k)$为对应的时变复特征矢量矩阵。因此，原连续系统的第$j$个特征根$\hat{\lambda}_{\mathrm{c}j}(t)(j=1,2,\cdots,n)$可以表示为

$$\hat{\lambda}_{\mathrm{c}j}(t)=\frac{1}{\Delta t}\ln\hat{\lambda}_j(k) \tag{36}$$

式中：Δt为采样时间。

则第j阶无阻尼频率$\hat{\omega}_j(t)$可以表示为

$$\hat{\omega}_j(t)=\frac{1}{2\pi}\sqrt{\left(\mathrm{Re}\left\{\hat{\lambda}_{\mathrm{c}j}(t)\right\}\right)^2+\left(\mathrm{Im}\left\{\hat{\lambda}_{\mathrm{c}j}(t)\right\}\right)^2} \tag{37}$$

式中：$\mathrm{Re}\left\{\hat{\lambda}_{\mathrm{c}j}(t)\right\}$和$\mathrm{Im}\left\{\hat{\lambda}_{\mathrm{c}j}(t)\right\}$分别表示特征根$\hat{\lambda}_{\mathrm{c}j}(t)$的实部和虚部。因此，可以利用式(34)～式(37)计算得到时变系统在每个时间采样点的伪模态频率参数。

3 仿真验证

3.1 多旋转关节太阳能电站的模型参数描述

定义帆板p1和p2的旋转角速度为ω_{r}，微波天线a和2个帆板的各阶阻尼比分别为ζ_{a}=0.03和ζ_{p1}=ζ_{p2}=0.02，则该模型的整体转动惯量$\boldsymbol{J}(t)$可以利用式(38)计算得到：

$$\boldsymbol{J}(t)=\boldsymbol{J}_{\mathrm{a}}-m_{\mathrm{a}}\tilde{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{a}}\tilde{\boldsymbol{r}}_{\mathrm{a}}+\sum\boldsymbol{T}_i(t)\boldsymbol{J}_i\boldsymbol{T}_i^{\mathrm{T}}(t)-\sum m_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i\tilde{\boldsymbol{r}}_i \tag{38}$$

式中：$\boldsymbol{J}_{\mathrm{a}}$和$\boldsymbol{J}_i$($i$表示p1和p2)分别为微波天线及太阳能帆板阵列p1和p2在各自的本体坐标系中的转动惯量，而m_{a}和m_i则分别是各部件的质量；$\boldsymbol{r}_{\mathrm{a}}$和$\boldsymbol{r}_i$分别为从系统质心到各个部件质心的矢径；$\boldsymbol{T}_i(t)$为2个太阳能帆板各自从本体坐标系变换到系统总体坐标系的坐标变换矩阵。由于考虑了帆板的匀速旋转，因此，其坐标变换矩阵$\boldsymbol{T}_i(t)$是时变的。式中各部件的转动惯量矩阵参数为：$\boldsymbol{J}_{\mathrm{a}}=\mathrm{diag}(3.4\times10^{11},3.4\times10^{11},6.7\times10^{11})$ kgm^2、$\boldsymbol{J}_{\mathrm{p1}}=\boldsymbol{J}_{\mathrm{p2}}=\mathrm{diag}(9.0\times10^{12},2.5\times10^{11},9.3\times10^{12})$ kgm^2，而该模型的其他几何和质量参数如表1所示。

表 1　模型的几何和质量属性

Table 1　Geometric and mass properties of model

帆板p1和p2的面积/m^2	微波天线a的半径/m	微波天线的质量m_a/kg	帆板p1和p2的质量m_{p1}与m_{p2}/kg	帆板转动速度ω_t/(rad·s^{-1})
3 000×1 000	500	4×10^6	3×10^6	0.001

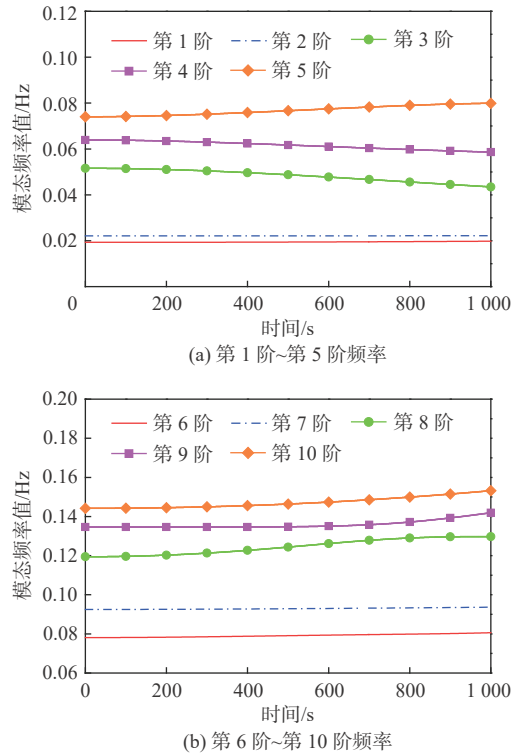
表 2 为微波天线及太阳能帆板阵列等各个部件前 10 阶频率值。为简化讨论, 在建模过程中选择每个帆板的前 4 阶和微波天线的前 5 阶振动频率, 那么系统动力学方程式 (5) 的总阶次为 3+4×2+5=16, 而该方程中对应的阻尼矩阵$\boldsymbol{E}$和刚度矩阵$\boldsymbol{K}$则可以根据第 1 节中矩阵$\boldsymbol{\Delta}$和$\boldsymbol{\Lambda}_v$的表达形式, 利用本节给定的各部件的阻尼比和表 2 中对应的模态频率值计算得到。

表 2　MJ-SSPS 中每个部件的前 10 阶模态频率

Table 2　The first 10 order modal frequencies of each component in MJ-SSPS

频率阶次	模态频率/Hz	
	微波天线a	太阳能帆板p1和p2
1	0.051 0	0.022 3
2	0.094 2	0.078 9
3	0.164 3	0.132 0
4	0.193 0	0.146 3
5	0.261 4	0.413 5
6	0.361 1	0.414 2
7	0.361 2	0.738 5
8	0.367 6	0.797 3
9	0.406 9	0.923 7
10	0.463 1	0.996 7

如果对状态空间方程式 (6) 中的系统矩阵$\boldsymbol{A}_c(t)$进行特征根分解, 则仿照式 (37) 的形式, 可以从$\boldsymbol{A}_c(t)$的特征根中计算得到该模型各阶时变伪模态频率的理论值。那么除了表示刚体运动的前 3 阶刚体频率之外, 该 MJ-SSPS 模型的前 10 阶模态振动频率的理论值如图 2 所示。值得注意的是, 在建模时如果各个部件分别选择了更多阶次的振动频率, 其主要影响到系统的高阶频率的值, 即增加了该系统模态频率的阶次数目, 而图中前 10 阶频率及变化趋势则基本未发生变化。那么由图 2 可知, 该系统第 3 阶～第 5 阶及第 8 阶～第 10 阶频率值受到帆板旋转所导致的变构型的影响, 其变化相对明显。



(a) 第 1 阶~第 5 阶频率

(b) 第 6 阶~第 10 阶频率

图 2　前 10 阶模态频率的理论值

Fig. 2　Theory values of the first 10 order modal frequencies

为模拟 SSPS 在轨的输入信号, 本文采用 4 组推力器, 且各组推力器均可以提供滚转、俯仰和偏航 3 个方向的激励输入。考虑到帆板旋转的情况, 本文将 4 组推力器均布置在中心的天线上(见图 3)。在仿真的初始时刻(t=0 s 时)施加大小为 10^6 N 的脉冲推力信号, 推力方向如图 3 所示。通过这种施加方式以产生一个控制力偶用于实现姿态的调整, 并

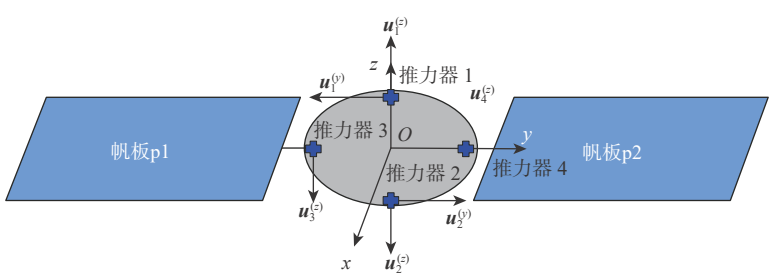


图 3　推力器的布设位置和相应的推力方向(t=0 s)

Fig. 3　Location of thrusters and corresponding direction of thrust forces (t = 0 s)

确保不会对 SSPS 的轨道运动产生影响。而在 t=50 s 时则施加与初始时刻大小相同但方向相反的推力，以保证 SSPS 的姿态角变化为小角度。

此外，对于系统输出信号的选择，本文考虑传感器数目为 40 个的情况，为利用有限的传感器高效地获取结构的振动响应信号，基于有效独立法，选择合适的结构节点位置布设振动传感器，计算得到的系统输出测点位置如图 4 所示，可见通过该方法计算得到的传感器布设点主要集中在各个柔性体的边界上。本文以帆板 p2 的末端节点 513 号为例（节点位置见图 4），通过传感器优化配置结果可知，该节点在沿 x 轴和 z 轴的方向布置了振动传感器，而这 2 个测量方向所对应的振动位移响应结果如图 5 所示。

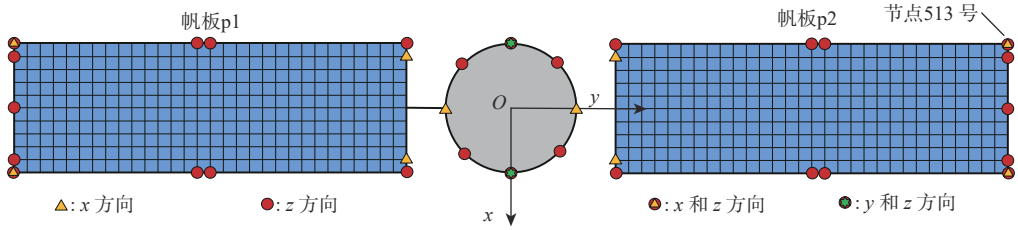


图 4 振动传感器的布设位置

Fig. 4 Location of vibration sensors

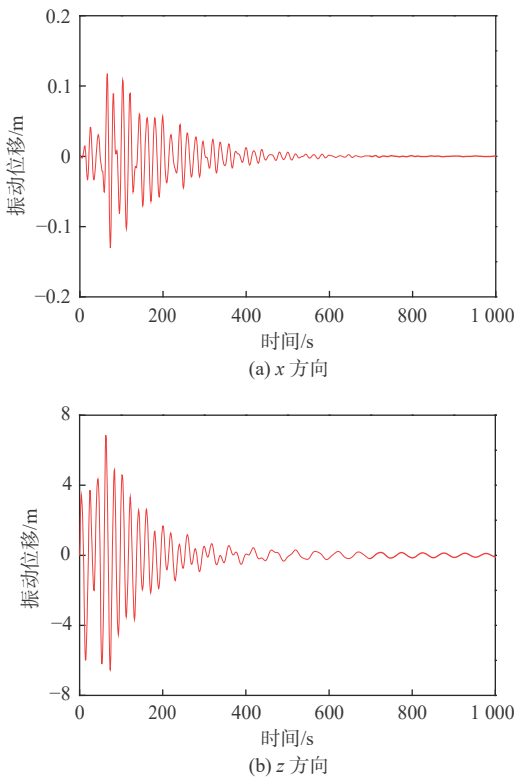


图 5 帆板末端节点 513 在 x 和 z 方向的振动位移响应

Fig. 5 Displacement responses for node 513 at the end of solar panel in x and z directions

3.2 时变模态频率辨识结果

将 3.1 节所设计的系统推力激励及测量得到的结构振动响应分别作为模态频率参数辨识所需的输入和输出信号，并对其进行数据的预处理[24]，以生成本文方法所需的数据向量 $\boldsymbol{z}(k)$；之后，利用本文方法，通过式 (24)～式 (33) 进行变遗忘因子 $\beta(k)$ 和系统能观性矩阵 $\boldsymbol{\Gamma}(k)$ 的递推计算；最后，利用式 (34)～式 (37)，从辨识得到的系统矩阵 $\hat{\boldsymbol{A}}(k)$ 中计算得到系统的各阶模态频率参数。

在辨识过程中，采样时间为 Δt=0.1 s，式 (8) 中数据向量 $\boldsymbol{z}(k)$ 的维度参数 M=20，而本文方法的迭代初值分别给定为 $\beta(0)=0.9$，$\sigma_{\mathrm{n}}^2(0)=\sigma_{\boldsymbol{\Gamma}}^2(0)=0.1$，$\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{qq}}(0)=\boldsymbol{I}_{\tilde{n}}$。除本文方法外，本文还采用 GYAST[16] 和 PAST[14] 方法跟踪辨识时变模态频率参数。考虑量测信号的信噪比（signal-to-noise-ratio，SNR）值 v_{SNR} 分别为 40 dB 和 20 dB 的情况，本文为简化讨论，施加的量测噪声为零均值高斯白噪声信号。而在实际的在轨情况中，由于还会受到其他有色噪声的影响，此时为保证辨识方法不失效，往往还需要采用降噪或滤波等信号前处理的过程，减小噪声干扰对参数辨识结果的影响。

本文以变化幅度较大的第 3 阶和第 10 阶时变模态振动频率为例，其辨识结果分别如图 6 和图 7 所示，其中，ω_{r} 均为 0.001 rad/s。计算结果证明，在不同信噪比的情况下，本文方法和 GYAST[16] 方法均能够有效地跟踪系统的时变模态频率，而 PAST[14] 方法在 v_{SNR}=20 dB 时，对于第 3 阶频率的辨识误差明显增加；而从图 7(b) 关于第 10 阶频率的计算结果也可以看出，PAST 方法由于受到低信噪比的影响，在递推辨识过程的后期已经无法继续有效跟踪识别该阶频率，这也证明了 GYAST 系列方法具有较高的抗噪声干扰能力。

为定量地比较这 3 种方法的辨识误差结果，定义第 j 阶时变模态频率值的相对误差为

$$e_j=\frac{1}{N}\sum_{i}^{N}\frac{\left|\omega_j(i)-\hat{\omega}_j(i)\right|}{\omega_j(i)}\times 100\% \tag{39}$$

式中：N 为时间序列中的采样点数量。考虑到在递推的初始阶段往往存在着较大的误差，因此，只计

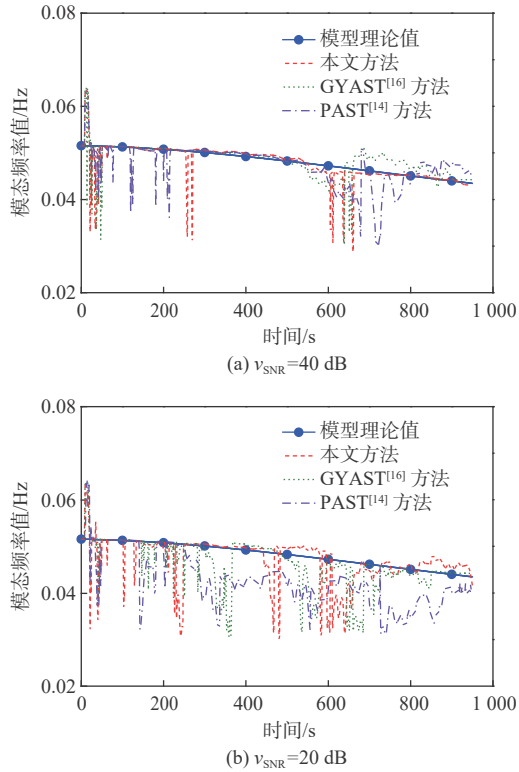


图 6　第 3 阶模态频率辨识结果

Fig. 6　Identification results of the 3rd order modal frequency

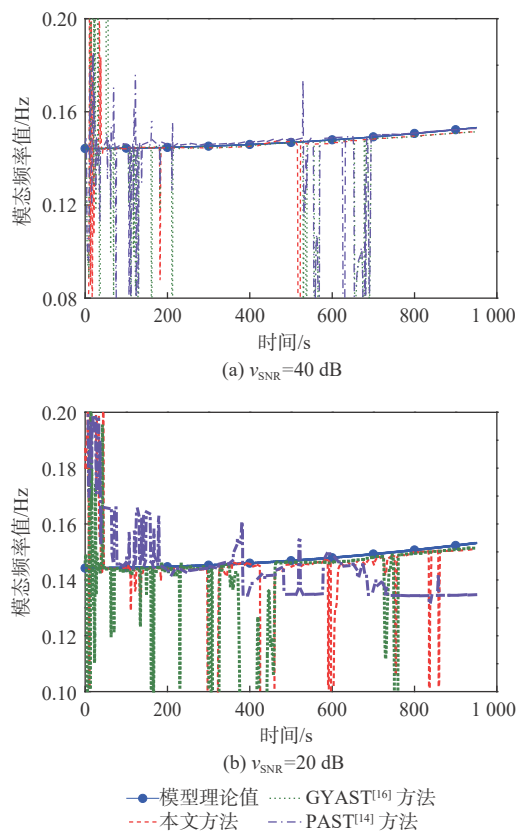


图 7　第 10 阶模态频率辨识结果

Fig. 7　Identification results of the 10th order modal frequency

算当频率跟踪结果相对稳定时(考虑从 50～1 000 s 的情况)的误差值。在式 (39) 的基础上, 进一步定义系统前H阶频率总的相对误差的均值为

$$\bar{e}=\frac{1}{H}\sum_{j=1}^{H}e_j \tag{40}$$

式中: H为利用方法辨识出的模态频率的阶次数目。那么在信噪比为 40 dB 和 20 dB 情况下, 对应的各阶模态频率的相对误差e_j分别如表 3 和表 4 所示。

表 3　v_{SNR}为 40 dB 时，前 10 阶模态频率的相对误差

Table 3　Relative errors of the first 10 order modal frequencies in v_{SNR}= 40 dB

频率阶次	相对误差/%		
	本文方法	GYAST[16]方法	PAST[14]方法
1	1.137 0	1.059 8	1.985 4
2	1.146 7	1.250 7	1.460 0
3	2.559 4	2.751 6	3.153 9
4	1.305 2	1.652 3	2.029 8
5	4.822 7	4.305 2	5.993 1
6	2.053 2	2.530 6	2.502 6
7			
8	5.245 2	4.905 0	5.795 3
9	4.342 4	4.206 5	3.950 3
10	4.368 2	4.032 7	5.036 0

表 4　v_{SNR}为 20 dB 时，前 10 阶模态频率的相对误差

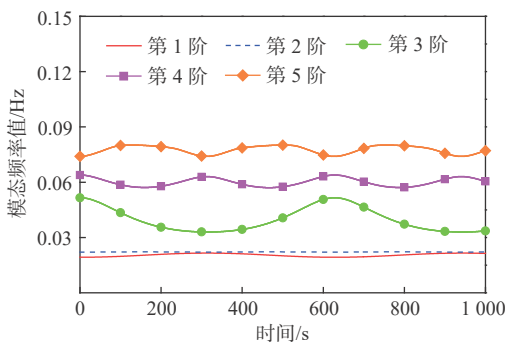
Table 4　Relative errors of the first 10 order modal frequencies in v_{SNR}= 20 dB

频率阶次	相对误差/%		
	本文方法	GYAST[16]方法	PAST[14]方法
1	3.595 6	3.560 7	6.365 2
2	3.820 0	4.019 5	5.603 4
3	4.767 0	5.306 1	12.381 8
4	3.536 3	3.694 1	8.480 5
5	5.811 4	5.192 4	6.742 4
6	3.102 5	3.325 2	5.472 1
7			
8	9.395 9	8.900 1	11.616 2
9	6.328 5	6.418 4	8.684 3
10	7.417 8	7.391 1	

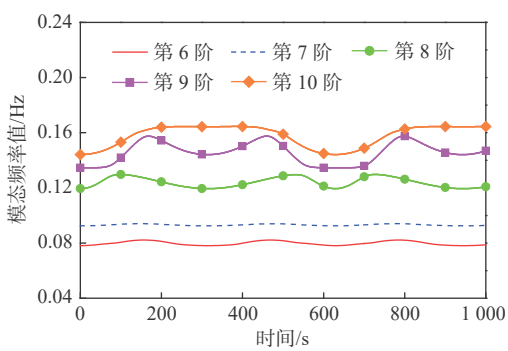
经过计算, 本文方法、GYAST[16] 方法和 PAST[14] 方法在 v_{SNR}为 40 dB 时的误差均值 $\bar{e}$分别为 2.997 8%、2.966 0% 和 3.545 2%, 而在 v_{SNR}为 20 dB 时的误差均值则分别为 5.308 3%、5.312 0% 和 8.168 2%。相对误差的计算结果说明本文方法可以识别出大部分阶次的模态频率, 且误差均值低于 PAST[14] 方法 0.6%～2.8%。从表 3 和表 4 的计算结

果也可以看出，3 种方法在v_{SNR}为 40 dB 时的辨识精度差别不大，其各阶模态频率辨识值的相对误差均不超过 6%，而误差均值则均低于 4%；但是当v_{SNR}为 20 dB 时，GYAST[16] 方法和本文方法对于各阶频率辨识结果的相对误差值最高仍不超过 10%，而 PAST[14] 方法的相对误差最高则可达 12% 以上，且误差均值也相差了近 3%。此外，由图 7(b) 和表 4 可知，由于受到低信噪比的影响，PAST[14] 方法的跟踪结果随着时间的增加而发散，未能完整地识别出系统的第 10 阶频率值，而本文方法和 GYAST[16] 方法则仍能有效识别该阶频率。最后，由于本文未考虑作动器的优化配置问题，所以在表 3 和表 4 中，无论采用哪种辨识方法，系统的第 7 阶频率均未能被有效识别。

若令帆板的转速ω_r=0.01 rad/s，即增加帆板的转速以提高该系统的时变特征，而其他仿真参数不变，信噪比v_{SNR}仍选为 40 dB，则此时系统的前 10 阶模态振动频率如图 8 所示，可见随着帆板转速的增加，频率的时变特性更加明显。



(a) 第 1 阶~第 5 阶频率

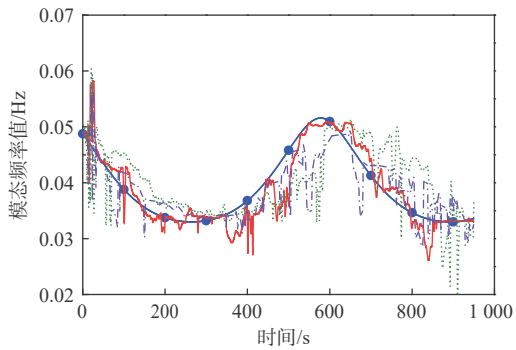


(b) 第 6 阶~第 10 阶频率

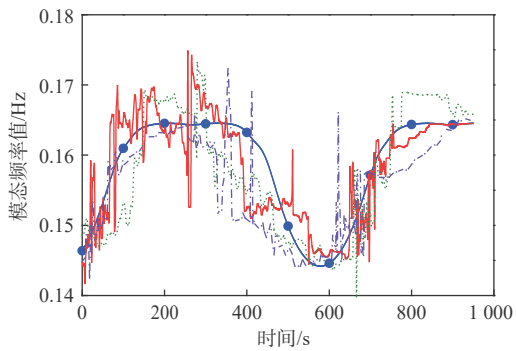
图 8 ω_r=0.01 rad/s 时，前 10 阶模态频率的理论值

Fig. 8 Theory values of the first 10 order modal frequencies in ω_r= 0.01 rad/s

应用上述 3 种辨识方法识别该系统的时变模态频率参数，仍以第 3 阶和第 10 阶频率为例，其辨识结果如图 9 所示，而相对误差结果如表 5 所示。经过计算，本文方法、GYAST[16] 方法和 PAST[14] 方法的误差均值$\bar{e}$分别为 5.855 8%、6.949 4% 和 6.501 5%。计算结果证明，本文 VFF-GYAST 方法由于考虑了遗忘因子的变化，对于时变特点较为明显的系统，其跟踪速度要高于 GYAST[16] 方法，各阶频率辨识值的相对误差最高不超过 9%，且误差均值也要比 GYAST[16] 和 PAST[14] 方法低 0.7%～1.1%。



(a) 第 3 阶频率



(b) 第 10 阶频率

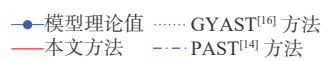


图 9 ω_r=0.01 rad/s 时，第 3 阶和第 10 阶模态频率辨识结果

Fig. 9 Identification results of the 3rd and 10th order modal frequencies in ω_r= 0.01 rad/s

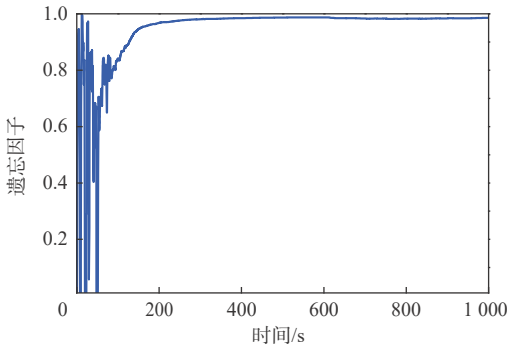
表 5 ω_r=0.01 rad/s 时，前 10 阶模态频率的相对误差

Table 5 Relative errors of the first 10 order modal frequencies in ω_r= 0.01 rad/s

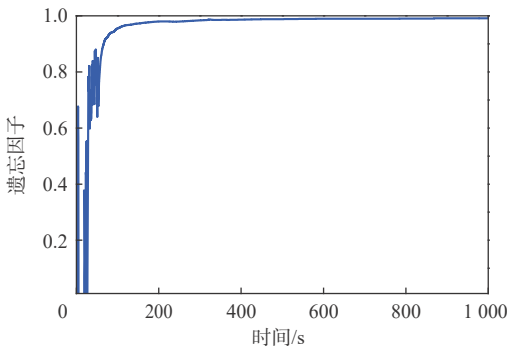
频率阶次	相对误差/%		
	本文方法	GYAST[16]方法	PAST[14]方法
1	4.462 3	4.305 2	4.552 5
2	3.640 7	3.146 7	4.025 4
3	4.875 0	9.429 0	9.057 8
4	3.692 3	4.115 5	3.988 6
5	6.315 3	7.325 2	5.837 4
6	4.557 3	5.263 2	4.268 5
7			
8	8.305 3	9.357 4	8.494 7
9	8.486 4	10.360 1	9.315 1
10	8.367 3	9.242 5	8.973 4

在仿真部分的最后，简要比较当帆板分别以不同速度转动时，可变遗忘因子$\beta(k)$的值随时间的变

化趋势, 计算结果如图 10 所示。由图可知, 随着系统时变特性的增加, 遗忘因子$\beta(k)$递推曲线的收敛速度也更为迅速。



(a) ω_r=0.001 rad/s



(b) ω_r=0.01 rad/s

图 10　不同转速情况下可变遗忘因子随时间的变化

Fig. 10　Change of variable forgetting factor with time at different rotation speeds

4　结　论

1)本文方法能够有效识别大部分的模态频率, 和传统 GYAST 方法和 PAST 方法相比, 3 种方法在信噪比v_{SNR}=40 dB 时的辨识精度差别不大, 其相对误差均不超过 6%, 而误差均值则均低于 4%; 但在v_{SNR}=20 dB 时, GYAST 方法和本文方法对于各阶频率辨识结果的相对误差值最高仍不超过 10%, 而传统 PAST 方法的相对误差最高则可达 12% 以上, 且误差均值也相差了近 3%, 这证明 GYAST 系列方法在低信噪比时具有更高的抗噪声干扰能力。

2)对于附件以更快速度旋转的情况, 本文方法由于变遗忘因子的作用, 其跟踪时变系统的能力高于传统的 GYAST 方法, 各阶频率辨识值的相对误差最高不超过 9%, 而误差均值也比传统的 GYAST 和 PAST 方法低 0.7%～1.1%。

本文目前只考虑了传感器的优化配置, 尚未讨论作动器的优化配置问题。本文计算结果表明了在这种情况下系统部分阶次的模态频率不能被有效地识别出来。因此, 为准确且完整地辨识得到各阶时变频率参数, 如何优化作动器的布设位置和输入信号的形式, 使其能够充分激发各阶模态, 需要在未来的工作中进一步研究。

参考文献（References）

[1] 李丽芳, 郭朋真, 刘荣强. 一种空间超大型可展开柔性聚光器[J]. 航空学报, 2018, 39(S1): 722187.
LI L F, GUO P Z, LIU R Q. Space super-large deployable flexible condenser[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(S1): 722187 (in Chinese).

[2] FAN G H, DUAN B Y, ZHANG Y Q, et al. Full-spectrum selective thin film based photonic cooler for solar cells of space solar power station[J]. Acta Astronautica, 2021, 180: 196-204.

[3] WANG B C, NI Z Y, FANG B. Vibration control of space solar power station in complex environments using giant magnetostrictive actuator[J]. Acta Astronautica, 2021, 182: 119-130.

[4] 邵阳, 武建文, 陈明轩, 等. 空间太阳能发电站拓扑架构及能量管理控制策略[J]. 宇航学报, 2020, 41(9): 1228-1238.
SHAO Y, WU J W, CHEN M X, et al. Topology architecture and energy management control strategy of space solar power station[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(9): 1228-1238 (in Chinese).

[5] 靳其宝, 黄进, 李慧贤. 空间对称聚光太阳能系统在地球轨道的运动姿态规划研究[J]. 太阳能学报, 2021, 42(2): 464-470.
JIN Q B, HUANG J, LI H X. Study of motion attitude planning of solar concentration system with spatial symmetry in space power station on geo[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2021, 42(2): 464-470 (in Chinese).

[6] WEI Y, LI Q J, XU F N. Orbit-attitude-vibration coupled dynamics of tethered solar power satellite[J]. Advances in Space Research, 2021, 67(1): 393-400.

[7] 刘玉亮, 邬树楠, 张开明, 等. 重力姿轨耦合效应引起的太阳能电站轨道共振[J]. 航空学报, 2018, 39(12): 222194.
LIU Y L, WU S N, ZHANG K M, et al. Resonance in the orbital motion of solar power station due to gravitational orbit-attitude coupling[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(12): 222194 (in Chinese).

[8] 李庆军, 邓子辰, 王艳, 等. 空间太阳能电站的准对日定向姿态[J]. 宇航学报, 2019, 40(1): 29-40.
LI Q J, DENG Z C, WANG Y, et al. Quasi-Sun-pointing oriented attitude for solar power satellites[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(1): 29-40 (in Chinese).

[9] YANG C, HOU X B. Iterative two-layer thermal design strategy for step sandwich antenna of space solar power satellite using modified constrained multi-objective optimization[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 118: 106987.

[10] 吴跃民, 刘志全, 任守志. 基于遥测电流的太阳翼在轨振动参数辨识方法[J]. 宇航学报, 2018, 39(10): 1081-1088.
WU Y M, LIU Z Q, REN S Z. Identification method of vibration characteristics for in-orbit solar wing based on telemetry current[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(10): 1081-1088 (in Chinese).

[11] TANG G A, CHEN B F, ZHANG M Y, et al. On-orbit modal identification for vibration suppression of flexible aerospace structure using reaction wheel actuator[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 107: 106250.

[12] 倪智宇, 刘金国, 吴志刚. 一种改进的航天器时变模态参数递推

辨识方法[J]. 宇航学报, 2018, 39(10): 1097-1106.
NI Z Y, LIU J G, WU Z G. An improved recursive identification method for time-varying modal parameters of spacecraft[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(10): 1097-1106 (in Chinese).

[13] 岳振江, 刘莉, 余磊, 等. 结合离线知识的时变结构模态参数在线辨识[J]. 航空学报, 2019, 40(8): 222931.
YUE Z J, LIU L, YU L, et al. Online identification of time-varying structural modal parameters combined with offline knowledge[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(8): 222931 (in Chinese).

[14] YANG B. Projection approximation subspace tracking[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 1995, 43(1): 95-107.

[15] WENG J H, LOH C H. Recursive subspace identification for on-line tracking of structural modal parameter[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2011, 25(8): 2923-2937.

[16] ARJOMANDI-LARI M, KARIMI M. Generalized YAST algorithm for signal subspace tracking[J]. Signal Processing, 2015, 117: 82-95.

[17] CHAN S C, LIN J Q, SUN X, et al. A new variable forgetting factor-based bias-compensation algorithm for recursive identification of time-varying multi-input single-output systems with measurement noise[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2020, 69(7): 4555-4568.

[18] ZHU K, YU C P, WAN Y M. Recursive least squares identification with variable-direction forgetting via oblique projection decomposition[J]. IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica, 2022, 9(3): 547-555.

[19] LEUNG S H, SO C F. Gradient-based variable forgetting factor RLS algorithm in time-varying environments[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2005, 53(8): 3141-3150.

[20] 黄金峰, 张合新, 胡友涛, 等. 基于有限记忆变遗忘因子的子空间辨识算法[J]. 控制理论与应用, 2012, 29(7): 893-898.
HUANG J F, ZHANG H X, HU Y T, et al. Subspace identification algorithm based on finite-memory variable forgetting factor[J]. Control Theory & Applications, 2012, 29(7): 893-898 (in Chinese).

[21] DAI B L, GONG J, LI C M, et al. Iterative learning control realized using an iteration-varying forgetting factor based on optimal gains[J]. Transactions of the Institute of Measurement and Control, 2021, 43(10): 2334-2344.

[22] 曲广吉. 航天器动力学工程[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2000: 180-183.
QU G J. Spacecraft dynamics engineering[M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2000: 180-183 (in Chinese).

[23] 邱吉宝, 张正平, 向树红, 等. 结构动力学及其在航天工程中的应用[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2015: 481-483.
QIU J B, ZHANG Z P, XIANG S H, et al. Structural dynamics and its applications in space engineering[M]. Hefei: University of Science and Technology of China Press, 2015: 481-483(in Chinese).

[24] 倪智宇, 刘金国, 畅晨光. 基于子空间方法的柔性空间机械臂未知末端载荷质量参数辨识[J]. 机械工程学报, 2018, 54(14): 132-140.
NI Z Y, LIU J G, CHANG C G. Identification of unknown endpoint payload mass parameter of flexible space manipulator based on subspace method[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2018, 54(14): 132-140 (in Chinese).

[25] LIN J Q, WU H C, CHAN S C. A new regularized recursive dynamic factor analysis with variable forgetting factor and subspace dimension for wireless sensor networks with missing data[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2021, 70: 9509713.

Time-varying frequency identification of space solar power station based on variable forgetting factor

NI Zhiyu[1]，LI Zisen[1]，WU Shunan[2]，WU Chenchen[3,*]

(1. College of Aerospace Engineering，Shenyang Aerospace University，Shenyang 110136，China；
2. School of Aeronautics and Astronautics，Sun Yat-sen University，Shenzhen 518107，China；
3. School of Physics，Nanjing University of Science and Technology，Nanjing 210094，China)

Abstract: By considering changes in the structural configuration caused by the rotation of the solar panel in the space solar power station (SSPS) during in-orbit operation, a variable forgetting factor generalized yet another subspace tracker (VFF-GYAST) method was proposed to identify the modal frequency parameters of the time-varying dynamic system in orbit. As a result, the tracking ability of the original GYAST method for the time-varying system was improved. First, the time-varying attitude-vibration coupling dynamic equation of the multirotary-joint SSPS (MJ-SSPS) was established based on modal synthesis technology and the substructure method. Based on the projection subspace theory, the time-varying forgetting factor in the recursive procedure was determined by computing the system's mean square error, and thus the tracking performance of the original GYAST method was increased, and the time-varying pseudo modal frequency parameters of the system were identified. The computation results of numerical simulation show that the proposed method can effectively identify the time-varying frequency parameters of the large flexible system. Compared with the conventional recursive subspace method, the proposed method has higher noise-immunity ability. When the measured signal-to-noise-ratio is low, the average value of the relative error of the frequency identification results for the proposed method is still smaller than 5%. In addition, the tracking performance of the proposed method for the time-varying system is better than that of the original method with a fixed forgetting factor.

Keywords: modal parameter identification; recursive subspace method; space solar power station; time-varying system; variable forgetting factor

Received：2022-07-28；**Accepted**：2022-08-21；**Published Online**：2022-09-06 09：34

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220905.1410.005

Foundation items： National Natural Science Foundation of China (11972102,51905527,62388101); Natural Science Foundation of Liaoning Province (2021-MS-267); Basic Scientific Research Project of Education Department of Liaoning Province (JYTMS20230254)

* **Corresponding author**. E-mail：wuchenchen@njust.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0647

不确定非线性系统的自适应滑模区域到达控制

孙晓明[1,2]，马辛[3,*]，刘烨[4]，周悦[1]，邢博闻[1]

(1. 上海海洋大学 工程学院 上海深渊科学工程技术研究中心，上海 201306；2. 复旦大学 智能信息处理重点实验室，上海 200433；
3. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院，北京 100191；4. 上海工程技术大学 电子电气工程学院，上海 201620)

摘　　要：针对一类参数严格反馈型不确定非线性系统，考虑存在外界干扰的情况下，设计一种基于反推方法的自适应滑模区域到达控制器，提高系统对非匹配不确定性及未知干扰的鲁棒性。与传统的设定点控制或位置控制不同，区域到达算法的控制目标是一个以期望点为中心的目标区域。所设计控制器综合了人工势场法、自适应控制、反推技术、滑模控制和Lyapunov方法。利用人工势场法设计目标势能函数，将区域误差引入势能函数中，结合Lyapunov方法，可以实现对目标区域的到达跟踪控制。采用基于反推的区域控制思想，将高阶整体模型分解为低阶子系统，并分别设计相应的滑模面，同时在前n-1步中结合自适应律，能够在线估计非线性系统的不确定参数项，增加所设计控制器的适用性。基于Lyapunov理论证明闭环系统的全局渐近稳定性，仿真结果表明：所设计控制器有效。

关　键　词：严格反馈；区域到达控制；人工势场；自适应控制；滑模控制
中图分类号：V249.1；TP273
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)08-2482-10

不确定非线性系统的跟踪控制问题一直是控制领域的一个重要课题，在当前运动控制系统的研究中，主要包含位置控制、设定点控制、路径跟踪控制和轨迹跟踪控制等关键技术问题[1-9]，期望的控制目标往往是一个静态参考点或动态参考点。设定点控制[1]又称点到点控制，控制目标是将系统输出从任意起始位置移动到某一给定的期望目标点。目前，面向任务的移动机器人、无人机、航行器等非线性系统，在任务空间里的自由移动都被归属为设定点控制问题[6-9]。

在机器人技术方面，使机械系统具备更加智能化与人性化的功能，往往是机器人领域的重要研究方向。但是，在观察人类日常生活中的种种行为及作业活动中，可以发现最终目标往往是仅需保持在一定的区域内即可，例如，将温度计放入病人口中、把勺子放入杯里、投掷飞镖至环区内、将棋子下至棋盘棋格内、将汽车自动泊入停车位等。因此，将非线性运动控制系统的运动目标由设定点控制拓展为小目标区域控制即可满足工程实际作业需求。

Cheah等[10-11]较早提出区域控制方法的概念，该方法将边界势能函数引入传统的Lyapunov函数中，推导获得了区域到达控制律。文献[10-13]研究了关节机器人的区域控制方法，该方法将关节机器人末端的运动控制目标设定为一个空间区域，而非一个期望点，从而将定点控制问题转化为区域控制问题。在实际作业应用中，如医疗护理机械臂在医护过程中与患者的交互，机械臂末端的运动目标

收稿日期：2022-07-27；录用日期：2023-07-14；网络出版时间：2023-12-19 15:57
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231218.1727.005
基金项目：国家自然科学基金(61873196)；中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-23-L-826)；上海市智能信息处理重点实验室开放基金(IIPL201904)；上海海洋大学科技发展专项基金(A2-2006-21-200207)；科技创新2030-“量子通信与量子计算机”重大项目(2021ZD0303400)；高性能船舶技术重点实验室开放基金(GXNC23052801)
*通信作者. E-mail：maxin@buaa.edu.cn

*引用格式：孙晓明，马辛，刘烨，等. 不确定非线性系统的自适应滑模区域到达控制[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2482-2491.
SUN X M，MA X，LIU Y，et al. Adaptive sliding mode region reaching control for uncertain nonlinear systems[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2482-2491 (in Chinese).*

设定为小目标区域往往更为合理。文献 [13] 针对具有 2 个约束区域的机械臂系统, 提出一种自适应控制方案, 结合 Lyapunov 稳定性原理, 研究了柔性关节机器人的区域到达控制问题。文献 [14] 针对医疗过程中护理任务的特殊性, 为防止发生误触医学用品、患者重要部位的情况, 提出一种基于防撞预测模型的机械臂区域跟踪控制方法。

此外, 在水下机器人的管道跟踪、水下抓取剪切等工作任务中[15], 跟踪及作业误差一般仅需保持在一定的范围内, 同时, 由于受复杂水下环境等不确定性外部干扰的影响, 过于追求对目标点的完全稳定精确控制, 将导致控制器负担较重, 系统能耗及作业成本增加。文献 [16-17] 针对水下机器人—机械手系统, 将空间运动目标设定以期望位姿为中心、误差允许波动为上下边界的目标区域, 使水下机器人能够以任意初始位姿收敛到达目标区域。文献 [18] 针对自主式水下机器人难以建立精确的动力学模型的问题, 提出一种新的自适应区域边界控制器设计方案, 通过在线辨识模型不确定项, 使机器人输出最终能够收敛至目标有界区域范围内。文献 [19] 在无速度测量的情况下, 通过设计新的 Lyapunov 函数, 提出一种轨迹跟踪区域控制方法, 能够保证水下机器人到达期望目标区域, 并同时实现在约束区域内的继续跟踪。文献 [20] 考虑水下机器人推进器出现故障的情况, 提出基于边界势能函数与加权伪逆相结合的区域跟踪容错控制方法。经证实, 区别于传统的设定点控制方式, 区域到达控制不需要将系统定位在某一固定点, 可以减少不必要的能源损耗及作业成本[21]。

目前, 针对区域到达控制方法的理论研究成果大部分都是考虑了单积分器或双积分器系统模型, 但在工程应用中, 对实际系统进行数学建模, 往往得到的是更高阶的复杂动力学模型[22-24], 如反射系统、单连杆柔性关节机器人系统、非线性级联系统、板球系统等。近年来, 有关高阶不确定非线性系统的稳定控制设计问题[25-28] 是非线性控制理论研究领域的一个重要分支。文献 [26-27] 针对典型的高阶不确定非线性系统, 采用基于神经网络与模糊逻辑理论的方法, 逼近系统中存在的未知或部分未知非线性函数, 实现了高阶不确定非线性系统的自适应跟踪控制设计。文献 [28] 针对一类高阶不确定非线性系统, 考虑系统幂次未知的情况下, 提出一种自适应控制设计新方案。

此外, 对于匹配不确定非线性系统, 滑模变结构控制因控制器设计简单、控制精度高、响应速度快等优点而被广泛应用[29-32]。但在实际工程应用中, 被控系统往往结构复杂, 具有很强的非线性和不确定性, 难以建立精确的数学模型, 系统的外界干扰及建模误差也通常是未知且不能满足匹配条件的。反推控制[33-36] 作为一种反馈控制设计方法, 采用反向递归的思想进行控制器设计, 更加系统化、结构化, 且对系统的非匹配不确定性要求不高。文献 [37] 提出一种鲁棒反推滑模变结构控制方法, 对一类半严格反馈型非线性系统的匹配、非匹配不确定性及未知干扰均具有强鲁棒性。

针对上述问题, 本文考虑系统不确定性和外界干扰存在且未知的情况下, 研究一类高阶非匹配不确定非线性系统的区域到达一体化控制问题。通过结合反推技术与滑模控制算法, 基于人工势场法和 Lyapunov 稳定性原理, 提出了一种基于反推方法的自适应滑模区域到达控制方法, 在保证系统稳定的基础上, 实现全局轨迹规划并自动跟踪到达目标区域的目的, 同时, 可有效解决不确定性系统的不匹配问题, 提高控制器的鲁棒性和抗干扰能力, 使系统具备较好的动态品质。当期望区域的径向范围缩小至 0 时, 区域到达控制也可以认为是设定点控制的进一步拓展。

1　问题描述

考虑如下 n 阶参数严格反馈型不确定非线性系统:

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{x}}_1 = f_1(\boldsymbol{x}_1) + \boldsymbol{x}_2 + \boldsymbol{d}_1(\boldsymbol{x}_1, t) \\ \dot{\boldsymbol{x}}_i = f_i(\bar{\boldsymbol{x}}_i) + \boldsymbol{x}_{i+1} + \boldsymbol{d}_i(\bar{\boldsymbol{x}}_i, t) \\ \quad i = 2, 3, \cdots, n-1 \\ \dot{\boldsymbol{x}}_n = f_n(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{u} + \boldsymbol{d}_n(\boldsymbol{x}, t) \\ \boldsymbol{y} = \boldsymbol{x}_1 \end{cases} \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{x}_i = [x_{i,1}, x_{i,2}]^{\mathrm{T}} \in \mathbf{R}^2$, $\bar{\boldsymbol{x}}_i = [\boldsymbol{x}_1, \boldsymbol{x}_2, \cdots, \boldsymbol{x}_i]^{\mathrm{T}} \in \mathbf{R}^{2i}$, $\boldsymbol{x} = [\boldsymbol{x}_1, \boldsymbol{x}_2, \cdots, \boldsymbol{x}_n]^{\mathrm{T}} \in \mathbf{R}^{2n}$ 为系统状态向量; 输出 $\boldsymbol{y} = \boldsymbol{x}_1 \in \mathbf{R}^2$ 为系统的位置坐标向量; $\boldsymbol{u} \in \mathbf{R}^2$ 为系统的控制输入向量; $\boldsymbol{d}_i(\cdot)$ 为未知的外界干扰项向量; $f_i(\cdot)(i = 1, 2, \cdots, n)$ 为未知非线性光滑函数, 并满足线性参数化条件:

$$f_i(\bar{\boldsymbol{x}}_i) = \boldsymbol{\Psi}_i(\bar{\boldsymbol{x}}_i)\boldsymbol{\theta} \tag{2}$$

式中: $\boldsymbol{\Psi}_i(\bar{\boldsymbol{x}}_i) \in \mathbf{R}^{2\times r}$ 为已知的系统非线性函数回归矩阵; $\boldsymbol{\theta}$ 为不确定参数向量, 在系统运行过程中经常会发生改变, 呈一定的不确定性。

假设　未知干扰 $\boldsymbol{d}_i(\cdot)$ 有界, $i = 1, 2, \cdots, n$, 且满足 $\|\boldsymbol{d}_i(\bar{x}_i, t)\| \leqslant D_i(\bar{\boldsymbol{x}}_i)$, $D_i(\bar{\boldsymbol{x}}_i)$ 为已知有界正常数。

控制目标为设计一种自适应滑模区域到达控制器, 使系统输出 $\boldsymbol{y} = \boldsymbol{x}_1$ 能够快速准确地收敛并到达期望的目标区域, 并保证闭环系统的所有信号有界。

在区域控制概念中期望的目标是一个空间区域而非某一个特定的点，因而区域到达控制是设定点控制的一种拓展方法。通过引入不等式函数$F(\Delta \boldsymbol{X})$定义目标期望区域为

$$F(\Delta \boldsymbol{X}) \leqslant 0 \tag{3}$$

式中：$F(\Delta \boldsymbol{X}) \in \mathbf{R}$为一阶连续可微标量函数，误差向量$\Delta \boldsymbol{X} = \boldsymbol{x}_1 - \boldsymbol{x}_1^{\mathrm{d}}$，且$\boldsymbol{x}_1^{\mathrm{d}} = [x_{1,1}^{\mathrm{d}}, x_{1,2}^{\mathrm{d}}]^{\mathrm{T}}$为目标区域的参考点。

图1为若干个常用目标区域几何形状的示例，目标区域的位置、形状及范围等可根据实际作业任务需要，任意选取为矩形、圆形、三角形和环形等，可以将目标区域设定为矩形区域，其区域函数为

$$F_1(\Delta \boldsymbol{X}_1) = (x_{1,1} - x_{1,1}^{\mathrm{d}})^2 - \left(l_1^{\mathrm{d}}\right)^2 \leqslant 0 \tag{4}$$

$$F_2(\Delta \boldsymbol{X}_2) = (x_{1,2} - x_{1,2}^{\mathrm{d}})^2 - \left(l_2^{\mathrm{d}}\right)^2 \leqslant 0 \tag{5}$$

式中：$F_1(\Delta \boldsymbol{X}_1), F_2(\Delta \boldsymbol{X}_2) \in \mathbf{R}^2 \to \mathbf{R}$为系统的目标区域函数；$l_1^{\mathrm{d}}$和$l_2^{\mathrm{d}}$分别为矩形区域长度和宽度的一半；$(x_{1,1}^{\mathrm{d}}, x_{1,2}^{\mathrm{d}})$为区域参考中心点。

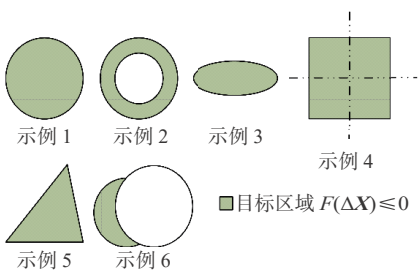


图1 目标区域示例

Fig. 1 Examples of the desired target region

还可以将控制目标设定为任意圆形区域，其区域函数为

$$F(\Delta \boldsymbol{X}) = \|\Delta \boldsymbol{X}\|^2 - \left(r^{\mathrm{d}}\right)^2 = (x_{1,1} - x_{1,1}^{\mathrm{d}})^2 + (x_{1,2} - x_{1,2}^{\mathrm{d}})^2 - \left(r^{\mathrm{d}}\right)^2 \leqslant 0 \tag{6}$$

式中：r^{d}为圆形目标区域的半径。显然，当目标区域的径向长度趋向于0时，期望的目标区域将缩小为一个点，即传统的设定点控制。

以圆形目标区域为例，根据目标区域函数的定义，设计系统区域到达势能函数为

$$P(\Delta \boldsymbol{X}) = \frac{k}{2} F^2(\Delta \boldsymbol{X})(\max(0, \operatorname{sgn}(F(\Delta \boldsymbol{X})))) \tag{7}$$

式中：k为正常数。

由式(7)可知，当系统没有到达目标区域时，势能函数大于0，产生引力作用，且势能函数的大小随相对距离$\|\Delta \boldsymbol{X}\|$的增大而递增，从而使系统能够快速并准确地收敛至目标区域。因此，在第2节中，将设计相应的自适应反推滑模控制器，使目标势能函数$P(\Delta \boldsymbol{X})$能够收敛至0。

2 区域到达控制器设计

针对复杂、高阶非线性系统式(1)，采用反推控制并结合Lyapunov方法，根据区域到达的运动控制目标，选择一种新的Lyapunov函数，设计基于自适应滑模的反推区域控制器，可有效解决不确定性系统的不匹配问题，提高控制器的鲁棒性和抗干扰能力，并使系统具备较好的动态品质。该方法基于Lyapunov稳定性理论，在由系统输出向控制输入逐步递推的过程中，引入中间虚拟控制变量，通过设计新的Lyapunov函数，得到使整个系统渐近稳定的控制律。反推设计过程共分为n步，具体步骤如下。

步骤 1 考虑$\dot{\boldsymbol{x}}_1$-子系统($\dot{\boldsymbol{x}}_1$-子系统表示$\dot{\boldsymbol{x}}_1$阶子系统)，定义区域误差面为

$$\boldsymbol{s}_1 = \boldsymbol{x}_1 - \boldsymbol{x}_1^{\mathrm{d}} \tag{8}$$

则

$$\dot{\boldsymbol{s}}_1 = \dot{\boldsymbol{x}}_1 - \dot{\boldsymbol{x}}_1^{\mathrm{d}} = f_1(\boldsymbol{x}_1) + \boldsymbol{x}_2 + \boldsymbol{d}_1(\boldsymbol{x}_1, t) - \dot{\boldsymbol{x}}_1^{\mathrm{d}} \tag{9}$$

将$\boldsymbol{x}_2$看作式(9)中$\boldsymbol{s}_1$-子系统的虚拟控制量，选$\boldsymbol{\alpha}_1^{\mathrm{d}} \overset{\mathrm{def}}{=} \boldsymbol{x}_2$，则

$$\dot{P}(\Delta \boldsymbol{X}) = \partial \left(\frac{k}{2} F^2(\Delta \boldsymbol{X})(\max(0, \operatorname{sgn}(F(\Delta \boldsymbol{X}))))\right) \Big/ \partial \Delta \boldsymbol{X} \cdot (\dot{\boldsymbol{x}}_1 - \dot{\boldsymbol{x}}_1^{\mathrm{d}}) = \frac{\partial \left(\frac{k}{2} F^2(\Delta \boldsymbol{X})(\max(0, \operatorname{sgn}(F(\Delta \boldsymbol{X}))))\right)}{\partial \Delta \boldsymbol{X}} \cdot (f_1(\boldsymbol{x}_1) + \boldsymbol{\alpha}_1^{\mathrm{d}} + \boldsymbol{d}_1(\boldsymbol{x}_1, t)) \tag{10}$$

因此，设计期望的反馈控制量为

$$\boldsymbol{\alpha}_1^{\mathrm{d}} = -\left[\frac{\partial \left(\frac{k}{2} F^2(\Delta \boldsymbol{X})(\max(0, \operatorname{sgn}(F(\Delta \boldsymbol{X}))))\right)}{\partial \Delta \boldsymbol{X}}\right]^{\mathrm{T}} \cdot \left\| \frac{\partial \left(\frac{k}{2} F^2(\Delta \boldsymbol{X})(\max(0, \operatorname{sgn}(F(\Delta \boldsymbol{X}))))\right)}{\partial \Delta \boldsymbol{X}} \right\|^{-2} \cdot \left(\frac{k_1}{2} F^2(\Delta \boldsymbol{X})(\max(0, \operatorname{sgn}(F(\Delta \boldsymbol{X})))) + \frac{1}{2} \cdot \left\| \frac{\partial \left(\frac{k}{2} F^2(\Delta \boldsymbol{X})(\max(0, \operatorname{sgn}(F(\Delta \boldsymbol{X}))))\right)}{\partial \Delta \boldsymbol{X}} \right\|^2 + \frac{1}{2} D_1^2\right) - f_1(\boldsymbol{x}_1) \tag{11}$$

式中：k_1为正常数，则有

$$\dot{P}(\Delta\boldsymbol{X})=-\frac{k_1}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\operatorname{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))-\frac{1}{2}\cdot\left\|\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\operatorname{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)\Big/\partial\Delta\boldsymbol{X}\right\|^2+\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\operatorname{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)\Big/\partial\Delta\boldsymbol{X}\cdot\boldsymbol{d}_1(\boldsymbol{x}_1,t)-\frac{1}{2}D_1^2 \tag{12}$$

应用杨氏不等式可知

$$\frac{\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\operatorname{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)}{\partial\Delta\boldsymbol{X}}\cdot\boldsymbol{d}_1(\boldsymbol{x}_1,t)\leqslant\frac{1}{2}\left\|\frac{\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\operatorname{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)}{\partial\Delta\boldsymbol{X}}\right\|^2+\frac{1}{2}\|\boldsymbol{d}_1(\boldsymbol{x}_1,t)\|^2\leqslant\frac{1}{2}\left\|\frac{\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\operatorname{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)}{\partial\Delta\boldsymbol{X}}\right\|^2+\frac{1}{2}D_1^2 \tag{13}$$

将式(13)代入式(12)中可得

$$\dot{P}(\Delta\boldsymbol{X})\leqslant-\frac{k_1}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\operatorname{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))=-\frac{k_1}{k}P(\Delta\boldsymbol{X})\leqslant 0 \tag{14}$$

因此, 由势能函数的定义式(7)可知, $P(\Delta\boldsymbol{X})$满足 Lyapunov 函数的设计要求, 同时$\boldsymbol{x}_2$只可视为虚拟控制量, 并不是$\boldsymbol{s}_1$−子系统的实际输入, 故而引入误差量为

$$\boldsymbol{s}_2=\boldsymbol{x}_2-\boldsymbol{\alpha}_1 \tag{15}$$

定义 Lyapunov 函数V_1为

$$V_1=\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\operatorname{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))+\frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Gamma}^{-1}\tilde{\boldsymbol{\theta}} \tag{16}$$

则

$$\dot{V}_1=\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\operatorname{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)\Big/\partial\Delta\boldsymbol{X}\cdot(\dot{\boldsymbol{x}}_1-\dot{\boldsymbol{x}}_1^{\mathrm{d}})+\tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Gamma}^{-1}\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}=\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\operatorname{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)\Big/\partial\Delta\boldsymbol{X}\cdot(\boldsymbol{s}_2+\boldsymbol{\alpha}_1+\boldsymbol{\Psi}_1(\bar{\boldsymbol{x}}_1)\boldsymbol{\theta}+\boldsymbol{d}_1(\boldsymbol{x}_1,t))+\tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Gamma}^{-1}\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}} \tag{17}$$

式中: $\hat{\boldsymbol{\theta}}$为不确定参数向量$\boldsymbol{\theta}$的估计值; $\tilde{\boldsymbol{\theta}}$为估计误差即$\tilde{\boldsymbol{\theta}}=\hat{\boldsymbol{\theta}}-\boldsymbol{\theta}$; $\boldsymbol{\Gamma}$为正定矩阵。由于$f_1(\boldsymbol{x}_1)$是未知非线性函数, 在实际应用中无法获得, 故而选择虚拟控制量为

$$\boldsymbol{\alpha}_1=-\left[\frac{\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\operatorname{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)}{\partial\Delta\boldsymbol{X}}\right]^{\mathrm{T}}\cdot\left\|\frac{\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\operatorname{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)}{\partial\Delta\boldsymbol{X}}\right\|^{-2}\cdot\left(\frac{k_1}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\operatorname{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))+\frac{1}{2}\cdot\left\|\frac{\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\operatorname{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)}{\partial\Delta\boldsymbol{X}}\right\|^2+\frac{1}{2}D_1^2\right)-\boldsymbol{\Psi}_1(\bar{\boldsymbol{x}}_1)\hat{\boldsymbol{\theta}} \tag{18}$$

则有

$$\dot{V}_1=\frac{\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\operatorname{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)}{\partial\Delta\boldsymbol{X}}\cdot(\boldsymbol{s}_2+\boldsymbol{d}_1(x_1,t)-\boldsymbol{\Psi}_1(\bar{\boldsymbol{x}}_1)\tilde{\boldsymbol{\theta}})+\tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Gamma}^{-1}\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}-\left(\frac{k_1}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\operatorname{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))+\frac{1}{2}\left\|\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\operatorname{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)\Big/\Delta\boldsymbol{X}\right\|^2+\partial\frac{1}{2}D_1^2\right) \tag{19}$$

取调谐函数为

$$\tau_1=\boldsymbol{\Psi}_1^{\mathrm{T}}(\bar{\boldsymbol{x}}_1)\left[\left(\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\operatorname{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)\Big/\partial\Delta\boldsymbol{X}\right)\right]^{\mathrm{T}} \tag{20}$$

则$\dot{V}_1$可重新整理为

$$\dot{V}_1=-\frac{k_1}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\operatorname{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))+\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\operatorname{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)\Big/\partial\Delta\boldsymbol{X}\cdot(\boldsymbol{s}_2+\boldsymbol{d}_1(\boldsymbol{x}_1,t))+\tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Gamma}^{-1}(\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}-\boldsymbol{\Gamma}\boldsymbol{\tau}_1)-\frac{1}{2}D_1^2-\frac{1}{2}\left\|\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\operatorname{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)\Big/\partial\Delta\boldsymbol{X}\right\|^2 \tag{21}$$

注　通过引入目标跟踪势能函数$P(\Delta\boldsymbol{X})$至Lyapunov函数中, 可以设计得到一种新的 Lyapunov 函数, 将运动控制目标设定为期望的跟踪区域, 同时, 若将目标区域的半径设定为 0, 则跟踪区域缩小为一个目标点, 所以可以认为区域控制方法是对设定点控制算法的拓展实现。

步骤 2　对误差向量$\boldsymbol{s}_2$求导得

$$\dot{\boldsymbol{s}}_2=\dot{\boldsymbol{x}}_2-\dot{\boldsymbol{\alpha}}_1=f_2(\bar{\boldsymbol{x}}_2)+\boldsymbol{x}_3+\boldsymbol{d}_2(\bar{\boldsymbol{x}}_2,t)-\dot{\boldsymbol{\alpha}}_1 \tag{22}$$

将$\boldsymbol{x}_3$看作$(\boldsymbol{s}_1,\boldsymbol{s}_2)$−子系统的虚拟控制量, 选

$\boldsymbol{\alpha}_2^{\mathrm{d}} \overset{\mathrm{def}}{=} \boldsymbol{x}_3$，则设计期望的反馈控制量为

$$\boldsymbol{\alpha}_2^{\mathrm{d}} = -k_2\boldsymbol{s}_2 - \sigma_2\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}_2) - f_2(\bar{\boldsymbol{x}}_2) + \dot{\boldsymbol{\alpha}}_1 - \left[\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)\Big/\partial\Delta\boldsymbol{X}\right]^{\mathrm{T}} \tag{23}$$

式中：σ_2、k_2为正常数；同时$\boldsymbol{x}_3$只可视为虚拟控制量，并不是$(\boldsymbol{s}_1,\boldsymbol{s}_2)$−子系统的实际输入，故而定义误差面为

$$\boldsymbol{s}_3 = \boldsymbol{x}_3 - \boldsymbol{\alpha}_2 \tag{24}$$

定义 Lyapunov 函数V_2为

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2}\boldsymbol{s}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s}_2 \tag{25}$$

则

$$\dot{V}_2 = \dot{V}_1 + \boldsymbol{s}_2^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{s}}_2 = \dot{V}_1 + \boldsymbol{s}_2^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{\Psi}_2(\bar{\boldsymbol{x}}_2)\boldsymbol{\theta} + \boldsymbol{d}_2(\bar{\boldsymbol{x}}_2,t) + \boldsymbol{s}_3 + \boldsymbol{\alpha}_2 - \dot{\boldsymbol{\alpha}}_1) \tag{26}$$

由于$f_2(\bar{\boldsymbol{x}}_2)$是未知非线性函数，在实际应用中无法获得，故而选择虚拟控制量为

$$\boldsymbol{\alpha}_2 = -k_2\boldsymbol{s}_2 - \sigma_2\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}_2) - \boldsymbol{\Psi}_2(\bar{\boldsymbol{x}}_2)\hat{\boldsymbol{\theta}} + \dot{\boldsymbol{\alpha}}_1 - \left[\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)\Big/\partial\Delta\boldsymbol{X}\right]^{\mathrm{T}} \tag{27}$$

则有

$$\dot{V}_2 = \dot{V}_1 - k_2\|\boldsymbol{s}_2\|^2 + \boldsymbol{s}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s}_3 - \boldsymbol{s}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Psi}_2(\bar{\boldsymbol{x}}_2)\tilde{\boldsymbol{\theta}} + \boldsymbol{s}_2^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{d}_2(\bar{\boldsymbol{x}}_2,t) - \sigma_2\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}_2)) - \boldsymbol{s}_2^{\mathrm{T}}\cdot\left[\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)\Big/\partial\Delta\boldsymbol{X}\right]^{\mathrm{T}} \tag{28}$$

取调谐函数为

$$\tau_2 = \tau_1 + \boldsymbol{\Psi}_2^{\mathrm{T}}(\bar{\boldsymbol{x}}_2)\boldsymbol{s}_2 \tag{29}$$

则有

$$\dot{V}_2 = -\frac{k_1}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X})))) - k_2\|\boldsymbol{s}_2\|^2 + \boldsymbol{s}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s}_3 + \tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Gamma}^{-1}(\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}} - \boldsymbol{\Gamma}\tau_2) - \frac{1}{2}\cdot\left\|\frac{\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)}{\partial\Delta\boldsymbol{X}}\right\|^2 + \partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)\Big/\partial\Delta\boldsymbol{X}\cdot\boldsymbol{d}_1(\boldsymbol{x}_1,t) + \boldsymbol{s}_2^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{d}_2(\bar{\boldsymbol{x}}_2,t) - \sigma_2\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}_2)) - \frac{1}{2}D_1^2 \tag{30}$$

步骤 *i* 对误差向量$\boldsymbol{s}_i$求导得

$$\dot{\boldsymbol{s}}_i = \dot{\boldsymbol{x}}_i - \dot{\boldsymbol{\alpha}}_{i-1} = f_i(\bar{\boldsymbol{x}}_i) + \boldsymbol{x}_{i+1} + \boldsymbol{d}_i(\bar{\boldsymbol{x}}_i,t) - \dot{\boldsymbol{\alpha}}_{i-1} \tag{31}$$

将$\boldsymbol{x}_{i+1}$看作$(\boldsymbol{s}_1,\boldsymbol{s}_2,\cdots,\boldsymbol{s}_i)$−子系统的虚拟控制量，选$\boldsymbol{\alpha}_i^{\mathrm{d}} \overset{\mathrm{def}}{=} \boldsymbol{x}_{i+1}$，则选取

$$\boldsymbol{\alpha}_i^{\mathrm{d}} = -k_i\boldsymbol{s}_i - \sigma_i\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}_i) - f_i(\bar{\boldsymbol{x}}_i) + \dot{\boldsymbol{\alpha}}_{i-1} - \boldsymbol{s}_{i-1} \tag{32}$$

式中：σ_i，k_i为正常数；同时$\boldsymbol{x}_{i+1}$只可视为虚拟控制量，并不是$(\boldsymbol{s}_1,\boldsymbol{s}_2,\cdots,\boldsymbol{s}_i)$−子系统的实际输入，在实际中无法获得，故而定义误差面为

$$\boldsymbol{s}_{i+1} = \boldsymbol{x}_{i+1} - \boldsymbol{\alpha}_i \tag{33}$$

定义 Lyapunov 函数V_i为

$$V_i = V_{i-1} + \frac{1}{2}\boldsymbol{s}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s}_i \tag{34}$$

则

$$\dot{V}_i = \dot{V}_{i-1} + \boldsymbol{s}_i^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{s}}_i = \dot{V}_{i-1} + \boldsymbol{s}_i^{\mathrm{T}}(f_i(\bar{\boldsymbol{x}}_i) + \boldsymbol{s}_{i+1} + \boldsymbol{\alpha}_i + \boldsymbol{d}_i(\bar{\boldsymbol{x}}_i,t) - \dot{\boldsymbol{\alpha}}_{i-1}) \tag{35}$$

由于$f_i(\bar{\boldsymbol{x}}_i)$是未知非线性函数，在实际中无法获得，故而选择虚拟控制量为

$$\boldsymbol{\alpha}_i = -k_i\boldsymbol{s}_i - \sigma_i\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}_i) - \boldsymbol{\Psi}_i(\bar{\boldsymbol{x}}_i)\hat{\boldsymbol{\theta}} + \dot{\boldsymbol{\alpha}}_{i-1} - \boldsymbol{s}_{i-1} \tag{36}$$

取调谐函数为

$$\tau_i = \tau_{i-1} + \boldsymbol{\Psi}_i^{\mathrm{T}}(\bar{\boldsymbol{x}}_i)\boldsymbol{s}_i \tag{37}$$

则有

$$\dot{V}_i = -\frac{k_1}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X})))) - \sum_{j=2}^{i}k_j\|\boldsymbol{s}_j\|^2 + \boldsymbol{s}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s}_{i+1} + \tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Gamma}^{-1}(\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}} - \boldsymbol{\Gamma}\tau_i) - \frac{1}{2}D_1^2 + \frac{\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)}{\partial\Delta\boldsymbol{X}}\cdot\boldsymbol{d}_1(\boldsymbol{x}_1,t) + \sum_{j=2}^{i}\boldsymbol{s}_j^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{d}_j(\bar{\boldsymbol{x}}_j,t) - \sigma_j\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}_j)) - \frac{1}{2}\left\|\frac{\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)}{\partial\Delta\boldsymbol{X}}\right\|^2 \tag{38}$$

步骤 *n* 对误差向量$\boldsymbol{s}_n$求导得

$$\dot{\boldsymbol{s}}_n = \dot{\boldsymbol{x}}_n - \dot{\boldsymbol{\alpha}}_{n-1} = f_n(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{u} + \boldsymbol{d}_n(\boldsymbol{x},t) - \dot{\boldsymbol{\alpha}}_{n-1} \tag{39}$$

取期望的控制量为

$$\boldsymbol{u}^{\mathrm{d}} = -k_n\boldsymbol{s}_n - \sigma_n\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}_n) - f_n(\boldsymbol{x}) + \dot{\boldsymbol{\alpha}}_{n-1} - \boldsymbol{s}_{n-1} \tag{40}$$

定义 Lyapunov 函数V_n为

$$V_n = V_{n-1} + \frac{1}{2}\boldsymbol{s}_n^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s}_n \tag{41}$$

则

$$\dot{V}_n = \dot{V}_{n-1} + \boldsymbol{s}_n^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{s}}_n = \dot{V}_{n-1} + \boldsymbol{s}_n^{\mathrm{T}}(f_n(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{u} + \boldsymbol{d}_n(\boldsymbol{x},t) - \dot{\boldsymbol{\alpha}}_{n-1}) \tag{42}$$

由于$f_n(\boldsymbol{x})$是未知非线性函数, 在实际应用中无法获得, 故而设计控制律和自适应律分别为

$$\boldsymbol{u}=-k_n\boldsymbol{s}_n-\sigma_n\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}_n)-\boldsymbol{\Psi}_n(\boldsymbol{x})\hat{\boldsymbol{\theta}}+\dot{\boldsymbol{\alpha}}_{n-1}-\boldsymbol{s}_{n-1} \tag{43}$$

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}=\boldsymbol{\Gamma}\tau_n \tag{44}$$

取调谐函数为

$$\tau_n=\tau_{n-1}+\boldsymbol{\Psi}_n^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{x})\boldsymbol{s}_n \tag{45}$$

式中: k_n为正常数, 将式(43)～式(45)代入式(42)中可得

$$\begin{aligned}\dot{V}_n=&-\frac{k_1}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))+\\&\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)\Big/\partial\Delta\boldsymbol{X}\cdot\\&\boldsymbol{d}_1(\boldsymbol{x}_1,t)-\sum_{j=2}^{n}k_j\|\boldsymbol{s}_j\|^2+\tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Gamma}^{-1}(\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}-\boldsymbol{\Gamma}\tau_n)+\\&\sum_{j=2}^{n}\boldsymbol{s}_j^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{d}_j(\bar{x}_j,t)-\sigma_j\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}_j))-\frac{1}{2}D_1^2-\\&\frac{1}{2}\left\|\frac{\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)}{\partial\Delta\boldsymbol{X}}\right\|^2\end{aligned} \tag{46}$$

3　稳定性分析

定理　考虑非线性系统式(1), 设计控制律式(43)及自适应律式(44), 对于任意给定的正常数c, 且初始条件$V(0)\leqslant c$, 那么合理选择设计参数/矩阵$k_1,k_2,\cdots,k_n,\boldsymbol{\Gamma},\sigma_2,\cdots,\sigma_n$, 可以使系统的输出能够渐近收敛跟踪至目标区域, 跟踪误差渐近收敛于0, 并且在外界干扰的影响下, 整个闭环系统是渐近稳定的。

证明　将自适应律式(44)代入式(46)中, 得

$$\begin{aligned}\dot{V}_n=&-\frac{k_1}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))+\\&\sum_{j=2}^{n}\boldsymbol{s}_j^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{d}_j(\bar{\boldsymbol{x}}_j,t)-\sigma_j\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}_j))-\frac{1}{2}D_1^2-\\&\frac{1}{2}\left\|\frac{\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)}{\partial\Delta\boldsymbol{X}}\right\|^2+\\&\frac{\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)}{\partial\Delta\boldsymbol{X}}\cdot\\&\boldsymbol{d}_1(\boldsymbol{x}_1,t)-\sum_{j=2}^{n}k_j\|\boldsymbol{s}_j\|^2\end{aligned} \tag{47}$$

应用杨氏不等式, 得

$$\begin{aligned}&\frac{\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)}{\partial\Delta\boldsymbol{X}}\cdot\boldsymbol{d}_1(\boldsymbol{x}_1,t)\leqslant\\&\frac{1}{2}\left\|\frac{\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)}{\partial\Delta\boldsymbol{X}}\right\|^2+\\&\frac{1}{2}\|\boldsymbol{d}_1(\boldsymbol{x}_1,t)\|^2\end{aligned} \tag{48}$$

将式(48)代入到式(47)中, 得到

$$\begin{aligned}\dot{V}_n\leqslant&-\frac{k_1}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))-\\&\sum_{j=2}^{n}k_j\|\boldsymbol{s}_j\|^2+\frac{1}{2}\|\boldsymbol{d}_1(\boldsymbol{x}_1,t)\|^2-\frac{1}{2}D_1^2+\\&\sum_{j=2}^{n}\boldsymbol{s}_j^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{d}_j(\bar{\boldsymbol{x}}_j,t)-\sigma_j\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}_j))\leqslant\\&-\frac{k_1}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))-\\&\sum_{j=2}^{n}k_j\|\boldsymbol{s}_j\|^2+\sum_{j=2}^{n}\boldsymbol{s}_j^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{d}_j(\bar{\boldsymbol{x}}_j,t)-\sigma_j\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}_j))\end{aligned} \tag{49}$$

式中: $\boldsymbol{d}_j(\bar{\boldsymbol{x}}_j,t)$为外界干扰项, 取$\sigma_j\geqslant D_j(\bar{\boldsymbol{x}}_j)$, 则

$$\begin{aligned}\dot{V}_n\leqslant&-\frac{k_1}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))-\\&\sum_{j=2}^{n}k_j\|\boldsymbol{s}_j\|^2\leqslant 0\end{aligned} \tag{50}$$

根据 LaSalle-Yoshizawa 定理[34], 当$t\to\infty$时, $\dot{V}_n\to 0$, 则

$$\|\boldsymbol{s}_j\|=0\quad j=2,3,\cdots,n \tag{51}$$

且

$$\frac{k_1}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))=0 \tag{52}$$

于是有

$$F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))=0 \tag{53}$$

即$F(\Delta\boldsymbol{X})\leqslant 0$, 也就是

$$F(\Delta\boldsymbol{X})=(x_{1,1}-x_{1,1}^{\mathrm{d}})^2+(x_{1,2}-x_{1,2}^{\mathrm{d}})^2-\left(r^{\mathrm{d}}\right)^2\leqslant 0 \tag{54}$$

因此, 系统输出最终会收敛至目标区域, 即当$t\to\infty$时, 系统输出$\boldsymbol{x}_1$将收敛至半径为r^{d}的目标区域$F(\Delta\boldsymbol{X})\leqslant 0$, 通过选取合适的设计参数可以获得较好的动态跟踪性能。系统中所有的信号$\boldsymbol{s}_2,\boldsymbol{s}_3,\cdots,\boldsymbol{s}_n,\tilde{\boldsymbol{\theta}}$及系统的状态向量$\boldsymbol{x}$都会在有限的时间内收敛, 整个闭环系统是全局渐近稳定的。

证毕

4　仿真结果

考虑如下参数不确定严格反馈非线性系统:

$$\begin{cases}\dot{x}_{1,1}=(x_{1,1}+0.3)\theta_1+x_{2,1}+0.2\sin t\\ \dot{x}_{1,2}=(x_{1,2}+0.3)\theta_1+x_{2,2}+0.2\sin t\\ \dot{x}_{2,1}=x_{2,1}\theta_2+x_{3,1}+0.2\sin(0.1t)\\ \dot{x}_{2,2}=x_{2,2}\theta_2+x_{3,2}+0.2\sin(0.1t)\\ \dot{x}_{3,1}=x_{1,1}\theta_1+x_{2,1}\theta_2+x_{3,1}\theta_3+u_1+0.5\sin(2t)\\ \dot{x}_{3,2}=x_{1,2}\theta_1+x_{2,2}\theta_2+x_{3,2}\theta_3+u_2+0.5\sin(2t)\end{cases}\tag{55}$$

式中：取$\boldsymbol{x}_1(0)=[0.0,0.0]^{\mathrm{T}}$，$\theta_1=0.5$，$\theta_2=0.5$，$\theta_3=0.5$。控制目标是通过设计控制量$\boldsymbol{u}$使系统输出$\boldsymbol{y}=\boldsymbol{x}_1$收敛至目标区域$F(\Delta\boldsymbol{X})$。选择虚拟控制量为

$$\begin{aligned}|\boldsymbol{\alpha}_1|=&-\left[\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)\Big/\partial\Delta\boldsymbol{X}\right]^{\mathrm{T}}\cdot\\&\left\|\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)\Big/\partial\Delta\boldsymbol{X}\right\|^{-2}\cdot\\&\left(\frac{k_1}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))+\right.\\&\frac{1}{2}\left\|\partial\left\{\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right\}/\partial\Delta\boldsymbol{X}\right\|^2+\\&\left.\frac{1}{2}0.2^2\right)-(x_{1,1}+0.3)\hat{\theta}_1\end{aligned}\tag{56}$$

$$\boldsymbol{\alpha}_2=-k_2\boldsymbol{s}_2-\sigma_2\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}_2)-\boldsymbol{x}_2\hat{\theta}_2+\dot{\boldsymbol{\alpha}}_1-\left[\frac{\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)}{\partial\Delta\boldsymbol{X}}\right]^{\mathrm{T}}\tag{57}$$

由式(43)和式(44)设计自适应反推滑模控制律如下：

$$\boldsymbol{u}=-k_3\boldsymbol{s}_3-\sigma_3\mathrm{sgn}(\boldsymbol{s}_3)-\boldsymbol{x}_1\hat{\theta}_1-\boldsymbol{x}_2\hat{\theta}_2-\boldsymbol{x}_3\hat{\theta}_3+\dot{\boldsymbol{\alpha}}_2-\boldsymbol{s}_2\tag{58}$$

同时，相应的自适应律为

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}=\boldsymbol{\Gamma}\tau_n=\boldsymbol{\Gamma}\left(\boldsymbol{\Psi}_2^{\mathrm{T}}(\bar{\boldsymbol{x}}_2)\boldsymbol{s}_2+\boldsymbol{\Psi}_3^{\mathrm{T}}(\bar{\boldsymbol{x}}_3)\boldsymbol{s}_3+\boldsymbol{\Psi}_1^{\mathrm{T}}(\bar{\boldsymbol{x}}_1)\cdot\left[\partial\left(\frac{k}{2}F^2(\Delta\boldsymbol{X})(\max(0,\mathrm{sgn}(F(\Delta\boldsymbol{X}))))\right)/\partial\Delta\boldsymbol{X}\right]^{\mathrm{T}}\right)\tag{59}$$

4.1 圆形目标区域的到达跟踪控制

为验证本文控制器的有效性，先设定期望的目标区域为一个以$\boldsymbol{x}_1^{\mathrm{d}}=[7.5,12]^{\mathrm{T}}$ m为参考中心点，半径$r^{\mathrm{d}}=1$ m的圆形区域，则目标期望区域不等式函数可表示为

$$F(\Delta\boldsymbol{X})=(x_{1,1}-7.5)^2+(x_{1,2}-12)^2-1^2\leqslant 0\tag{60}$$

控制器参数的取值为：$k=1$，$\boldsymbol{\Gamma}=\mathrm{diag}\{0.2\}$，$k_i=2$，$i=1,2,3$，$\sigma_j=0.5$，$j=2,3$，将所提出的控制律式(58)应用于系统式(55)的区域到达控制，仿真结果如图2～图7所示。

系统输出沿x轴、y轴的位置跟踪曲线分别如图2和图3所示，同时，图4为系统输出沿x轴、y轴及二维平面的位置区域跟踪误差，仿真结果进一步表明系统输出能够收敛至以参考点为中心的圆形目标区域。图5为目标区域到达势能函数在有限时间内渐近收敛至0，证明了本文控制器的有效性。图6为二维空间中系统对目标区域的跟踪轨迹，进一步表明本文方法能够保证系统输出较好地趋近并收敛至期望的目标区域。图7为系统参数估计$\hat{\theta}_i$随时间的变化曲线。

4.2 方形目标区域的到达跟踪控制

本节设定期望的目标区域为一个以$\boldsymbol{x}_1^{\mathrm{d}}=[10,-5]^{\mathrm{T}}$ m为参考中心点，$l_1^{\mathrm{d}},l_2^{\mathrm{d}}$分别为1 m的方形区域，则目标期望区域不等式函数可表示为

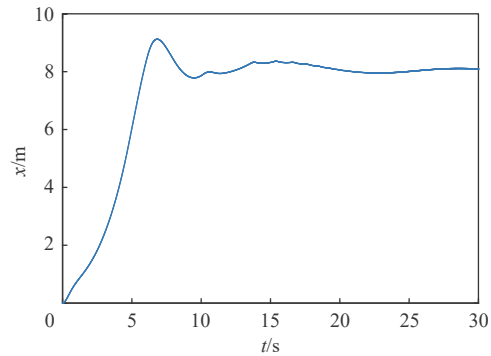


图2 x轴方向区域跟踪曲线

Fig. 2 Tracking curve of region reaching on the x-axis

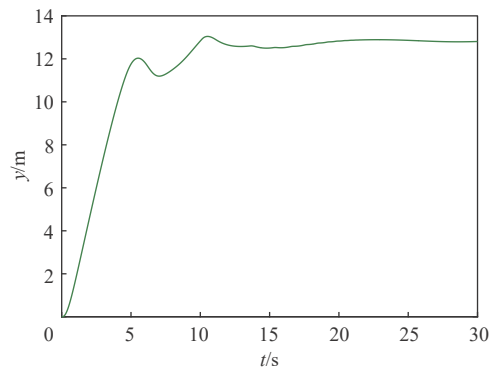


图3 y轴方向区域跟踪曲线

Fig. 3 Tracking curve of region reaching on the y-axis

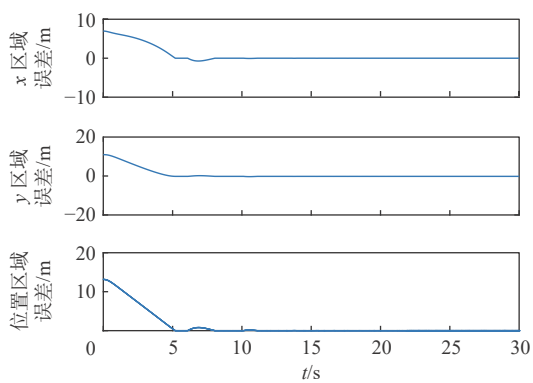


图4 区域误差

Fig. 4 Regional errors

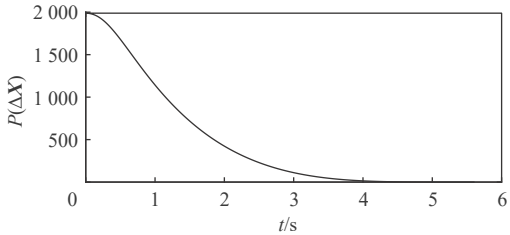


图 5　目标区域到达势能函数$P(\Delta \boldsymbol{X})$

Fig. 5　Target region reaching potential energy function $P(\Delta \boldsymbol{X})$

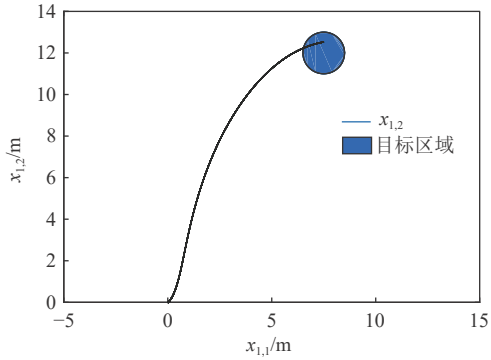


图 6　系统输出跟踪曲线

Fig. 6　Trajectory tracking curve of the system output

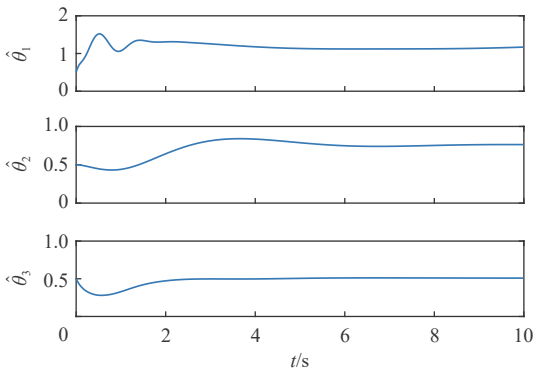


图 7　参数估计$\hat{\theta}_i$

Fig. 7　Parameters estimation $\hat{\theta}_i$

$$\begin{cases} F_1(\Delta \boldsymbol{X}_1) = (x_{1,1} - 10)^2 - 1^2 \leqslant 0 \\ F_2(\Delta \boldsymbol{X}_2) = (x_{1,2} - (-5))^2 - 1^2 \leqslant 0 \end{cases} \tag{61}$$

仿真结果如图 8～图 10 所示, 系统输出能够快

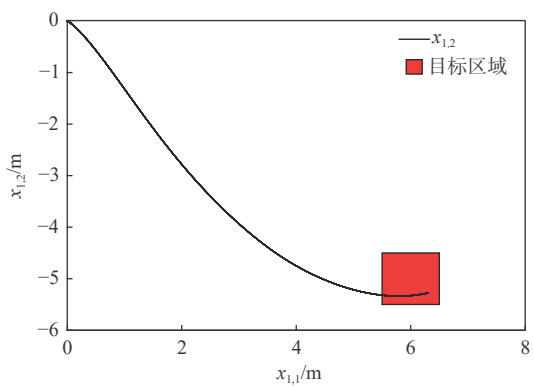


图 8　方形区域到达控制

Fig. 8　Region reaching control for a square

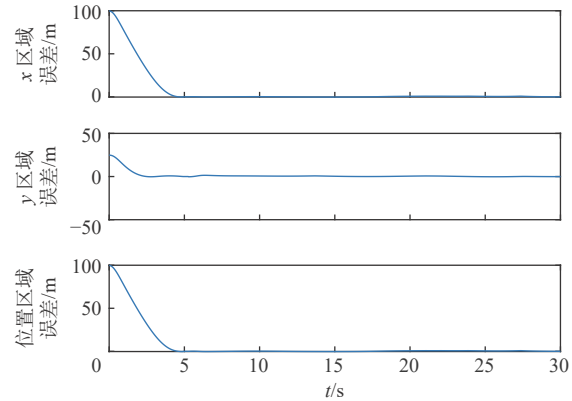


图 9　方形区域到达误差

Fig. 9　Arrival error in square area

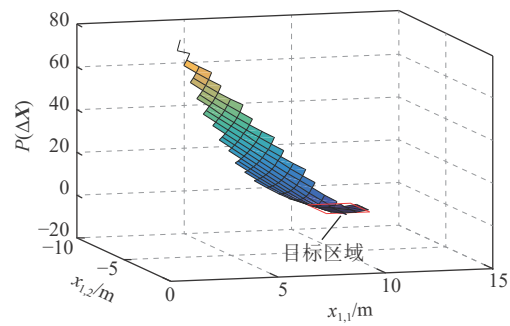


图 10　方形区域到达势能函数$P(\Delta \boldsymbol{X})$

Fig. 10　Potential energy function $P(\Delta \boldsymbol{X})$ of region reaching for a square

速准确地收敛至目标区域, 保持稳定, 势能为 0, 仿真结果验证了所设计的控制器对完成区域到达控制任务的有效性。

5　结　论

1) 针对高阶严格反馈型非线性系统, 考虑外界干扰的影响, 采用人工势场法和自适应反推滑模技术, 设计了本文控制器, 结合 Lyapunov 稳定性原理, 从理论上证明了系统的全局渐近稳定性。

2) 本文控制器结合人工势场法, 通过设定控制目标为以期望参考点为中心的小目标区域, 将区域误差引入目标函数中, 根据所设定的区域目标函数及系统区域到达势能函数, 构造了一种新的 Lyapunov 函数, 设计了一种基于反推方法的自适应滑模区域到达控制器, 把典型的定点控制问题转化为区域到达控制问题。设计一种基于反推方法的自适应滑模区域到达控制器。

3) 本文基于反推控制技术, 通过把高阶复杂非线性系统分解成若干低阶子系统, 对每一阶子系统进行稳定控制设计, 同时, 结合滑模变结构控制方法, 提高了系统对系统不确定性及外界干扰的鲁棒性。

4）通过设计系统目标区域函数，目标区域的形状可根据实际应用情况任意给定，当目标区域的径向长度缩小至0时，可以认为区域到达控制是对定点控制问题的拓展。

参考文献（References）

[1] KRUPA P, LIMON D, ALAMO T. Harmonic based model predictive control for set-point tracking[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2022, 67(1): 48-62.

[2] ZHANG G Q, ZHANG X K. A novel DVS guidance principle and robust adaptive path-following control for underactuated ships using low frequency gain-learning[J]. ISA Transactions, 2015, 56: 75-85.

[3] YAN Z P, ZHANG M Y, ZHANG C, et al. Decentralized formation trajectory tracking control of multi-AUV system with actuator saturation[J]. Ocean Engineering, 2022, 255: 111423.

[4] SHAO X D, HU Q L, GUO L. Adaptive spacecraft attitude tracking control with guaranteed transient performance[C]//Proceedings of the Chinese Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2017: 9442-9447.

[5] ZHANG H G, ZHANG X K, CAO T, et al. Active disturbance rejection control for ship path following with Euler method[J]. Ocean Engineering, 2022, 247: 110516.

[6] AILON A, AROGETI S. On set-point control of a quadrotor-type helicopter with a suspended load[C]//Proceedings of the International Conference on Control, Automation and Robotics. Piscataway: IEEE Press, 2016: 194-199.

[7] KOWALCZYK W, PRZYBYLA M, KOZLOWSKI K. Set-point control of mobile robot with obstacle detection and avoidance using navigation function-experimental verification[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2017, 85(3): 539-552.

[8] ANNAMALAI A S K, SUTTON R, YANG C, et al. Robust adaptive control of an uninhabited surface vehicle[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2015, 78(2): 319-338.

[9] AILON A. Simple tracking controllers for autonomous VTOL aircraft with bounded inputs[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2010, 55(3): 737-743.

[10] CHEAH C C, SUN Y C. Region reaching control for robots with uncertain kinematics and dynamics[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2006: 2577-2582.

[11] CHEAH C C, WANG D Q. Region reaching control of robots: Theory and experiments[C]//Proceedings of the International Conference on Robotics and Automation. Piscataway: IEEE Press, 2005, 974-979.

[12] BOUTERAA Y, BEN ABDALLAH I, GHOMMAM J. Task-space region-reaching control for medical robot manipulator[J]. Computers & Electrical Engineering, 2018, 67: 629-645.

[13] YU J W, ZHANG X H, JI J C, et al. Region-reaching control of a flexible-joint manipulator[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2020, 142(11): 114503.

[14] 杨沁林, 张劲. 机械臂目标区域跟踪防撞控制[J]. 四川大学学报(自然科学版), 2022, 59(3): 77-86.
YANG Q L, ZHANG J. Region tracking and collision avoidance control for the manipulator[J]. Journal of Sichuan University (Natural Science Edition), 2022, 59(3): 77-86 (in Chinese).

[15] CONTI R, FANELLI F, MELI E, et al. A free floating manipulation strategy for Autonomous Underwater Vehicles[J]. Robotics and Autonomous Systems, 2017, 87: 133-146.

[16] ISMAIL Z H. Region boundary-based control scheme for an underwater vehicle with an edge-based segmentation approach[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics. Piscataway: IEEE Press, 2011: 2137-2142.

[17] ISMAIL Z H, DUNNIGAN M W. Tracking control scheme for an underwater vehicle-manipulator system with single and multiple sub-regions and sub-task objectives[J]. IET Control Theory & Applications, 2011, 5(5): 721-735.

[18] ISMAIL Z H, DUNNIGAN M W. A region boundary-based control scheme for an autonomous underwater vehicle[J]. Ocean Engineering, 2011, 38(17-18): 2270-2280.

[19] MUKHERJEE K, KAR I N, BHATT R K P. Region tracking control of an autonomous underwater vehicle without velocity measurement[C]//Proceedings of the International Conference on Modelling, Identification & Control. Piscataway: IEEE Press, 2014: 213-218.

[20] ISMAIL Z H, MOKHAR M B M, PUTRANTI V W E, et al. A robust dynamic region-based control scheme for an autonomous underwater vehicle[J]. Ocean Engineering, 2016, 111: 155-165.

[21] CHEAH C C, WANG D Q, SUN Y C. Region-reaching control of robots[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2007, 23(6): 1260-1264.

[22] KHALIL H K. Nonlinear systems[M]. 2nd ed. Upper Saddle River: Prentice Hall, 1996.

[23] PARK J H, JONG LEE Y. Robust visual servoing for motion control of the ball on a plate[J]. Mechatronics, 2003, 13(7): 723-738.

[24] JANKOVIC M, SEPULCHRE R, KOKOTOVIC P V. Constructive Lyapunov stabilization of nonlinear cascade systems[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1996, 41(12): 1723-1735.

[25] WANG N, SUN J C, HAN M, et al. Adaptive approximation-based regulation control for a class of uncertain nonlinear systems without feedback linearizability[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2018, 29(8): 3747-3760.

[26] ZHAO X D, WANG X Y, ZONG G D, et al. Adaptive neural tracking control for switched high-order stochastic nonlinear systems[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2017, 47(10): 3088-3099.

[27] SUN W, SU S F, WU Y Q, et al. Adaptive fuzzy control with high-order barrier Lyapunov functions for high-order uncertain nonlinear systems with full-state constraints[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2020, 50(8): 3424-3432.

[28] MAN Y C, LIU Y G. Global adaptive stabilization and practical tracking for nonlinear systems with unknown powers[J]. Automatica, 2019, 100: 171-181.

[29] YOUNG K D, UTKIN V I, OZGUNER U. A control engineer's guide to sliding mode control[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 1999, 7(3): 328-342.

[30] ZHAO D Y, LI S Y, ZHU Q M. Output feedback terminal sliding mode control for a class of second order nonlinear systems[J]. Asian Journal of Control, 2013, 15(1): 237-247.

[31] 华森, 张天平, 朱秋琴, 等. 带有未知死区的机器人自适应滑模控制[J]. 中南大学学报(自然科学版), 2009, 40(S1): 102-107.
HUA S, ZHANG T P, ZHU Q Q, et al. Adaptive sliding mode con-

trol of robot with unknown dead zone[J]. Journal of Central South University (Science and Technology), 2009, 40(S1): 102-107 (in Chinese).

[32] 陈志梅, 王贞艳, 张井岗. 滑模变结构控制理论及应用[M]. 北京: 电子工业出版社, 2012.
CHEN Z M, WANG Z Y, ZHANG J G. Sliding mode variable structure control theory and application[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2012 (in Chinese).

[33] KRSTIC M, KANELLAKOPOULOS I, KOKOTOVIC P V. Nonlinear design of adaptive controllers for linear systems[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1994, 39(4): 738-752.

[34] KRSTIC M, KANELLAKOPOULOS I, KOKOTOVIC P V. Nonlinear and adaptive control design[M]. New York: Wiley, 1995.

[35] YU J P, SHI P, ZHAO L. Finite-time command filtered backstepping control for a class of nonlinear systems[J]. Automatica, 2018, 92: 173-180.

[36] 曹伟, 乔金杰, 孙明. 永磁直线电机扰动估计与补偿的位置反步控制[J]. 控制与决策, 2020, 35(6): 1409-1414.
CAO W, QIAO J J, SUN M. Backstepping control of disturbance estimation and compensation for permanent magnet linear motor[J]. Control and Decision, 2020, 35(6): 1409-1414(in Chinese).

[37] 王坚浩, 胡剑波. 一类非匹配不确定非线性系统的鲁棒跟踪控制[J]. 控制与决策, 2011, 26(5): 727-731.
WANG J H, HU J B. Robust tracking control for a class of nonlinear systems with unmatched uncertainties[J]. Control and Decision, 2011, 26(5): 727-731(in Chinese).

Adaptive sliding mode region reaching control for uncertain nonlinear systems

SUN Xiaoming[1, 2], MA Xin[3, *], LIU Ye[4], ZHOU Yue[1], XING Bowen[1]

(1. Shanghai Engineering Research Center of Hadal Science and Technology, College of Engineering Science and Technology, Shanghai Ocean University, Shanghai 201306, China;
2. Key Lab of Intelligent Information Processing, Fudan University, Shanghai 200433, China;
3. School of Instrumentation and Optoelectronic Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
4. School of Electronic and Electrical Engineering, Shanghai University of Engineering Science, Shanghai 201620, China)

Abstract: In this paper, considering the existence of external disturbances, an adaptive backstepping-based sliding mode region reaching controller is designed for a class of uncertain nonlinear systems in parametric strict-feedback form. The robustness of the system for mismatched uncertainties and unknown disturbances was recovered and strengthened. The designed controller is based on the fusion of the artificial potential field method, adaptive control, backstepping techniques, sliding mode control and the Lyapunov synthesis approach. The control target in the region reaching control technique is created as a desirable spatial region, which sets it apart from the conventional set-point control or position control. The target potential function and new Lyapunov functions are designed with the region control error in mind using the artificial potential field method in order to achieve the goal of region reaching control. The backstepping method can be used to break down large and high-order nonlinear systems into smaller, more manageable subsystems, making the suggested approach more applicable to real-world scenarios. The online estimation of the unknown parameters is obtained by the adaptive method which is combined with the first n-1 steps of the backstepping method. The Lyapunov theorem is utilized to prove the globally asymptotic stability of the closed-loop system, and simulation results are presented to show the effectiveness of the designed controller.

Keywords: strict feedback; region reaching control; artificial potential field; adaptive control; sliding mode control

Received: 2022-07-27; **Accepted**: 2023-07-14; **Published Online**: 2023-12-19 15:57

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231218.1727.005

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61873196); The Fundamental Research Funds for the Central Universities (YWF-23-L-826); Open Research Program of Shanghai Key Lab of Intelligent Information Processing (IIPL201904); Development of Science and Technology Foundation of Shanghai Ocean University (A2-2006-21-200207); Science and Technology Innovation 2030-Quantum Communication and Quantum Computer Major Projects (2021ZD0303400); Open Fund of Key Laboratory of High Performance Ship Technology (GXNC23052801)

* **Corresponding author**. E-mail: maxin@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0676

倾转旋翼飞行器机翼滑流区面积可视化计算方法

宋伟[1,2]，王琦[2,*]，何国毅[2]

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191；2. 南昌航空大学 飞行器工程学院，南昌 330063)

摘 要：机翼滑流区面积计算是进行倾转旋翼飞行器旋翼与机翼气动干扰分析的关键，针对倾转旋翼飞行器机翼滑流区面积计算，基于CATIA二次开发和参数化设计技术，结合气动计算和三维几何图形运算，提出一种可视化计算方法，其能够在考虑机翼和旋翼参数影响的情况下，准确计算机翼滑流区面积，并且能够直观地确定机翼滑流区区域及机翼滑流区随各项参数的动态变化过程。通过基于XV-15倾转旋翼飞行器参数进行实例计算和分析，结果表明：机翼安装角、后掠角、上反角等机翼参数在纵向和侧向分析时对机翼滑流区面积影响较小；旋翼后倒角、侧倒角及旋翼主轴侧倾角等旋翼参数对机翼滑流区面积影响较大；在不考虑旋翼后倒角和侧倒角的情况下，采用所提方法对XV-15倾转旋翼飞行器机翼滑流区面积进行计算，计算精度最大可提升18.976%。

关 键 词：倾转旋翼飞行器；机翼滑流区；可视化计算；CATIA二次开发；参数化设计

中图分类号：V221.52

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)08-2492-11

倾转旋翼飞行器属于变构型高速旋翼飞行器，其典型构型特征为发动机短舱和旋翼系统安装在机翼翼尖处，并能够绕着倾转轴进行倾转，从而使倾转旋翼飞行器具有直升机、倾转过渡和固定翼3种飞行模式，兼具直升机的垂直起降、空中悬停能力和固定翼飞机的高速巡航能力[1-3]。

倾转旋翼飞行器的倾转过渡模式衔接直升机模式和固定翼模式，具有强非线性、快时变和强耦合特性的动态过程[4-6]，在该过程中，旋翼与机翼相互之间存在较强的气动干扰[7-8]，特别是旋翼下洗流引起的机翼向下载荷[9-10]会直接影响倾转旋翼飞行器的飞行性能和有效载荷，这些干扰是进行倾转旋翼飞行器飞行动力学建模时必须考虑的因素，而计算机翼向下载荷的关键则是机翼滑流区面积的计算。

机翼滑流区是指受旋翼尾流直接影响的机翼部分，不受其直接影响的机翼部分称为自由流区[11]。文献[11]根据发动机短舱倾转角和前飞速度，通过运用经验表述式进行机翼滑流区面积计算，该方法简单合理，适于倾转旋翼飞行器工程计算，但无法计算侧风情况下的机翼滑流区面积；文献[12]建立了XV-15倾转旋翼飞行器机翼滑流区面积与旋翼尾迹半径、发动机短舱倾转角、机身侧滑角、旋翼尾迹攻角等参数之间的函数关系，能够计算侧风情况下的机翼滑流区面积；文献[13]将文献[12]提出的机翼滑流区面积计算方法应用于机翼向下载荷计算，并集成到XV-15倾转旋翼飞行器飞行动力学模型中进行配平计算。但文献[12]和文献[13]在进行机翼滑流区面积计算时，需进行复杂的逻辑判断，为简化计算，没有考虑机翼安装角、后掠角、上反角及倾转过渡过程中旋翼后倒角等参数的影响。

本文基于CATIA二次开发和参数化设计技术[14-15]，提出一种倾转旋翼飞行器机翼滑流区面积可视化计算方法，该方法通过直观的几何图形运算代替了复杂抽象的逻辑判断，且考虑了机翼安装

收稿日期：2022-08-01；录用日期：2022-08-12；网络出版时间：2022-08-24 16:43
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220824.1441.001
*通信作者. E-mail：wangqi439@nchu.edu.cn

引用格式：宋伟，王琦，何国毅. 倾转旋翼飞行器机翼滑流区面积可视化计算方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2492-2502. SONG W，WANG Q，HE G Y. Visual calculation method of wing slipstream zone area on tiltrotor aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2492-2502 (in Chinese).

角、后掠角、上反角、旋翼后倒角、侧倒角及旋翼主轴侧倾角等参数的影响, 计算简单, 形象直观。

1　可视化计算流程

计算倾转旋翼飞行器机翼滑流区面积实质上是计算旋翼尾流与机翼相交面积的动态几何问题。在倾转过渡过程中, 机翼在机体坐标系下属于静态几何体, 而旋翼尾流会随着发动机短舱倾转角及倾转旋翼飞行器相关参数的变化而变化, 属于动态几何体, 要计算旋翼尾流与机翼之间的相交面积, 关键是要确定倾转过渡过程中旋翼尾流在机翼处的中心点位置及其边界轮廓的几何尺寸, 难点在于确定机翼滑流区的几何形状和尺寸。

本文方法的计算流程如图 1 所示。

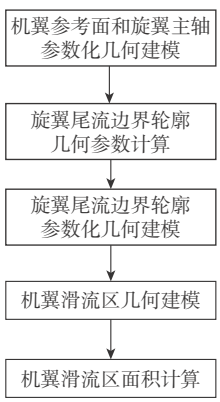


图 1　本文方法的计算流程

Fig. 1　Visual calculation process of the proposed method

第一, 建立倾转旋翼飞行器机翼参考面、旋翼主轴的参数化几何模型; 第二, 计算机翼处旋翼尾流边界轮廓的几何参数; 第三, 根据这些几何参数建立旋翼尾流边界轮廓的参数化几何模型; 第四, 通过旋翼尾流边界轮廓对机翼参考面进行分割得到机翼滑流区平面模型; 第五, 通过 CATIA 智能面积测量计算出机翼滑流区面积。

本文方法利用 CATIA 强大的三维建模能力, 替代复杂的几何计算, 在不对倾转旋翼飞行器几何外形参数进行简化的情况下, 快速准确、形象直观地计算出机翼滑流区面积。

2　坐 标 系

通过本文方法计算倾转旋翼飞行器机翼滑流区面积, 涉及体轴系、风轴系和桨轴系, 为方便几何建模和计算, 又将体轴系分为建模体轴系和计算体轴系。倾转旋翼飞行器机翼参考面、旋翼主轴及旋翼尾流边界轮廓的参数化几何模型均在建模体轴系下进行建模, 如图 2 所示; 机翼处旋翼尾流边界轮廓的几何参数计算涉及计算体轴系、风轴系和桨轴系, 如图 3 所示。

建模体轴系 $O_{B1}x_{B1}y_{B1}z_{B1}$ 的定义如图 2 所示, 坐标原点 O_{B1} 位于机头; x_{B1} 轴为飞行器水平基准面与对称面的交线, 指向航向后; y_{B1} 轴位于飞机水平基准面内, 垂直于 x_{B1} 轴, 指向航向右方; z_{B1} 轴位于飞机对称面内, 垂直于 y_{B1} 轴, 指向上方。

计算体轴系 $O_{B2}x_{B2}y_{B2}z_{B2}$ 的定义如图 3 所示, 坐标原点 O_{B2} 位于飞行器重心; x_{B2} 轴为飞行器水平基准面与对称面的交线, 指向航向前; y_{B2} 轴位于飞机水平基准面内, 垂直于 x_{B2} 轴, 指向航向右方; z_{B2} 轴位于飞机对称面内, 垂直于 y_{B2} 轴, 指向下方。

风轴系 $O_Wx_Wy_Wz_W$ 的定义如图 3 所示, 坐标原点 O_W 位于飞行器重心; x_W 轴沿飞行速度方向; z_W 轴位于飞机对称面内, 垂直于飞行速度方向, 指向下方; y_W 轴由右手法则确定。

桨轴系 $O_Mx_My_Mz_M$ 的定义如图 3 所示, 坐标原点 O_M 位于旋翼桨毂中心; x_M 轴平行于旋翼平面, 指向前方; z_M 轴垂直于旋翼平面, 指向下方; y_M 轴由右手法则确定。

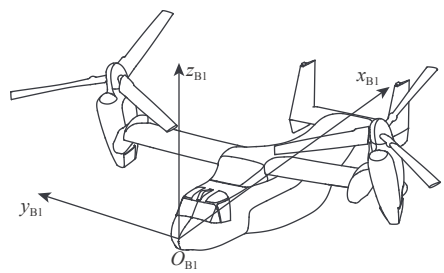


图 2　建模体轴系

Fig. 2　Body axis system for modeling

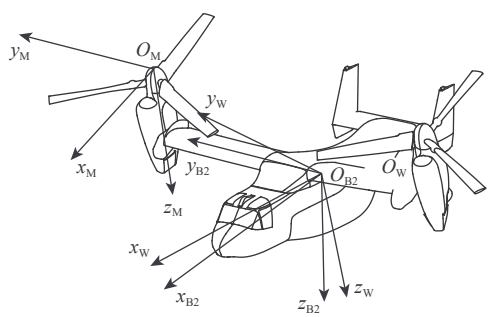


图 3　计算体轴系、风轴系及桨轴系

Fig. 3　Body axis system for calculation, wind axis system, and mast axis system

3　倾转旋翼飞行器参数化建模

针对机翼滑流区面积计算进行倾转旋翼飞行器参数化建模, 主要是指在建模体轴系 $O_{B1}x_{B1}y_{B1}z_{B1}$ 下建立机翼参考面和旋翼主轴的参数化几何模型, 如图 4 和图 5 所示。

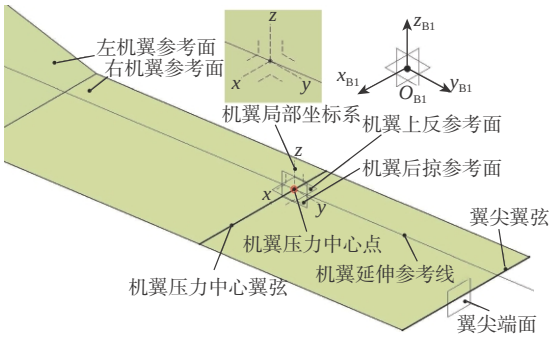


图4 机翼参考面参数化几何模型

Fig. 4 Parametric geometric model of wing reference surface

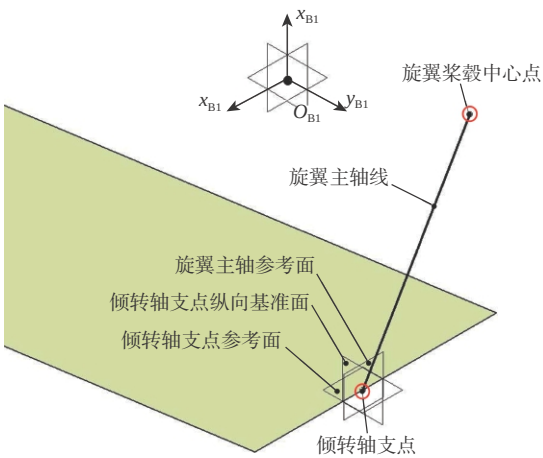


图5 旋翼主轴参数化几何模型

Fig. 5 Parametric geometric model of rotor mast

3.1 机翼参考面建模

以计算倾转旋翼飞行器右机翼滑流区面积为例，其机翼参考面的建模流程如图6所示。

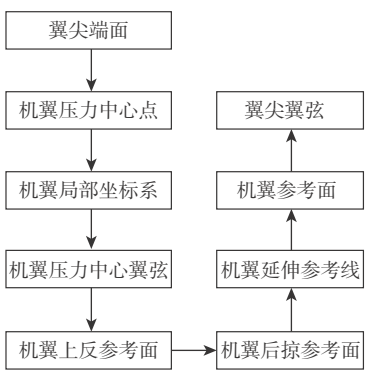


图6 机翼参考面建模流程

Fig. 6 Modeling process of wing reference surface

翼尖端面是以建模体轴系$z_{B1}x_{B1}$平面为参考基准的偏移平面，偏移距离为$L_W/2$，其中，L_W为机翼翼展。

机翼压力中心点是建模体轴系下的坐标点，其坐标值为$(S_{LWP}, B_{LWP}, W_{LWP})$。

机翼局部坐标系是以机翼压力中心点为坐标原点，坐标轴定义与建模体轴系保持一致的局部坐标系。

机翼压力中心翼弦是经过机翼压力中心点，与建模体轴系x_{B1}轴之间的夹角等于机翼安装角i_W的直线，直线起点（翼弦前缘点）与终点（翼弦后缘点）及机翼压力中心点之间的距离分别为$0.25c_W$和$0.75c_W$，其中，c_W为机翼弦长。

机翼上反参考面是经过机翼局部坐标系x轴，与机翼局部坐标系xy平面之间的夹角等于机翼上反角i_U的平面。

机翼后掠参考面是经过机翼局部坐标系z轴，与机翼局部坐标系yz平面之间的夹角等于机翼后掠角i_S的平面。

机翼延伸参考线是机翼上反参考面与机翼后掠参考面之间的交线。

右机翼参考面是以机翼压力中心翼弦为轮廓线，沿着机翼延伸参考线进行拉伸创建的拉伸曲面，该面分别以建模体轴系$z_{B1}x_{B1}$平面和翼尖端面为拉伸限制。

左机翼参考面是右机翼参考面关于建模体轴系$z_{B1}x_{B1}$平面的对称面。

机翼参考面是对右机翼参考面和左机翼参考面进行合并后的曲面。

翼尖翼弦是机翼参考面与翼尖端面之间的交线。

3.2 旋翼主轴建模

以倾转旋翼飞行器右旋翼为例，其旋翼主轴的建模流程如图7所示。

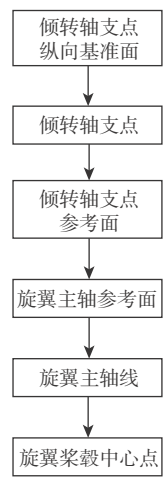


图7 旋翼主轴建模流程

Fig. 7 Modeling process of rotor mast

倾转轴支点纵向基准面是以建模体轴系$y_{B1}z_{B1}$平面为参考基准的偏移平面，偏移距离为倾转轴支点与机头之间沿建模体轴系x_{B1}轴方向的距离S_{LSP}。

倾转轴支点是倾转轴支点纵向基准面与翼尖

翼弦的交点。

倾转轴支点参考面是经过倾转轴支点, 与建模体轴系x_{B1}平面平行。

旋翼主轴参考面是经过翼尖翼弦, 与建模体轴系$z_{B1}x_{B1}$平面之间的夹角等于旋翼主轴侧倾角ϕ_{MK}的平面(本文用下标K表示左右, 对于左机翼/旋翼的相关变量, 用L代替K; 对于右机翼/旋翼的相关变量, 用R代替K)。

旋翼主轴线是在旋翼主轴参考面内创建的, 以倾转轴支点为端点, 与建模体轴系x_{B1}轴之间的夹角等于发动机短舱倾转角i_n, 长度等于旋翼主轴长度l_M的直线。

旋翼桨毂中心点是旋翼主轴线沿自身方向的极大值点。

4　旋翼尾流边界轮廓几何参数计算

为确定旋翼尾流在机翼参考面处的边界轮廓, 需要计算的几何参数包括: 滑流区机身迎角、滑流区气流侧向倾角和旋翼尾流半径。

4.1　滑流区机身迎角

滑流区机身迎角α_{iFK}是指滑流区气流速度方向与计算体轴系x_{B2}轴之间的夹角, 计算式如下:

$$\alpha_{iFK}=\arctan\frac{W_{WK}}{U_{WK}} \tag{1}$$

式中: U_{WK}和W_{WK}分别为沿计算体轴系x_{B2}轴和z_{B2}轴方向的机翼滑流区气流速度分量, 计算式如下:

$$\begin{bmatrix}U_{WK}\\V_{WK}\\W_{WK}\end{bmatrix}=-\begin{bmatrix}U\\V\\W\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}U_{iRWK,B}\\V_{iRWK,B}\\W_{iRWK,B}\end{bmatrix} \tag{2}$$

式中: V_{WK}为沿计算体轴系y_{B2}轴方向的机翼滑流区气流速度分量; U、V、W分别为沿计算体轴系x_{B2}轴、y_{B2}轴、z_{B2}轴方向的飞行速度分量; $U_{iRWK,B}$、$V_{iRWK,B}$、$W_{iRWK,B}$分别为沿计算体轴系x_{B2}轴、y_{B2}轴、z_{B2}轴方向的旋翼诱导速度分量。

沿计算体轴系x_{B2}轴、y_{B2}轴、z_{B2}轴方向的飞行速度分量U、V、W的计算式如下:

$$\begin{bmatrix}U\\V\\W\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\cos\alpha_F\cos\beta_F & -\cos\alpha_F\sin\beta_F & -\sin\alpha_F\\ \sin\beta_F & \cos\beta_F & 0\\ \sin\alpha_F\cos\beta_F & -\sin\alpha_F\sin\beta_F & \cos\alpha_F\end{bmatrix}\begin{bmatrix}V_T\\0\\0\end{bmatrix} \tag{3}$$

式中: V_T为风轴系下的飞行速度; α_F为自由流区机身迎角; β_F为机身侧滑角。

沿计算体轴系x_{B2}轴、y_{B2}轴、z_{B2}轴方向的旋翼诱导速度分量计算式如下:

$$\begin{bmatrix}U_{iRWK,B}\\V_{iRWK,B}\\W_{iRWK,B}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\\ 0 & \cos(\phi_{MK}+b_{1k}) & -\sin(\phi_{MK}+b_{1k})\\ 0 & \sin(\phi_{MK}+b_{1k}) & \cos(\phi_{MK}+b_{1k})\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}\sin(i_n+a_{1k}) & 0 & -\cos(i_n+a_{1k})\\ 0 & 1 & 0\\ \cos(i_n+a_{1k}) & 0 & \sin(i_n+a_{1k})\end{bmatrix}\begin{bmatrix}0\\0\\W_{iRWK,M}\end{bmatrix} \tag{4}$$

式中: $W_{iRWK,M}$为桨轴系下的旋翼诱导速度; ϕ_{MK}为旋翼主轴侧倾角, 旋翼主轴向右倾斜为正; a_{1K}为旋翼后倒角, 旋翼平面向后倾转为正; b_{1K}为旋翼侧倒角, 旋翼平面向右倾转为正。

桨轴系下旋翼诱导速度$W_{iRWK,M}$的计算式如下[12]:

$$W_{iRWK,M}=\left(k_0+k_1\mu_K+k_2\mu_K^2+k_3\lambda_K+k_4\lambda_K^2\right)W_{iK} \tag{5}$$

式中: W_{iK}为旋翼平均诱导速度; μ_K为旋翼前进比; λ_K为旋翼入流比; 常系数k_0、k_1、k_2、k_3、k_4通过旋翼试验得到。

旋翼前进比μ_K的计算式如下:

$$\mu_K=\frac{\sqrt{U_{HMK}^2+V_{HMK}^2}}{\Omega_K R} \tag{6}$$

式中: U_{HMK}和V_{HMK}分别为旋翼桨毂中心沿桨轴系x_M轴和y_M轴方向的飞行速度分量; Ω_K为旋翼转速; R为旋翼半径。

旋翼桨毂中心沿桨轴系x_M轴、y_M轴、z_M轴方向的飞行速度分量计算式如下:

$$\begin{bmatrix}U_{HMK}\\V_{HMK}\\W_{HMK}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\sin(i_n+a_{1K}) & 0 & \cos(i_n+a_{1K})\\ 0 & 1 & 0\\ -\cos(i_n+a_{1K}) & 0 & \sin(i_n+a_{1K})\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\\ 0 & \cos(\phi_{MK}+b_{1K}) & \sin(\phi_{MK}+b_{1K})\\ 0 & -\sin(\phi_{MK}+b_{1K}) & \cos(\phi_{MK}+b_{1K})\end{bmatrix}\begin{bmatrix}U\\V\\W\end{bmatrix} \tag{7}$$

旋翼入流比λ_K的计算式如下:

$$\lambda_K=\lambda_{0K}+\lambda_{iK} \tag{8}$$

式中: λ_{0K}为不考虑旋翼诱导速度的入流比; λ_{iK}为由旋翼诱导速度引起的入流比。

不考虑旋翼诱导速度的入流比λ_{0K}的计算式如下:

$$\lambda_{0K}=-\frac{W_{HMK}}{\Omega_K R} \tag{9}$$

由旋翼诱导速度引起的入流比λ_{iK}的计算式如下：

$$\lambda_{iK}=\frac{W_{iK}}{\Omega_K R} \tag{10}$$

旋翼平均诱导速度W_{iK}的计算式如下[16]：

$$W_{iK}^4+2|W_{HMK}|W_{iK}^3+\left(U_{HMK}^2+W_{HMK}^2\right)W_{iK}^2=W_{ihK}^4 \tag{11}$$

式中：W_{ihK}为旋翼特性诱导速度，计算式如下：

$$W_{ihK}=\sqrt{\frac{T_K}{2\rho\pi R^2}} \tag{12}$$

其中：ρ为空气密度；T_K为旋翼拉力，计算式如下：

$$T_K=C_{TK}\rho\pi\Omega_K^2R^4 \tag{13}$$

其中：C_{TK}为旋翼拉力系数。

4.2 滑流区气流侧向倾角

滑流区气流侧向倾角β_{iVWK}为滑流区气流在计算体轴系$y_{B2}z_{B2}$平面的投影速度方向与计算体轴系$z_{B2}x_{B2}$平面之间的夹角，计算式如下：

$$\beta_{iVWK}=\arctan\frac{V_{WK}}{W_{WK}} \tag{14}$$

4.3 旋翼尾流半径

机翼处的旋翼尾流边界轮廓形状为椭圆，其沿计算体轴系x_{B2}轴方向的长轴半径为R_{WXK}，沿计算体轴系y_{B2}轴方向的短轴半径为R_{WYK}，计算式如下：

$$R_{WXK}=|R_{WK}(-\sin(i_n+a_{1K})+A_{UWK}\cos(i_n+a_{1K}))| \tag{15}$$

$$R_{WYK}=R_{WK}\sqrt{1+(A_{VWK}\cos(i_n+a_{1k}))^2} \tag{16}$$

$$A_{UWK}=\begin{cases}\dfrac{U_{WK}}{W_{WK}} & \max(|U_{WK}|,|V_{WK}|)\leqslant 100|W_{WK}|\\ \dfrac{100U_{WK}}{\max(U_{WK},V_{WK})} & \max(|U_{WK}|,|V_{WK}|)>100|W_{WK}|\end{cases} \tag{17}$$

$$A_{VWK}=\begin{cases}\dfrac{V_{WK}}{W_{WK}} & \max(|U_{WK}|,|V_{WK}|)\leqslant 100|W_{WK}|\\ \dfrac{100V_{WK}}{\max(U_{WK},V_{WK})} & \max(|U_{WK}|,|V_{WK}|)>100|W_{WK}|\end{cases} \tag{18}$$

式中：R_{WK}为发动机短舱处于垂直状态时，旋翼尾流在机翼处的收缩半径，计算式如下：

$$R_{WK}=R\left[0.78+0.22e^{-\left(0.3+2l_M\sqrt{C_{TK}-60C_{TK}}\right)}\right] \tag{19}$$

5 旋翼尾流边界轮廓参数化建模

以倾转旋翼飞行器右旋翼为例，其旋翼尾流边界轮廓几何模型如图8所示，建模流程如图9所示。

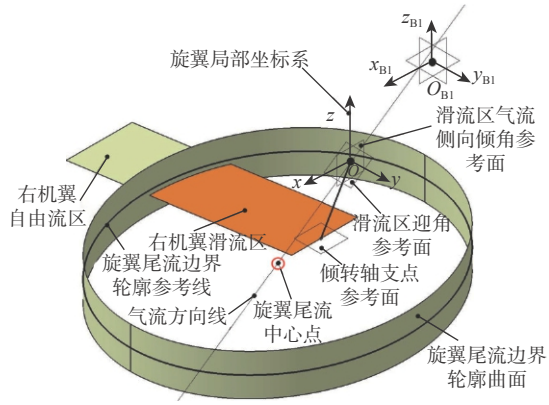


图8 旋翼尾流边界轮廓几何模型

Fig. 8 Geometric model of rotor wake boundary contour

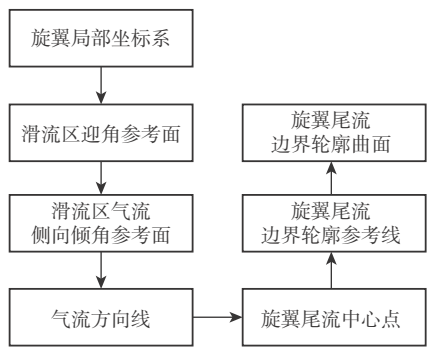


图9 旋翼尾流边界轮廓建模流程

Fig. 9 Modeling process of rotor wake boundary contour

旋翼局部坐标系是以桨毂中心点为坐标原点，坐标轴定义与建模体轴系保持一致的局部坐标系。

滑流区迎角参考面是经过旋翼局部坐标系y轴，与建模体轴系$x_{B1}y_{B1}$平面之间的夹角等于滑流区机身迎角α_{iFR}的平面。

滑流区气流侧向倾角参考面是经过旋翼局部坐标系x轴，与旋翼局部坐标系zx平面之间的夹角等于滑流区气流侧向倾角β_{iVW}的平面。

气流方向线是滑流区迎角参考面与气流侧向倾角参考面的交线，该线方向与机翼滑流区气流速度方向一致。

旋翼尾流中心点是气流方向线与倾转轴支点参考面的交点。

旋翼尾流边界轮廓参考线位于倾转轴支点参考面，以旋翼尾流中心点为中心，长轴沿机翼局部坐标系x轴方向，长轴半径为R_{WXR}，短轴沿机翼局部坐标系y轴方向，短轴半径为R_{WYR}的椭圆。

旋翼尾流边界轮廓曲面是以旋翼尾流边界轮廓参考线为轮廓线，沿建模体轴系z_{B1}轴方向进行拉伸的拉伸曲面。

6　机翼滑流区面积计算

6.1　机翼滑流区面积计算流程

机翼滑流区面积计算流程如图 10 所示。

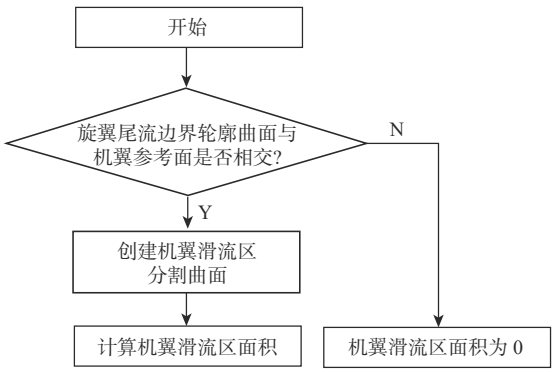


图 10　机翼滑流区面积计算流程

Fig. 10　Calculation process of wing slipstream zone area

先判断旋翼尾流边界轮廓曲面与机翼参考面是否相交, 如果不相交, 则机翼滑流区面积 $S_{\mathrm{iWR}}=0$; 如果相交, 则用旋翼尾流边界轮廓曲面对机翼参考面进行分割, 创建机翼滑流区分割曲面, 该分割曲面即为机翼受旋翼尾流影响的区域, 如图 8 所示, 其面积 S_{iWR} 的确定方法如下:

$$S_{\mathrm{iWR}}=\mathrm{area}(S_{\mathrm{trName}}) \tag{20}$$

式中: area()为 CATIA 的面积测量函数; S_{trName} 为机翼滑流区分割曲面。

6.2　基于 CATIA 二次开发技术的机翼滑流区面积计算

本文基于 CATIA 二次开发技术计算机翼滑流区面积, 以 Visual Studio 为开发平台, 采用进程外开发模式, 通过调用 Automation API 接口创建与倾转旋翼飞行器机翼滑流区面积计算相关的几何参数和几何图形元素, 并以几何参数驱动相关几何图形元素的几何尺寸, 实现几何模型参数化和计算可视化。基于 CATIA 二次开发技术创建的几何图形元素如图 4、图 5 和图 8 所示。

7　实例计算与分析

本文以 XV-15 倾转旋翼飞行器为例, 对其进行机翼滑流区面积可视化计算, 分析机翼安装角 i_{W}、机翼上反角 i_{U}、机翼后掠角 i_{S} 等机翼参数及旋翼主轴侧倾角度 ϕ_{MK}、旋翼后倒角 $a_{1\mathrm{K}}$、旋翼侧倒角 $b_{1\mathrm{K}}$ 等旋翼参数对机翼滑流区面积的影响, 并与文献 [9] 方法的计算结果进行对比。为便于对比分析, 选取 XV-15 倾转旋翼飞行器的右机翼和右旋翼为分析对象, 并保持旋翼拉力系数 $C_{\mathrm{TR}}=0.020\,9$。涉及的 XV-15 倾转旋翼飞行器相关参数如表 1 所示。由于文献 [9] 计算方法未考虑 XV-15 倾转旋翼飞行器机翼安装角 i_{W}、机翼上反角 i_{U} 和机翼后掠角 i_{S}, 将 XV-15 倾转旋翼飞行器的机翼简化成矩形翼, 与实际机翼(本文方法采用的机翼)存在差异, 如图 11 所示。

表 1　XV-15 倾转旋翼飞行器相关参数

Table 1　Relevant parameters of XV-15 tiltrotor aircraft

L_{W}/m	$(S_{\mathrm{LWP}}, B_{\mathrm{LWP}}, W_{\mathrm{LWP}})$/m	i_{W}/(°)	i_{U}/(°)	i_{S}/(°)	c_{W}/m	$(S_{\mathrm{LSP}}, B_{\mathrm{LSP}}, W_{\mathrm{LSP}})$/m	ϕ_{MK}/(°)	l_{M}/m	Ω/(r·min^{-1})	R/m
9.81	(7.396,2.604,2.435)	0	2	−6.5	1.6	(7.620,4.902,2.540)	1	1.423	565	3.81

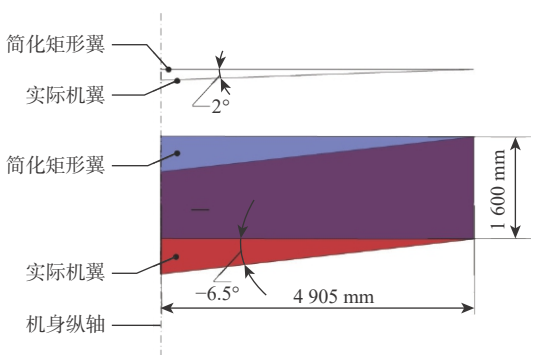


图 11　实际机翼与简化矩形翼

Fig. 11　Actual wing and simplified rectangular wing

7.1　纵向分析

纵向分析是指不考虑侧滑, 即机身侧滑角 $\beta_{\mathrm{F}}=0°$ 时, 分别分析机翼安装角 i_{W}、机翼上反角 i_{U}、机翼后掠角 i_{S} 等机翼参数及右旋翼主轴侧倾角 ϕ_{MR} 和右旋翼后倒角 $a_{1\mathrm{R}}$ 等旋翼参数在一定范围内变化时对机翼滑流区面积的影响。

为便于对比, 纵向分析时, 发动机短舱倾转角 i_{n}、机身迎角 α_{F} 和机身侧滑角 β_{F} 的设置如表 2 所示, 计算结果如图 12～图 17 所示。由图 12～图 17 可知, 进行纵向分析时, 本文方法与文献 [9] 中的方法对简化矩形翼的计算结果完全一致。由图 12～图 15 可知, 进行纵向分析时, 右机翼滑流区面积会随着飞行速度的增加而逐渐减小, 这主要是随着飞行速度的增加, 旋翼尾迹向航向后倾斜所致。

由图 12 可知, 进行纵向分析时, 保持其他参数不变, 改变机翼安装角 i_{W}, 某一飞行速度 V_{T} 下, 右机翼滑流区面积 S_{iWR} 会随着机翼安装角 i_{W} 的增加而增加, 但增加幅度不大, 在 0～30 m/s的速度变化区

表 2 纵向分析参数设置

Table 2 Parameters setting for longitudinal analysis

i_n/(°)	α_F/(°)	β_F/(°)
60	13.6	0

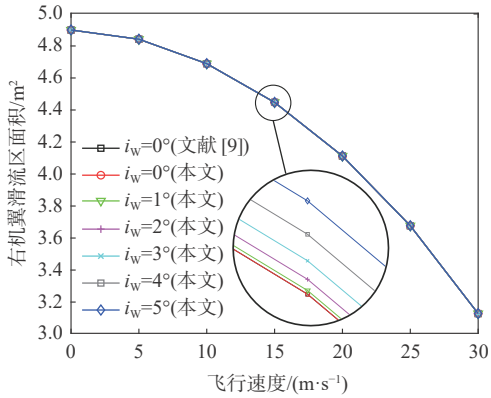


图 12 纵向分析时机翼安装角对机翼滑流区面积的影响

Fig. 12 Influence of incidence angle on wing slipstream zone area in longitudinal analysis

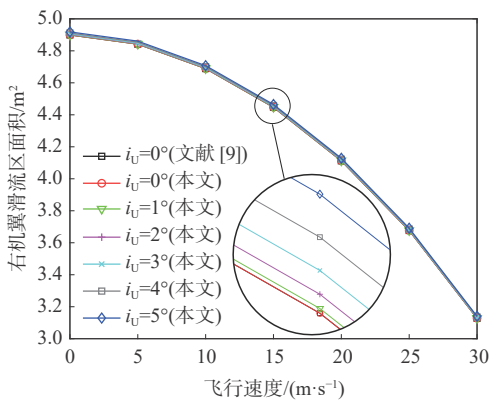


图 13 纵向分析时机翼上反角对机翼滑流区面积的影响

Fig. 13 Influence of dihedral angle on wing slipstream zone area in longitudinal analysis

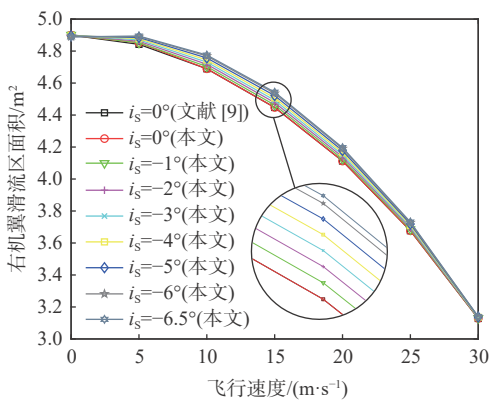


图 14 纵向分析时机翼后掠角对机翼滑流区面积的影响

Fig. 14 Influence of sweep angle on wing slipstream zone area in longitudinal analysis

间内(V_T = 30 m/s时，$\alpha_{iFR} \approx 0°$)，机翼安装角i_W从 0°增加到 5°，右机翼滑流区面积最大增幅为 0.000 3 m²，增幅占比为 0.007%(V_T = 0 m/s)，可以忽略不计。

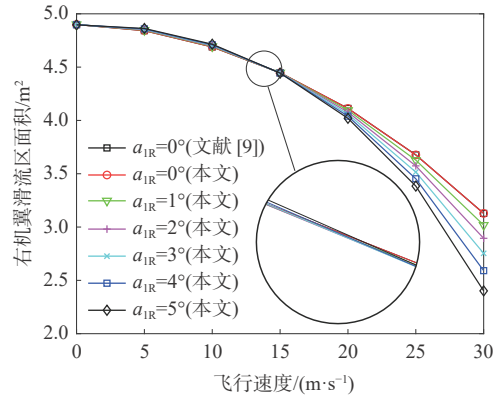


图 15 纵向分析时旋翼后倒角对机翼滑流区面积的影响

Fig. 15 Influence of back angle of rotor on wing slipstream zone area in longitudinal analysis

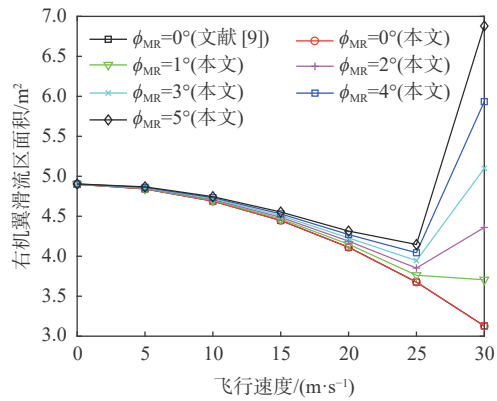


图 16 纵向分析时旋翼侧倾角对机翼滑流区面积的影响

Fig. 16 Influence of angle of outboard tilt of mast axis on wing slipstream zone area in longitudinal analysis

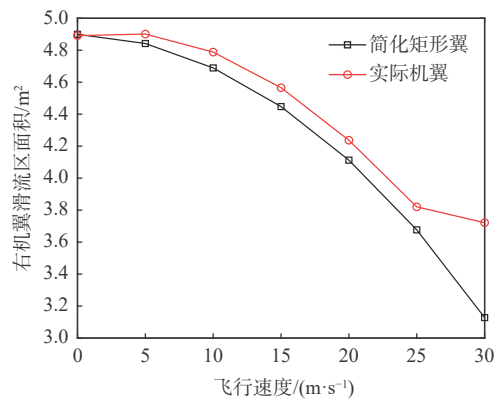


图 17 纵向分析时实际机翼与简化矩形翼的机翼滑流区面积

Fig. 17 Wing slipstream zone area of actual wing and simplified rectangular wing in longitudinal analysis

由图 13 可知，进行纵向分析时，保持其他参数不变，改变机翼上反角i_U，某一飞行速度V_T下，右机翼滑流区面积S_{iWR}会随着机翼上反角i_U的增加而增加，但增加幅度不大，在 0～30 m/s 的速度变化区间内，机翼上反角i_U从 0°增加到 5°，右机翼滑流区面积最大增幅为 0.018 7 m²，增幅占比为 0.382%(V_T = 0 m/s)，可以忽略不计。

由图 14 可知, 进行纵向分析时, 保持其他参数不变, 改变机翼后掠角i_S, 某一飞行速度V_T下, 右机翼滑流区面积S_{iWR}会随着机翼后掠角i_S的减小而增加, 在 0～30 m/s 的速度变化区间内, 机翼后掠角i_S从 0°减小到−6.5°, 右机翼滑流区面积最大增幅为 0.095 7 m^2, 增幅占比为 2.152%(V_T = 15 m/s)。

在某一飞行速度V_T下, 随着旋翼后倒角a_{1R}的增加, 一方面旋翼尾迹前移, 会导致机翼滑流区面积增加; 另一方面旋翼尾迹长轴半径R_{WXR}减小, 会导致机翼滑流区面积减小。图 15 中, 当$V_T \leqslant 14.42$ m/s 时, 前者占主导因素, 机翼滑流区面积S_{iWR}会随着旋翼后倒角a_{1R}的增加而增加, 最大增幅为 0.025 4 m^2, 增幅占比为 0.542%(V_T = 10 m/s); 当$V_T > 14.42$ m/s 时, 后者占主导因素, 机翼滑流区面积S_{iWR}会随着旋翼后倒角a_{1R}的增加而减小, 最大降幅为 0.726 8 m^2, 降幅占比为 23.235%(V_T = 30 m/s)。

由图 16 可知, 进行纵向分析时, 保持其他参数不变, 改变旋翼侧倾角ϕ_{MR}, 某一飞行速度V_T下, 右机翼滑流区面积S_{iWR}会随着旋翼侧倾角ϕ_{MR}的增加而增加, 在 0～30 m/s 的速度变化区间内, 旋翼侧倾角ϕ_{MR}从 0°增加到 1°, 右机翼滑流区面积最大增幅为 0.577 7 m^2, 增幅占比为 18.469%(V_T = 30 m/s), 因此, 旋翼侧倾角ϕ_{MR}对纵向分析时的机翼滑流区面积影响较大, 不可忽略。

图 16 中, 右机翼滑流区面积会随着飞行速度V_T的增加先减小后增加, 这主要是由于旋翼尾迹随着飞行速度的增加向航向后倾斜会导致右机翼滑流区面积减小; 而旋翼侧倾角的存在, 导致旋翼尾迹向机身纵向对称面倾斜及右机翼滑流区面积增加; 随着飞行速度的增加, 先是前者占主导因素, 当速度增加到一定程度后, 后者会占主导因素。

由图 17 可知, 在不考虑旋翼后倒角a_{1R}和侧倒角b_{1R}的情况下进行纵向分析, 在 0～30 m/s 的速度变化区间内, XV-15 倾转旋翼飞行器实际右机翼滑流区面积比简化矩形翼大, 最大增幅为 0.593 6 m^2, 增幅占比为 18.976%(V_T = 30 m/s), 由图 12～图 16 可知, 这主要是由旋翼侧倾角ϕ_{MR}和机翼后掠角i_S引起的。

7.2　侧向分析

侧向分析是指机身侧滑角$\beta_F = \pm 90°$时, 分别分析机翼安装角i_W、机翼上反角i_U、机翼后掠角i_S等机翼参数及旋翼主轴侧倾角ϕ_{MR}和旋翼侧倒角b_{1R}等旋翼参数在一定范围内变化时对机翼滑流区面积的影响。

为便于对比, 侧向分析时, 发动机短舱倾转角i_n、机身迎角α_F和机身侧滑角β_F的设置如表 3 所示, 计算结果如图 18～图 23 所示。由图 18～图 23 可知, 右机翼滑流区面积会随侧飞速度按线性规律变化。

表 3　侧向分析参数设置

Table 3　Parameter setting for lateral analysis

i_n/(°)	α_F/(°)	β_F/(°)
90	0	90

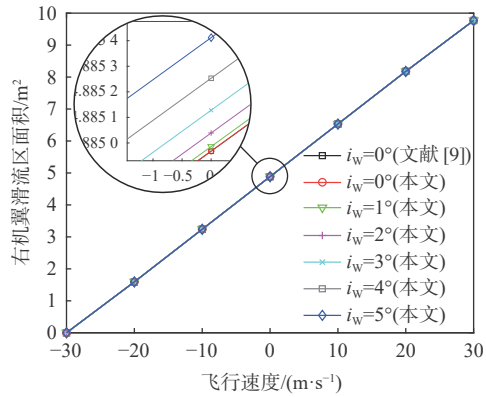


图 18　侧向分析时机翼安装角对机翼滑流区面积的影响

Fig. 18　Influence of incidence angle on wing slipstream zone area in lateral analysis

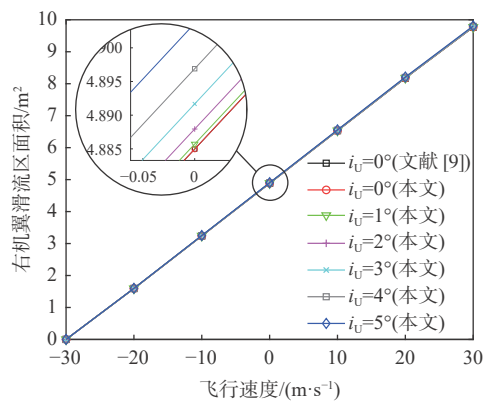


图 19　侧向分析时机翼上反角对机翼滑流区面积的影响

Fig. 19　Influence of dihedral angle on wing slipstream zone area in lateral analysis

由图 18 可知, 进行侧向分析时, 保持其他参数不变, 改变机翼安装角i_W, 某一飞行速度V_T下, 右机翼滑流区面积S_{iWR}会随着机翼安装角i_W的增加而增加, 但增加幅度不大, 在−30～30 m/s 的速度变化区间内, 机翼安装角i_W从 0°增加到 5°, 右机翼滑流区面积最大增幅为 0.000 9 m^2, 增幅占比为 0.009%(V_T = 30 m/s), 可以忽略不计。

由图 19 可知, 进行侧向分析时, 保持其他参数不变, 改变机翼上反角i_U, 某一飞行速度V_T下, 右机翼滑流区面积S_{iWR}会随着机翼上反角i_U的增加而增加, 但增加幅度不大, 在−30～30 m/s 的速度变化区间内, 机翼上反角i_U从 0°增加到 5°, 右机翼滑流区

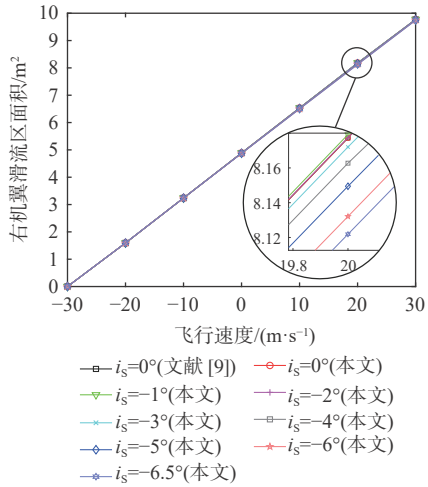


图 20 侧向分析时机翼后掠角对机翼滑流区面积的影响

Fig. 20 Influence of sweep angle on wing slipstream zone area in lateral analysis

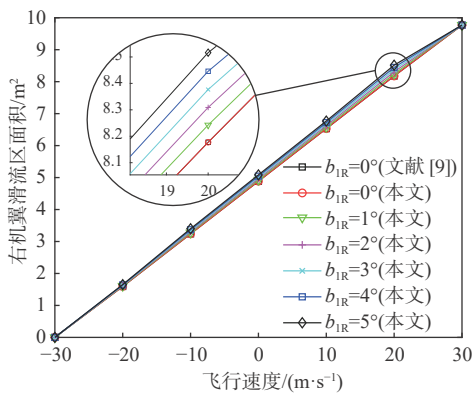


图 21 侧向分析时旋翼侧倒角对机翼滑流区面积的影响

Fig. 21 Influence of side angle of rotor on wing slipstream zone area in lateral analysis

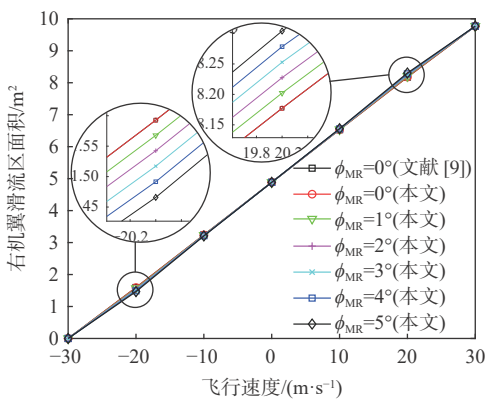


图 22 侧向分析时旋翼侧倾角对机翼滑流区面积的影响

Fig. 22 Influence of angle of outboard tilt of mast axis on wing slipstream zone area in lateral analysis

面积最大增幅为 0.037 3 m^2，增幅占比为 0.382%（V_T = 30 m/s），可以忽略不计。

由图 20 可知，进行侧向分析时，保持其他参数不变，改变机翼后掠角i_S，某一飞行速度V_T下，右机翼滑流区面积S_{iWR}会随着机翼后掠角i_S的减小先增加后减小，但变化幅度不大，在−30～30 m/s 的速度变化区间内，机翼后掠角i_S从 0°减小到−6.5°，右机翼滑流区面积最大降幅为 0.055 3 m^2，降幅占比为 0.677%（V_T = 20 m/s），可以忽略不计。

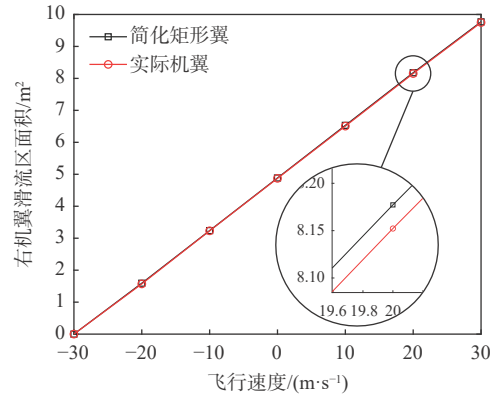


图 23 侧向分析时实际机翼与简化矩形翼的机翼滑流区面积

Fig. 23 Wing slipstream zone area of actual wing and simplified rectangular wing in lateral analysis

由图 21 可知，进行侧向分析时，保持其他参数不变，改变旋翼侧倒角b_{1R}，某一飞行速度V_T下，右机翼滑流区面积S_{iWR}会随着旋翼侧倒角b_{1R}的增加而增加，在−30～30 m/s 的速度变化区间内，旋翼侧倒角b_{1R}从 0°增加到 5°，右机翼滑流区面积最大增幅为 0.339 1 m^2，增幅占比为 4.146%（V_T = 30 m/s）。

由图 22 可知，进行侧向分析时，保持其他参数不变，改变旋翼侧倾角ϕ_{MR}，当飞行速度V_T < 0 m/s，右机翼滑流区面积S_{iWR}会随着旋翼侧倾角ϕ_{MR}的增加而减小；当飞行速度V_T > 0 m/s，右机翼滑流区面积S_{iWR}会随着旋翼侧倾角ϕ_{MR}的增加而增加，在−30～30 m/s 的速度变化区间内，旋翼侧倾角ϕ_{MR}从 0°增加到 1°，右机翼滑流区面积增幅在±0.025 m^2 的范围内变化。

由图 23 可知，在不考虑旋翼后倒角a_{1R}和侧倒角b_{1R}的情况下进行横向分析，在−30～30 m/s 的速度变化区间内，XV-15 倾转旋翼飞行器实际右机翼相对简化矩形翼的滑流区面积略小，最大降幅为 0.025 m^2（V_T = 20 m/s），变化幅度较小，可以忽略不计。

8 结 论

基于 XV-15 倾转旋翼飞行器的机翼和旋翼相关参数，对其进行机翼滑流区面积可视化计算与分析，结果表明：

1）在纵向分析时，机翼安装角、后掠角、上反角等机翼参数对机翼滑流区面积影响较小，可忽略不计；旋翼后倒角、侧倒角等旋翼参数对机翼滑流区面积影响较大。

2)在侧向分析时, 机翼安装角、后掠角、上反角等机翼参数及旋翼主轴侧倾角对机翼滑流区面积影响较小, 可忽略不计; 旋翼侧倒角对机翼滑流区面积影响较大。

3) 采用本文方法计算机翼滑流区面积, 能够得到更加准确的计算结果, 以 XV-15 倾转旋翼飞行器机翼滑流区面积计算为例, 在不考虑旋翼后倒角和侧倒角的情况下, 计算精度最大可提升 18.976%。

致谢 感谢北京航空航天大学航空科学与工程学院的孙立国老师和刘晓雨给予的协助和支持。

参考文献（References）

[1] 邵扬杰, 刘莉, 曹潇, 等. 倾转旋翼无人机发展现状及关键技术概述[J]. 战术导弹技术, 2022(1): 12-20.
SHAO Y J, LIU L, CAO X, et al. Research status and key technologies of tilt-rotor UAVs[J]. Tactical Missile Technology, 2022(1): 12-20(in Chinese).

[2] SHENG H L, ZHANG C, XIANG Y L. Mathematical modeling and stability analysis of tiltrotor aircraft[J]. Drones, 2022, 6(4): 92.

[3] ZHAO G Q, ZHAO Q J, LI P, et al. Parametric analyses for effects of RPM and diameter on tiltrotor aerodynamic performances in hovering and cruise mode[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences, 2021, 22(3): 479-488.

[4] 吴伟伟, 马存旺, 张练, 等. 倾转旋翼机连续倾转过渡状态数值模拟[J]. 航空工程进展, 2021, 12(3): 55-64.
WU W W, MA C W, ZHANG L, et al. Numerical simulation of continuous tilting transition of tiltrotor aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2021, 12(3): 55-64(in Chinese).

[5] 刘佳豪, 李高华, 王福新. 倾转过渡状态旋翼-机翼气动干扰特性计算分析[J]. 航空学报, 2022, 43(12): 126097.
LIU J H, LI G H, WANG F X. Calculation analysis of rotor-wing aerodynamic interference characteristics in conversion mode[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(12): 126097(in Chinese).

[6] 吴健健, 王琦, 李之瀚, 等. 倾转旋翼飞机过渡段定高飞行控制研究[J]. 计算机仿真, 2020, 37(4): 48-51.
WU J J, WANG Q, LI Z H, et al. Study on flight control at constant height of a tilting wing aircraft in transition section[J]. Computer Simulation, 2020, 37(4): 48-51(in Chinese).

[7] WU Z L, LI C, CAO Y H. Numerical simulation of rotor-wing transient interaction for a tiltrotor in the transition mode[J]. Mathematics, 2019, 7(2): 116.

[8] DROANDI G, ZANOTTI A, GIBERTINI G. Aerodynamic interaction between rotor and tilting wing in hovering flight condition[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2015, 60(4): 1-20.

[9] 陈皓, 董育伟. 定常吹气对倾转旋翼机向下载荷的影响[J]. 应用力学学报, 2021, 38(1): 93-98.
CHEN H, DONG Y W. Tiltrotor download reduction using steady blowing control[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2021, 38(1): 93-98 (in Chinese).

[10] KJELLGREN P, SIVASUBRAMANIAN J, CERCHIE D, et al. Download alleviation for the XV-15: Computations and experiments of flows around the wing[C]//Proceedings of the Biennial International Powered Lift Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2002: 6007.

[11] CARLSON E, ZHAO Y Y, CHEN R. Optimal tiltrotor runway operations in one engine inoperative[C]//Proceedings of the Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 1999: 3961.

[12] HARENDRA P B, JOGLEKAR M J, GAFFEY T M, et al. V/STOL tilt rotor study. Volume 5: A mathematical model for real time flight simulation of the Bell model 301 tilt rotor research aircraft: NASA-CR-114614 [R]. Texas: NASA, 1973: A27-A32.

[13] 曹芸芸, 陈仁良. 倾转旋翼飞行器旋翼对机翼向下载荷计算模型[J]. 航空动力学报, 2011, 26(2): 468-474.
CAO Y Y, CHEN R L. Mathematical model for calculating wing download of tiltrotor aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 468-474(in Chinese).

[14] 吕韵, 周进, 童明波. 常规布局飞机概念外形参数化建模研究[J]. 机械设计与制造工程, 2019, 48(11): 7-10.
LYU Y, ZHOU J, TONG M B. Research on the parametric design of concept aircraft shape[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2019, 48(11): 7-10(in Chinese).

[15] 冯毅, 唐伟, 任建勋, 等. 飞行器参数化几何建模方法研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(4): 546-550.
FENG Y, TANG W, REN J X, et al. Parametric geometry representation method for hypersonic vehicle configuration[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(4): 546-550 (in Chinese).

[16] 曹芸芸. 倾转旋翼飞行器飞行动力学数学建模方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
CAO Y Y. Research on mathematical modeling method for tilt rotor aircraft flight dynamics[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012 (in Chinese).

Visual calculation method of wing slipstream zone area on tiltrotor aircraft

SONG Wei[1, 2], WANG Qi[2, *], HE Guoyi[2]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. School of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: The calculation of the wing slipstream zone area is the key to analyzing aerodynamic interference between rotor and wing on the tiltrotor aircraft. A visual calculation method was proposed for calculating the wing slipstream zone area on the tiltrotor aircraft through aerodynamic and three-dimensional geometric calculations based on CATIA secondary development and parametric design technology. By the proposed method, the wing slipstream zone area could be accurately calculated, and the wing slipstream zone and its dynamic change with various parameters could be directly determined by considering the effects of wing and rotor parameters. According to the results of case calculation and analysis as per the parameters of XV-15 tiltrotor aircraft, the wing parameters including incidence angle, sweep angle, and dihedral angle only have little influence on the wing slipstream zone in both longitudinal and lateral analysis. However, the rotor parameters including the back and side angles of the rotor and the angle of outboard tilt of mast axis have a large influence on the wing slipstream zone area. Therefore, the calculation accuracy can be increased by 18.976% at most through the proposed method of the wing slipstream zone area on the XV-15 tiltrotor aircraft without considering the back and side angles of the rotor.

Keywords: tiltrotor aircraft; wing slipstream zone; visual calculation; CATIA secondary development; parametric design

Received: 2022-08-01; **Accepted**: 2022-08-12; **Published Online**: 2022-08-24 16:43
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20220824.1441.001

* **Corresponding author**. E-mail: wangqi439@nchu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0637

基于元学习的小样本遥感图像目标检测

李红光[1]，王玉峰[1,*]，杨丽春[2]
(1. 北京航空航天大学 无人系统研究院，北京 100191；2. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：面向小样本条件下的遥感图像目标检测任务，提出一种基于元学习的小样本遥感图像目标检测算法。针对遥感图像中目标尺度变化大、小样本条件下目标与背景易混淆的问题，在特征提取部分将单尺度重加权拓展为多尺度重加权模块，充分引入支持样本的先验知识以适应不同目标的尺度变化；为解决遥感图像目标类间相似性和类内差异性的问题，利用目标对于场景的依赖性设计了场景修正模块，对检出目标类别进行修正，并引入边际损失对特征空间内不同目标的特征分布进行约束。实验结果表明：所提算法在10样本任务设定上获得了较高的检测性能，在NWPU VHR-10和DIOR数据集新类别上的平均精度（mAP）分别达到了64.18%和37.27%。

关 键 词：小样本学习；元学习；多尺度重加权；场景修正；遥感图像；目标检测
中图分类号：TN911.73
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)08-2503-11

遥感图像目标检测旨在获取影像中特定目标的语义类型和具体位置，是图像判读解译和目标监视的重要环节，被广泛应用于智慧交通、公共安全、灾害监测和军事战争等领域[1-2]。然而，遥感图像采集成本较高，图像质量易受天气天候、地形地貌等条件变化影响，同时在自然灾害现场、军事战场等特殊场景下不具备大量拍摄图像的条件。因此，构建具有大数据量的目标样本库较为困难，尤其是针对一些特殊场景和目标只能获取极为少量的样本图像。针对上述有限数据样本问题，小样本学习能够从训练策略、网络结构等各方面挖掘样本中的先验知识，进而提升模型的泛化性能[3]。

目标检测任务需要完成目标分类并回归得到目标位置，因此，对先验知识提取有着更高的需求[4-5]。在先验知识的获取方式上可划分为基于数据增强、迁移学习、度量学习和元学习等几类算法分支。数据增强除了旋转、裁剪、缩放、亮度和饱和度变换等预处理操作外，还可以在检测模型中加入一些增强性模块。例如，Wu等[6]针对目标尺度稀疏分布问题，提出一种多尺度正样本修正算法。迁移学习利用源任务学习到的知识来提高模型在目标任务上的性能。其中，Chen等[7]结合单步多框目标检测(single shot multibox detector, SSD)[8]和基于区域快速卷积网络(faster region-based convolutional network, Faster R-CNN)[9]的优点，提出一种小样本目标检测框架，缓解了迁移学习带来的过拟合风险。度量学习通常将样本嵌入一个特征空间中，通过特征向量之间的距离反映样本之间的相似性。例如，Karlinsky等[10]设计了基于类别特征多模态混合表征的深度度量分类子网，来替换检测器分类头部。元学习能够在任务中获取通用信息作为先验知识，并将其应用于新任务中。例如，Kang等[11]提出一种基于重加权的元学习小样本目标检测框架，Yan等[12]设计了一种基于Faster R-CNN结构的元学习架构。

现阶段小样本学习相关研究侧重于自然场景图像的检测识别问题，但是遥感场景下的小样本目标检测识别研究较为欠缺，且遥感图像的一些特性

收稿日期：2022-07-26；**录用日期**：2022-10-04；**网络出版时间**：2022-11-07 10:27
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221104.1829.005
基金项目：国家重点研发计划(2020YFB0505602)；国家自然科学基金(62076019,U20B2042)
* **通信作者**. E-mail：wyfeng@buaa.edu.cn

引用格式：李红光，王玉峰，杨丽春. 基于元学习的小样本遥感图像目标检测[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2503-2513.
LI H G，WANG Y F，YANG L C. Meta-learning-based few-shot object detection for remote sensing images[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2503-2513 (in Chinese).

使此问题更为困难:①遥感图像不同类别目标间有较高相似性,相同类别目标可能包含较大差异性,即具有类间相似性高、类内差异性大的特点;②遥感图像中地物目标尺度变化较大,常见的单一目标检测头可能难以适应;③相比于自然场景,遥感场景图像样本数量更少,导致检测模型容易对前景目标和背景产生混淆。若将以上小样本学习算法直接应用于遥感图像目标检测任务中,则势必会带来检测性能的下降。

尽管如此,在面临小样本遥感图像智能解析任务时,仍能从先验知识增强的研究进展中获得启发,使深度学习模型能够利用先前任务中的经验知识,完成对当前任务的学习。迁移学习需要有足量标注的源域数据集,并且对源域和目标域数据相关性要求较高,不适用于小样本遥感图像解析任务。度量学习旨在找到一个最优的度量空间,使相似样本分布之间距离尽可能小,而不同样本分布之间距离尽可能大,其泛化能力优劣取决于新任务与先前任务中的样本是否具有相似分布,新任务适应能力有待提高。而元学习通过小批量的多次不同任务学习完成一般知识的逐步积累,并在不同的任务中共享,即此模式将学习过程分为特定任务适应和跨任务泛化,从而具有快速适应新任务的优势。综上所述,将元学习和度量学习相结合以解决少样本条件下的遥感图像智能解析任务,是一个值得探索的方向。

针对上述问题分析与研究启发,本文提出一种基于元学习的小样本遥感图像目标检测算法,并针对遥感图像特点提出多尺度通道-空间重加权模块和边际损失与场景修正模块,提高遥感图像目标检测的准确率。首先,本文算法设计了基于通道-空间注意力的多尺度重加权模块,实现支持样本和查询样本的特征交互,能够充分引入支持样本的先验知识以适应不同目标的尺度变化,提升模型对于复杂背景下目标的判别能力。其次,设计了场景修正分支,利用场景目标的上下文关系降低误检风险,并且添加边际约束损失,使特征空间中相同类别目标特征向量分布更加紧凑,不同类别特征向量分布更加分散,提高目标类别检测准确率。最后,在遥感数据集上对本文算法进行实验验证,结果表明,本文算法在小样本任务设定上获得了较高的目标检测性能。

1 小样本目标检测算法

随着深度学习技术的飞速发展,目标检测算法层出不穷,并且已经取得了较高的检测性能。但基于深度学习的目标检测需要大量带标注的样本进行训练调优,当可获得带标注样本量有限或测试数据集和训练数据集分布有差异时,检测效果将大幅下降。同时,目标检测任务不仅需要完成目标分类,也需要回归得到目标位置框,因此,对先验知识的提取有着更高的需求。

Kang 等[11] 针对小样本目标检测问题在 YOLOv2[13] 的基础上提出 Meta-YOLO 结构,通过神经网络将支持图像压缩为一组类别特定的向量,对查询特征图进行通道级别的重加权,进而在重加权后的查询特征图上进行目标预测。然而,在小样本遥感图像目标检测任务上,Meta-YOLO 结构不包含建议区域生成模块,而是直接在特征图每个像素点上进行回归,同时样本数量较少,因此,前景目标和背景容易发生混淆。针对小样本遥感图像目标检测任务,Xiao 等[14] 以 Faster R-CNN 为基本结构,设计了一种关系门循环单元模块嵌入区域候选网络 (region proposal network, RPN) 层后用于衡量支持目标与查询集检出目标之间的相似性。Le Jeune 等[15] 用原型网络替代了两阶段 Faster R-CNN 的分类分支,RPN 层的每个候选框生成特征向量,与类原型进行相似性度量。以上 2 种方式以提高检测的分类准确性为目标,改进了分类分支相似性度量方式,但对遥感图像类混淆问题未做出有针对性的改进,也未考虑到遥感图像中目标的多尺度特性。

因此,本文从元学习与度量学习的思想出发,充分结合遥感图像本身的特性,对小样本分类与目标检测做有针对性的改进。本文算法框架如图 1 所示,总体可分为 3 个关键模块:特征提取模块、场景相似度判断模块和多尺度预测模块。

特征提取模块。对于查询集,采用结合特征金字塔的骨干网络 CSPDarknet53 进行特征提取;为屏蔽支持集中的背景信息,将一个二值化的掩码通道拼接在支持图像后,通入卷积网络进行下采样,得到 3 组不同的加权向量,分别经过通道注意力模块 (channel attention module, CAM) 和空间注意力模块 (spatial attention module, SAM) 的重加权。

场景相似度判断模块。遥感图像中的目标和背景有一定的相关性,为提高先验知识利用率和增强分类任务准确性,本文设计了场景相似度判断作为辅助约束分支,包括压缩与激励 (squeeze and excitation, SE) 网络分别与全局平均池化 (global average pooling, GAP)、全局最大池化 (global max pooling, GMP) 相结合的分支结构,然后通过计算其陆地移动距离 (Earth mover's distance, EMD) 获得场景相似性,为避免任务间相互干扰,通过分步方式

进行训练。

基于边际损失和场景修正的多尺度预测模块。其包含 3 个不同尺度的检测头, 负责回归位置和分类信息。大尺度检测头负责检出小目标, 小尺度检测头负责检出大目标。另外, 设计边际约束损失和场景修正分支, 边际约束使特征空间中基类的类间距离尽可能大, 类内距离尽可能小, 避免新类与基类的混淆。场景修正分支利用遥感图像中目标与背景的依赖关系, 对检出的非关联目标进行约束和过滤, 进一步提高预测结果的准确性。

1.1　元学习训练框架

深度神经网络通常基于特定的大型数据集进行迭代训练, 从而获得适合该任务的模型参数。然而这种学习策略和人类获取新知识的模式存在差异, 难以利用以往的经验迅速完成新任务的学习。如何指导模型以人类的方式进行学习, 使其不拘泥于某单一任务, 学会从不同任务中学习共性经验与通用知识并应用于新任务, 是元学习专注解决的问题。因此, 元学习在训练时需要人为地构建一些小样本条件的学习任务, 这些任务中的样本类别和样本本身都是通过随机抽取的方式获得的。每个轮次模型面临的分类任务都是不同的, 使其能够具备优秀的泛化能力, 在面对新任务、新类别时不用重新训练, 而是利用少量样本即可完成分类任务。

小样本目标检测任务中, 元学习的思想主要体现在两阶段训练策略上。不完全等同于小样本图像分类中的 N 类 M 样本任务机制, 基于元学习的小样本目标检测按照目标类别分成基类与新类, 然后进行基本训练和小样本微调的两阶段训练, 其在训练概念和策略上也与迁移学习中的大样本预训练及小样本微调有着显著差异。带标注的训练图像通过当前元学习任务 j 的方式被重新分配成为 $T_j = S_j \cup Q_j = \{(\boldsymbol{X}_1^j, \boldsymbol{B}_1^j), \cdots, (\boldsymbol{X}_N^j, \boldsymbol{B}_N^j)\} \cup \{(\boldsymbol{X}_1^q, \boldsymbol{B}_1^q)\}$ 的形式, 其中, S_j 为支持集, 包含 N 个不同的感兴趣目标, 而 Q_j 表示查询集样本, 样本中含有一种或多种感兴趣目标; $\boldsymbol{X}$ 和 $\boldsymbol{B}$ 分别表示图像样本和标注信息。期望模型能够充分利用支持集中的先验信息, 将查询样本中的感兴趣目标检测出来。以下将具体阐述小样本目标检测任务的训练过程。

1) 基本训练阶段, 训练样本为较充足的基类数据。以 N 类 M 样本为例, 每个训练迭代轮次中, 在基类中随机抽取 N 个类别, 每类随机抽取 M 个样本共 $N \times M$ 个样本构成本元任务中的支持集, 每类抽取若干个样本作为本次元任务中的查询集。通过上述任务划分方式随机抽样得到支持样本集和查询样本集, 通入小样本遥感图像目标检测模型中进行协同训练。对于基类中的目标, 模型具备利用少量支持样本检出查询样本中感兴趣目标的能力。

2) 小样本微调阶段, 训练样本为基类与新类混合在一起构建元学习任务。目的是防止只用新类进行微调时, 模型对于基类的检测性能可能会有所下降。不同于样本量充足的基类, 新类仅包含 M 个目标样本。此阶段以较小的学习率对模型参数进行微调, 收敛速度会变得更快, 能够以较少轮次获得最优参数。以上这种两阶段元学习任务划分方式如图 2 所示。

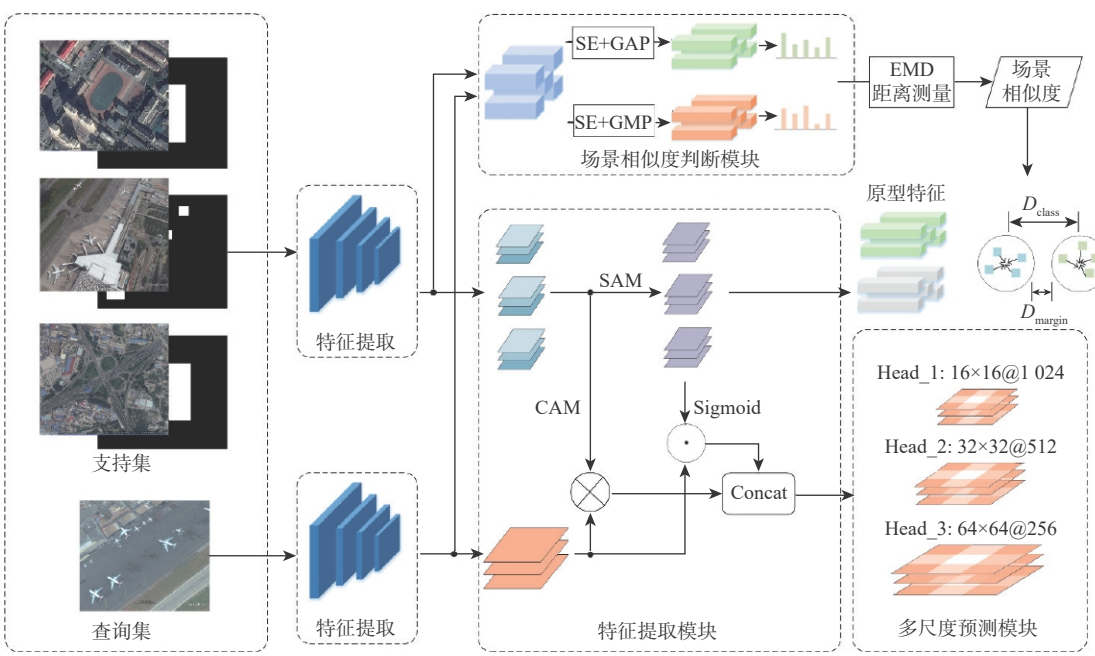


图 1　本文算法框架

Fig. 1　Overall framework of the proposed algorithm

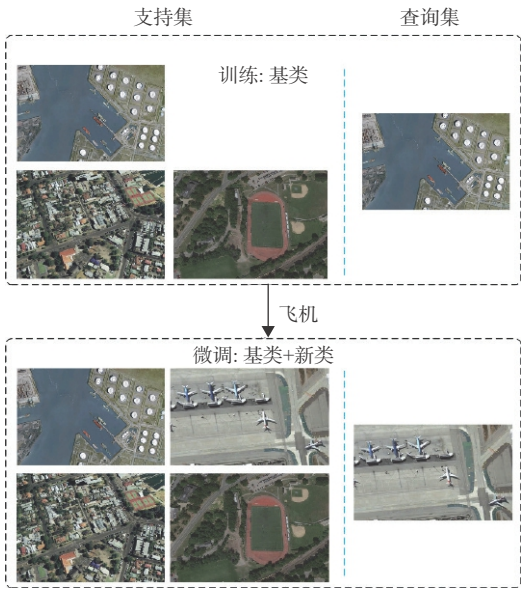


图2 元任务划分

Fig. 2 Division of meta-task

元学习划分得到的每个轮次训练任务皆属于一个独立的小样本检测任务。M样本目标检测任务中若M取5,则每个新类用于检测训练的目标样本只有5个。深度神经网络虽然能够出色地完成特征提取,很好地拟合该轮次任务中的每个样本,但由于样本量过少,会造成比较严重的过拟合现象。因此,本文在元学习训练框架基础上,进一步针对遥感图像特性改进模型的特征提取模块和预测模块,通过提升网络结构复杂度,在元任务内部降低由于监督样本量少而引起的过拟合风险,进而充分提取目标图像特征并提高检测性能。

1.2 基于多尺度重加权的特征提取模块

1.2.1 查询集特征提取

骨干网络。本文采用YOLOv4[16]骨干网络CSPDarknet53,其基本结构单元为基于CSPNet的残差块,如图3所示。对于输入残差块的特征图,将其分流成2条支路,其中短支路只包含一层卷积(convolution, Conv),长支路包含若干层卷积和基本残差块,实现了更丰富的梯度组合。其中,@channels表示通道卷积,Mish表示Mish激活函数,Concat表示连接(Concatenate)操作。

Neck模块。为适应不同的目标大小,丰富提供给检测头部的特征,在骨干网络和多尺度检测头中间,通常需要嵌入Neck结构。而YOLOv4[16]中的Neck部分包含了空间金字塔池化和结合路径聚合网络的特征金字塔结构。

空间金字塔池化层(spatial pyramid pooling, SPP)[17]嵌入在骨干网络最后一个卷积层前,结构如图4所示。SPP中包含多种最大池化窗口,不同窗口进行最大池化处理后,得到多个尺度的池化特征,最终得到大小固定的输出。空间金字塔池化能够丰富特征感受野,提高其尺度不变性。

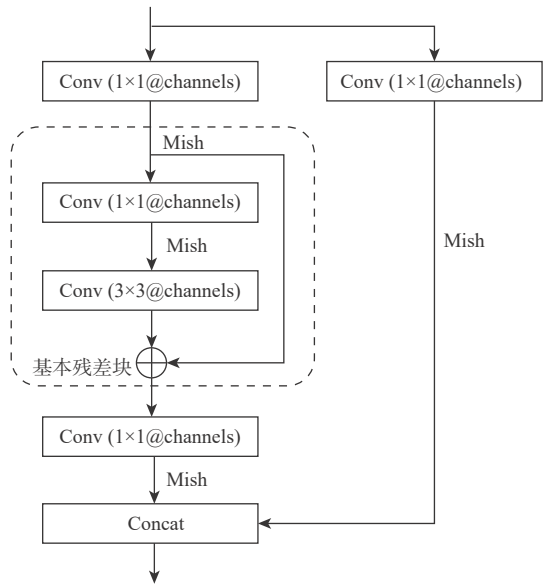


图3 基于CSPNet的残差块

Fig. 3 Residual block based on CSPNet

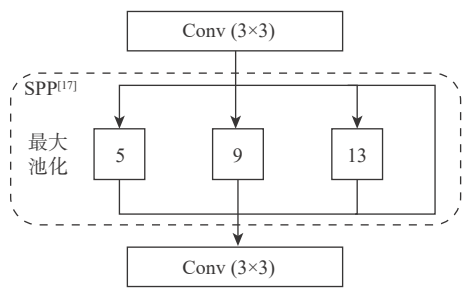


图4 空间金字塔池化层

Fig. 4 Spatial pyramid pooling layer

特征金字塔结构通过自上而下和自下而上2种方式实现不同空间分辨率的特征融合,融合后的特征既包含自上而下的高层语义信息,也包含自下而上的空间信息。这个过程通过特征金字塔网络(feature pyramid network, FPN)[18]和路径聚合网络(path aggregation network, PAN)[19]实现,如图5所示。

1.2.2 支持集重加权向量生成

支持图像中包含已知类别和位置的目标,这些已知目标可作为先验知识引导查询图像中相关目标的检出。而遥感图像背景信息丰富,目标类别众多,支持集图像中通常包含多类目标。需要对支持图像进行预处理,通过一个二值化的掩码对背景和无关目标进行抑制。掩码的尺度和输入支持图像保持一致,但通道数为1,包含相关目标的像素点设置为1,背景和无关目标区域设置为0。将此二值化掩码与输入图像进行通道维度的拼接。重加权向量生成网络结构如表1所示。

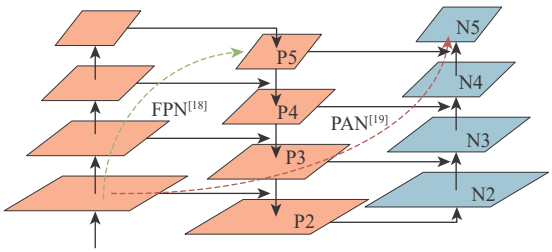


图 5　FPN 和 PAN 结构

Fig. 5　Structure of FPN and PAN

表 1　重加权向量生成网络结构

Table 1　Structure of reweighted vector generation network

网络层	输出维度	是否重加权	标志
Input	4×512×512	否	
Conv1 + Maxpooling	32×256×256	否	
Conv2 + Maxpooling	64×128×128	否	
Conv3 + Maxpooling	128×64×64	否	
Conv4 + Maxpooling	256×32×32	否	
Conv5 + CAM	256×1×1	是	通道
Route from Conv4	256×32×32	否	
Conv6 + SAM	256×64×64	是	空间
Route with Conv4	256×32×32	否	
Conv7 + Maxpooling	512×16×16	否	
Conv8 + CAM	512×1×1	是	通道
Route from Conv7	512×16×16	否	
Conv9 + SAM	512×32×32	是	空间
Route with Conv7	512×16×16	否	
Conv10 + Maxpooling	1 024×8×8	否	
Conv11 + CAM	1 024×1×1	是	通道
Route from Conv10	1 024×8×8	否	
Conv9 + SAM	1 024×16×16	是	空间

1.2.3　通道-空间重加权

为提升模型对不同尺寸目标的检测能力, 本文通道-空间重加权结构包含 3 条不同尺度的预测支路。支持图像经特征提取得到 3 组不同尺度的类别特定空间加权向量和通道加权向量, 对待通入各预测支路的查询特征图进行空间和通道级别的重加权, 使待测查询特征图中的相关目标特征表征得到加强, 蕴含在支持集中的先验知识得到充分利用。

如表 1 所示, 通道重加权向量由支持特征图经过 CAM 得到, 尺度为 $C\times1\times1$, 其中 C 为通道数。将通道重加权向量作为卷积核对查询特征图进行 1×1 卷积得到通道级别加权后的查询特征, 如图 6 所示, 其中包括 GMP、GAP 及全卷积 (fully connected, FC)、Sigmoid 激活函数等操作。

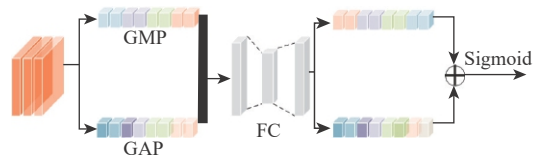


图 6　通道注意力模块

Fig. 6　Channel attention module

然而, 外观变化或遮挡在遥感图像中很常见, 当同一类对象在查询和支持样本间变化很大时, 整体特征可能会产生偏差。这种情况下, 局部细节特征的作用就变得非常重要。因此, 除通道重加权外, 本文通道-空间重加权结构还进行了空间级别的重加权, 通过 SAM 从支持特征中提取与查询信息相关的像素级特征, 属于查询和支持样本之间共存对象的查询特征的像素将被进一步增强, 如图 7 所示。空间加权向量与查询特征尺度相同, 通过逐元素相乘的方式做哈达玛积。空间加权特征和通道加权特征通过拼接的方式进行特征融合, 通入多尺度检测头部。

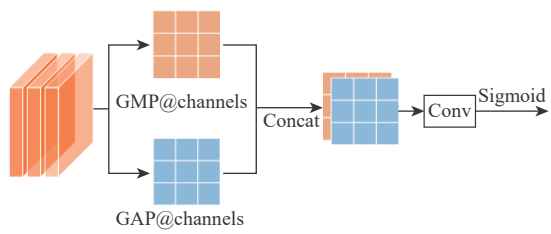


图 7　空间注意力模块

Fig. 7　Spatial attention module

1.3　基于边际损失和场景修正的多尺度预测模块

由于遥感图像中待测目标具有类间相似、类内差异的特点, 因此引入基于类别区分的边际子空间约束[20] 和场景修正策略, 提高目标分类的准确率。由于 YOLO 算法的密集式候选框生成方式需要在检测时对大量候选框进行筛选, 因此采用 CIoU[21] 作为候选框筛选指标和回归损失函数。

1.3.1　边际子空间约束

在训练阶段, 通过基类数据对模型进行训练, 构建高维的代表性特征空间。整个特征空间被划分为多个子空间, 每个子空间中含某一类目标的特征分布。在网络微调阶段, 新类别的目标特征被嵌入特征空间中基类之间的边际空间。因此, 为避免基类与新类的混淆, 基类之间的边际空间应尽可能大, 而基类内部特征分布则尽可能紧凑。

定义某类的原型表示为

$$\boldsymbol{\mu}_i = \frac{1}{K}\sum_{j=0}^{K-1}\boldsymbol{v}_{ij} \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{v}_{ij}$ 为某类中的样本特征向量表示; K 为本类

中所有样本的个数。

由此，类内距离和类间距离可以定义为

$$\begin{cases} \boldsymbol{D}_i^{\text{in_class}} = \sum_{j=0}^{K-1} (\boldsymbol{v}_{ij} - \boldsymbol{\mu}_i^2) \\ \boldsymbol{D}_i^{\text{class}} = \min_{j,i\neq j} (\boldsymbol{\mu}_j - \boldsymbol{\mu}_i^2) \end{cases} \tag{2}$$

为达到类间距离尽可能大，类内距离尽可能小的目的，设计边际损失定义为

$$\arg\min L_{\text{mar}} = \sum_i^N \boldsymbol{D}_i^{\text{in_class}} \Big/ \sum_i^N \boldsymbol{D}_i^{\text{class}} \tag{3}$$

在微调阶段，使用少数新类数据来更新网络参数。如果没有足够的数据，则新类不能显著改变特征表示，因此，新类和基类共享同一个特征空间，要求特征空间中基类之间的边距尽可能大，为新类保留足够的边距空间。

1.3.2 场景相似性修正

遥感图像的特殊性在于，目标与场景具有一定的相关性，场景上下文对目标类别的判定具有重要的作用，因此，本文在目标检测模型基础上加入场景分类分支作为辅助约束任务。场景分类分支与目标检测分支共享特征提取骨干网络，引入双分支相似性距离度量模块[22]。然后通过计算其EMD[23]获取场景相似性，作为场景先验进行目标类别修正。本文场景定义为图像中的目标类别标签。

场景分类分支的训练过程分为2个阶段，第1阶段将支持图像与查询图像通入场景分类模型，训练分类模型至收敛，固定场景分类模型参数。第2阶段，将查询图像和添加掩码的支持图像通入检测器，检测头部输出预测框格式为$\left[x_i, y_i, w_i, h_i, f_i, c_i\right]_{i=0}^{B}$，其中，$x_i$、$y_i$、$w_i$、$h_i$分别表示预测框的中心点位置和宽高，$f_i$表示置信度，$c_i \in 1\times O, O$为目标类别数，$B$为候选框数量。而场景相似性判别支路输入为未添加掩码的支持图像和查询图像，输出为查询图像与各类支持图像之间的全局相似度关系，可表示为向量$\boldsymbol{S}_{\text{core}} = [\alpha_1, \alpha_2, \cdots, \alpha_S]$，其中，$S$为支持图像场景类别数，对于遥感图像场景与目标类别，本文设定O与S相等。按照如下算法的计算流程对检测头部的类别判定做出修正。

输入 1) 场景相似性向量$\boldsymbol{S}_{\text{core}} = [\alpha_1, \alpha_2, \cdots, \alpha_S]$

2) 预测结果$\left[x_i, y_i, w_i, h_i, f_i, c_i\right]$

修正 1) 初始化目标类别倾向向量$\boldsymbol{H} = [0, 0, \cdots, 0]_{1\times O}$

2) for j in range(S):

统计当前场景类j支持图像中各类别目标出现的频率f，更新$\boldsymbol{H}[j] \leftarrow \boldsymbol{H}[j] + \alpha_j f$

3) 从预测结果中取类别向量$\boldsymbol{C} = [c_1, c_2, \ldots, c_O]$，更新$\boldsymbol{C} \leftarrow \boldsymbol{H} \cdot \boldsymbol{C}$

输出 修正后目标类别判定向量$\boldsymbol{C}$，经过softmax得到修正后目标类别判定结果。

1.3.3 完全交并比函数

交并比(intersection over union, IoU)描述的是预测框和真实框之间的重叠程度。IoU既可以用来做候选框筛选，又由于其尺度不变性、对称性、三角不等性、非负性和同一性，且值域在0～1之间，也可用来做损失函数。IoU损失函数优于平滑L2损失的地方在于，L2损失是将框上界、下界、左界和右界分开进行考虑的，忽略了四者的相关性；同时L2损失是非标准化的，可能会忽略较小目标。但普通IoU只能衡量候选框和真实框的重叠比例，不能衡量两者之间的距离和长宽比，而且当预测框和真实框不相交时IoU为0，无法进行梯度回传。完全IoU(complete IoU, CIoU)[21]则可以克服以上不足，其表达式为

$$\begin{cases} I_{\text{CIoU}} = I_{\text{IoU}} - \left(\rho^2\left(b, b^{\text{gt}}\right)/c^2 + \alpha v\right) \\ v = \dfrac{4}{\pi^2}\left(\arctan\dfrac{w^{\text{gt}}}{h^{\text{gt}}} - \arctan\dfrac{w}{h}\right)^2 \\ \alpha = \dfrac{v}{(1 - I_{\text{IoU}}) + v} \end{cases} \tag{4}$$

式中：w、h和w^{gt}、h^{gt}分别为预测框的宽、高和真实框的宽、高；$\rho^2\left(b, b^{\text{gt}}\right)$为预测框和真实框中心点之间的欧式距离；$c$为包含预测框和真实框的最小框对角线距离。

2 实验结果与分析

2.1 遥感数据集

本文采用NWPU VHR-10[24]和DIOR[25]这2个数据集。NWPU VHR-10[24]数据集包含650张有目标的图像和150张无目标的背景图像，一共有3 651个实例。目标实例包括飞机、舰船、油罐、棒球场、网球场、篮球场、田径场、港口、桥梁和汽车10类。各目标尺度变化较为多样，分布情况各异。实验中将其中7类作为基础类别，3类作为新类别。基础类别进行模型训练，加入新类时进行微调。数据集示例如图8所示。

DIOR[25]数据集是一种用于光学遥感图像目标检测的大规模基准数据集，包含23 463张遥感图像和190 288个实例。实例包括飞机、飞机场、棒球场、高尔夫球场、篮球场、桥梁、烟囱、水坝、高速公路服务区、高速公路收费站、港口、田径场、立交路口、体育馆、储油罐、网球场、火车站、汽车、风力发电机等20个类别。与NWPU VHR-10[24]遥感数据集相比，DIOR目标多样性和尺寸多样性都

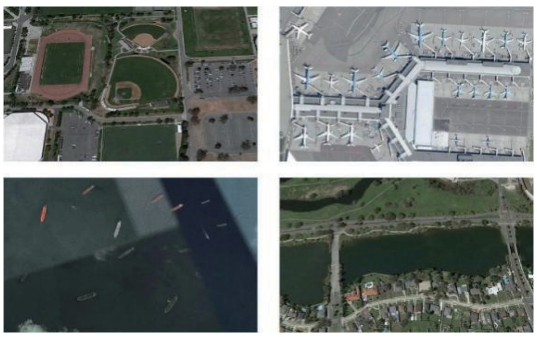


图 8　NWPU VHR-10[24] 数据集样本示例

Fig. 8　Example images from the NWPU VHR-10[24] dataset

有所增加。图像像素尺寸为 800×800, 分辨率为 0.5～30 m。取其中 15 类作为基类, 其余为新类。数据集示例如图 9 所示。



图 9　DIOR[25] 数据集示例

Fig. 9　Example images from the DIOR[25] dataset

2.2　评价指标

评估算法模型精度使用的指标主要为全类平均精度 (mean average precision, mAP); mAP 的计算由准确率-召回率曲线 (precision-recall curve) 得到, 准确率和召回率的定义为

$$\begin{cases} P_{\text{recision}} = \dfrac{T_{\text{P}}}{T_{\text{P}} + F_{\text{P}}} \\ R_{\text{ecall}} = \dfrac{T_{\text{P}}}{T_{\text{P}} + F_{\text{N}}} \end{cases} \tag{5}$$

式中: T_{P}、F_{P}、F_{N} 分别为真正、假正、假负的数量。T_{P} 和 F_{P} 通过同类的检测框与真值框的 IoU 来确定, 若同类的检测框与真值框的 IoU 大于一定的阈值, 则该检测框为 T_{P}, 否则为 F_{P}。若标注中的真值边界框不存在一个同类的检测框大于 IoU 阈值, 则该真值框为 F_{P}, IoU 定义为

$$I_{\text{IoU}} = \frac{B_{\text{pr}} \cap B_{\text{gt}}}{B_{\text{pr}} \cup B_{\text{gt}}} \tag{6}$$

式中: B_{pr} 为算法模型预测边界框; B_{gt} 为标注中的真值边界框, 参考 Pascal VOC 的准则, 将 IoU 阈值取为 0.5。由 R_{ecall} 的定义可知其定义域为 [0,1], 将 R_{ecall} 作为横轴, P_{recision} 作为纵轴, 可以得到一条 Precision-Recall 曲线, 对应类别 Precision-Recall 曲线下面的面积即为算法模型在该类别的 AP。

2.3　实验设置

训练过程中采用 Adam 优化器, 计算式为

$$\begin{cases} m_t = \beta_1 m_{t-1} + (1-\beta_1) g \\ v_t = \beta_2 v_{t-1} + (1-\beta_2) g^2 \\ q = q - l \dfrac{m_t}{\sqrt{v_t} + \varepsilon} \end{cases} \tag{7}$$

式中: t 为更新步数; m_t 为历史梯度的一阶指数平滑, 用于稳定参数更新过程中的梯度振荡; β_1、β_2 为超参数; v_t 为历史梯度平方的一阶指数平滑; g 为梯度; q 为权重; ε 为一个极小值; l 为学习率。

考虑到目标函数通常是多峰的, 为避免陷入局部最优解, 采用余弦退火策略进行学习率衰减。执行完若干轮次后通过增加学习率的方式开始热重启, 跳出局部最优:

$$l_t = l_{\min} + \frac{1}{2}(l_{\max} - l_{\min}) \left(1 + \cos\left(\frac{T_{\text{cur}}}{T_i}\pi\right)\right) \tag{8}$$

式中: $l_{\max}$ 和 $l_{\min}$ 定义学习率范围; T_{cur} 为当前执行的轮次数, 当执行到 T_i 时, 执行热重启。从局部来看, 热重启可能会导致梯度更新短暂发散, 但从长期迭代过程来看, 其能够更快地跳出局部最优, 加快收敛过程。本文设置初始学习率为 0.001, Adam 优化器中 β_1 设置为 0.9, β_2 设置为 0.999。余弦退火周期设置为 20, $l_{\min}$ 为 0.000 01。

2.4　实验结果分析

2.4.1　多尺度重加权对检测性能的影响

经典的基于元学习的小样本 YOLO 目标检测框架使用单尺度加权结构, 并且只有一个单一尺度的检测头部。然而遥感图像中目标尺度变化较大, 单一尺度的检测器可能会丢失很多有用的实例级特征, 导致检测性能不理想。因此, 将 Meta-YOLO 改进成多尺度重加权的结构, 同时加权方式由通道和空间级别分别进行运算, 然后进行特征融合。重加权后得到像素为 64×64、32×32 和 16×16 这 3 个不同尺度查询样本特征图, 每个尺度对应 3 组不同长宽比的锚框。如图 10 所示, 绿色框代表目标真实框, 而黄色框为各尺度特征图的预设锚框。图例中 16 倍下采样的预设锚框更接近真实框。每个尺度查询特征图相对原图像的下采样比不同, 下采样比越大, 该特征图中预设锚框针对的检出目标尺度越大。这种方式能够较好地适应待测目标的尺度变化, 一定程度上降低漏检的风险。

表 2 为 NWPU VHR-10[24] 数据集上新类的 mAP 指标。由表可知, 在小样本遥感图像检测任务中, 多尺度重加权对于检测性能的提升有显著效果。同时, 空间重加权的嵌入也使 3 样本、5 样本



(a) 32倍下采样 (b) 16倍下采样 (c) 8倍下采样

图10 各尺度检测头部负责不同尺度目标的检出

Fig. 10 Detection head at each scale for targets

表2 多尺度重加权的有效性验证

Table 2 Effectiveness of the multiscale reweighting

样本/个	单尺度通道 mAP/%	多尺度通道 mAP/%	多尺度空间+通道 mAP/%
3	13.17	26.36	29.52
5	26.22	49.03	51.44
10	37.10	61.74	62.85

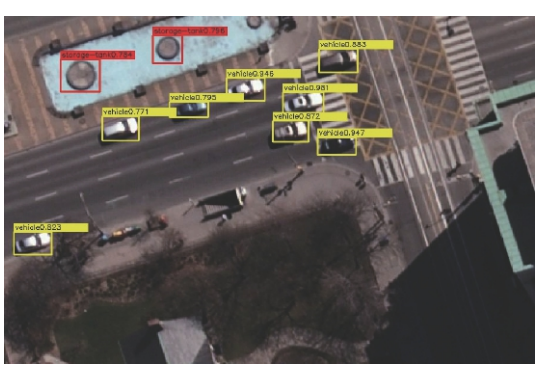
和10样本任务中新类上的平均mAP得到了11.99%、4.92%和1.80%的提升。

2.4.2 边际损失和场景修正对检测性能的影响

从遥感图像的特性来看,其与自然图像较为显著的不同为类内多样性和类间相似性。此特性毫无疑问会对检测头部的分类任务造成干扰,从而造成误检,如图11所示。为降低误检风险,提高分类性能,通过边际损失对分类子空间进行判别性建模。同时从场景目标依赖性角度出发,通过场景修正分支对检测头部的分类结果进行约束。NWPU VHR-10[24]数据集上针对检测头部边际损失和场景修正的有效性验证如表3所示。



(a) 类内多样性



(b) 类间相似性

图11 由于类内多样性和类间相似性造成的误检现象

Fig. 11 False detections due to inter-class similarities and intra-class differences

表3 边际损失和场景修正的有效性验证

Table 3 Effectiveness of marginal loss and scene correction

样本/个	无约束 mAP/%	边际损失 mAP/%	场景修正+边际损失mAP/%
1	10.17	9.87	10.32
3	29.52	30.37	33.42
5	51.44	52.03	54.58
10	62.85	62.98	64.18

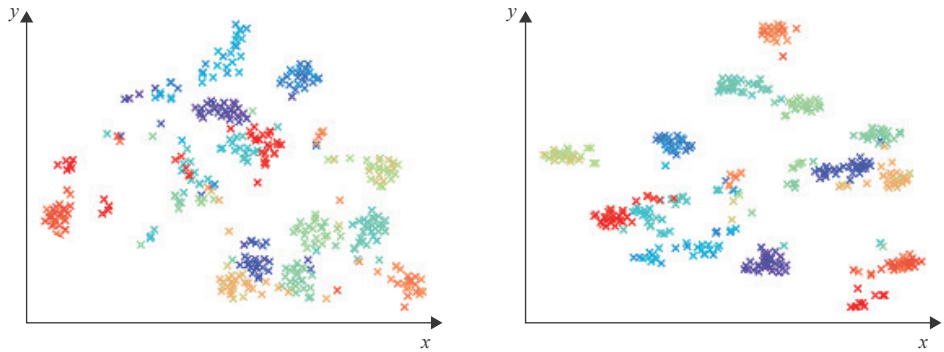
由表可知,支持集中每类只包含一个样本是一种比较极端的情况,从评估指标上看,边际损失和场景修正对新类的检测效果不理想。推测是因为在1样本的情况下,由于元任务中支持集图像每类只包含一个带标注样本,子空间中的类别代表向量分布具有一定的随机性和不确定性,因此,与类别相关的边际损失反而可能会对模型检测造成干扰。同时场景相似性度量在1样本的情况下判别难度也随之大幅上升,由第2节中的参考结果可推测1样本分类准确率在60%左右,因此,场景修正对检测结果的激励作用也比较有限。但是随着每类中参与训练的样本数量的增加,边际损失和场景修正的作用越发显著。

为更直观地评估边际损失和场景修正对特征空间中类别特定向量的约束作用,将第3个检测头部关联特征空间中的各特征向量取出,通过t分布-随机邻近嵌入(t-distributed stochastic neighbor embedding, t-SNE)的方式进行降维可视化,如图12所示。可以看到,边际损失和场景修正分支使同类目标特征向量之间更加紧凑,而不同类别间更加远离,能够较好地降低类别混淆风险,克服类内多样性和类间相似性。

2.4.3 与其他算法对比

基于深度学习的目标检测需要大量带标注的样本进行训练调优,当带标注样本量有限或测试数据集和训练数据集分布有差异时,检测效果将大幅下降。表4分别展示了通用目标检测模型YOLOv4[14]、基于小样本学习的目标检测模型Meta-YOLO[9]及本文算法在2个遥感数据集上的mAP结果。其中,YOLOv4[14]算法在小样本目标检测任务中的效果非常不理想,在每个类别包含10个带标注样本的情况下,mAP只能达到14.91%。因此,需要从模型和算法等多方面挖掘少量样本中蕴含的先验知识,以提升目标检测效果。

Meta-YOLO[9]是在YOLO框架下提出的基于元学习的小样本图像目标检测算法,在自然场景中



(a) 无约束　　(b) 边缘损失+场景修正

图 12　t-SNE 可视化

Fig. 12　t-SNE visualization

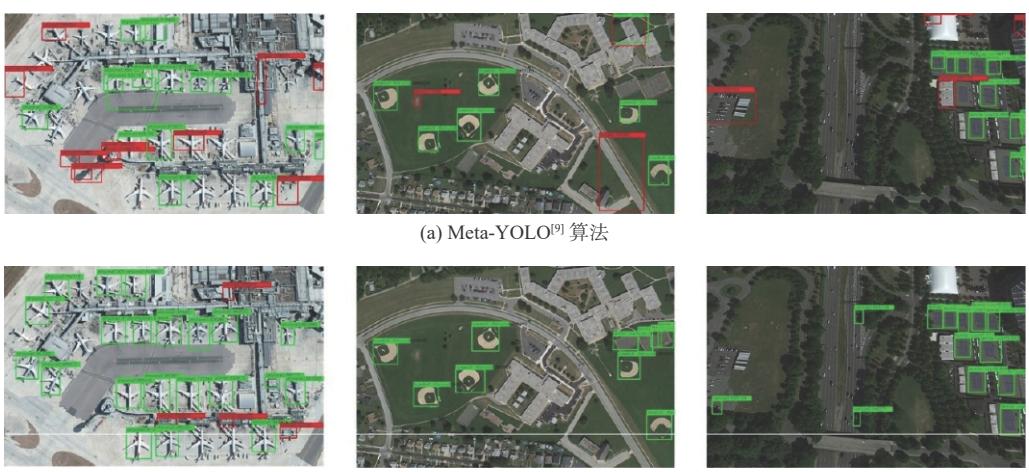
表 4　本文算法与其他算法的性能对比

Table 4　Comparison results with other algorithms　　%

数据集	类别	YOLOv4[14]算法 mAP		Meta-YOLO[9]算法 mAP			本文算法mAP		
		5样本	10样本	3样本	5样本	10样本	3样本	5样本	10样本
NWPU VHR-10[24]	airplane		14.22	13.27	20.17	20.52	17.87	44.53	51.11
	baseball-diamond		26.05	14.73	43.64	74.38	55.69	83.45	90.71
	tennis-court		4.45	11.52	14.85	16.42	26.71	35.76	50.73
	mean		14.91	13.17	26.22	37.10	33.42	54.58	64.18
DIOR[25]	airplane		2.55	7.56	9.04	15.04	11.93	15.93	19.16
	baseballfield		32.25	27.35	33.37	45.63	30.57	39.06	51.29
	Tennis-court		29.61	40.48	47.23	54.44	57.54	63.41	65.13
	trainstation		1.79	8.62	9.27	7.98	11.35	13.52	19.25
	windmill		4.84	9.05	13.35	18.21	20.83	27.56	31.53
	mean		14.21	18.61	22.45	28.26	26.64	32.09	37.27

的图像目标检测任务中表现较好, 但未充分考虑到遥感图像背景复杂、目标尺度多样等特性带来的问题, 性能上明显逊于本文算法。随着每类可知标注样本数量的上升, 模型可获取的先验信息增多, 所有算法的检测指标 mAP 都同步上升。同时, 目标类别不同, 检测性能也有着较大的差别。因为不同目标的尺度不同, 针对尺寸较小或类内尺寸变化较大的目标, 模型的检测能力相应较弱一些。

相较而言, 本文算法在 10 样本任务设定上获得了较高的检测性能, 在 NWPU VHR-10[24] 和 DIOR[25] 数据集新类别上的 mAP 分别达到了 64.18% 和 37.27%。取 NWPU VHR-10[24] 数据集 10 样本任务设置下若干张图像检测结果可视化如图 13 所示, 本文算法的实验结果中误检目标数明显减少, 而 Meta-YOLO[9] 算法中误检目标通常是该场景中不可能会出现的, 因此, 推测本文算法中场景修正模块对检出目标类



(a) Meta-YOLO[9] 算法

(b) 本文算法

图 13　可视化对比实验

Fig. 13　Comparative visual results

别起到了约束作用。但当目标尺度较小或分布较为密集时，漏检误检率上升。因此，本文算法在密集目标和小目标的场景下还有一定的改进空间。

3 结 论

本文从遥感图像小样本目标的多尺度特性和目标-场景依赖性出发，提出一种基于元学习的小样本遥感图像目标检测算法，其具有以下特性和优点：

1）针对遥感图像目标检测任务中实例尺度变化较大的特点，在特征提取部分嵌入多尺度通道-空间重加权模块，充分引入支持样本的先验知识，适应不同目标的尺度变化。

2）针对遥感图像中目标类内多样性和类间相似性，对检测头部添加了边际损失约束和场景信息修正的分支，可以降低类别混淆风险并提高检测性能。

本文算法可以有效提升小样本条件下遥感图像目标检测性能，但当目标尺度较小或分布较为密集时，检测性能出现一定程度的下降。未来拟在密集和小尺寸目标的检测及嵌入式端侧算法优化等方面开展工作。

参考文献（References）

[1] 聂光涛, 黄华. 光学遥感图像目标检测算法综述[J]. 自动化学报, 2021, 47(8): 1749-1768.
NIE G T, HUANG H. A survey of object detection in optical remote sensing images[J]. Acta Automatica Sinica, 2021, 47(8): 1749-1768(in Chinese).

[2] ZHANG R Q, SHAO Z F, HUANG X, et al. Adaptive dense pyramid network for object detection in UAV imagery[J]. Neurocomputing, 2022, 489: 377-389.

[3] 张振伟, 郝建国, 黄健, 等. 小样本图像目标检测研究综述[J]. 计算机工程与应用, 2022, 58(5): 1-11.
ZHANG Z W, HAO J G, HUANG J, et al. Review of few-shot object detection[J]. Computer Engineering and Applications, 2022, 58(5): 1-11(in Chinese).

[4] 赵永强, 饶元, 董世鹏, 等. 深度学习目标检测方法综述[J]. 中国图象图形学报, 2020, 25(4): 629-654.
ZHAO Y Q, RAO Y, DONG S P, et al. Survey on deep learning object detection[J]. Journal of Image and Graphics, 2020, 25(4): 629-654(in Chinese).

[5] 谢富, 朱定局. 深度学习目标检测方法综述[J]. 计算机系统应用, 2022, 31(2): 1-12.
XIE F, ZHU D J. Survey on deep learning object detection[J]. Computer Systems and Applications, 2022, 31(2): 1-12 (in Chinese).

[6] WU J X, LIU S T, HUANG D, et al. Multi-scale positive sample refinement for few-shot object detection[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2020: 456-472.

[7] CHEN H, WANG Y L, WANG G Y, et al. LSTD: A low-shot transfer detector for object detection[J]. AAAI Conference on Artificial Intelligence, 2018, 32(1): 2836-2843.

[8] LIU W, ANGUELOV D, ERHAN D, et al. SSD: Single shot multibox detector[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 21-37.

[9] REN S Q, HE K M, GIRSHICK R, et al. Faster R-CNN: Towards real-time object detection with region proposal networks[C]//Proceedings of the Advances in Neural Information Processing Systems. Piscataway: IEEE Press, 2015: 28.

[10] KARLINSKY L, SHTOK J, HARARY S, et al. RepMet: Representative-based metric learning for classification and few-shot object detection[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 5192-5201.

[11] KANG B Y, LIU Z, WANG X, et al. Few-shot object detection via feature reweighting[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 8419-8428.

[12] YAN X P, CHEN Z L, XU A N, et al. Meta R-CNN: Towards general solver for instance-level low-shot learning[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 9576-9585.

[13] REDMON J, FARHADI A. YOLO9000: Better, faster, stronger[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 6517-6525.

[14] XIAO Z X, QI J H, XUE W, et al. Few-shot object detection with self-adaptive attention network for remote sensing images[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2021, 14: 4854-4865.

[15] LE JEUNE P, LEBBAH M, MOKRAOUI A, et al. Experience feedback using representation learning for few-shot object detection on aerial images[C]//Proceedings of the 20th IEEE International Conference on Machine Learning and Applications. Piscataway: IEEE Press, 2021: 662-667.

[16] BOCHKOVSKIY A, WANG C Y, LIAO H Y M. YOLOv4: Optimal speed and accuracy of object detection[EB/OL]. (2020-04-23)[2021-11-01]. http://arxiv.org/abs/2004.10934.

[17] HE K M, ZHANG X Y, REN S Q, et al. Spatial pyramid pooling in deep convolutional networks for visual recognition[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2015, 37(9): 1904-1916.

[18] ZHAO Q J, SHENG T, WANG Y T, et al. M2Det: A single-shot object detector based on multi-level feature pyramid network[J]. National Conference on Artificial Intelligence, 2019, 33(1): 9259-9266.

[19] LIU S, QI L, QIN H F, et al. Path aggregation network for instance segmentation[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 8759-8768.

[20] LI B H, YANG B Y, LIU C, et al. Beyond max-margin: Class margin equilibrium for few-shot object detection[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2021: 7359-7368.

[21] ZHENG Z H, WANG P, LIU W, et al. Distance-IoU loss: Faster

and better learning for bounding box regression[J]. AAAI Conference on Artificial Intelligence, 2020, 34(7): 12993-13000.

[22] LI X Y, LI H G, YU R N, et al. Few-shot scene classification with attention mechanism in remote sensing[C]//Proceedings of the International Conference on Computer Engineering and Innovative Application of VR. Bristol: IOP Publishing, 2021, 1961: 012015.

[23] RUBNER Y, TOMASI C, GUIBAS L J. The earth mover's distance as a metric for image retrieval[J]. International Journal of Computer Vision, 2000, 40(2): 99-121.

[24] LONG Y, GONG Y P, XIAO Z F, et al. Accurate object localization in remote sensing images based on convolutional neural networks[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2017, 55(5): 2486-2498.

[25] LI K, WAN G, CHENG G, et al. Object detection in optical remote sensing images: A survey and a new benchmark[J]. ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing, 2020, 159: 296-307.

Meta-learning-based few-shot object detection for remote sensing images

LI Hongguang[1], WANG Yufeng[1,*], YANG Lichun[2]

(1. Institute of Unmanned System, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: This study introduces meta-learning technology to propose a meta-learning-based few-shot object detection algorithm for the few-shot item detection job in remote sensing photos. The object and background are easily confused under the condition of large-scale changes and small samples in remote sensing images. To solve this issue, we expand the single-scale re-weighting into a multi-scale re-weighting module in the feature extraction part, where the prior knowledge of supporting samples can be adapted to different objects. In order to solve the problem of large inter-class similarities and intra-class differences among remote sensing objects, a scene correction module is designed by leveraging the dependence relationship between the object and scene to correct the detected object's category. In order to restrict the feature distributions of various objects, we additionally incorporate the marginal loss to the feature space. Experimental results show that the proposed algorithm achieves high detection performance on the 10-shot task setting, achieving mean average precision (mAP) of 64.18% and 37.27% on the new category of NWPU VHR-10 and DIOR datasets, respectively.

Keywords: few-shot learning; meta-learning; multi-scale reweighting; scene correction; remote sensing images; object detection

Received: 2022-07-26; **Accepted**: 2022-10-04; **Published Online**: 2022-11-07 10:27

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221104.1829.005

Foundation items: National Key Research and Development Program of China (2020YFB0505602); National Natural Science Foundation of China (62076019,U20B2042)

* **Corresponding author**. E-mail: wyfeng@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0640

一类不确定环境下的再入滑翔飞行器轨迹规划

田牧垠，沈作军*
(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：再入飞行器的飞行过程需要跨越从临近空间到地面的广大区域。在此过程中，即便是微小的建模误差和外界扰动也有可能导致飞行器偏离原先目标点或超出约束边界。为使结果更加鲁棒，对一类不确定环境下的再入飞行器轨迹规划方法进行研究，并引入了数据驱动鲁棒优化的概念以处理不确定性，提出一种数据驱动鲁棒优化轨迹规划方法。所提方法的核心思想是利用不确定参数的历史数据，动态构造不确定集合，再用鲁棒优化的方法对包含该集合的问题进行求解。所提方法相比于传统的鲁棒优化或机会约束优化有两大优势：一是无须有关不确定参数分布或范围的先验知识，也无须其符合特定形式；二是通过在线构造数据驱动的支持向量簇，令优化结果不至于过于保守。为提高计算效率，根据再入优化问题的特点进一步对所提方法进行定制。给出了所提方法数值仿真结果与传统方法对比，以说明所提方法的有效性。

关 键 词：再入；轨迹规划；数据驱动；鲁棒优化；不确定性
中图分类号：V448.235; V412.4+4; TJ765; O224
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)08-2514-10

在实践中，通过地面风洞试验或数值计算很难精准地再现再入飞行器飞行过程中的真实状态。因此，设计者据此建立的飞行器动力学模型必然存在一定的误差。同时，大气环境也会随着空间位置、季节、气候周期等因素发生变化。这些不确定扰动都会导致飞行器在飞行过程中相对于标称轨迹出现偏差。对于较小的偏差，可以通过使用鲁棒性更强的控制方法加以解决；若是不确定因素导致的偏差大到可能导致飞行器超出设计约束边界，则原生成的标称轨迹变得不再可用，必须从轨迹规划层面提出一种新的解决方法。如果有一种轨迹优化方法能够根据在线数据进行自我重构，这将极大地减少试飞过程中的资金投入，提高试飞效率。

近些年随着高超声速热潮的到来，滑翔再入飞行器的轨迹规划和制导方法迎来了大发展。从基于预测校正逻辑的制导方法[1]到高斯伪谱法[2]，再到序列凸优化[3]及深度神经网络[4]，确定性优化方法(deterministic optimization, DO)百花齐放。本文将在序列凸优化方法的基础上进行研究。

目前，解决不确定问题的优化方法主要分为2类：随机规划[5]和鲁棒优化[6-7]。两者在使用时都需要有关于不确定参数分布或范围的先验知识。此外，其对不确定参数的分布形式也有要求，绝大部分方法只能处理独立、对称分布，无法解决包含联合分布的问题。就真实环境中的飞行器而言，这些信息很难在飞行前精准给出：如果信息过于激进，则飞行器可能超出热流或动压边界而被摧毁；如果信息过于保守，则飞行器无法发挥其应有的飞行性能。为解决这个矛盾，Huang等[8-9]提出使用混沌多项式展开法去逼近真实分布来绕过此难题。

本文使用的基于数据驱动思想的方法，可以较好地解决这个问题，该方法的核心思想是使用飞行过程中收集到的数据，在线生成不确定集，同时通

收稿日期：2022-07-27；录用日期：2022-09-23；网络出版时间：2022-10-09 14:33
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221008.1523.006
*通信作者. E-mail：shenzuojun@buaa.edu.cn

引用格式：田牧垠，沈作军. 一类不确定环境下的再入滑翔飞行器轨迹规划[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2514-2523.
TIAN M Y，SHEN Z J. Trajectory planning of re-entry gliding vehicle in a class of uncertain environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2514-2523 (in Chinese).

过适当的方法使不确定集的尺寸最小, 避免过于保守的解。该不确定集能在飞行过程中实时更新以适应最新的外界环境或扰动变化。与混沌多项式方法相比, 其无须对不确定参数的分布进行精准拟合, 也就无须考虑拟合误差和扰动概率分布的时变性。通过该方法设计出来的轨迹能够兼顾飞行性能和鲁棒性, 具有良好的应用前景。

1　不确定环境下的动力学建模

Blackmore 等提出一种典型的不确定环境下航天器的动力学方程[10], 除将其用于解决空间避障问题以外, 还将其应用在火星再入轨迹优化上。因此, 本文考虑如下包含不确定扰动的再入飞行器动力学系统:

$$\boldsymbol{x}_{i+1}=\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}_i+\boldsymbol{B}_u\boldsymbol{u}_i+\boldsymbol{B}_w\boldsymbol{w}_i\quad i=1,2,\cdots,N \tag{1}$$

式中: $\boldsymbol{x}_i\in\mathbf{R}^{n_x}$ 和 $\boldsymbol{u}_i\in\mathbf{R}^{n_u}$ 分别为飞行器的状态向量和控制向量; $\boldsymbol{A}$ 和 $\boldsymbol{B}$ 为系数矩阵; $\boldsymbol{w}_i\in\mathbf{R}^{n_w}$ 为一般性的不确定扰动向量。动力学模型的参数误差、风干扰和重力场变化等因素都可以被纳入其中[10]。本文假设在每一个采样时刻 i 都可以获得 $\boldsymbol{x}_i$ 的测量值。此时刻之前的扰动量 $\{\boldsymbol{w}_1,\boldsymbol{w}_2,\cdots,\boldsymbol{w}_{i-1}\}$ 也可以通过式 (1) 解算出来。此外, 本文假设飞行器需要满足如下状态约束:

$$P(\boldsymbol{F}_i\boldsymbol{x}_i\leqslant\boldsymbol{f}_i)\geqslant1-\varepsilon \tag{2}$$

$$\boldsymbol{H}_i\boldsymbol{x}_i\leqslant\boldsymbol{h}_i \tag{3}$$

$$\boldsymbol{G}_i\boldsymbol{u}_i\leqslant\boldsymbol{g}_i \tag{4}$$

式中: $\boldsymbol{F}_i\in\mathbf{R}^{1\times n_x}$、$\boldsymbol{f}_i\in\mathbf{R}^{n_x}$、$\boldsymbol{H}_i\in\mathbf{R}^{1\times n_x}$、$\boldsymbol{h}_i\in\mathbf{R}^{n_x}$、$\boldsymbol{G}_i\in\mathbf{R}^{1\times n_x}$、$\boldsymbol{g}_i\in\mathbf{R}^{n_x}$ 为系数矩阵。式 (2) 是机会约束, 其中的 $P(\cdot)$ 为概率函数, 即 $\boldsymbol{F}_i\boldsymbol{x}_i\leqslant\boldsymbol{f}_i$ 的概率应大于等于 $1-\varepsilon(\varepsilon\in[0,1))$。其保证存在不确定扰动下, 飞行器仍然能以不小于 $1-\varepsilon$ 的成功率保持在设计飞行边界内。对再入飞行器而言, 该飞行边界可以是最大热流边界或最大动压边界等约束。式 (3) 则表示再入飞行器需要满足的其他一般性的状态约束。式 (4) 为控制约束。

为说明数据驱动鲁棒优化和传统鲁棒优化方法的不同, 定义包含所有不确定扰动 $\{\boldsymbol{w}_1,\boldsymbol{w}_2,\cdots,\boldsymbol{w}_n\}$ 的不确定集 W。在传统的鲁棒优化中, W 往往被简化为盒式集或椭球集等集合, 而且需要预先给出其边界范围, 例如, 盒式集为

$$W_\infty=\{\boldsymbol{w}\,|\,|\boldsymbol{w}_i|\}\leqslant\Lambda \tag{5}$$

式中: Λ 为预估参数, 规定了不确定扰动的边界。

如果无法提前给出式 (2) 中准确的边界, 或传统的简化模型不能体现真实分布的特点, 计算获得的优化结果可能出现问题: 要么过于保守, 无法发挥飞行器的全部性能; 要么会导致飞行器轨迹超出安全边界, 任务失败。数据驱动鲁棒优化则巧妙地避开了这个难题: 飞行器在飞行过程中不断地观测并收集扰动量的历史数据 $\{\boldsymbol{w}_1,\boldsymbol{w}_2,\cdots,\boldsymbol{w}_{i-1}\}$, 再利用这些历史数据在线构建 W。只要 W 中使用的数据量大于一定的阈值, 则可认为 W 基本反映了真实世界中不确定扰动的特性。

2　基于场景的近似

由于不确定扰动向量 $\boldsymbol{w}$ 中每个参数之间往往是非独立且非同分布, 根据式 (2), 本文必须在飞行过程的第 i' 个时刻求解一个包含以下联合的机会约束 (6) 的优化问题, 这在数学上很难实现[11-12]:

$$\begin{aligned}&P(\boldsymbol{F}_{i'}\boldsymbol{x}_{i'}\leqslant\boldsymbol{f}_{i'})\geqslant1-\varepsilon\Rightarrow\\&P(\boldsymbol{F}_{i'}(\boldsymbol{A}\boldsymbol{u}_{i'}+\boldsymbol{B}_u\boldsymbol{u}_{i'}+\boldsymbol{B}_w\boldsymbol{w}_{i'})\leqslant\boldsymbol{f}_{i'})\geqslant1-\varepsilon\\&i'=i+1,i+2,\cdots,N\end{aligned} \tag{6}$$

一个简单但有效的解决方法是在每一时刻 i' 使用一定数量的“硬”约束去替代机会约束这种“软”约束。根据之前提到的数据驱动概念, 这些硬约束可以根据飞行过程中不断采样获得的信息进行构建, 在每一个轨迹重规划周期内(周期时长 T_{R})进行以下操作: 首先, 将此前飞行过程中获得的所有数据汇总放进一个数据池。其次, 从中抽取 $N_{i'}$ 组数据组成子数据集。这个子数据集的数据量应当足够大, 可以不失精准地反映原数据池的特征。最后, 利用该子数据集建立“硬”约束集合。

由于本文并不清楚未来某一时刻 $\boldsymbol{w}_{i'}$ 的真实值, 故使用有限数量的 $\{\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)}\}_{t=1}^{N_{i'}}$ 将机会约束 (6) 替代为

$$\begin{aligned}&\boldsymbol{F}_{i'}(\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}_{i'}+\boldsymbol{B}_u\boldsymbol{u}_{i'}+\boldsymbol{B}_w\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)})\leqslant\boldsymbol{f}_{i'}\\&i'=i+1,i+2,\cdots,N;\forall t=1,2,\cdots,N_{i'}\end{aligned} \tag{7}$$

式 (7) 即为被替代后的硬约束集合。显然, 为保证计算效率, 硬约束的数量 $N_{i'}$ 不宜过多。同时, 为确保替换前后约束的等价性, 硬约束的数目需要满足一个最小的阈值。文献 [13] 指出, $N_{i'}$ 需满足以下守则:

$$N_{i'}=\min\left\{S_{i'}\Big|\sum_{j=0}^{d_{i'}-1}\binom{N_{i'}}{j}\varepsilon^j(1-\varepsilon)^{S_{i'}-j}\leqslant\beta\right\} \tag{8}$$

式中: $d_{i'}$ 为影响第 i' 个机会约束的控制变量的数量; β 为一个预先给定的置信度。那么必然有以下基于概率的性能保证:

$$P_D(P(\boldsymbol{F}_{i'}(\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}_{i'}+\boldsymbol{B}_u\boldsymbol{u}_{i'}+\boldsymbol{B}_w\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)})\leqslant\boldsymbol{f}_{i'})\geqslant1-\varepsilon)\geqslant1-\beta \tag{9}$$

式中: 下标 D 表示抽样的数据集, 此处外层的概率

$P_D(\cdot)$来源于抽样多个场景的随机性，而最内层概率$P(\cdot)$与扰动序列$\boldsymbol{w}$相关联。式(9)说明，只要$N_{i'}$大于式(8)确定的阈值，那么满足原机会约束的概率必然大于等于$1-\beta(\beta\in[0,1))$。

性能保证式(9)是基于场景的随机规划近似方法的核心。由式(8)可以看出，最小的$N_{i'}$与决策变量成正比。一旦涉及大量决策变量，就会导致需要大量的场景$N_{i'}$，使基于场景的方法不再切合实际[14]。另外，大量的场景带来大量的约束会给在线高效计算带来很大的难度[15-16]。

3 数据驱动鲁棒凸优化

本节介绍基于数据驱动鲁棒凸优化方法。该方法的核心思想是，首先，利用已经在线收集到的数据集D构建一个紧密包含有高密度分布区域的最小多面体来包络$W_{i'}(D)$。其次，用一个独立的验证数据集来仔细校准$W_{i'}(D)$的大小，从而确保概率性能保证式(9)成立。最后，将已校正$W_{i'}(D)$中$\{\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)}\}_{t=1}^{N_{i'}}$构成的约束加入优化问题中，并求解该鲁棒优化问题。随着飞行过程的进行，$W_{i'}(D)$不断地接收最新数据进行局部更新，从而确保优化方法在整个包线内具有自适应性。

3.1 基于支持向量聚类的不确定集

Shang等[17]介绍了一种非常有效的构建$W_{i'}(D)$的方法：从机器学习的角度来看，根据数据估计未知分布的高密度区域可以看作一项无监督学习任务。而支持向量聚类(support vector clustering, SVC)或称为支持向量簇，是为完成此目标量身定做的工具[18]。其基本思想是利用高斯核，将采样获得的数据点$\boldsymbol{w}$通过非线性映射$\psi(\boldsymbol{w})$映射到一个高维的特征空间中。再在特征空间中寻找一个能包围所有样本数据点的半径最小的圆,即求解下列最优问题：

$$\begin{cases}\min\limits_{\boldsymbol{c},R_{\mathrm{svc}},\xi} & R_{\mathrm{svc}}^2+\dfrac{1}{N_{i'}v}\sum\limits_{t=1}^{N_{i'}}\xi_t\\ \text{s.t.} & \left\|\psi(\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)})-\boldsymbol{c}\right\|\leqslant R_{\mathrm{svc}}{}^2+\xi_t\\ & t=1,2,\cdots,N_{i'};\xi_t\geqslant 0\end{cases}\tag{10}$$

式中：$\boldsymbol{c}$和R_{svc}分别为圆的圆心坐标向量和半径，此外，引入正的松弛变量$\xi_t(t=1,2,\cdots,N_{i'})$辅助求解。若样本数据点$\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)}$在圆$\left\|\psi(\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)})-\boldsymbol{c}\right\|\leqslant R_{\mathrm{svc}}{}^2$内，则变量$\xi_t$的值为0。若$\left\|\psi(\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)})-\boldsymbol{c}\right\|>R_{\mathrm{svc}}{}^2$，则$\xi_t>0$。问题中的目标函数包含2部分：①最小化圆的面积，②对$\xi_t>0$的惩罚函数，并通过引入归一化参数$v\in(0,1)$来平衡相互矛盾的2项。通过引入拉格朗日乘子向量$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{L}}$可获得以上问题的等效对偶二次规划问题：

$$\begin{cases}\min\limits_{\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{L}}} & -\sum\limits_{t=1}^{N_{i'}}\sum\limits_{p=1}^{N_{i'}}\alpha_{\mathrm{L}}^{(t)}\alpha_{\mathrm{L}}^{(p)}K(\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)},\boldsymbol{w}_{i'}^{(p)})+\\ & \sum\limits_{t=1}^{N_{i'}}\alpha_{\mathrm{L}}^{(t)}K(\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)},\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)})\\ \text{s.t.} & 0\leqslant\alpha_{\mathrm{L}}^{(t)}\leqslant 1/N_{i'}v\quad t=1,2,\cdots,N_{i'}\\ & \sum\limits_{t=1}^{N_{i'}}\alpha_{\mathrm{L}}^{(t)}=1\end{cases}\tag{11}$$

式中：$K(\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)},\boldsymbol{w}_{i'}^{(p)})=\psi(\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)})^{\mathrm{T}}\psi(\boldsymbol{w}_{i'}^{(p)})$为核函数，被定义为非线性影射的内积。求解之后，本文便能在特征空间中获得以下紧密包含样本高密度区域的圆：

$$\begin{aligned}W=\left\{\boldsymbol{w}\middle|\left\|\psi(\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)})-\boldsymbol{c}\right\|\leqslant R_{\mathrm{svc}}{}^2\right\}=\\ \left\{\boldsymbol{w}\middle|K(\boldsymbol{w}_{i'},\boldsymbol{w}_{i'})-2\sum_{t=1}^{N_{i'}}\alpha_{\mathrm{L}}^{(t)}K(\boldsymbol{w}_{i'},\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)})+\right.\\ \left.\sum_{t=1}^{N_{i'}}\sum_{p=1}^{N_{i'}}\alpha_{\mathrm{L}}^{(t)}\alpha_{\mathrm{L}}^{(p)}K(\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)},\boldsymbol{w}_{i'}^{(p)})\leqslant R_{\mathrm{svc}}{}^2\right\}\end{aligned}\tag{12}$$

根据定义出的圆，所有样本数据点都可以分为3类：内点、边界点和外点。根据互补松弛性，SVC中点的分类如表1所示。

表1 SVC中点的分类

Table 1 Classification of data points in SVC

数据点	原始问题描述	对偶问题描述
内点	$\left\|\psi(\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)})-\boldsymbol{c}\right\|<R_{\mathrm{svc}}{}^2$	$\alpha_{\mathrm{L}}^{(t)}=0$
边界点	$\left\|\psi(\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)})-\boldsymbol{c}\right\|=R_{\mathrm{svc}}{}^2$	$0<\alpha_{\mathrm{L}}^{(t)}<1/N_{i'}v$
外点	$\left\|\psi(\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)})-\boldsymbol{c}\right\|>R_{\mathrm{svc}}{}^2$	$\alpha_{\mathrm{L}}^{(t)}=1/N_{i'}v$

当样本点为内点时，$\alpha_{\mathrm{L}}^{(t)}=0$。因此，不确定集式(12)仅由边界点和外点($\alpha_{\mathrm{L}}^{(t)}>0$)定义。由于$W$是由边界点和外点所支撑，因此，$\boldsymbol{\alpha}_{\mathrm{L}}$被称为支持向量。本文定义支持向量对应的数据点的编号为

$$P_{\mathrm{SV}}=\left\{t\middle|\alpha_{\mathrm{L}}^{(t)}>0,\ 1\leqslant t\leqslant N_{i'}\right\}\tag{13}$$

边界点的编号为

$$P_{\mathrm{BSV}}=\left\{t\middle|0<\alpha_{\mathrm{L}}^{(t)}<1/N_{i'}v,\ 1\leqslant t\leqslant N_{i'}\right\}\tag{14}$$

接下来需要为核函数$K(\boldsymbol{w},\boldsymbol{s})$选择合适的形式。在其他支持向量机问题中经常用到的径向基函数(radial basis function, RBF)并不适用于本问题。因为使用RBF会让鲁棒优化中的不确定集难以被构造，同时难以获得鲁棒对应问题的解析表达式。为保证鲁棒优化问题可解及充分发挥SVC的性能，本文引入加权广义相交核[17]来构造数据驱动不确定集：

$$K(\boldsymbol{w},\boldsymbol{s})=L-\|\boldsymbol{Q}_{\boldsymbol{w}}(\boldsymbol{w}-\boldsymbol{s})\|_1\tag{15}$$

式中：矩阵$\boldsymbol{Q}_{\boldsymbol{w}}$和参数$L$为样本数据定义的核参数，可以将$\boldsymbol{Q}_{\boldsymbol{w}}$设置为一个球化矩阵$\boldsymbol{Q}_{\boldsymbol{w}}=\boldsymbol{\chi}^{-1/2}$，$\boldsymbol{\chi}$为样本

$\boldsymbol{w}$的协方差矩阵。此外, L 的值要保证足够大[17]。将式 (15) 代入式 (12), 可以获得最终的数据驱动不确定集合:

$$W_{i'}(v,\ D)=\left\{\boldsymbol{w}_{i'}\left|\sum_{t\in P_{\mathrm{SV}}}\alpha_{\mathrm{L}}^{(t)}\left\|\boldsymbol{Q}_{\boldsymbol{w}}(\boldsymbol{w}_{i'}-\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)})\right\|_1\leqslant\zeta\right.\right\}\tag{16}$$

式中:

$$\zeta=\sum_{t\in P_{\mathrm{SV}}}\alpha_{\mathrm{L}}^{(t)}\left\|\boldsymbol{Q}_{\boldsymbol{w}}(\boldsymbol{w}_{i'}^{(t')}-\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)})\right\|_1\qquad t'\in P_{\mathrm{BSV}}\tag{17}$$

可以发现, 该不确定集合依赖于归一化参数 v和样本数据集 D。由此构建出的$W_{i'}(v,\ D)$在鲁棒优化中的优势可以从以下几个方面阐明, $W_{i'}(v,\ D)$本质上是一个多面体, 因此, 其又可以被表达为一系列线性约束:

$$W_{i'}(v,\ D)=\left\{\boldsymbol{w}_{i'}\left|\begin{array}{l}\exists v^{(t)},1\leqslant t\leqslant N_{i'}\\ \text{s.t.}\ \displaystyle\sum_{t\in\mathrm{SV}}\alpha_{\mathrm{L}}^{(t)}1^{\mathrm{T}}v^{(t)}\leqslant\zeta-\\ \quad\boldsymbol{v}^{(t)}\leqslant\boldsymbol{Q}_{\boldsymbol{w}}(\boldsymbol{w}_{i'}-\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)})\leqslant v^{(t)},\ 1\leqslant t\leqslant N_{i'}\end{array}\right.\right\}\tag{18}$$

此处引入了辅助变量$\{v^t\}_{t=1}^{N_{i'}}$来消除式 (16) 中的 1 范数。因此, 从线性规划的对偶理论视角来看, 无论是想要优化最坏情况下的性能, 还是确保任何情况下均严格满足约束都变得十分方便。使用式 (18) 作为不确定集将非常有利于保持鲁棒优化问题的可解性。此外, 由于$\{\alpha_{\mathrm{L}}^{(t)}\}_{t=1}^{N_{i'}}$中的元素只有一小部分非 0, 构造成的鲁棒优化问题的复杂度得以被控制。$W_{i'}(v,\ D)$是由 P_{SV} 点控制的非参数表达式, 因此, 可以通过自动捕获高密度不确定区域来自然地处理数据不对称性问题, 这通常比传统的基于范数的集合更紧凑, 可以帮助减少过于保守的解。

3.2　不确定集的校正

为进一步确保概率性能, 本节将为数据驱动的不确定集赋予适当的概率保证。与数据驱动随机模型预测控制[13] 一样, 利用 Hong 等[19] 提出的训练-校正逻辑, 将采样获得的数据分成 2 个独立子集: 训练集D_{train}和校正集D_{calib}。在程序运行过程中, 先使用 D_{train}来构成初始的数据驱动不确定集 $W_{i'}(v,\ D_{\mathrm{train}})$, 再从在线获得的新数据池中提取 D_{calib}来校正该不确定集的大小。

首先, 介绍 2 种不确定集的构成方法。根据式 (16), 训练用数据驱动不确定集可以写成水平集的形式:

$$W_{i'}(v,\ D_{\mathrm{train}})=\{\boldsymbol{w}_{i'}|f(\boldsymbol{w}_{i'})\leqslant\zeta\}\tag{19}$$

式中:

$$f(\boldsymbol{w}_{i'})=\sum_{t\in P_{\mathrm{SV}}}\alpha_{\mathrm{L}}^{(t)}\left\|\boldsymbol{Q}_{\boldsymbol{w}}(\boldsymbol{w}_{i'}-\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)})\right\|_1\tag{20}$$

$\zeta\in\mathbf{R}$可以看作不确定集$W_{i'}(v,\ D_{\mathrm{train}})$的尺寸大小。由于$f(\boldsymbol{w}_{i'})$为凸函数, 故$\zeta$越大, 不确定集的体积越大。

其次, ζ的值可以通过一个独立的校正集:

$$D_{\mathrm{calib}}=\{\boldsymbol{w}_{i'}^{(1)},\boldsymbol{w}_{i'}^{(2)},\cdots,\boldsymbol{w}_{i'}^{(N_{\mathrm{calib}})}\}\tag{21}$$

依据以下准则进一步调整:

$$\tilde{\zeta}=\max_{1\leqslant t\leqslant N_{\mathrm{calib}}}f(\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)})\tag{22}$$

最后, 校正过后的数据驱动不确定集可以表示为

$$\tilde{W}_{i'}(v,\ D_{\mathrm{train}})=\left\{\boldsymbol{w}_{i'}|f(\boldsymbol{w}_{i'})\leqslant\tilde{\zeta}\right\}\tag{23}$$

经过校正后, 不确定集应满足D_{calib}中所有采样数据构成的约束, 同时保证集合体积最小。

为构建优化问题中的概率保证, 引入引理 1。

引理 1　令$Y=\{Y_1,Y_2,\cdots,Y_N\}$为一系列独立同分布样本, 式中$Y\in i$。对于任意$\varepsilon\in(0,1)$和$\beta\in(0,1)$, 如果:

$$N\geqslant\frac{\ln\beta}{\ln(1-\varepsilon)}\tag{24}$$

那么, 有如下概率性能保证[20]:

$$P_D(P(Y\leqslant\max_{i=1,2,\cdots,N}Y_i)\geqslant1-\varepsilon)\geqslant1-\beta\tag{25}$$

接着, 将训练-校正逻辑代入引理 1, 得到引理 2。

引理 2　如果式 (23) 中的参数$\tilde{\zeta}$由式 (22) 给出, 同时校正集样本数N_{calib}满足:

$$N_{\mathrm{calib}}=\ln\beta/\ln(1-\varepsilon)\tag{26}$$

那么, 基于 SVC 的校正不确定集应具有以下性质[13]:

$$P_D(P(\boldsymbol{w}\in\tilde{W}_{i'}(v,\ D_{\mathrm{train}}))\geqslant1-\varepsilon)\geqslant1-\beta\tag{27}$$

值得注意的是, 根据文献 [17], 归一化参数v的值可以被取为ε。

3.3　构建数据驱动鲁棒凸优化框架

基于前述理论, 本文提出一种在不确定环境条件下, 结合数据驱动鲁棒优化和凸优化方法的轨迹规划方法。凸优化方法[20] 近年来开始被应用于航天工程实践中, 其在高超声速飞行器轨迹中的应用也逐渐被重视, 具有良好的特性, 有唯一的最优解并可以在多项式时间内被求解。由于凸优化问题的求解要求约束构成的集合和目标函数皆为非凹, 所以在求解轨迹规划问题之前需要先把原始问题转化成适当的形式。

再入轨迹规划任务中, 飞行器应当满足约束式 (1)～式 (4), 并到达指定目标, 因此, 在任意飞行时刻i, 原问题 P0 可以写为

$$\begin{cases}\min \quad J(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})\\ \text{s.t. } \boldsymbol{x}_{i'+1}=\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}_{i'}+\boldsymbol{B}_u\boldsymbol{u}_{i'}+\boldsymbol{B}_w\boldsymbol{w}_{i'}\\ i'=i+1,i+2,\cdots,N\end{cases} \tag{28}$$

$$\boldsymbol{x}_0-\tilde{\boldsymbol{x}}_0=\boldsymbol{0},\ |\boldsymbol{x}_{\mathrm{f}}-\tilde{\boldsymbol{x}}_{\mathrm{f}}|\leqslant\delta \tag{29}$$

其中，式(28)为目标函数，可以根据任务目的选择最短时间或最小热流[21]。式(29)为飞行器的初始和末端状态约束，用下标0和f区分；$\boldsymbol{x}$为实际状态，$\tilde{\boldsymbol{x}}$为目标状态；δ为末端约束阈值，是一小量。

在任意飞行时刻i'，本文从在线采样的数据集中提取出包含有$N_{\mathrm{train}}^{i'}$个样本的训练集$\hat{D}_{\mathrm{train}}^{i'}=\{\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)}\}_{t=1}^{N_{\mathrm{train}}^{i'}}$，用该训练集构建3.1节中基于SVC的不确定集$W_{i'}(v,\hat{D}_{\mathrm{train}}^{i'})$。接着用包含有$N_{\mathrm{calib}}^{i'}\geqslant\ln\beta_{i'}/\ln(1-\varepsilon_{i'})$个样本的校正集$\hat{D}_{\mathrm{calib}}^{i'}$按照式(22)对不确定集中的$\tilde{\zeta}$进行校正，从而得到校正后的不确定集$\tilde{W}_{i'}(v,\hat{D}_{\mathrm{train}}^{i'})$。根据第2节所述，原机会约束式(2)可以被转化成由$\tilde{W}_{i'}(v,\hat{D}_{\mathrm{train}}^{i'})$所构建的和式(7)同形式的有限数量线性约束的集合。

最终，求解如下包含有最差情况鲁棒约束的优化问题P1：

$$\begin{cases}\min \quad J(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})\\ \text{s.t. } \boldsymbol{F}_{i'}(\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}_{i'}+\boldsymbol{B}_u\boldsymbol{u}_{i'}+\boldsymbol{B}_w\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)})\leqslant\boldsymbol{f}_{i'},\\ \qquad \forall\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)}\in\tilde{W}_{i'}(v,\hat{D}_{\mathrm{train}}^{i'})\\ i'=i+1,i+2,\cdots,N\end{cases} \tag{30}$$

P1还包含约束式(3)、式(4)和式(29)。

P1中的约束式(30)为最差情况下的鲁棒约束[13]，其是对约束式(32)的逼近，有以下引理。

引理3 如果$N_{\mathrm{calib}}\geqslant\ln\beta/\ln(1-\varepsilon)$，那么问题P1的最优解$\boldsymbol{u}_{i'}^{*}$满足概率性能保证式(9)。

证明 如果$\boldsymbol{u}_{i'}$为P1的可行解，那么$P(\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)}\in\tilde{W}_{i'}(v,\hat{D}_{\mathrm{train}}^{i'}))\geqslant1-\varepsilon$和$P(\boldsymbol{F}_{i'}(\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}_{i'}+\boldsymbol{B}_u\boldsymbol{u}_{i'}+\boldsymbol{B}_w\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)})\leqslant\boldsymbol{f}_{i'})\geqslant1-\varepsilon$同时成立。接着，根据引理2，本文有

$$\begin{aligned}&P_D(P(\boldsymbol{F}_{i'}(\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}_{i'}+\boldsymbol{B}_u\boldsymbol{u}_{i'}+\boldsymbol{B}_w\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)})\leqslant\boldsymbol{f}_{i'})\geqslant1-\varepsilon)\geqslant\\ &\quad P_D(P(\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)}\in\tilde{W}_{i'}(v,\hat{D}_{\mathrm{train}}^{i'}))\geqslant1-\varepsilon)\geqslant1-\beta\end{aligned} \tag{31}$$

由于最优解$\boldsymbol{u}_{i'}$是P1的可行解，那么可以通过式(31)直接获得性能保证式(9)。

上述理论表明，只要置信度β是一个小量，通过求解问题P1，就可以近似地解决P0问题，同时保留了适当的性能保证。

引理4 Shang等提出，基于SVC的不确定集的最差情况下性能为下列问题的最优值[22]：

$$\begin{cases}\max\limits_{\boldsymbol{x}} \quad \boldsymbol{a}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{w}\\ \text{s.t. } \sum\limits_{t\in P_{\mathrm{SV}}}\alpha_{\mathrm{L}}^{(t)}\left\|\boldsymbol{Q}_w(\boldsymbol{w}-\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)})\right\|_1\leqslant\zeta\end{cases} \tag{32}$$

式中：$\boldsymbol{a}$为系数矩阵。

该问题还等效于以下线性规划问题的最优值：

$$\begin{cases}\min\limits_{\mu_t,\lambda_t,k} \sum\limits_{t\in P_{\mathrm{SV}}}(\boldsymbol{\mu}_t-\boldsymbol{\lambda}_t)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_w\boldsymbol{w}_{i'}^{(t)}+k\zeta\\ \text{s.t. } \sum\limits_{t\in P_{\mathrm{SV}}}\boldsymbol{Q}_w(\boldsymbol{\lambda}_t-\boldsymbol{\mu}_t)^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{a}=\boldsymbol{0}\end{cases} \tag{33}$$

$$\begin{cases}\boldsymbol{\lambda}_t+\boldsymbol{\mu}_t=k\cdot\alpha_{\mathrm{L}}^{(t)}\cdot\boldsymbol{I} & \forall t\in P_{\mathrm{SV}}\\ \boldsymbol{\lambda}_t,\boldsymbol{\mu}_t\geqslant\boldsymbol{0} & k\geqslant0\end{cases} \tag{34}$$

式中：$\boldsymbol{I}$为单位矩阵；$\boldsymbol{\mu}^{1\times N_{SV}}$、$\boldsymbol{\lambda}^{1\times N_{SV}}$、$k$为附加决策变量。

因此，由于引理4的强对偶性，P1中的约束式(30)可以被重塑为式(33)和式(34)这样的等式和不等式约束。如果目标函数是凸的，那么整个问题就变成凸优化问题，可以用现有的再入轨迹凸优化方法[21]解决。

4 数值仿真

本节将会使用本文方法进行再入轨迹数值仿真。仿真对象为一个典型的中等升阻比(高超音速段的升阻比约为3.5)再入飞行器—CAV-H[23]。这种中等升阻比的飞行器受到气动模型和外界环境不确定性的影响比小升阻比飞行器受到的影响更突出，因此，得到的结果能够更好地证明本文方法的必要性。为避免计算次数过多对运行效率造成影响，同时确保每个在线采样窗口获得的样本特征能及时反映在线性约束集合中，不会造成过拟合，程序被设置为每飞行一段时间，即重规划间隔时间T_{R}后对数据驱动不确定集进行滚动更新，再对轨迹进行重规划。

如果重规划间隔时间T_{R}长度较短，那么在该周期内，采样获得的扰动量可以被近似视为时序数据，因此，其中的离群点可被认为测量误差。本文通过时间序列离群模式挖掘的方法预先去除这些离群点，避免对不确定集造成不利影响。由于扰动量具有潜在的时变性，因此T_{R}不宜过大。综合考虑计算量和编程方便，可令T_{R}略大于N_{calib}个采样所需时间。

仿真在使用安装有Intel i7-4800 CPU的PC上运行，计算环境为MATLAB2014，并调用了mosek求解器用于求解凸优化问题。

4.1 仿真用不确定集的构建

CAV-H的三自由度动力学方程组[21]中有5个状态量$\boldsymbol{x}=[r\ \theta\ \phi\ \gamma\ \psi]$(分别对应高度、经度、纬度、航迹角、航向角)和2个与倾侧角σ相关的控制量$\boldsymbol{u}=[\cos\sigma\ \ \sin\sigma]$。原本的非线性微分方程经过线性化、离散化、凸化处理[21]后可以变成式(1)的格

式。在确定性问题中, 可以通过求解对应的二阶锥优化问题 (second-order cone programming, SOCP) 获得最优控制量$\boldsymbol{u}^*$。

假设再入飞行器在飞行过程中能不断地记录其经历过的扰动$\{\boldsymbol{w}_1,\boldsymbol{w}_2,\cdots,\boldsymbol{w}_{i-1}\}$。虽然本文方法自适应于任何一种扰动, 无论是固定的还是时变的。但为演示方便, 不失一般性, 使用混合高斯分布构建非独立非同分布的五维随机向量作为仿真用扰动样本来源, 图 1 为由混合高斯分布生成的扰动样本的散点, $w(z)$(其中$z\in n_w=5$)表示扰动呈 w 的第 z 维。式 (1) 中所有项都经过了归一化处理[21]。

扰动数据集呈现 2 个集群, 体现了明显的相关性和不对称性。无论是用盒式集还是用椭球集来构建传统的不确定集, 获得的结果都存在大量空白无效区域, 如图 2 所示, 明显过于保守。这说明传统鲁棒优化框架对这一类问题并不适用, 必须使用本文方法加以解决。

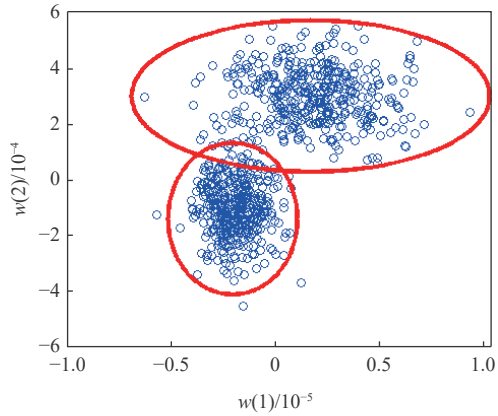


图 1　由混合高斯分布生成的扰动样本的散点

Fig. 1　Scatter plot of disturbance sample from a mixture Gaussian distribution

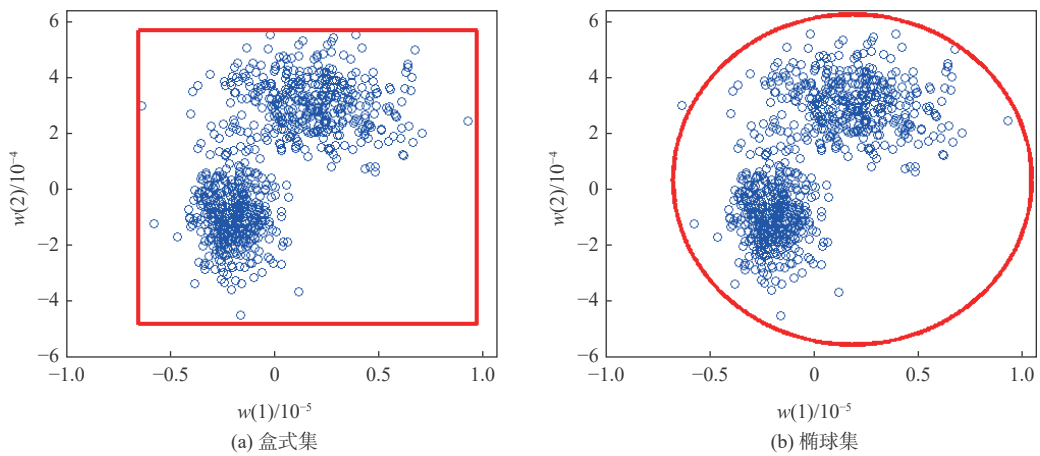


图 2　传统不确定集

Fig. 2　Conventional uncertainty sets

4.2　不确定环境下 CAV-H 的最小热流再入轨迹规划

对于再入飞行器飞行安全影响最大的路径约束有 3 个, 分别是驻点热流$\dot{Q}$约束、动压$\bar{q}$约束和过载n约束:

$$\begin{cases}\dot{Q}\leqslant\dot{Q}_{\max}\\ \bar{q}\leqslant\bar{q}_{\max}\\ n\leqslant n_{\max}\end{cases}\tag{35}$$

式中: $\dot{Q}_{\max}$、$\bar{q}_{\max}$和$n_{\max}$分别为飞行器所能承受的最大热流、最大动压和最大过载。一旦超出约束边界, 飞行器就会解体坠毁。为计算方便, Liu 等[21] 提出可将这些约束转化成与再入飞行器的能量系数 e 相关的最小高度约束:

$$\begin{cases}r(e)\geqslant\max\{r_{\dot{Q}}(e)_{\min},r_{\bar{q}}(e)_{\min},r_n(e)_{\min}\}\\ e=1/r-V^2/2\end{cases}\tag{36}$$

式中: V 为飞行速度。

由式 (36) 可知, 本文应当控制飞行器在某一能量下的最小飞行高度, 避免其过早冲进低空稠密的大气层中而被烧毁或结构被破坏。4.1 节引入的扰动会造成原基于确定环境设计的再入轨迹在实际飞行中出现偏差, 进而可能不再满足原有的高度约束, 因此, 在规划轨迹时就必须将扰动纳入考虑范围。

最小总热流目标函数[21] 为从初状态(下标 0)至末状态(下标 f)瞬时热流的累积量:

$$\min\quad J(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u})=\int_{e_0}^{e_f}\left(k_0\sqrt{\rho}V^{3.15}/D_{\text{drag}}V\right)\mathrm{d}e\tag{37}$$

式中: k_0 为常数; ρ 为大气密度; D_{drag} 为再入飞行器受到的气动阻力。该目标函数可以用二阶泰勒展开逼近, 且拟合结果为凸函数, 因此, 可以直接将拟合结果代入求解器求解。

综合考虑计算效率和精度，令离散点个数 N=500，CAV-H 的路径约束 $\dot{Q}_{\max}=400\ \mathrm{kw/m^2}$，$\bar{q}_{\max}=14\,364\ \mathrm{N/m^2}$，$T_R$=30 s，$n_{\max}=2.5$。问题 P1 的初末状态条件设置如表 2 所示。$\boldsymbol{x}_0$ 为再入起始条件，$\boldsymbol{x}_s$ 为交班点：飞行器在飞行至 $\boldsymbol{x}_s$ 前依然按照确定条件下的序列凸优化[21]方法生成的轨迹飞行，同时不断记录经历过的扰动 $\{\boldsymbol{w}_1,\boldsymbol{w}_2,\cdots,\boldsymbol{w}_{i-1}\}$，依此构建 D_{train}。在交班点之后，改用本文方法进行轨迹规划，每隔重规划周期 T_R 更新一次 D_{calib}，并对轨迹进行在线重规划，即求解问题 P1。由此获得此时最优控制量 $\boldsymbol{u}^*$，以 $\boldsymbol{u}^*$ 作为飞行器的控制输入，最终应当使飞行器在满足所有约束的情况下到达目标点 (θ_f,ϕ_f)。

表 2　初末状态条件

Table 2　Initial and terminal conditions

状态量	r/ km	V/(m·s^{-1})	θ/(°)	ϕ/(°)	γ/(°)	ψ/(°)
$\boldsymbol{x}_0$	85.00	6 500.00	175.00	3.00	−0.50	70
$\boldsymbol{x}_s$	56.52	5 500.00	206.50	8.62	0.02	86.92
$\boldsymbol{x}_f$	30.00		220.55	18	[−1,1]	

此外，机会约束阈值 $\varepsilon=0.05$，即飞行器不超出热流、动压、过载边界的概率应大于 95%，式 (9) 中的置信度参数 $\beta=0.05$。

为更好地展示本文方法的性能，将其与 Liu 等[21]提出的确定环境下的再入轨迹序列凸优化方法进行对比仿真，结果如图 3～图 5 所示。之所以不用传统鲁棒优化结果作对比案例，是因为在飞行前无法获得任何不确定因素的信息，从而无法构建传统鲁棒优化中的不确定集。这正是提出本文方法的原因。图 3～图 5 都以交班点 $\boldsymbol{x}_s$ 作为绘制起点。

由图 3 可知，即使存在不确定扰动，本文方法也能构建出一条足够安全的再入轨迹。若是使用确定性凸优化方法，按照获得的最优解在不确定环境中飞行，所得轨迹超出了最小高度边界。这意味着飞行器承受的热流、动压或过载超出了其最大允许范围，飞行器会被烧毁或结构被破坏，造成生命财产的损失。

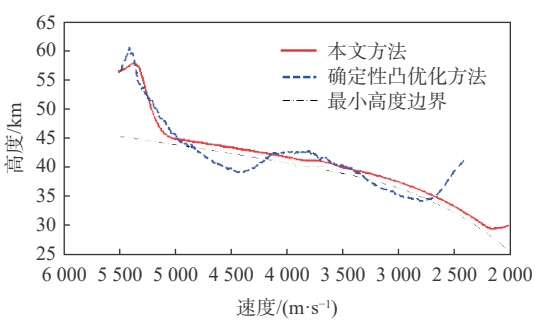


图 3　本文方法与确定性凸优化方法在速度-高度剖面上的对比

Fig. 3　Comparison between the proposed method and deterministic convex method on velocity-height profiles

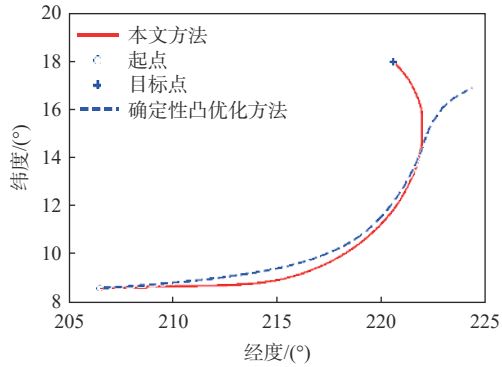


图 4　本文方法与确定性凸优化方法获得的星下点轨迹的对比

Fig. 4　Ground track comparison between the proposed method and deterministic convex method

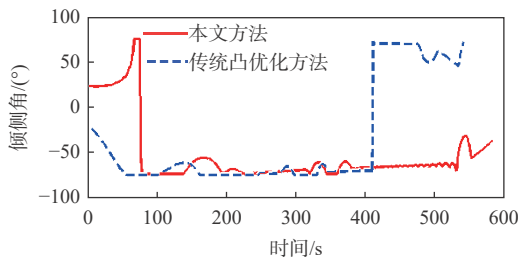


图 5　控制输入(倾侧角)对比

Fig. 5　Control input (bank angle) comparison

图 4 进一步体现了确定性方法在面临不确定扰动时的劣势，使用本文方法时飞行器依然可以到达目标；反之，若使用确定性凸优化方法求解出的最优控制量进行飞行，航迹会逐渐漂移以致无法到达目标点，任务失败。

表 3 为 2 种方法一次迭代所用 CPU 时间的对比。与作为基准的确定性凸优化方法相比，本文方法虽然需要处理的约束更多，但其依然能在不损失性能的前提下保持适当的计算效率。

表 3　计算效率对比

Table 3　Computational cost comparison

方法	CPU时间/s
确定性凸优化方法	2.5
本文方法	3.2～3.4

为验证本文方法的鲁棒性，本文在不改变再入起点的基础上又测试了一个右转的算例，条件设置如表 4 所示，仿真结果如图 6 和图 7 所示。由图 6 和图 7 可知，飞行器在使用本文方法后依然可以在满足约束的前提下到达目标，可见约束条件的改变并不影响本文方法的有效性。

表 4　末状态条件（右转）

Table 4　Terminal conditions (right turn)

状态量	r/km	θ/(°)	φ/(°)	γ/(°)
$\boldsymbol{x}_{\mathrm{f}}$	30.00	220.55	−8.34	[−1,1]

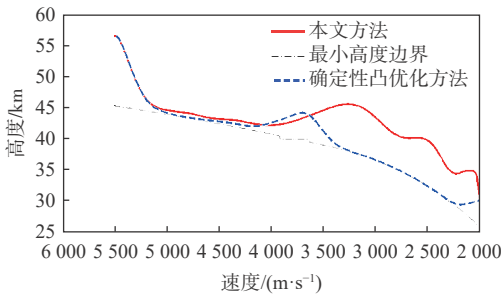


图 6　本文方法与确定性凸优化方法在速度-高度剖面上的对比(算例 2)

Fig. 6　Comparison between the proposed method and deterministic convex method on velocity-height profiles (case 2)

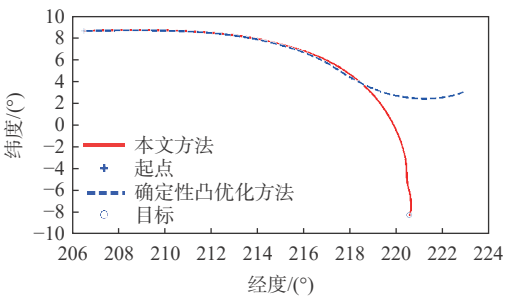


图 7　本文方法与确定性凸优化方法获得的星下点轨迹的对比(算例 2)

Fig. 7　Ground track comparison between the proposed method and deterministic convex method (case 2)

本文还测试了重规划周期时间 T_{R} 与总飞行时间 T 的比值对末端误差的影响, 如图 8 所示。

由图 8 可知, 当 T_{R}/T<0.05 时, 进一步提高重规划频率的收益已不大。同时 T_{R}/T 过小会导致算力消耗过大, 得不偿失。因此, 在与该任务类似的场景下, T_{R} 可以被设置为略大于 0.05T 且能满足 N_{calib} 的采样要求。

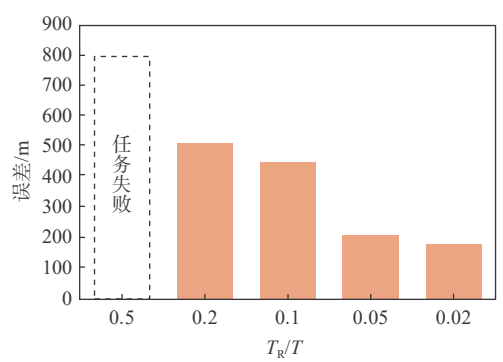


图 8　不同 T_{R} 对末端误差的影响 (经过 2 次序列迭代)

Fig. 8　Influence of different T_{R} on results (after two sequence iterations)

本文方法需要用到在线观测参数的历史数据, 因此, 会受到参数的动态变化及观测误差的影响。如图 8 所示, 通过适当缩小重规划周期, 可以改善参数动态变化的不利影响。值得注意的是, 所有在线反馈方法都会受到观测误差的影响, 由于本文方法并非像混沌多项式方法一样精准重构不确定因素的分布, 只是构建不确定集包络, 以确保不会任务失败, 所以受观测误差的影响相对较小。

5　结　论

本文关注高超声速飞行器再入过程中存在的外界环境不确定性及其对飞行安全的挑战, 提出一种基于数据驱动思想的鲁棒凸优化方法。

1) 本文方法的核心是使用 SVC, 依靠一定数量的采样样本在线构建不确定集, 并将其转化为一系列方便求解的线性约束。

2) 相比于传统的盒式或椭球不确定集, 本文方法无须关于不确定量的先验知识, 也无须不确定量是否相关、是否对称, 而是实时逼近不确定参数的真实分布, 同时保持可接受的计算复杂度。

3) 仿真结果证明, 与不考虑不确定因素的传统凸优化方法相比, 本文方法能够在保证性能的基础上生成更加安全的再入轨迹, 并能完成初始任务目标。

4) 从基本原理角度来看, 与具有类似能力的混沌多项式方法相比, 由于不需精准构建不确定量的分布, 本文方法在理论上所需要的采样规模更小。

在后续的研究中, 将进一步研究本文方法在不同飞行器中的应用, 尤其是大规模测试极端情况下的鲁棒性。

参考文献（References）

[1] SMITH K M. Predictive lateral logic for numerical entry guidance algorithms[C]//Proceedings of the AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. Reston: AIAA, 2016: 1-6.

[2] MAO Y F, ZHANG D L, WANG L. Reentry trajectory optimization for hypersonic vehicle based on improved Gauss pseudospectral method[J]. Soft Computing, 2017, 21(16): 4583-4592.

[3] LIU X. Autonomous trajectory planning by convex optimization[D]. Ames : Iowa State University, 2013.

[4] CHAI R Q, TSOURDOS A, SAVVARIS A, et al. Real-time reentry trajectory planning of hypersonic vehicles: A two-step strategy incorporating fuzzy multiobjective transcription and deep neural network[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2020, 67(8): 6904-6915.

[5] CHAI R Q, SAVVARIS A, TSOURDOS A, et al. Stochastic spacecraft trajectory optimization with the consideration of chance constraints[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology,

2020, 28(4): 1550-1559.

[6] CASALINO L, MASSENI F, PASTRONE D. Deterministic and robust optimization of hybrid rocket engines for small satellite launchers[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2021, 58(6): 1893-1903.

[7] 刘旭, 李响, 张后军, 等. 不确定条件下采用协方差描述函数法的再入轨迹鲁棒优化[J]. 宇航学报, 2021, 42(11): 1404-1415.
LIU X, LI X, ZHANG H J, et al. Robust reentry trajectory optimization under uncertainties using covariance analysis describing function technique[J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(11): 1404-1415 (in Chinese).

[8] HUANG Y C, LI H Y. Reliability-based trajectory optimization using nonintrusive polynomial chaos for Mars entry mission[J]. Advances in Space Research, 2018, 61(11): 2854-2869.

[9] HUANG Y C, LI H Y, DU X, et al. Mars entry trajectory robust optimization based on evidence under epistemic uncertainty[J]. Acta Astronautica, 2019, 163: 225-237.

[10] BLACKMORE L, ONO M, WILLIAMS B C. Chance-constrained optimal path planning with obstacles[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2011, 27(6): 1080-1094.

[11] FARINA M, GIULIONI L, SCATTOLINI R. Stochastic linear model predictive control with chance constraints—A review[J]. Journal of Process Control, 2016, 44: 53-67.

[12] PAULSON J A, BUEHLER E A, BRAATZ R D, et al. Stochastic model predictive control with joint chance constraints[J]. International Journal of Control, 2020, 93(1): 126-139.

[13] SHANG C, YOU F Q. A data-driven robust optimization approach to scenario-based stochastic model predictive control[J]. Journal of Process Control, 2019, 75: 24-39.

[14] ZHANG X J, MARGELLOS K, GOULART P, et al. Stochastic model predictive control using a combination of randomized and robust optimization[C]//Proceedings of the 52nd IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway: IEEE Press, 2013: 7740-7745.

[15] KRISHNAMOORTHY D, SUWARTADI E, FOSS B, et al. Improving scenario decomposition for multistage MPC using a sensitivity-based path-following algorithm[J]. IEEE Control Systems Letters, 2018, 2(4): 581-586.

[16] YOU K Y, TEMPO R, XIE P. Distributed algorithms for robust convex optimization via the scenario approach[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2019, 64(3): 880-895.

[17] SHANG C, HUANG X L, YOU F Q. Data-driven robust optimization based on kernel learning[J]. Computers & Chemical Engineering, 2017, 106: 464-479.

[18] BEN-HUR A, HORN D, SIEGELMANN H T, et al. Support vector clustering[J]. Journal of Machine Learning Research, 2001, 2: 125-137.

[19] HONG L J, HUANG Z Y, LAM H. Approximating data-driven joint chance-constrained programs via uncertainty set construction [C]//Proceedings of the Winter Simulation Conference. Piscataway: IEEE Press, 2016: 389-400.

[20] TEMPO R, CALAFIORE G, DABBENE F. Randomized algorithms for analysis and control of uncertain systems: With applications[M]. London: Springer London, 2013.

[21] LIU X F, SHEN Z J, LU P. Entry trajectory optimization by second-order cone programming[J]. Journal of Guidance Control Dynamics, 2016, 39(2): 227-241.

[22] SHANG C, CHEN W H, STROOCK A D, et al. Robust model predictive control of irrigation systems with active uncertainty learning and data analytics[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2020, 28(4): 1493-1504.

[23] PHILLIPS T H. A common aero vehicle (CAV) model, description, and employment guide[J]. Schafer Corporation for AFRL and AFSPC, 2003: 27-28.

Trajectory planning of re-entry gliding vehicle in a class of uncertain environment

TIAN Muyin，SHEN Zuojun*

(School of Aeronautic Science and Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract: The flight process of reentry vehicles requires traversing a vast area from the near space to the ground. During this process, even minor modeling errors and external disturbances can lead to deviations from the original target point or exceed the constraint boundaries. To enhance the robustness of the results, this paper investigates a trajectory planning method for reentry vehicles under uncertain environments and introduces the concept of data-driven robust optimization to address uncertainties. A data-driven robust optimization trajectory planning approach is proposed. The core idea of the proposed method is to dynamically construct uncertainty sets using historical data of uncertain parameters and then solve the problem incorporating these sets using robust optimization techniques. Compared to traditional robust optimization or chance-constrained optimization, the proposed method offers two significant advantages: First, it does not require prior knowledge about the distribution or range of uncertain parameters, nor does it demand that they conform to a specific form. Second, by constructing data-driven support vector clusters online, the optimization results are less conservative. To improve computational efficiency, the method is further tailored according to the characteristics of reentry optimization problems. Numerical simulation results are presented and compared with traditional methods to demonstrate the effectiveness of the proposed approach.

Keywords: reentry; trajectory planning; data-driven; robust optimization; uncertainty

Received：2022-07-27；**Accepted**：2022-09-23；**Published Online**：2022-10-09 14:33

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221008.1523.006

* **Corresponding author**. E-mail：shenzuojun@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0669

非均匀装药的复杂燃面退移与内弹道性能预示

李文韬，何允钦，张艺仪，梁国柱*
(北京航空航天大学 宇航学院，北京 100191)

摘 要：非均匀装药的复杂燃面退移与内弹道性能预示是固体火箭发动机设计的核心问题。建立非均匀装药燃烧的燃面退移数学模型，提出一种采用有限元法通过求解泊松方程逼近程函方程黏滞解的新方法（PEF）。所提方法可将燃面退移问题转化为特殊的稳态热传导问题，实现对几何形状不规则且燃速分布复杂的三维装药燃面退移的计算。考虑燃烧室压力变化等实际因素，在平衡压力假设下，形成了内弹道性能预示的4种计算模型。完成了二维星型装药、三维翼柱型装药和含金属丝的双推进剂装药的计算。计算结果表明：所提方法不仅可以高精度地适应多种推进剂构成的复杂交界面，而且可以直接在商业有限元软件的稳态热传导模块上应用和求解，充分利用商业有限元软件成熟的计算机辅助设计(CAD)建模、前处理、后处理及二次开发能力，实现了复杂燃面退移与内弹道性能预示方法的通用化和实用化。

关 键 词：固体火箭发动机；燃面退移；内弹道性能预示；有限元法；程函方程；泊松方程
中图分类号：V435.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)08-2524-14

装药设计是固体火箭发动机设计的核心环节，直接决定发动机的设计水平。随着发动机战术技术指标的不断提高，对几何形状不规则且燃速分布复杂的三维装药的燃面退移和内弹道性能预示提出了新的要求。高效、通用且实用的燃面退移方法成为装药设计中的关键技术。

解析法[1-2]使用几何运算快速精确地得到简单二维装药的燃面变化规律，可作为其他方法的参考标准，但是难以扩展到三维药柱。

通用坐标法[3-4]将药柱内孔视为若干规则几何体素的集合，先通过积分得到药柱体积随烧去肉厚的变化规律，再将得到的体积对肉厚求微分获得燃面面积随肉厚的变化规律。通用坐标法的设置和建模过程较复杂，但是求解快速且精确，适用于常见三维装药。从1968年Peterson等[3]提出该方法到21世纪初，通用坐标法在工程应用中始终占据主流地位。

实体造型法[5-7]是在商业计算机辅助设计(CAD)软件中显式地完成燃面推移。20世纪90年代以来，随着三维造型技术的成熟，实体造型法逐步取代通用坐标法，成为工程应用中的主流方法。其被广泛应用的原因如下：

1）商业CAD软件（如AutoCAD、Pro/E、UG、SolidWorks）三维造型技术成熟度较高，可以确保计算结果准确可靠。

2）实体造型法可以实现所见即所得，无须编写大量的底层代码，以非常直观易懂的方式呈现燃面变化。所以尤其适宜于装药设计经验不足的工程技术人员。

但是，实体造型法的局限性依然很大，必须遵循平行层燃烧假设，难以计算燃速分布不均匀、含裂纹、含金属丝、含多种推进剂等复杂装药，其根

收稿日期：2022-07-29；录用日期：2022-10-04；网络出版时间：2022-11-17 12:08
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221116.1022.001
*通信作者. E-mail：lgz@buaa.edu.cn

引用格式：李文韬，何允钦，张艺仪，等. 非均匀装药的复杂燃面退移与内弹道性能预示[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2524-2537.
LI W T，HE Y Q，ZHANG Y Y，et al. Complex burn-back analysis and internal ballistic performance prediction of non-uniform grain[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2524-2537 (in Chinese).

本原因是无法处理不同燃速的推进剂形成的复杂交界面。除此之外, 如果装药结构中存在倒角和倒圆角, 形体之间的过渡段出现燃面分裂、消失和合并, 则有可能会使拓扑结构改变, 导致模型再生失败[6]。需要通过二次开发、主动干预或采用特殊的建模方法解决这些问题, 这就限制了实体造型法的应用范围。

同一时期也发展了各种网格离散法。最小距离法[8-9]是将药柱离散化之后寻找每一节点与初始燃面的最小距离函数, 该函数的等值线即为燃面。动网格法[10-11]使气固界面节点依据燃速规律沿法向移动, 并使用一些技巧解决燃面相交和分离的问题, 最终实现燃面显式推移。该方法较适用于燃面推移与流场耦合计算的情况。水平集法[12-14]和快速步进法[15]分别求解一类 Hamilton-Jacobi 非线性双曲偏微分方程的初值问题和边值问题, 由于其通用性较强, 可用于复杂三维装药, 近年来被广泛关注。但是相较于实体造型法, 网格离散法需要编写大量代码或使用过程设置繁琐, 对设计人员“不友好”, 均未成为工程应用中的主流方法。

总体来说, 实体造型法直观易懂, 结果精确可靠, 实用性好, 但不适宜非均匀装药燃烧的情况, 应用范围受到限制。网格离散法通用性好, 但需要完成大量前处理和后处理工作, 对设计人员“不友好”, 实用性不佳, 未能广泛应用。

本文提出一种新的网格离散方法, 采用有限元法求解泊松方程逼近程函方程的黏滞解, 将燃面退移问题转化为特殊的稳态热传导问题, 在商业有限元软件(如 COMSOL、ANSYS 和 ABAQUS 等)的稳态热传导模块或泊松方程模块上建模和求解, 最终实现对几何形状不规则且燃速分布复杂的三维装药燃面退移的计算和内弹道性能预示。由于本文方法使用了泊松方程(Poisson equation)、程函方程(eikonal equation)和有限元法(finite element method), 故又称之为 PEF 方法。本文方法既可适应多种推进剂形成的复杂交界面又可实现所见即所得, 兼具传统网格离散法的通用性与实体造型法的实用性。

需要指出的是, 本文所述的非均匀装药既包括同一装药内不同推进剂间的燃速、密度和特征速度的差别, 也包括同一推进剂内部不同区域间的燃速差别, 还包括由于燃烧室压力随时间变化导致不同肉厚间的燃速差别。所计算的装药既可以是简单的二维装药, 也可以是复杂的三维装药。由于装药的不均匀性, 燃烧过程中必然形成复杂的燃烧型面。由于未与流场耦合计算, 故不考虑侵蚀燃烧导致的非均匀性。

1　装药燃面退移的 PEF 方法

1.1　建立装药燃面退移的数学模型

与光的波阵面在非均匀折射率介质中的传播[16]类似, 非均匀燃速装药中燃面退移的过程可以使用程函方程描述为

$$\nabla T \cdot \nabla T = \frac{1}{r^2} \tag{1}$$

式中: T 为燃烧时间场, 给出了燃烧至任意空间坐标所对应的时间, s; r 为任意空间坐标处所对应的燃速, m/s。

为方便说明本文方法的原理并讨论程函方程所表现出的数值特性, 不失一般性, 本节设定燃速 r 均匀不变。需要指出的是, 采用网格离散方法可以很容易地将均匀装药下所获得的结论推广到非均匀装药。式 (1) 两边乘以 r^2, 并且考虑到:

$$W = rT \tag{2}$$

可得

$$\nabla W \cdot \nabla W = 1 \tag{3}$$

式中: W 为烧去肉厚场, 给出任意空间坐标所对应的烧去肉厚, m。使用 Dirichlet 边界条件 $W = 0$ 定义初始燃面, 使用零通量边界条件定义阻燃层或对称面。

如果装药的空腔为凸集, 燃面退移过程中不存在相交的情况, 那么式 (3) 存在古典解, 即 W 满足方程。如果装药的空腔非凸, 随着燃面退移, 燃面相交处会产生不可微点, 古典解不再适用, 需要引入式 (3) 的黏滞解。正确的黏滞解必须满足惠更斯原理或熵条件[17]。一种确保燃面始终光滑的方法是引入随曲率变化的虚拟燃速, 其实质是在式 (3) 的基础上增加一个扩散项, 可得

$$\alpha \nabla^2 W = \nabla W \cdot \nabla W - 1 \tag{4}$$

式中: α 为扩散项系数, 是正数, m。

Sethian[17]已证明当扩散项系数趋近于 0 时, 式 (4) 的解是程函方程的黏滞解。现已经发展出了快速步进法(fast marching method, FMM)等算法求解该方程[15]。

可以从 3 个角度深入理解式 (4):

1) 在程函方程的基础上添加扩散项, 引入虚拟燃速, 确保燃面始终保持光滑。

2) 将燃面退移问题理解为一种特殊的传热问题, 即在稳态热传导方程(泊松方程)的基础上引入程函方程作为源项。

3) 将式 (4) 改写为等价的对流项-扩散项-源项

的标准形式[18]，有

$$\begin{cases}\nabla\cdot(W\boldsymbol{u})=\alpha\nabla^2W+S\\ \boldsymbol{u}=\nabla W\\ S=W\nabla^2W+1\end{cases}\tag{5}$$

由 Peclet 数的定义得

$$Pe=\frac{\|\boldsymbol{u}\|\delta}{\alpha}\tag{6}$$

式中：δ为问题的特征尺度。

由式 (3) 可知，对于古典解，$\|\boldsymbol{u}\|=1$成立，Pe 简化为

$$Pe=\frac{\delta}{\alpha}\tag{7}$$

可以看出，引入扩散项减小了 Pe，使双曲方程转变为椭圆方程，可使用针对椭圆方程的通用求解器完成求解。由于有限元法应用面广且通用性强，因此本文选择有限元法。

1.2 使用有限元法离散控制方程

有限元法是求解椭圆型偏微分方程的重要手段，被广泛应用于结构力学分析和传热学分析。首先，考虑泊松方程：

$$\alpha\nabla^2W+Q=0\tag{8}$$

式中：Q 为源项。从泊松方程出发，以 D 维求解域为对象，将求解域划分为 M 个不重复的同类型单元 $\Omega^{(e)}(e=1,2,\cdots,M)$，使用 Galerkin 加权残数法得到泊松方程的弱形式[19] 为

$$\int_{\Omega^{(e)}}\alpha\frac{\partial N_i^{(e)}}{\partial x_q}\cdot\frac{\partial\bar{W}^{(e)}}{\partial x_q}\mathrm{d}\Omega=\int_{\Omega^{(e)}}N_i^{(e)}Q\mathrm{d}\Omega\qquad i=1,2,\cdots,F;\ q=1,2,\cdots,D\tag{9}$$

需要注意的是，为书写简便，本文的下角标使用了 Einstein 求和约定以省去求和符号。将式 (9) 中的源项 Q 用程函方程替换，可得

$$\int_{\Omega^{(e)}}\alpha\frac{\partial N_i^{(e)}}{\partial x_q}\cdot\frac{\partial\bar{W}^{(e)}}{\partial x_q}\mathrm{d}\Omega=\int_{\Omega^{(e)}}N_i^{(e)}\left(1-\frac{\partial\bar{W}^{(e)}}{\partial x_q}\cdot\frac{\partial\bar{W}^{(e)}}{\partial x_q}\right)\mathrm{d}\Omega\qquad i=1,2,\cdots,F;\ q=1,2,\cdots,D\tag{10}$$

式中：F 为单元的自由度，与单元的阶数和几何类型有关；$N_i^{(e)}(\boldsymbol{x})$为形函数，一般取为低阶多项式。$\bar{W}^{(e)}(\boldsymbol{x})$为单元内的弱解，可用单元节点处的数值 $W_j^{(e)}$线性表示：

$$\bar{W}^{(e)}(\boldsymbol{x})=W_j^{(e)}N_j^{(e)}(\boldsymbol{x})\qquad\boldsymbol{x}\in\Omega^{(e)},\ j=1,2,\cdots,F\tag{11}$$

将式 (11) 代入式 (10) 并移项整理后，可以写成如下平衡方程：

$$A_{ij}^{(e)}W_j^{(e)}=b_i^{(e)}\tag{12}$$

式中：$W_j^{(e)}$为单元第 j 个节点处烧去肉厚，是未知量。单元刚度矩阵 $\boldsymbol{A}^{(e)}=\left[A_{ij}^{(e)}\right]$ 中的元素为

$$A_{ij}^{(e)}=\int_{\Omega^{(e)}}\left(\alpha\frac{\partial N_i^{(e)}}{\partial x_q}\cdot\frac{\partial N_j^{(e)}}{\partial x_q}+W_k^{(e)}\frac{\partial N_k^{(e)}}{\partial x_q}\cdot\frac{\partial N_j^{(e)}}{\partial x_q}N_i^{(e)}\right)\mathrm{d}\Omega\qquad i,j,k=1,2,\cdots,F;\ q=1,2,\cdots,D\tag{13}$$

单元载荷向量 $\boldsymbol{b}^{(e)}$ 中的第 i 个元素为

$$b_i^{(e)}=\int_{\Omega^{(e)}}N_i^{(e)}\mathrm{d}\Omega\qquad i=1,2,\cdots,F\tag{14}$$

需要注意的是，$A_{ij}^{(e)}$内含 $W_j^{(e)}$，所以式 (12) 表示了由 F 个二次方程构成的方程组。

将式 (12) 的右端项移至左端并求梯度，可得 Jacobi 矩阵 $\boldsymbol{J}^{(e)}=\left[J_{ij}^{(e)}\right]$ 中的元素如下：

$$J_{ij}^{(e)}=\int_{\Omega^{(e)}}\left(\alpha\frac{\partial N_i^{(e)}}{\partial x_q}\cdot\frac{\partial N_j^{(e)}}{\partial x_q}+2W_k^{(e)}\frac{\partial N_k^{(e)}}{\partial x_q}\cdot\frac{\partial N_j^{(e)}}{\partial x_q}N_i^{(e)}\right)\mathrm{d}\Omega\tag{15}$$

至此，得到了每个单元的平衡方程，以及其 Jacobi 矩阵。根据有限元理论[19]，将每个单元的刚度矩阵和载荷向量组装在一起，考虑边界条件后，可以得到总体平衡方程为

$$A_{ij}W_j=b_i\qquad i,j=1,2\cdots,F_{\text{total}}\tag{16}$$

式中：F_{total}为自由度总数。

同理，也可由每个单元的 Jacobi 矩阵组装得到总体的 Jacobi 矩阵 $\boldsymbol{J}$。使用 Newton-Raphson 法求解式 (16) 大型稀疏二次方程组，迭代计算式为

$$J_{ij}^{(p)}\left(W_j^{(p+1)}-W_j^{(p)}\right)=A_{ij}^{(p)}W_j^{(p)}-b_i^{(p)}\tag{17}$$

式中：上标 p 表示迭代序号，在实际计算中可以取初始值 $W_j^{(0)}=0$。每一迭代步即求解一个线性方程，可以使用求解线性方程的迭代法计算 $W_j^{(p+1)}$。最后，利用式 (11) 即可得到式 (4) 的弱解。

1.3 分析扩散项系数的取值范围

1.3.1 求解一维烧去肉厚场问题

式 (4) 中需要人为设置的参数是扩散项系数。为便于讨论方程的特点及扩散项系数的取值范围，不失一般性，将式 (4) 简化为一维形式：

$$\alpha\frac{\mathrm{d}^2W}{\mathrm{d}x^2}=\left(\frac{\mathrm{d}W}{\mathrm{d}x}\right)^2-1\tag{18}$$

需要指出的是，由于二维和三维燃面退移问题的本质与一维烧去肉厚场问题相同，故本节得出的结论可定性推广至二维和三维燃面退移问题。

如图 1 所示，取长度为 L 的导火索，考虑 2 种边界条件：①燃烧起点仅位于 x=0 处，x=L 处阻燃（不燃烧）；②燃烧起点分别位于 x=0 处和 x=L 处。

取一维线性形函数为

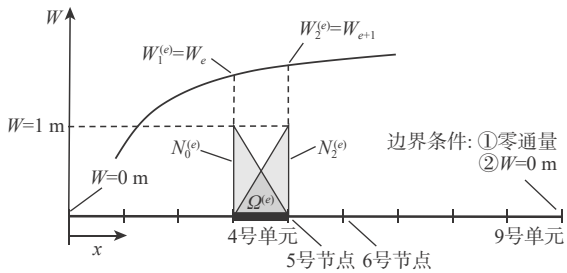


图 1　用于求解一维烧去肉厚场的网格

Fig. 1　Mesh for solving 1D burned web thickness field

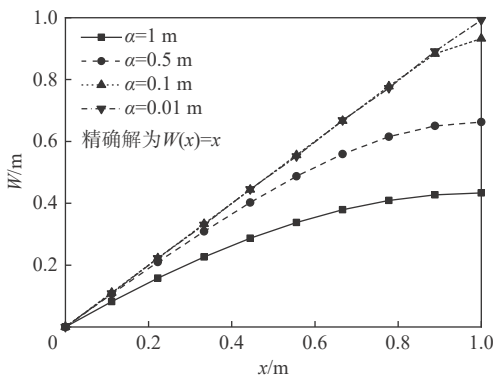
$$\begin{cases} N_1^{(e)} = 1 - \dfrac{\xi}{\delta} \\ N_2^{(e)} = \dfrac{\xi}{\delta} \end{cases} \tag{19}$$

式中: ξ为单元上的局部坐标。

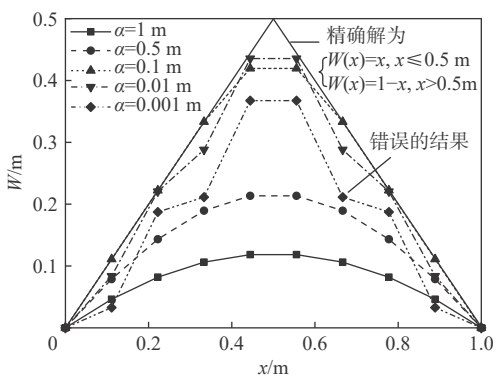
将式 (19) 代入式 (12) 和式 (15), 考虑到总长为 L, 总节点数为 N, 可以得到每个单元的平衡方程和 Jacobi 矩阵。分别考虑边界条件①和边界条件②后, 通过组集可以得到总体平衡方程及总体 Jacobi 矩阵。刚度矩阵 $\boldsymbol{A}$ 与 Jacobi 矩阵 $\boldsymbol{J}$ 都是 N 维稀疏矩阵, 非零元素呈带状分布, 带宽为 3。取 L=1 m, N=10, 求解结果如图 2 所示, 迭代过程中 Jacobi 矩阵的条件数变化如图 3 所示。

1.3.2　零通量边界条件的合理性

为处理边界条件②中 x=L 处的阻燃边界, 采用零通量边界条件, 其合理性说明如下。



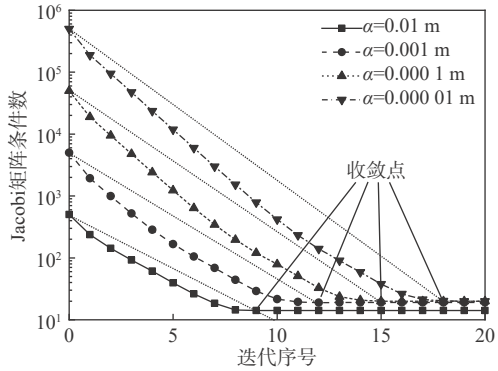
(a) 边界条件①



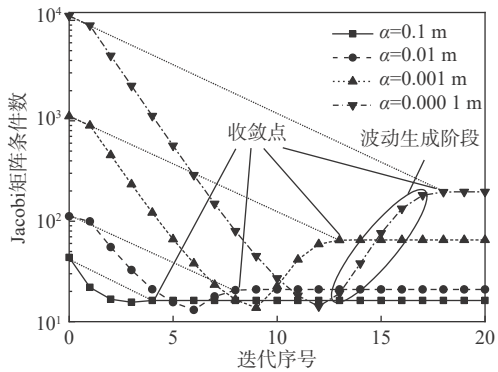
(b) 边界条件②

图 2　一维烧去肉厚场的解

Fig. 2　Solution of 1D burned web thickness field



(a)边界条件①



(b) 边界条件②

图 3　一维烧去肉厚场控制方程的 Jacobi 矩阵条件数

Fig. 3　Condition number of Jacobi matrix of control equation for 1D burned web thickness field

根据零通量边界单元(图 1 中的第 9 号单元)所导出的方程可以得到该单元处解的斜率为

$$k_9(\delta,\alpha) = \left[\frac{\alpha}{2\delta} + \sqrt{1+\left(\frac{\alpha}{2\delta}\right)^2}\right]^{-1} \tag{20}$$

有

$$k_9(\delta,0) = 1 \tag{21}$$

可以得出结论, 当α/δ接近 0 时, 边界处的斜率接近 1, 符合燃面退移的理论解。

从图 2 可以看出, 当α取值较大时, 式 (3) 与式 (4) 的差别变得显著, PEF 方法的误差增大。相反地, 当α取值较小时, 式 (3) 与式 (4) 的差别变得不显著, PEF 方法的误差减小。为确保解的误差保持在合理范围内, 不能将扩散项系数取得太大, 本文将该上限记为$\alpha_{\max}$, 其具体数值与所求解的问题、网格尺寸和期望的精度有关。此结论可以定性推广到二维或三维问题。

1.3.3　Jacobi 矩阵病态导致的扩散项系数下限

由图 3 可知, 迭代过程中初始 Jacobi 矩阵的条件数最大, 当α足够小时, 近似有如下关系:

$$\mathrm{cond}(J_{ij})_\infty = \|J_{ij}\|_\infty \|J_{ij}^{-1}\|_\infty \propto \frac{NL}{\alpha} \tag{22}$$

随着α的减小，Jacobi矩阵的条件数增大，逐渐病态，Newton-Raphson迭代法收敛速度逐渐放慢。当α为0时，会导致Jacobi矩阵奇异。所以为确保收敛性，不能将扩散项系数取得太小，本文将该下限记为$\alpha_{\min 1}$，其具体数值与所求解的问题和期望的总迭代步数有关。此结论可以定性推广到二维或三维问题。

1.3.4 燃面交点处波动导致的扩散项系数下限

对于边界条件②，导火索的左右两端均被点燃，理论上$x=L/2$处的解是不可微的燃面交点。但是此交点恰好通过了中心单元（图1中的第5号单元）的内部，在一定条件下，会引起$x=L/2$附近解的波动，即出现非物理振荡。图3(b)中条件数增长的区域（椭圆区域）就是迭代过程中非物理振荡生成的阶段。

根据中心单元所导出的方程，考虑到对称性$W_5=W_6$，计算得到其左侧相邻单元（图1中的第4号单元）的斜率为

$$k_4(\delta,\alpha)=-\frac{\alpha}{\delta}+\sqrt{2+\left(\frac{\alpha}{\delta}\right)^2} \tag{23}$$

有

$$k_4(\delta,0)=\sqrt{2}\neq 1 \tag{24}$$

当α/δ接近0时，解发生非物理振荡，斜率接近$\sqrt{2}$，不符合燃面退移的理论解。该非物理振荡随着α/δ的增大而减小，随着α/δ的减小而增大。非物理振荡产生的原因分析如下。

先考虑边界条件②的微小扰动问题，对$x=L$处的Dirichlet边界条件做一个足够小的扰动，有

$$W(1)=\varepsilon \tag{25}$$

可以通过式(3)求得燃面推移的精确解：

$$W(x)=\begin{cases}x & x\leqslant(1+\varepsilon)/2\\ 1-x+\varepsilon & x>(1+\varepsilon)/2\end{cases} \tag{26}$$

从物理事实的角度考虑，右侧边界条件的微小扰动只会影响图2(b)中6～10号节点，而不会影响1～5号节点。即由于燃面推移的方向性，第6号节点的信息是不会传播到第5号节点的，同理，第5号节点的信息也不会传播到第6号节点。

从数值方法的角度考虑，根据总体刚度矩阵的结构，图2(b)中第5号节点受到第4号节点与第6号节点的共同影响，这与从物理事实角度得出的结论并不一致。当α取值较小时，数值方法与物理事实间的差别会导致解发生非物理振荡，进而影响Newton-Raphson迭代法的收敛性。

所以如果燃面的交点恰好通过了单元，为确保收敛性，不能将扩散项系数取得太小，本文将该下限记为$\alpha_{\min 2}$，其具体数值与所求解的问题和网格尺寸有关，一般远大于$\alpha_{\min 1}$。此结论可以定性推广到二维或三维问题。

1.3.5 扩散项系数的推荐取值范围

在使用PEF方法求解燃面退移问题时，需要根据$\alpha_{\max}$、$\alpha_{\min 1}$和$\alpha_{\min 2}$选择合理的扩散项系数α。由于扩散项系数的选取依赖于几何结构和网格划分等诸多因素，所以很难从理论上给出精确的取值范围[16]。文献[20-21]分析了类似问题，认为α的取值应与网格的单元尺度同量级。为便于工程应用，本文针对典型的星型、车轮型、树突型、管槽型、翼柱型等装药进行了大量数值试验，认为对于二维或三维非结构化网格的燃面退移问题，扩散项系数的推荐取值范围为

$$\alpha=(0.1\sim 0.2)\delta \tag{27}$$

或者更简洁地写为

$$Pe=5\sim 10 \tag{28}$$

值得一提的是，由式(27)可知，扩散项系数随着网格尺寸的减小而减小，所以在实际工程应用中可以通过网格尺寸无关性验证得到满足精度要求的解。

1.4 采用有限元软件求解燃面退移问题

1.4.1 均匀装药的求解

划分网格单元并求解式(16)的方法已经很成熟，在商业有限元软件（如COMSOL、ANSYS和ABAQUS等）中，用户可以在完全不了解求解器细节的情况下顺利完成求解，尤其适宜于装药设计经验不足的人员。对于均匀装药，操作过程共7个步骤：①导入或构建CAD模型；②修改稳态热传导方程的源项；③选择合适的扩散项系数；④设置初始燃面边界条件和阻燃边界条件；⑤划分网格；⑥完成求解；⑦完成后处理及可视化。

由于PEF方法所求的泊松方程具有椭圆性质，故对网格单元的质量要求是长、宽、高尽量相等。一般地，采用接近等边的四面体（三角形）网格或六面体（四边形）网格即可满足网格质量要求。

图4中的算例是对二维燃面退移问题的示意说明。针对一个边长为1 m的正方形区域，采用有限元软件的泊松方程模块完成求解。生成二阶正方形网格，最大单元尺寸为0.028 m。设置初始燃面W=0，其余边界为零通量。首先，使用有限元法求解泊松方程；然后，增添程函方程源项，将扩散项的系数从0.5 m减到0.005 m。可以看出随着扩散项系数α的减小，源项影响增强，等值线趋近平行，得到了相对精确的燃面退移结果。但是由于网格划分精度较低，在2个燃面相交处的等值线比较粗

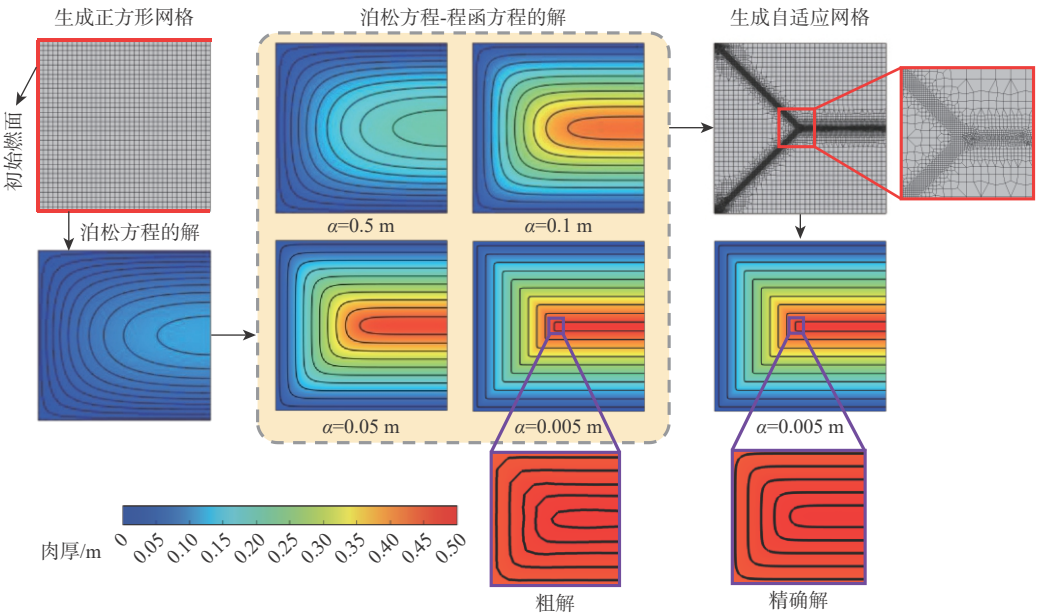


图 4　PEF 方法的示意

Fig. 4　Schematic diagram of PEF method

糙, 可以对扩散项绝对值$|\alpha\nabla^2 W|$较大的区域进行网格自适应加密以提高燃面相交处的等值线质量。本文中$\alpha_{\min 2}=0.002\,7$ m, 与推荐的α取值范围(0.002 8～0.005 6 m)一致, 如果$\alpha<\alpha_{\min 2}$则计算不收敛。同理, PEF 方法可以直接推广到三维模型, 充分利用了商业有限元软件成熟的建模、前处理和后处理功能, 做到了所见即做得, 体现了 PEF 方法的实用性。

1.4.2　拓展到非均匀装药的求解

对于非均匀装药, 设计师更关注燃烧到每一点的时刻$T(x,y,z)$而非烧去肉厚$W(x,y,z)$。所以考虑式 (1), 添加扩散项之后, 方程如下:

$$\beta\nabla^2 T = r^2\nabla T\cdot\nabla T - 1 \tag{29}$$

式中: β为扩散项系数, m^2/s。

求解式 (29) 的理论方法与均匀装药类似, 不再赘述。使用有限元软件求解非均匀装药的燃面退移问题时要注意以下 2 点:

1) 需要在导入或构建 CAD 模型后定义燃速分布。

2) 需要选择合适的扩散项系数。给出β与α的关系为

$$\beta=\alpha r \tag{30}$$

式中: α可根据式 (27) 和式 (28) 选取。

2　固体火箭发动机内弹道性能预示

2.1　计算模型

第 1 节中详细介绍了均匀装药和非均匀装药的燃面退移方法, 而燃面退移的目的是实现发动机的内弹道性能预示并最终指导装药设计。

首先, 提出以下 3 条假设:

假设 1　装药通道与喷管喉部面积比足够大, 燃气流速较低, 无侵蚀燃烧现象。

假设 2　采用零维内弹道模型, 发动机工作过程中燃烧室压力也不发生剧烈变化, 可用平衡压力计算式近似。

假设 3　推进剂的特征速度和密度不随燃烧室压力变化, 是一个常数。

从不同的内弹道性能预示问题出发, 本文提出 4 种计算模型, 由简单到复杂, 如图 5 所示。

2.1.1　常燃速单推进剂模型 (模型 1)

此模型是指装药中仅含有一种燃速均匀分布的推进剂, 且燃速不随燃烧室压力变化。此模型适用于采用平台推进剂的发动机。

求解式 (3), 得到烧去肉厚场 W, 其等值面的面积即燃面面积$A_{\mathrm{b}}(w)$。可以根据质量守恒方程得到燃烧室压力为

$$p_{\mathrm{c}}(w)=\frac{c^*\rho_{\mathrm{p}} r A_{\mathrm{b}}(w)}{A_{\mathrm{th}}} \tag{31}$$

式中: c^*为推进剂的特征速度; w 为烧去肉厚; ρ_{p}为推进剂密度; A_{th}为喷管喉部面积。

由于燃速是常数且均匀分布, 可以得到燃烧时间场 T 为

$$T=\frac{W}{r} \tag{32}$$

最后, 绘制燃烧室压力随时间的变化曲线, 得到内弹道性能。

2.1.2　变燃速单推进剂模型 (模型 2)

此模型是指装药中仅含有一种燃速均匀分布

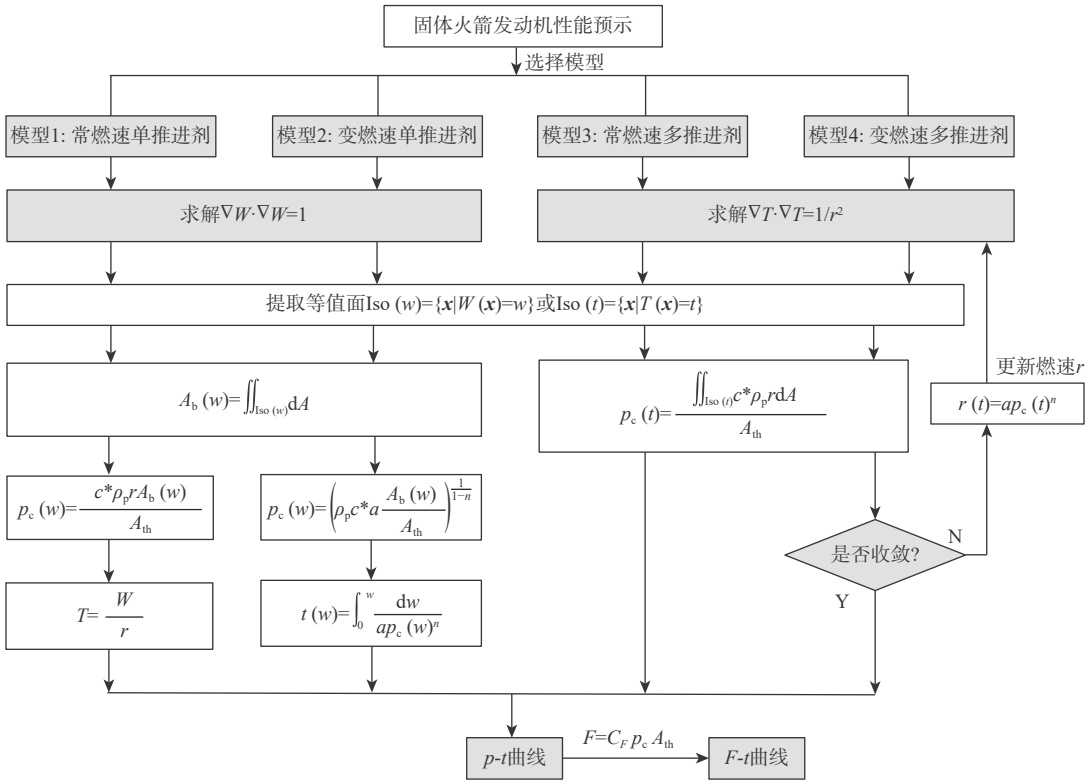


图 5 内弹道性能预示的 4 种模型的流程

Fig. 5 Flow diagram of four models for internal ballistic performance prediction

的推进剂，但其燃速随燃烧室压力变化。此模型适用于一般常见的发动机。

与模型 1 类似，得到燃面面积$A_b(w)$后，根据质量守恒方程得到燃烧室压力为

$$p_c(w)=\left(\rho_p c^* a\frac{A_b(w)}{A_{th}}\right)^{\frac{1}{1-n}} \tag{33}$$

式中：a 为推进剂燃速系数；n 为推进剂压力指数。使用积分方法可以计算烧到任意肉厚所需要的时间为

$$t(w)=\int_0^w\frac{dw}{ap_c(w)^n} \tag{34}$$

最后，绘制燃烧室压力随时间的变化曲线，得到内弹道性能。

2.1.3 常燃速多推进剂模型（模型 3）

此模型是指装药中含有至少 2 种推进剂，各推进剂的燃速可以不同，每种推进剂燃速的空间分布也可以不同，但燃速均不随燃烧室压力变化。此模型适用于采用平台推进剂的组合装药发动机。

由于燃面不再平行退移，烧去肉厚场 W 失去了实际意义，所以必须求解式 (1)。得到燃烧时间场 T 后，其等值面的面积就是燃面面积$A_b(t)$。考虑到不同种类推进剂在空间上的分布，根据质量守恒方程得到燃烧室压力为

$$p_c(t)=\frac{\iint_{Iso(t)}c^*\rho_p r dA}{A_{th}} \tag{35}$$

需要注意，式(35)中的特征速度、推进剂密度和燃速都是空间的函数。

最后，绘制燃烧室压力随时间的变化曲线，得到内弹道性能。

2.1.4 变燃速多推进剂模型（模型 4）

此模型是指装药中含有至少 2 种推进剂，各推进剂的燃速可以不同，每种推进剂燃速的空间分布也可以不同，燃速可随燃烧室压力变化。此模型适用于一般的组合装药发动机。

图 6 为推进剂燃速 r 与燃烧室压力 p_c 之间的耦合关系。推进剂燃速 r 随燃烧室压力 p_c 的变化规律可依据试验结果或经验计算式计算。而燃烧室压力 p_c 由流量 q_m、推进剂特征速度 c^*和喉部面积 A_{th} 共同决定，其中，流量 q_m 由 T 等值面（燃面）上的燃速 r 和推进剂密度ρ_p积分得到，本文给出一个可行的迭代计算方法：使用第 i−1 步的燃烧室压力求解第 i 步的燃速，如下：

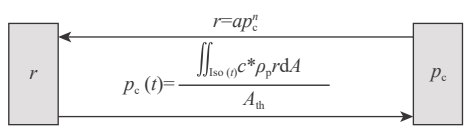


图 6 燃速与燃烧室压力之间的耦合关系

Fig. 6 Coupling relationship between burning rate and combustion chamber pressure

$$\begin{cases} r^{(i)} = a\left(p_{\mathrm{c}}^{(i-1)}\left(T^{(i-1)}\right)\right)^{n} \\ \alpha r^{(i)}\left(\dfrac{\partial^2 T^{(i)}}{\partial x^2}+\dfrac{\partial^2 T^{(i)}}{\partial y^2}+\dfrac{\partial^2 T^{(i)}}{\partial z^2}\right)= \\ \qquad \left(r^{(i)}\right)^2\left[\left(\dfrac{\partial T^{(i)}}{\partial x}\right)^2+\left(\dfrac{\partial T^{(i)}}{\partial y}\right)^2+\left(\dfrac{\partial T^{(i)}}{\partial z}\right)^2\right]-1 \\ p_{\mathrm{c}}^{(i)}(t)A_{\mathrm{th}} = \iint_{\mathrm{Iso}(t)} c^{*}\rho_{\mathrm{p}} r^{(i)}\mathrm{d}A \\ \mathrm{Iso}(t) = \left\{(x,y,z)\left|T^{(i)}(x,y,z)=t\right.\right\} \end{cases} \tag{36}$$

式中: Iso(t) 表示等值面。

需要注意的是, 式 (36) 中的燃速、燃速系数、压力指数、特征速度和推进剂密度都是空间坐标的函数。其中, 燃速可以采用更通用的表达式:

$$r^{(i)} = f\left(p_{\mathrm{c}}^{(i-1)}\left(T^{(i-1)}\right)\right) \tag{37}$$

式中: f 为给定的关于燃烧室压力和空间坐标的函数。这种燃速计算方式可以适应燃速系数 a 和压力指数 n 随燃烧室压力变化的复杂情况。

在实际求解中, 为确保迭代收敛且结果准确, 迭代策略的具体实现步骤如下:

步骤 1　首先, 假设一个合理的燃烧室平均压力, 如 10 MPa。根据此压力计算各种推进剂的平均燃速, 在粗网格上求解式 (36) 得到“初解”。然后, 将此“初解”得到的燃烧时间场 T 作为下一个步骤的初始值。

步骤 2　在粗网格求解式 (36) 得到“粗解”。

步骤 3　重复步骤 2, 以最大燃烧时间 $T_{\max}$ 作为收敛判据, 直到 $T_{\max}$ 收敛。

步骤 4　以此“粗解”得到的燃烧时间场 T 为初始值, 在细网格上求得“精确解”。

最后, 绘制燃烧室压力随时间的变化曲线, 得到内弹道性能。

根据上述 4 种模型完成内弹道性能预示之后, 可以进一步使用有限元法的体积积分方法[19] 计算药柱的质量特性, 如质量、质心位置和转动惯量随时间的变化规律, 为固体火箭发动机总体设计和飞行器制导与控制系统设计提供数据支撑, 具体计算式不再赘述。

2.2　有限元软件二次开发

如果仅需完成装药的燃面退移, 则可以在有限元软件中直接实现(见 1.4 节), 无须二次开发。但是为了在装药燃面退移的基础上完成内弹道性能预示, 需要开发与有限元求解器配套的类库以实现图 5 中的计算流程。本文在有限元软件的基础上通过二次开发实现了复杂装药内弹道性能预示的求解系统, 系统框架如图 7 所示。

首先, 有限元求解器读取外部的几何模型, 使

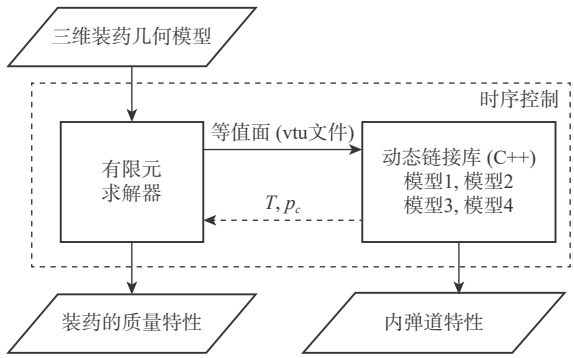


图 7　基于有限元软件的内弹道性能预示系统框架

Fig. 7　System framework of internal ballistic performance prediction based on finite element software

用 PEF 方法计算得到燃面退移结果, 并将等值面数据以 vtu 格式文件[22] 输出到外部; 其次, 外部的动态链接库读取 vtu 格式文件, 并使用 2.1 节的算法得到内弹道特性; 最后, 通过体积积分得到装药质量特性。对于模型 4, 动态链接库还需要将计算结果反馈给求解器, 反复迭代, 得到最终的结果。整个系统的控制由有限元软件的二次开发接口实现。

3　应用案例与分析

3.1　星型装药的燃面退移与内弹道性能预示

二维星型装药是最基础的装药类型, 其燃面面积已有解析的计算式[1]。本节将讨论 PEF 方法在给定二维网格下的燃面面积计算误差。

某星型装药的尺寸如表 1 所示, 其中, R_{o} 为外半径, R_{p} 为星槽半径, f 为星槽过滤圆角半径, ε' 为星角系数, θ 为星角夹边, N' 为星角数。经试算确定工程计算可接受的精度, 将药柱划分为 2 025 个二阶三角形单元, 最大单元尺寸为 0.022 5 m, 如图 8 所示。取不同扩散项系数, 得到燃面退移结果及半个星角的燃烧边长 l_{b} 随烧去肉厚 W 的变化曲线, 如图 9 和图 10 所示。

表 1　星型装药的参数

Table 1　Parameters of star grain

R_{o}/m	R_{p}/m	f/m	ε'	θ/(°)	N'
1.0	0.5	0.03	0.8	80	6

改变网格尺寸和扩散项系数, 得到 l_{b}-W 曲线的相对误差相图, 如图 11 所示。相对误差的计算式为

$$e_1 = \frac{1}{l_{\mathrm{b,std}}(0)}\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{m}\left(l_{\mathrm{b}}(W_i)-l_{\mathrm{b,std}}(W_i)\right)^2}{m}} \tag{38}$$

式中: $l_{\mathrm{b,std}}$ 为解析计算式的计算结果; l_{b} 为 PEF 方法的计算结果; m 为等值面的总数, 此处 $m=20$。

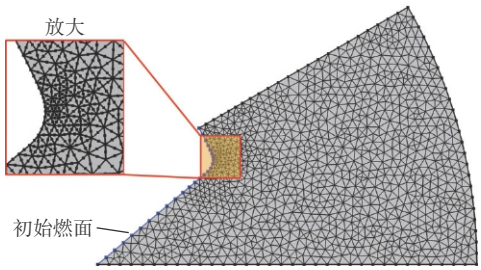


图 8 星型装药的网格划分结果

Fig. 8 Meshing result of star grain

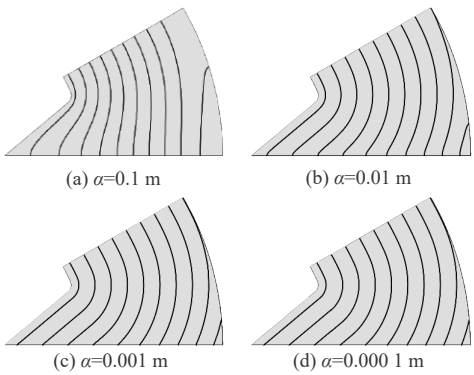


图 9 不同α值对应的星型装药燃面退移结果

Fig. 9 Burn-back result of star grain with different α values

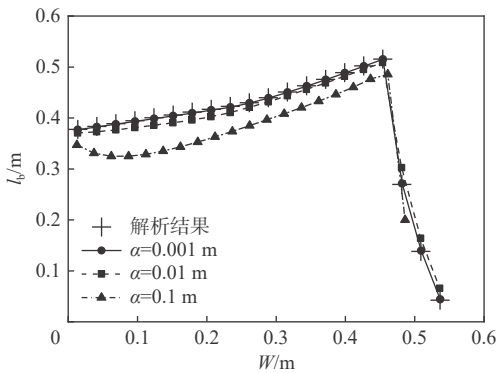


图 10 半个星角的燃烧边长的计算结果

Fig. 10 Calculation result of burned side length of a half star angle

由图 11 可知，网格尺寸越小且扩散项系数越小，燃面面积计算结果的相对误差越小。对于本文推荐的扩散项系数$\alpha=(0.1\sim0.2)\delta$，即使网格较稀疏，也可以确保相对误差在 2% 以内。还可以看出，对于稀疏的网格，扩散项系数对精度影响较大。如果网格足够密，那么扩散项系数对精度的影响会减弱。由于星型装药的燃面相交位置恰好全部落在网格节点上，所以$\alpha_{\min 2}=0$。

已知装药长度为 1 m，推进剂燃速为 2 cm/s，特征速度为 1 400 m/s，推进剂密度为 1 700 kg/m^3，喷管喉部面积为 0.01 m^2。采用内弹道性能预示模型 1 求解，得到不同扩散项系数下燃烧室压力随时间的变化曲线，如图 12 所示。最大燃烧室压力为 30 MPa，

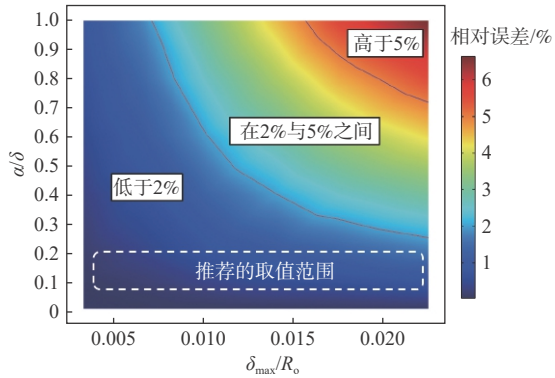


图 11 燃烧边长相对误差相图

Fig. 11 Relative error map of burned side length

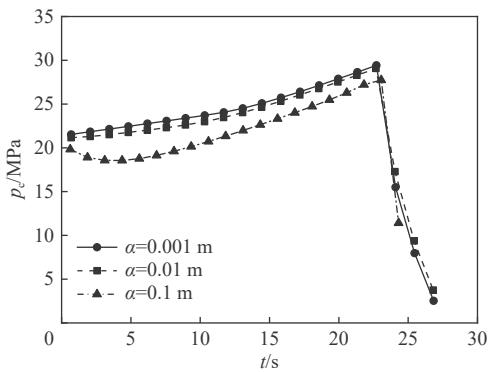


图 12 不同α值下星型装药的内弹道性能预示结果

Fig. 12 Internal ballistic performance prediction result of star grain for different α values

装药燃烧时间为 23 s，残药燃烧产生明显的拖尾段。

3.2 翼柱型装药的燃面退移与内弹道性能预示

三维翼柱型装药兼具增面与减面燃烧特性，易于调整，被广泛应用于运载火箭和各型导弹中。本节将讨论 PEF 方法在给定三维网格下的燃面面积计算误差。

三维翼柱型装药的几何形状如图 13 所示。经试算确定工程计算可接受的精度，将药柱划分为 65 715 个二阶四面体单元，如图 14 所示。取扩散项系数$\alpha=0.1\delta$，燃面退移计算结果如图 15 所示。为了对比，同时也采用 ProE 实体造型法[7]完成装药燃面面积的计算。该方法是除解析法以外最精确的方法，一定程度上可以认为是精确解。

图 16 为分别使用 ProE 和 PEF 方法得到的燃面面积和质心位置x_c（质心与圆柱段几何中心的距离）随肉厚的变化曲线，可以看出 2 种方法得到的结果几乎重合。进一步计算得到燃面面积的相对偏差为 1.20%，计算式为

$$e_A=\frac{1}{A_{\mathrm{b,ProE}}(0)}\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{m}\left(A_{\mathrm{b}}(W_i)-A_{\mathrm{b,ProE}}(W_i)\right)^2}{m}} \tag{39}$$

式中：$A_{\mathrm{b,ProE}}$为 ProE 实体造型法的计算结果；A_{b}为

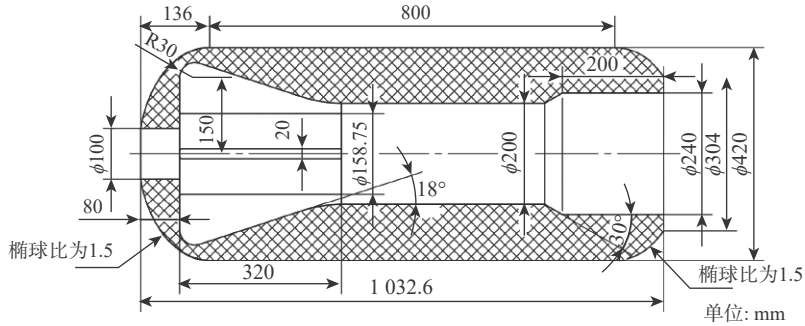


图 13　翼柱型装药的几何形状

Fig. 13　Geometry of finocyl grain

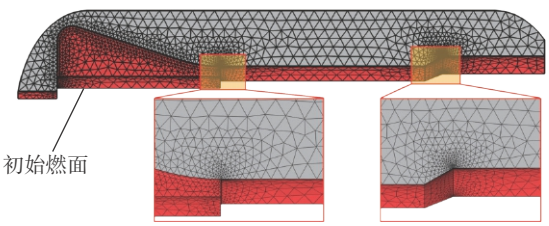


图 14　翼柱型装药的网格划分结果

Fig. 14　Meshing result of finocyl grain

PEF 方法的计算结果; m为等值面的总数, 此处 $m = 100$。

已知推进剂的压力指数为 0.3, 燃速系数为 2.0×10^{-4} m/(s·Pa$^{0.3}$), 推进剂特征速度为 1 400 m/s, 推进剂密度为 1 700 kg/m^3, 喷管喉部面积为 0.01 m^2。使用内弹道性能预示模型 2 可以得到燃烧室压力随时间的变化曲线, 如图 17 所示。燃烧室压力先增大后减小, 最大压力为 5.0 MPa, 工作时间为 5.9 s, 拖尾段较长。

综上, PEF 方法可以应用于固体火箭发动机三维装药的燃面退移与内弹道性能预示。

3.3　含金属丝的双推进剂装药的燃面退移与内弹道性能预示

有些战术导弹要求有助推级和巡航级 2 级推力。为使巡航级推力稳定、增加工作时间并提高装填比, 可将巡航级设计为端面燃烧装药。但是端面燃烧装药的燃烧面积受发动机直径的限制, 产生的推力较小。为增大燃烧面积, 可沿轴向嵌入导热良好的金属丝制成如图 18 所示的含 4 条金属丝的双推进剂装药。

图 18 中的黄色部分并非金属丝本身, 而是紧贴在金属丝周围的推进剂。由于受到金属丝加热, 其轴向燃速r_w比推进剂基础燃速r_0大得多。对于给定推进剂, r_w/r_0与金属丝的种类、直径和涂层有关。本文使用直径 0.122 5 mm 的钨丝, 实验测得 $r_w/r_0 = 3.6$[23]。

3.3.1　平台推进剂

助推级使用的某平台推进剂, 其燃速为 2 cm/s, 特征速度为 1 300 m/s, 密度为 1 750 kg/m^3。巡航级也使用平台推进剂, 其燃速为 1.4 cm/s, 特征速度为 1 400 m/s, 密度为 1 700 kg/m^3。喷管喉部面积为 3×10^{-4}m^2。取扩散项系数$\alpha = 0.1\delta$, 使用内弹道性能预示模型 3 求解。由于本算例无比较对象, 故需要通过网格无关性验证确保计算精度。将燃烧室最大压力作为考察对象, 进行网格无关性验证, 结果如表 2 所示。对于 5 种网格(单元数从 3 万加密

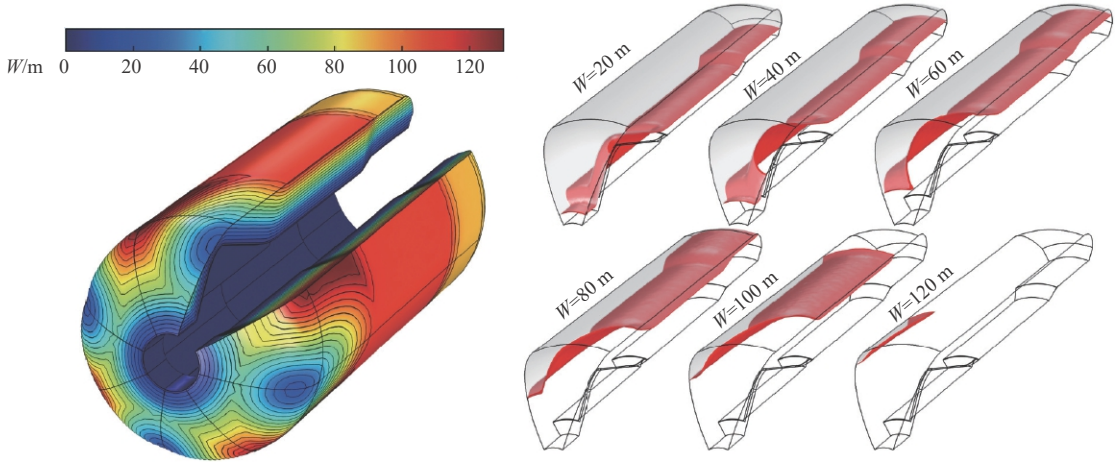


图 15　翼柱型装药的燃面退移计算结果

Fig. 15　Burn-back calculation result of finocyl grain

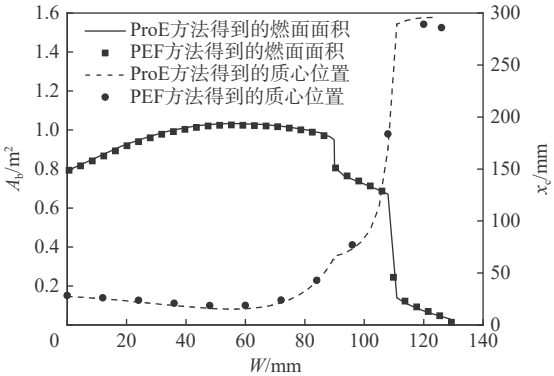


图 16 燃面面积与质心位置随肉厚的变化

Fig. 16 Variation of burned area and centroid position with web thickness

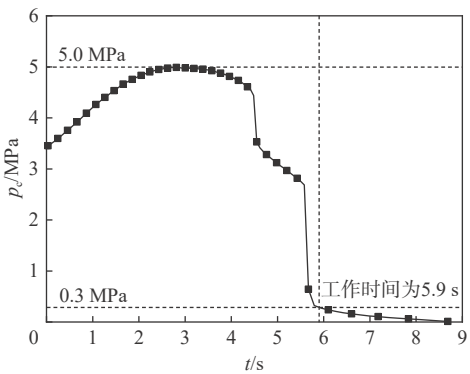


图 17 翼柱型装药的内弹道性能预示结果

Fig. 17 Internal ballistic performance prediction result of finocyl grain

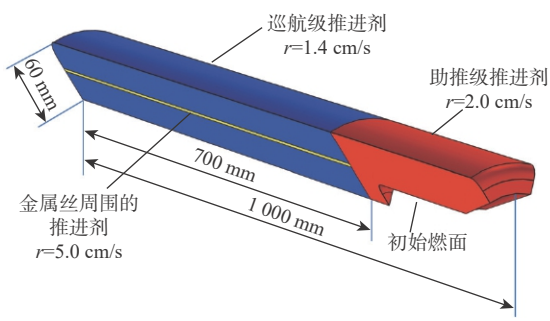


图 18 含金属丝双推进剂装药的几何形状

Fig. 18 Geometry of dual-propellant grain with metal wires embedded

至 70 万), 计算偏差可确保在 3% 以内。其中, 3 号网格(见图 19)包含 145 517 个二阶四面体单元, 最大单元尺寸为 0.007 26 m, 可确保计算偏差小于 1% 并且能在 30 s 内完成计算。综合考虑计算精度与计算耗时后, 最终确定采用 3 号网格完成计算, 计算结果如图 20 所示。

图 20 (a) 为燃面退移计算结果, 可以看出, 助推级推进剂与巡航级推进剂的交界面处发生了燃面弯折, 此现象类似于光在折射率不同的 2 种介质中发生折射。在 2.2 ~3.1 s, 助推级推进剂、巡航级推

表 2 双推力装药的网格无关性验证

Table 2 Mesh independence verification of dual-propellant grain

网格序号	单元总数	最大压力/MPa	相对偏差/%	计算耗时/s
1	31 631	13.040	−2.29	10
2	66 855	13.163	−1.37	19
3	145 517	13.243	−0.772	29
4	438 052	13.310	−0.270	97
5	668 894	13.346		178

注: 采用3.2 GHz AMD Ryzen 7 5800H处理器完成计算; 计算相对偏差时认为5号网格的最大压力为精确值。

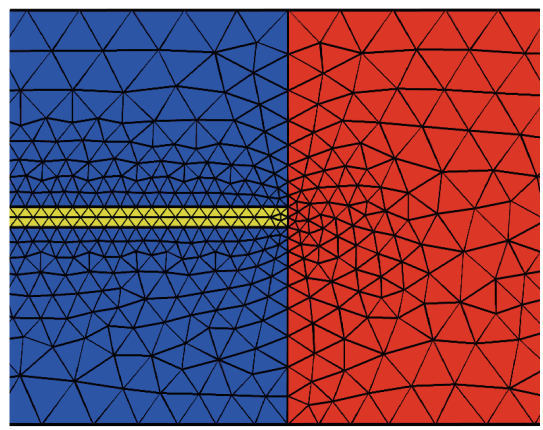
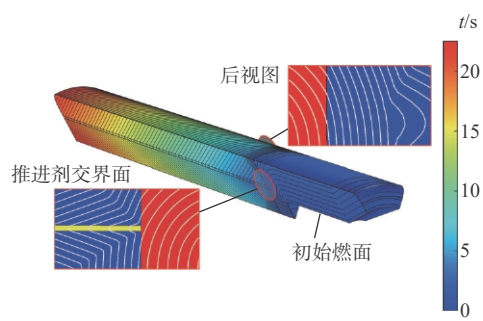
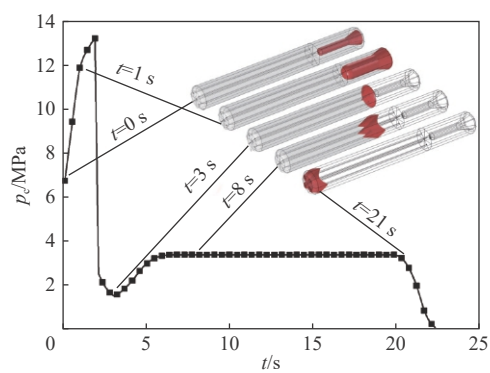


图 19 推进剂交界面附近的网格划分结果

Fig. 19 Meshing result near propellant interface



(a) 燃面退移计算结果



(b) 内弹道性能预示结果

图 20 双平台推进剂装药的计算结果

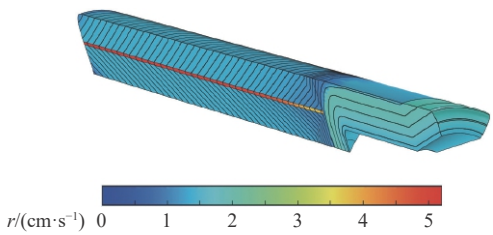
Fig. 20 Calculation result of dual propellant grain with platform

进剂和金属丝周围的推进剂 3 种不同燃速的推进剂同时燃烧, 这是传统实体造型法所不能实现的。图 20 (b) 为燃烧室压力随时间的变化曲线, 助推级工作时间为 2.5 s, 最大压力为 13.2 MPa; 巡航级工作时间为 19.6 s, 压力基本稳定在 3.4 MPa。

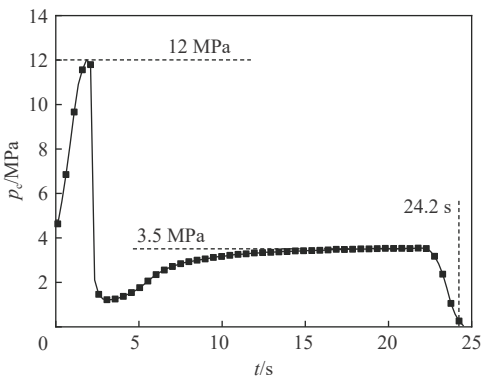
3.3.2　采用非平台推进剂

装药几何模型与网格不变, 推进剂的特征速度和密度也不变, 将推进剂替换为某非平台推进剂。为使助推级在 13.2 MPa 的压力下燃速为 2 cm/s, 取压力指数为 0.3, 调节燃速系数为 1.46×10^{-4} m/(s·Pa$^{0.3}$)。为使续航级在 3.4 MPa 的压力下燃速为 1.4 cm/s, 取压力指数为 0.3, 调节燃速系数为 1.54×10^{-4} m/(s·Pa$^{0.3}$), 金属丝周围推进剂的燃速系数为 5.54×10^{-4} m/(s·Pa$^{0.3}$)。

使用内弹道性能预示模型 4 求解, 迭代收敛后, 计算结果如图 21 所示。同一种推进剂内的燃速分布不再均匀, 助推级工作时间为 2.5 s, 最大压力为 12 MPa; 巡航级工作时间为 21.7 s, 压力基本稳定在 3.4 MPa, 不超过 3.5 MPa。



(a) 燃速分布与燃面退移计算结果



(b) 内弹道性能预示结果

图 21　非平台双推进剂装药的计算结果

Fig. 21　Calculation result of dual-propellant grain without platform

综上, PEF 方法可以应用在含金属丝的双推进剂装药的内弹道性能预示上, 适应多种燃速推进剂构成的复杂交界面。

4　结　论

本文开展了固体火箭发动机非均匀装药复杂燃面退移与内弹道性能预示方法研究, 得到如下主要结论:

1) 将装药燃面退移问题转化为特殊的稳态热传导问题, 提出采用有限元法通过求解泊松方程逼近程函方程黏滞解的 PEF 方法。

2) PEF 方法解决了几何形状不规则且燃速分布复杂的装药燃面退移问题。与实体造型法比较, PEF 方法可以适应多种燃速推进剂构成的复杂交界面, 并且能处理非均匀装药燃烧问题。

3) PEF 方法充分利用了商业有限元软件成熟的 CAD 建模、前处理、后处理及二次开发能力。做到了所见即做得, 兼具实体造型法的实用性和网格离散法的通用性。

4) 分析了泊松方程中扩散项系数的取值范围及作用, 推荐取值为 $\alpha=(0.1\sim0.2)\delta$ 或 $Pe=5\sim10$。

5) 实现了二维星型装药、三维翼柱型装药和含金属丝的双推进剂装药的燃面退移及内弹道性能预示。使用推荐的扩散项系数, 与精确值相比较, 二维星型装药和三维翼柱型装药的燃面面积偏差可以控制在 2% 以内, 满足工程需求。

参考文献 (References)

[1] HARTFIELD R, JENKINS R, BURKHALTER J, et al. A review of analytical methods for solid rocket motor grain analysis[C]//Proceedings of the 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2003: 4506.

[2] TOLA C, NIKBAY M. Internal ballistic modeling of a solid rocket motor by analytical burnback analysis[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2019, 56(2): 498-516.

[3] PETERSON E G, NIELSEN C C, JOHNSON W C, et al. Generalized coordinate grain design and internal ballistics evaluation program[C]//Proceedings of the 3rd Solid Propulsion Conference. Reston: AIAA, 1968: 490.

[4] 梁国柱, 王慧玉. 三维装药几何通用型面模拟计算法[J]. 推进技术, 1991, 12(3): 26-35.
LIANG G Z, WANG H Y. Generalized shape simulation method of three dimensional grain geometry[J]. Journal of Propulsion Technology, 1991, 12(3): 26-35 (in Chinese).

[5] 鲍福廷, 李逢春, 徐东来. 固体发动机装药 CAD[J]. 固体火箭技术, 1994, 17(3): 1-7.
BAO F T, LI F C, XU D L. Computer aided design of propellant grains for solid rocket motors[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 1994, 17(3): 1-7 (in Chinese).

[6] 蔡强, 鲍福廷. 基于 ACIS 几何造型平台的固体火箭发动机装药设计[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(3): 236-238.
CAI Q, BAO F T. Grain design of solid rocket motor based on ACIS geometric modelling platform[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(3): 236-238 (in Chinese).

[7] PÜSKÜLCÜ G, ULAS A. 3-D grain burnback analysis of solid propellant rocket motors: Part 2—Modeling and simulations[J]. Aerospace Science and Technology, 2008, 12(8): 585-591.

[8] WILLCOX M A, BREWSTER M Q, TANG K C, et al. Solid pro-

pellant grain design and burnback simulation using a minimum distance function[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(2): 465-475.

[9] REN P F, WANG H B, ZHOU G F, et al. Solid rocket motor propellant grain burnback simulation based on fast minimum distance function calculation and improved marching tetrahedron method[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34(4): 208-224.

[10] HEJL R J, HEISTER S D. Solid rocket motor grain burnback analysis using adaptive grids[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(5): 1006-1011.

[11] GUEYFFIER D, ROUX F X, FABIGNON Y, et al. High-order computation of burning propellant surface and simulation of fluid flow in solid rocket chamber[C]//Proceedings of the 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston: AIAA, 2014: 3612.

[12] YILDIRIM C, AKSEL H. Numerical simulation of the grain burnback in solid propellant rocket motor[C]//Proceedings of the 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2005: 4160.

[13] SULLWALD W, SMIT G J, STEENKAMP A J, et al. Solid rocket motor grain burn back analysis using level set methods and Monte-Carlo volume integration[C]//Proceedings of the 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston: AIAA, 2013: 4087.

[14] WANG D H, FEI Y, HU F, et al. An integrated framework for solid rocket motor grain design optimization[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2014, 228(7): 1156-1170.

[15] TOKER K, TINAZTEPE H, AKSEL M. Three-dimensional internal ballistic analysis by fast marching method applied to propellant grain burn-back[C]//Proceedings of the 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2005: 4492.

[16] MOKRÝ P. Iterative method for solving the eikonal equation[C]//Proceedings of the Optics and Measurement International Conference. Bellingham: SPIE, 2016: 1-6.

[17] SETHIAN J A. Curvature and the evolution of fronts[J]. Communications in Mathematical Physics, 1985, 101(4): 487-499.

[18] MOUKALLED F, MANGANI L, DARWISH M. The finite volume method in computational fluid dynamics[M]. Berlin: Springer, 2016: 65-67.

[19] 王勖成. 有限单元法[M]. 北京: 清华大学出版社, 2003: 27-28.
WANG X C. Finite element method[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2003: 27-28 (in Chinese).

[20] CRANE K, WEISCHEDEL C, WARDETZKY M. Geodesics in heat: A new approach to computing distance based on heat flow[J]. ACM Transactions on Graphics, 2013, 32(5): 152.

[21] CHURBANOV A G, VABISHCHEVICH P N. Numerical solving a boundary value problem for the eikonal equation[C]//Proceedings of the International Conference on Finite Difference Methods. Berlin: Springer, 2019: 28-34.

[22] AVILA L S, AYACHIT U, BARRÉ S, et al. The VTK user's guide[M]. 11th ed. New York: Kitware, 2010: 485-486.

[23] KING M. Analytical modeling of effects of wires on solid motor ballistics[C]//Proceedings of the 25th Joint Propulsion Conference. Reston: AIAA, 1989: 2784.

Complex burn-back analysis and internal ballistic performance prediction of non-uniform grain

LI Wentao，HE Yunqin，ZHANG Yiyi，LIANG Guozhu*

(School of Astronautics，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract: The complex burn-back analysis and internal ballistic performance prediction of the non-uniform grain are the core issues in solid rocket motor design. A mathematical model of burn-back analysis of combustion with non-uniform grain was established. A new method, namely Poisson equation-eikonal equation-finite element method (PEF) was proposed to approach the viscous solution of the eikonal equation by solving a Poisson equation using the finite element method. The proposed method can transform the burn-back problem into a special stationary thermal conduction problem and realize the burn-back calculation of the 3D grain with irregular geometry and complicated burning rate distribution. Then, the actual factors such as the change in combustion chamber pressure were considered, and four calculation models for internal ballistic performance prediction were developed under the assumption of equilibrium pressure. The calculation of 2D star grain, 3D finocyl grain, and dual propellant grain with metal wires embedded was completed. The calculation results show that the proposed method can precisely adapt to the complex interfaces of different propellants. The proposed method can be directly applied and solved in the stationary thermal conduction module of the commercial finite element software. It can fully utilize the mature capabilities of computer-aided design (CAD) modeling, pre-processing, post-processing, and secondary development in commercial finite element software, achieving universality and practicality of the complex burn-back analysis and internal ballistic performance prediction method.

Keywords: solid rocket motor; burn-back; internal ballistic performance prediction; finite element method; eikonal equation; Poisson equation

Received：2022-07-29；**Accepted**：2022-10-04；**Published Online**：2022-11-17 12：08

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221116.1022.001

* **Corresponding author**. E-mail：lgz@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0675

基于检测和重识别的无人机行人跟踪算法

张嘉辉，赵威，王子琛，蒙志君*

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘　　要：将智能检测跟踪算法与无人机(UAV)的灵活性相结合是UAV应用的研究热点。针对UAV的视角及运动导致目标滑移和遮挡的问题，提出一种基于检测和重识别的UAV行人跟踪算法。对训练好的YOLOv5进行TensorRT加速，解决UAV计算资源有限的问题；以量化加速的目标检测算法与重识别算法为基础，构建行人跟踪算法框架；设计判定行人匹配度，完成行人匹配系统设计。仿真试验表明：训练后的YOLOv5和OSNet具备一定的精度，采用TensorRT加速后的YOLOv5网络在保证精度的情况下，帧率有了近50%的提升。飞行试验表明：所提算法在行人穿插及障碍物遮挡的情况下，可以实现对目标的稳定跟踪，具备一定的实用性和有效性。

关 键 词：无人机；目标检测；量化加速；行人跟踪；重识别

中图分类号：V279+.2

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)08-2538-09

随着深度学习技术的发展，将基于深度学习的智能检测跟踪算法与无人机(unmanned aerial vehicle, UAV)结合，可以实现无人机对行人目标的检测和跟踪，应用于军事和民用的很多场景[1]。然而在目标跟踪任务中，存在精度与有限算力矛盾的平衡及跟踪失败后的重新找回等问题。因此，融合跟踪算法、检测算法和行人重识别(person re-identification, re-id)算法，并对其进行基于无人机平台环境和实际任务的改进，对完成无人机跟踪任务具有重大的意义。

目标检测算法可分为传统的目标检测算法和基于深度学习的目标检测算法。传统的目标检测算法包括光流法[2-3]、背景差分法[4-5]、帧间差分法[6]及特征匹配法；基于深度学习的目标检测算法分为单级式和双级式，单级式典型算法有YOLO系列[7-9]、单次多框检测器(single shot multibox detector, SSD)[10]等，双级式典型算法有区域卷积神经网络(region based convolutional neural network, R-CNN)系列[11-14]等。上述成熟的目标检测算法虽有很高的精确度，但都以庞大的计算能力与内存消耗为代价，难以适应无人机嵌入式设备有限的计算力。

目前，目标跟踪算法主流方向是偏向速度的基于相关滤波的跟踪算法和偏向精度的基于深度学习的跟踪算法。基于相关滤波的典型跟踪算法包括最小输出平方误差和(minimum output sum of squared errors, MOSSE)算法[15]、检测跟踪的循环结构(circulant structure of tracking-by-detection with kernels, CSK)[16]、核相关滤波(kernelized correlation filters, KCF)目标跟踪算法[17]和基于自适应颜色属性的目标追踪(adaptive color attributes for real-time visual tracking, CN)[18]等；基于深度学习的典型跟踪算法包括分层卷积跟踪(hierarchical convolutional features for visual tracking, HCF)算法[19]、多域卷积神经网络(multi-domain convolutional neural network, MDNet)[20]、树状结构的卷积神经网络跟踪(modeling and propagating CNNs in a tree structure for

收稿日期：2022-08-01；**录用日期**：2022-12-30；**网络出版时间**：2023-01-19 10:14
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230118.1446.003
基金项目：国家自然科学基金(61976014)
*通信作者. E-mail：mengzhijun@buaa.edu.cn

引用格式：张嘉辉，赵威，王子琛，等. 基于检测和重识别的无人机行人跟踪算法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2538-2546. ZHANG J H，ZHAO W，WANG Z C，et al. UAV pedestrian tracking algorithm based on detection and re-identification[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2538-2546 (in Chinese).

visual tracking, TCNN)算法[21]、基于回归网络的通用对象跟踪(generic object tracking using regression networks, GOTURN)算法[22]和 Siamese[23-25]系列等。上述算法虽具备一定的精度与速度, 但无法解决目标框丢失或目标错选的问题。

re-id 算法是利用视觉信息判断图像或视频序列中是否存在特定行人的技术。目标跟踪过程中会出现目标框丢失或目标错选的情况, 利用 re-id 算法可以完成对跟踪目标的识别判定。re-id 算法可以分为基于表征学习和基于度量学习, 不同于目标检测, 该算法不需对图像中的目标进行定位, 只需对其进行是否为同一个行人的类别判定。在基于表征学习的 re-id 算法方面, Qian 等[26]提出的多尺度深度学习模型能够对不同尺度的深度判别特征表示进行学习, 根据不同的使用场景自动确定最合适的匹配尺度; Zhou 等[27]基于特征融合设计了一种全尺度网络(omni-scale network, OSNet), 通过轻量化网络降低参数量, 提高训练速度的同时在多种任务上具备一定的精度; 为学习区分局部信息特征, Sun 等[28]提出一种基于部分的卷积基线(part-based convolutional baseline, PCB), 通过自适应的细化池化(refined part pooling, RPP)方法实现同一图像模块在不同图像的良好对齐, 提高了图块一致性; Su 等[29]提出基于姿态估计的深度卷积(pose-driven deep convolutional, PDC)方法, 将全局特征与局部特征相结合, 对行人图像的局部特征点分别进行检测定位和特征提取, 实现相同关键点的对齐。在基于度量学习的 re-id 算法方面, 常用的度量学习损失方法有对比损失、三元组损失、四元组损失、难样本采样三元组损失和边界挖掘损失等。Fang 等[30]提出一种混合距离度量, 将传统的序列特征进行集合建模, 针对集合感知三元组损失, 实现距离优化; Sun 等[31]通过自适应加权调整样本之间的距离, 提出一种更灵活的圆损失函数, 在人脸识别、人员重新识别等数据集上表现良好, 具有较好的收敛效果。

综上所述, 本文针对无人机机载嵌入式设备计算能力问题, 将量化加速应用到 YOLOv5 目标检测算法; 针对跟踪目标滑移和错位问题, 以 OSNet 的行人匹配算法为基准, 结合目标检测、目标跟踪构建一种新的目标跟踪算法。试验结果表明, 采用 TensorRT 框架对目标检测算法模型进行量化加速后, 可以得到更快的检测速度以适配无人机平台; 本文算法在行人穿插及障碍物遮挡的情况下具有一定的实用性和有效性。

1　基于量化加速的 YOLOv5 算法

1.1　YOLOv5 目标检测算法

YOLO 是一种单级式的目标检测算法。得益于卷积神经网络的发展, YOLOv3 作为极具代表性的单级式算法, 借鉴 Resnet 跳层连接的思想, 通过 Darknet-53 网络起到了很好的预测效果。现今 YOLOv4 和 YOLOv5 都在 YOLOv3 的基础上进行了大量改进和创新。YOLOv5 存在 5 个版本, 模型从小到大依次为 YOLOv5-n、YOLOv5-s、YOLOv5-m、YOLOv5-l 和 YOLOv5-x。

YOLOv5 是由神经网络模块连接组合而成, 分为主干、颈部及头部, 这 3 个部分分别负责图像特征提取、多尺度预测及目标类别位置回归等任务。网络基本组成单位是卷积模块, 如图 1 所示。图

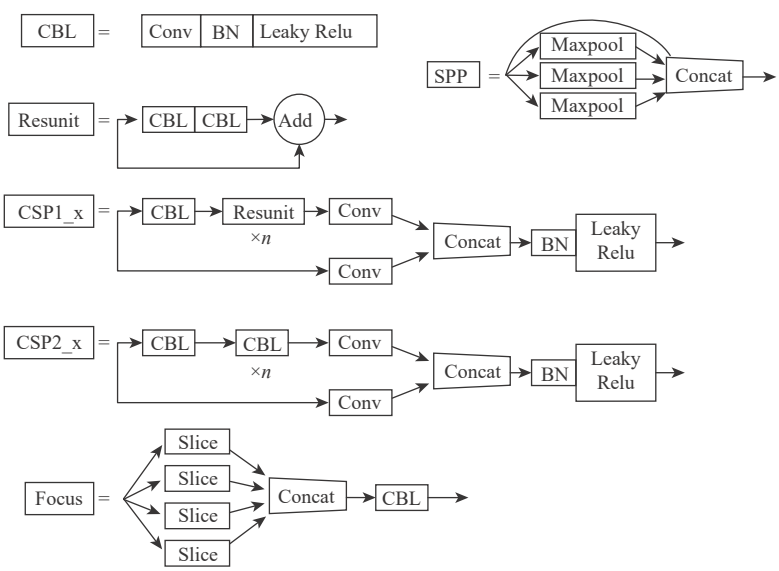


图 1　YOLOv5 组件构成

Fig. 1　Components of YOLOv5

中，Maxpool为最大池化；Slice为切片操作；Concat表示将2组尺寸相同的卷积核拼接在一起。CBL卷积模块由卷积层（Conv）、批标准化层（BN）和Leaky Relu激活层组成。CBL卷积模块根据残差思想构成Resunit模块。CBL卷积模块和Resunit模块通过堆叠拼接构成CSP1_x与CSP2_x这2个重要模块，其为YOLOv5提供了强大的图像特征提取性能。另外，YOLOv5中还存在Focus模块和空间金字塔池化（spatial pyramid pooling，SPP）模块等网络支撑组件，前者能够提高模型训练速度，后者则可将不同感受野特征图融合，提升模型的检测能力。由于无人机算力限制，本文拟采用YOLOv5-s作为检测算法的基准算法，网络的整体结构如图2所示。图中，Upsampling为上采样。

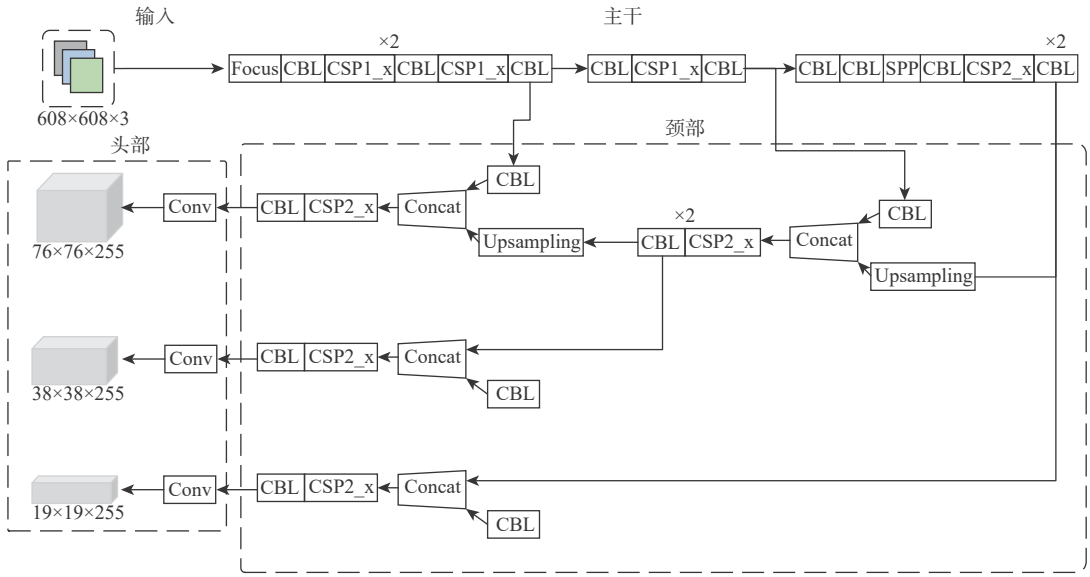


图2 YOLOv5-s网络结构

Fig. 2 Network structure of YOLOv5-s

1.2 基于TensorRT的量化加速

在现有的轻量化思路中，最为简单有效的是通过使用针对网络前向推理优化的深度学习框架进行网络模型的综合优化，常见的包括NCNN框架、腾讯卷积网络（Tencent neural network，TNN）框架、移动卷积网络（mobile neural network，MNN）框架及TensorRT等。

TensorRT作为一个高性能的前向推理框架，是由Nvidia显卡厂商针对自家GPU平台研发的一套加速包，其可以为深度学习模型的部署提供更加快速、低延迟的前向推理。本文的无人机计算芯片平台Jetson系列作为Nvidia推出的计算芯片，可以使用TensorRT对网络模型进行优化加速，其具体的优化思路主要有2条：①对模型进行量化加速；②对网络中的部分结构进行重构合并，提高网络的一体化程度。

2 基于检测和重识别的行人跟踪算法

实际的无人机行人跟踪过程主要分为检测、初始化跟踪和持续跟踪3步，其中，持续跟踪最容易出错也最具挑战性。在持续跟踪过程中，目标可能会出现偏转、变形和遮挡等情况，由于采用的单目标跟踪算法缺乏判定目标错选的机制，跟踪常常出现滑移和错位。针对跟踪过程中目标错选问题，本文提出一种基于检测和重识别的行人跟踪算法，通过re-id技术，基于检测算法从局部到全局来检测目标并实时匹配，从而对误差进行消除，并对跟踪器进行更新，有效解决障碍物遮挡导致的目标错选问题。

2.1 OSNet

OSNet是一种为解决重识别任务中多尺度特征问题提出的深度重识别卷积神经网络。在OSNet中提出了一种构建块，如图3所示。对于同一输入特征，分别以3×3、5×5、7×7、9×9的感受野对原特征进行卷积操作，再通过动态聚合门对多尺度特征

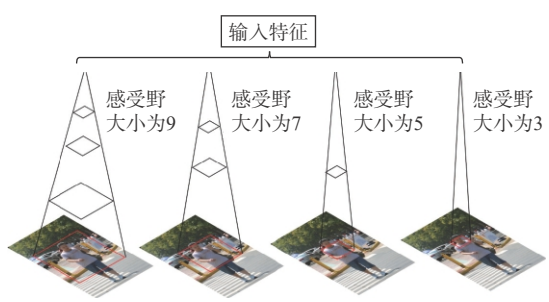


图3 OSNet构建块

Fig. 3 Building block for OSNet

进行融合, 生成全尺度特征。OSNet 用深度可分离卷积代替普通卷积减少网络参数量, 更适配无人机飞行平台。

2.2　SiamFC

SiamFC 是基于深度学习的经典跟踪算法, 采用孪生结构完成目标跟踪。如图 4 所示, 孪生结构的输出为 17×17×1 的分数图, 代表基准模板与搜索区域的相似程度。图中, z 表示参考图像模板, x 表示搜索区域图像, φ 为获取特征的神经网络, "$*$" 表示 6×6×128 为卷积核进行卷积操作。在本文无人机行人跟踪任务中, 候选样本是每一帧中的图像搜索区域, 基准模板是初始化的跟踪目标, 通过目标检测算法选取。通过孪生网络计算出与初始化跟踪目标最相似的候选区域作为下一帧中的基准模板, 从而实现对目标的跟踪。

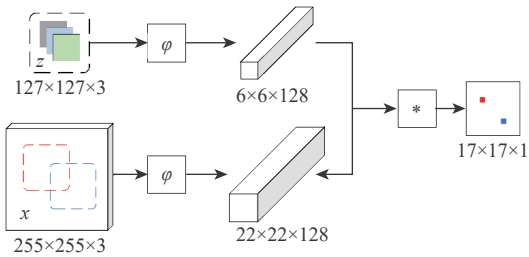


图 4　孪生结构

Fig. 4　Siamese architecture

2.3　跟踪算法框架

以量化加速的 YOLOv5 目标检测算法作为候选框提议结构, 使用 re-id 算法对候选框与原本的跟踪目标进行匹配, 由此构建基于重识别的目标跟踪算法, 结构如图 5 所示。

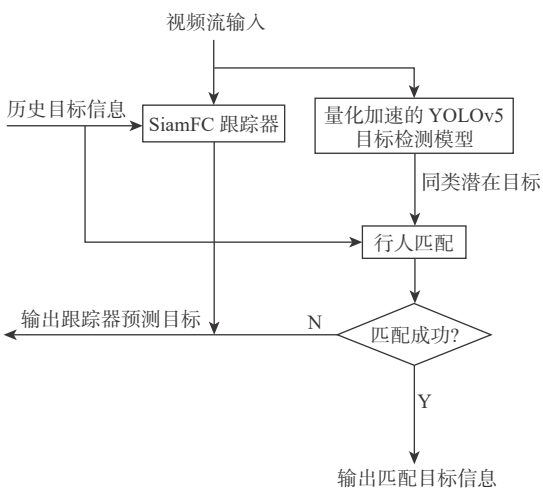


图 5　基于检测和重识别的目标跟踪框架

Fig. 5　Target tracking framework based on detection and re-identification

整个网络的输入包括历史的目标信息(位置信息)及新的视频帧图像。当第 1 帧图像输入时, 同时获得的包括第 1 帧的图像和目标位置, 通过这些信息可以对 SiamFC 跟踪器进行初始化, 并在后续帧中通过 SiamFC 跟踪算法持续跟踪该目标。在较为复杂的环境中, 由于多帧预测位置偏差的积累, 更容易出现预测目标位置的偏移和错位, 因此, 单纯使用 SiamFC 跟踪器对目标位置进行实时更新是不够准确的。为实现长时间的行人目标跟踪还需要间隔固定帧数, 本文基于算力实际情况取固定帧数为 1, 对图像进行行人检测, 并将重新检测到的所有目标位置信息与之前的跟踪目标位置信息进行匹配, 将大于匹配阈值的框作为这一帧预测得到的跟踪目标框, 将其输出并对 SiamFC 跟踪器进行初始化; 若未达到匹配阈值的检测框则视为匹配失败, 输出 SiamFC 跟踪器的跟踪结果。

2.4　基于重识别的行人匹配系统设计

框架中行人匹配是完成长时间行人跟踪的核心, 只有合理有效的匹配算法才能实现对某个特定目标的稳定跟踪。

行人匹配的要素可以分为 2 点: 空间位置的匹配和行人特征的匹配。对于空间位置的匹配, 采用交并比(intersection over union, IoU)匹配器, 由于物质空间的连续性, 目标的运动和位置变化几乎都是连续的, 在视频序列帧数足够的情况下, 下一时刻目标只会出现在上一时刻目标的周围位置, 因此, 对新检测到的目标和原本跟踪目标的位置框进行 IoU 计算后, 得到的 IoU 值是重要的参考要素。单纯使用 IoU 匹配并不能适应复杂的情况, 如有多个行人目标位置接近, 则很难单独依靠位置信息来判别与原本跟踪目标最为接近的特定行人。因此, 对于行人匹配还需要引入重识别网络, 对不同的行人进行抽象的、富含语义特征信息的特征提取, 将成功的跟踪结果作为样本存入样本池 R, 利用样本池中的特征样本与新的目标样本进行匹配, 才能有效地区分不同行人目标。基于重识别的行人匹配算法结构如图 6 所示。

进行目标检测后, 检测结果分别作为 IoU 匹配度量器与重识别匹配度量器的输入。检测结果与上一帧的跟踪结果进行 IoU 匹配, 并计算得到匹配度量值; 与此同时, 检测结果还将被送入 OSNet 进行深度特征提取, 得到的深度特征将分别与目标样本池中的特征样本进行余弦距离计算来得到深度特征的匹配度量值, 将 2 种度量值进行综合后判断是否大于匹配度阈值, 若存在大于阈值的检测框则认为匹配成功, 随后输出其中匹配度最大的框, 并将该目标框对应的深度特征存入特征样本池中; 若不存在大于阈值的检测框则认为匹配失败, 随后直

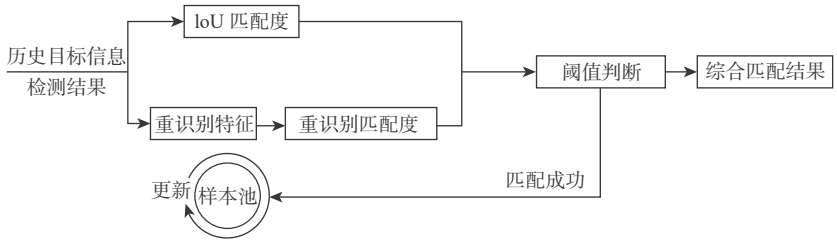


图6 基于重识别的行人匹配算法结构

Fig. 6 Pedestrian matching algorithm structure based on re-identification

接输出通过SiamFC跟踪器得到的跟踪结果。2种匹配度量计算如下:

$$d^{(1)}(i)=\frac{S_0\cap S_i}{S_0\cup S_i} \tag{1}$$

$$d^{(2)}(i)=\min\left\{\boldsymbol{r}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{r}_k|\boldsymbol{r}_k\in R\right\} \tag{2}$$

式中:$d^{(1)}(i)$为检测结果中第i个目标的IoU匹配度;S_0为上一帧跟踪输出的位置区域;S_i为该检测结果的位置区域;$d^{(2)}(i)$为检测结果中第i个目标的重识别匹配程度,通过特征余弦距离计算得到;$\boldsymbol{r}_i$为该检测目标经过OSNet后得到的特征向量;$\boldsymbol{r}_k$为任意属于样本池的目标特征向量;R为整个特征样本池。

由于重识别匹配属于在线学习,在初始阶段,样本池中没有特征向量时,无法通过综合的度量手段对行人目标进行匹配,设定阈值(5帧),在获得5帧样本前,将仅仅依靠IoU匹配度作为行人匹配的度量值,当获得足够的特征样本后,启用重识别匹配。随着成功跟踪的视频帧数增加,获得的正确跟踪样本也将增加,基于重识别的匹配可信度将逐步提升。因此,需要使整个匹配度量系统逐步向重识别匹配倾斜,设置度量值c,对匹配度进行综合考量,计算式如下:

$$c=\lambda d^{(1)}+(1-\lambda)d^{(2)} \tag{3}$$

式中:λ为自定义的权重比例,用于调整整个匹配系统的侧重方向。当λ偏大时,匹配系统更倾向于相信在位置变化上连续的目标,而当λ偏小时,匹配系统则更倾向于图像特征信息更接近样本的目标。

对于重识别匹配的特征样本池设置自反馈的更新方式,使重识别匹配$d^{(2)}$的占比随样本特征数量的增加而增加。为防止样本数量过大增加额外计算开销,设置最大样本数量为30。为使样本库能代表目标的最新状态,防止目标通过反转、变形后无法识别,设置样本库更新策略,使新的成功匹配的样本替代老的样本,同时,为防止跟踪偏移后后续错误目标污染样本池,保留初始的10份样本不做更新,这样可以最大限度地保证样本库的有效性。

3 实验与分析

3.1 目标检测算法的训练和测试

本文使用搭载RTX2060型号GPU、锐龙R5-2600的台式机进行网络训练和验证,使用的深度学习框架为Pytorch。而前向推理和验证阶段,采用无人机平台可以搭载的Jetson Xavier NX模块,该模块带有Nvidia的GPU,同样可以进行神经网络的推理,也可以适用TensorRT框架。

目标检测使用的训练集为VisDrone-2019[32]数据集,其基准数据集由288个视频剪辑组成,包含261 908帧和10 209张静态图像,所有数据都由无人机搭载摄像头拍摄得到。

在PC端采用相同的方法和数据集对YOLOv3、YOLOv5-n和YOLOv5-s进行训练,验证集上的验证结果如表1所示。其中,目标检测的正确率为预测得到的目标框中正确目标框的占比,召回率为正确预测的全部目标框占实际应有目标的比例,而AP(average precision)是两者的综合指标,AP@0.5为以0.5作为置信阈值时,置信度在0.5~1之间得到的全部预测框的平均精度。

表1 PC端目标检测算法测试结果

Table 1 Test results of target detection algorithm on PC

检测模型	正确率	召回率	AP@0.5
YOLOv3	0.514	0.383	0.391
YOLOv5-n	0.413	0.297	0.284
YOLOv5-s	0.568	0.373	0.402

可以看出,YOLOv5-s相比于YOLOv3与YOLOv5-n具有更高的正确率。本文还使用TensorRT作为前向推理框架对目标检测算法进行优化加速,为测试加速效果,分别基于Pytorch框架和TensorRT在英伟达Jetson Xavier NX模块上进行算法速度测试,测试结果如表2所示。其中,功率模式为Jetson Xavier NX模块的工作模式和启用CPU数量,Jetson clock为该模块是否将工作频率调整至最大时钟值。表中的设定可以保证在不同推理框架运行时完全相同的硬件算力基础上最大限度地发挥Jetson Xavier NX模块的能力。测试结果表明,在采用了

TensorRT 前向推理框架对算法进行优化加速后, 算法模型的精度指标 AP@0.5 几乎不变, 而帧率有近 50% 的提升。

表 2　TensorRT 在 Jetson Xavier NX 模块上的测试结果

Table 2　Test results of TensorRT on Jetson Xavier NX module

深度学习框架	功率/W	在线CPU个数	Jetson clock	AP@0.5	帧率/(帧·S^{-1})
Pytorch	15	2	开启	0.402	24.8
TensorRT	15	2	开启	0.401	37.4

3.2　重识别及目标跟踪算法的训练和测试

本文对 re-id 算法训练使用的训练集为 Market-1501 数据集[33]。

re-id 算法的训练同样采用搭载 RTX2060 型号 GPU、锐龙 R5-2600 的高性能台式机使用的深度学习框架为 Pytorch。DenseNet 是一种广泛使用的卷积神经网络结构, 分别对 DenseNet 与 OSNet 进行训练, 算法不使用预训练权重, 训练结果如表 3 所示。

表 3　PC 端 re-id 算法测试结果

Table 3　Test results of re-id algorithm on PC

重识别算法	mAP	Rank1	Rank5	Rank10
DenseNet	0.643	0.847	0.943	0.963
OSNet	0.670	0.864	0.946	0.965

类似于目标检测中的 AP, 重识别算法中的 mAP 同样是综合了正确率和召回率的度量, 而 Rank1、Rank5、Rank10 分别表示重识别检索结果中置信度最高的 1、5、10 个样本中存在正确目标的概率。综合以上结果可以发现, 尽管 DenseNet 作为广泛使用的卷积神经网络结构, 在分类任务上具有普遍的有效性, 但得益于全尺度信息的提取, OSNet 在行人重识别问题上有更高的准确率。

为验证本文算法的有效性, 利用少量视频序列进行模拟仿真试验。视频选取无人机视角的行人视频序列, 行人在行走过程中会被障碍物遮挡。分别采用 SiamFC 跟踪器和本文算法对行人进行跟踪, 仿真结果如图 7 和图 8 所示。由图 7 可知, 在行人出现遮挡的情况下, SiamFC 跟踪器出现跟踪框错选的情况, 且无法对错选目标进行修正。由图 8 可知, 行人在移动过程中同样被障碍物遮挡, 在行人重新出现的情况下, 本文算法将同类潜在目标与特征样本池进行比对, 完成 SiamFC 跟踪器的修正更新, 实现对指定行人的持续跟踪。

3.3　飞行试验验证

为进一步验证本文算法的有效性, 采用四旋翼无人机平台为载体, 搭载定位模块、测距模块、AI 计算芯片等进行了全机验证。

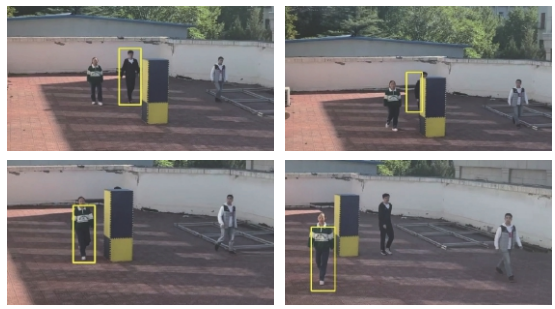


图 7　SiamFC 跟踪器遮挡测试结果

Fig. 7　Occlusion test results of SiamFC tracker

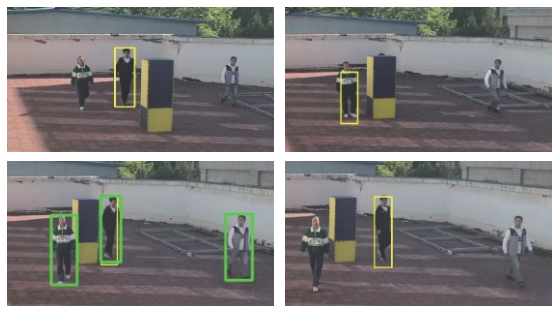
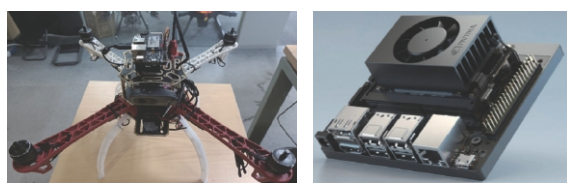


图 8　本文算法遮挡测试结果

Fig. 8　Occlusion test results of the proposed algorithm

如图 9(a)所示, 飞行平台采用尺寸为 450 mm 的四旋翼无人机, 使用 Pixhawk 4 飞控, 整合了 GPS、激光模块、电机及接收机等必要设备。图 9(b)为部署了本文算法的 Jetson Xavier NX 模块。



(a) 无人机平台　　(b) 机载 Jetson Xavier NX 模块

图 9　无人机飞行试验平台

Fig. 9　UAV flight test platform

为验证本文算法能够实现无人机对行人目标的长时跟踪, 进行了全流程的验证试验。整个验证流程中, 由飞手通过遥控器控制无人机系统飞赴任务区域, 再运行机载视觉目标检测节点对目标进行持续检测并回传图像至地面设备; 用户在地面设备中指定跟踪目标后, 机载视觉节点自动切换至跟踪模式, 此时整个无人机的飞行运动均由 Jetson Xavier NX 模块自动控制, 并将对选定的目标行人进行持续的、长时间的跟踪。

整个试验过程由无人机机载摄像头和第 3 视角拍摄, 如图 10 所示。试验结果表明, 本文算法可以在行人无遮挡的情况下完成长时行人跟踪。

为进一步验证本文算法的优势, 进行了 2 组相对困难的跟踪飞行试验, 其在基本流程的基础上增

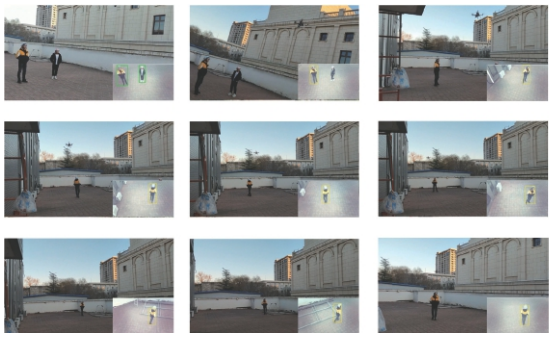


图 10 行人跟踪飞行试验

Fig. 10 Pedestrian tracking flight test

加了横向穿行的行人干扰和障碍物对行人的完全遮挡，如图 11 和图 12 所示。

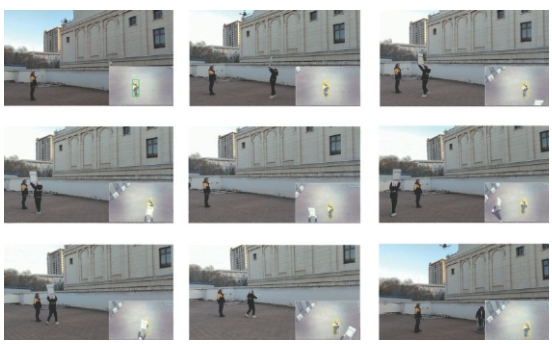


图 11 行人干扰飞行试验

Fig. 11 Pedestrian interference flight test

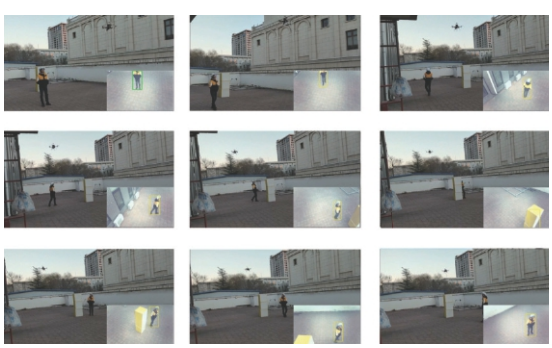


图 12 障碍物遮挡飞行试验

Fig. 12 Obstacle occlusion flight test

图 11 画面中有行人从右向左穿行并遮挡目标，图 12 画面中行人完全被 3 层箱子遮挡在 2 个相对困难的试验中，无人机能基本稳定地跟踪原目标，可以证明本文算法有一定的实用性。

4 结 论

本文算法部署过程中，通过对训练好的 YOLOv5 进行 TensorRT 加速以缓解无人机机载设备的算力问题。基于量化加速后的 YOLOv5 算法与 re-id 算法，构建行人跟踪算法框架与行人匹配系统。仿真试验与飞行试验结果表明：

1）训练后的 YOLOv5 和 OSNet 具备一定的精度。采用 TensorRT 前向推理框架的 YOLOv5 网络在几乎不损失精度的情况下，FPS 有近 50% 的提升。

2）飞行试验表明本文算法具有一定的有效性及实用性，在行人穿插、障碍物遮挡目标等跟踪困难场景仍具有一定的跟踪能力。

参考文献（References）

[1] 葛向然. 无人机在情报领域应用前景[J]. 电子世界, 2019(19): 98-99.
GE X R. Application prospect of UAV in intelligence field[J]. Electronics World, 2019(19): 98-99 (in Chinese).

[2] SONKA M, HLAVAC V, BOYLE R. 图像处理、分析与机器视觉[M] . 3 版. 艾海舟, 苏延超, 兴军亮, 等. 北京: 清华大学出版社, 2011.
SONKA M, HLAVAC V, BOYLE R. Image processing, analysis, and machine vision[M]. 3rd ed. AI H Z, SU Y C, Xing J L, et al, translated. Beijing: Tsinghua University Press, 2011(in Chinese).

[3] BEAUCHEMIN S S, BARRON J L. The computation of optical flow[J]. ACM Computing Surveys, 1995, 27(3): 433-466.

[4] HERRERO-JARABA E, ORRITE-URUÑUELA C, SENAR J. Detected motion classification with a double-background and a neighborhood-based difference[J]. Pattern Recognition Letters, 2006, 24(12): 2079-2092.

[5] CUCCHIARA R, GRANA C, PICCARDI M, et al. Detecting moving objects, ghosts, and shadows in video streams[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2003, 25(10): 1337-1342.

[6] BRAGANETO U, GOUTSIAS J. Object-based image analysis using multiscale connectivity[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2005, 27(6): 892-907.

[7] REDMON J, DIVVALA S, GIRSHICK R, et al. You only look once: Unified, real-time object detection[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 779-788.

[8] REDMON J, FARHADI A. YOLO9000: Better, faster, stronger[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 6517-6525.

[9] REDMON J, FARHADI A. YOLOv3: An incremental improvement[EB/OL]. (2018-04-08)[2022-08-01]. http://arxiv.org/abs/1804.02767.

[10] LIU W, ANGUELOV D, ERHAN D, et al. SSD: Single shot MultiBox detector[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 21-37.

[11] ZHANG N, DONAHUE J, GIRSHICK R, et al. Part-based R-CNNs for fine-grained category detection[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2014: 834-849.

[12] GIRSHICK R. Fast R-CNN[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1440-1448.

[13] HE K M, ZHANG X Y, REN S Q, et al. Spatial pyramid pooling in deep convolutional networks for visual recognition[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2015, 37(9):1904-1916.

[14] REN S Q, HE K M, GIRSHICK R, et al. Faster R-CNN: Towards real-time object detection with region proposal networks[C]//Proceedings of the IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1137-1149.

[15] BOLME D S, BEVERIDGE J R, DRAPER B A, et al. Visual object tracking using adaptive correlation filters[C]//Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2010: 2544-2550.

[16] HENRIQUES J F, CASEIRO R, MARTINS P, et al. Exploiting the circulant structure of tracking-by-detection with kernels[C]//Pro. ceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2012: 702-715.

[17] HENRIQUES J F, CASEIRO R, MARTINS P, et al. High-speed tracking with kernelized correlation filters[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2015, 37(3): 583-596.

[18] DANELLJAN M, KHAN F S, FELSBERG M, et al. Adaptive color attributes for real-time visual tracking[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2014: 1090-1097.

[19] MA C, HUANG J B, YANG X K, et al. Hierarchical convolutional features for visual tracking[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2015: 3074-3082.

[20] NAM H, HAN B. Learning multi-domain convolutional neural networks for visual tracking[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 4293-4302.

[21] NAM H, BAEK M, HAN B. Modeling and propagating CNNs in a tree structure for visual tracking[EB/OL]. (2016-08-25)[2022-08-01]. http://arxiv.org/abs/1608.07242.

[22] HELD D, THRUN S, SAVARESE S. Learning to track at 100 FPS with deep regression networks[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 749-765.

[23] BERTINETTO L, VALMADRE J, HENRIQUES J F, et al. Fully-convolutional Siamese networks for object tracking[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2016: 850-865.

[24] GUO Q, FENG W, ZHOU C, et al. Learning dynamic Siamese network for visual object tracking[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1781-1789.

[25] LI B, YAN J J, WU W, et al. High performance visual tracking with Siamese region proposal network[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 8971-8980.

[26] QIAN X L, FU Y W, JIANG Y G, et al. Multi-scale deep learning architectures for person re-identification[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 5409-5418.

[27] ZHOU K Y, YANG Y X, CAVALLARO A, et al. Omni-scale feature learning for person re-identification[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 3701-3711.

[28] SUN Y F, ZHENG L, YANG Y, et al. Beyond part models: Person retrieval with refined part pooling and a strong convolutional baseline[C]//Proceedings of the Europwan Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 501–518.

[29] SU C, LI J N, ZHANG S L, et al. Pose-driven deep convolutional model for person re-identification[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 3980-3989.

[30] FANG P F, JI P, PETERSSON L, et al. Set augmented triplet loss for video person re-identification[C]//Proceedings of the IEEE Winter Conference on Applications of Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2021: 464-473.

[31] SUN Y F, CHENG C M, ZHANG Y H, et al. Circle loss: A unified perspective of pair similarity optimization[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 6397-6406.

[32] ZHU P F, WEN L Y, DU D W, et al. Detection and tracking meet drones challenge[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2022, 44(11): 7380-7399.

[33] ZHENG L, SHEN L Y, TIAN L, et al. Scalable person re-identification: A benchmark[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1116-1124.

UAV pedestrian tracking algorithm based on detection and re-identification

ZHANG Jiahui，ZHAO Wei，WANG Zichen，MENG Zhijun*

(School of Aeronautic Science and Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：Combining intelligent detection and tracking algorithms with the flexibility of unmanned aerial vehicle (UAV) is a hot research topic for UAV applications. A UAV pedestrian tracking algorithm based on detection and re-identification was proposed for solving the problems of target slippage and occlusion due to the UAV's viewpoint and motion. Firstly, TensorRT acceleration of trained YOLOv5 was performed to solve the problem of limited UAV computational resources; secondly, a pedestrian tracking algorithm framework was constructed based on a target detection algorithm and a re-identification algorithm with quantization acceleration; finally, the pedestrian matching degree was designed and determined to complete the pedestrian matching system design. Simulation experiments show that the trained YOLOv5 and OSNet have certain accuracy, and the YOLOv5 network with TensorRT acceleration has nearly 50% improvement in frame rate with guaranteed accuracy. The flight test shows that the proposed algorithm can achieve stable tracking of the target under the situation of pedestrian intersection and obstacle occlusion, and it has certain practicality and effectiveness.

Keywords：unmanned aerial vehicle；target detection；quantization acceleration；pedestrian tracking；re-identification

Received：2022-08-01；**Accepted**：2022-12-30；**Published Online**：2023-01-19 10：14

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230118.1446.003

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (61976014)

* **Corresponding author**. E-mail：mengzhijun@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0634

缓冲行走一体式月面探测器性能分析与优化

何天宇[1]，董洋[1]，周士明[1]，赵军鹏[1,*]，王春洁[1,2]

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100191；
2. 北京航空航天大学 虚拟现实技术与系统国家重点实验室，北京 100191)

摘　　要：针对缓冲行走一体式月面探测器将着陆缓冲与月面行走功能融为一体，导致设计优化困难的问题，提出一种综合考虑缓冲特性和行走特性的性能分析与优化方法。根据月面探测器着陆腿的功能需求，设计了构型为RUP-2RUPS的冗余自由度并联机构，并建立其参数化模型，该构型可通过运动副生效或失效实现缓冲和行走2种功能的构型切换。结合全因子实验方法分析月面探测器的两功能运动学特性与动力学特性，依据月面复杂着陆和行走工况，给出综合优化的目标函数和约束条件。在敏感度分析的基础上，利用随优化过程更新的全工况响应面模型与非劣排序遗传算法，完成月面探测器着陆腿构型参数的优化。所提方法在提高运算效率的同时，保证了每轮优化均能筛选出当前构型的最恶劣着陆工况，并计算其极限值。优化后，最大有效工作空间增加了8.7%，抗翻倒性能最小值提高了4.0%，抗底面触月性能最小值提高了0.2%，整体性能更优。

关　键　词：月面探测器；运动学分析；动力学分析；响应面模型；优化设计
中图分类号：V476.3; TH122
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)08-2547-10

月面探测器是实施月球长期、深度探测任务，开展月面资源开发与利用所需一切探测器的总称，是构建无人月球基地的基础。缓冲行走一体式月面探测器可实现着陆缓冲与行走搬运等基本活动，是构建月面设施与实现月面探测开发的重要月面探测器。当前，国内外已实施的月面探测任务均由着陆器与巡视器搭配组合完成，即着陆器依靠着陆腿实现着陆缓冲，但不具备行走能力，巡视器依靠着陆器实现月面软着陆后，在距离着陆点一定范围内实现巡视勘察，且巡视器的承载能力较小，对挟带的有效载荷具有严格限制。为满足未来月球基地构建的需要，应对复杂的月面探测任务，亟须将缓冲吸能和移动行走2种功能集成于同一探测器，在保证落月稳定安全的同时，进一步发挥着陆腿的高承载能力，通过着陆腿的行走，直接实现探测器的重载转运或巡视探测。2种功能的融合集成可有效减少月球基地构建过程中相关活动的交接切换环节，减小发射质量，降低发射成本。因此，具有2种功能的着陆腿机构构型的设计与综合优化是亟待解决的关键问题。

针对星表探测器的着陆缓冲功能相关的机构优化设计和性能分析，国内外已进行了大量的研究工作。文献[1-3]设计了星表探测器的着陆缓冲装置，并初步分析缓冲机构的性能。文献[4-5]讨论了影响星表探测器软着陆特性的主要因素，便于寻找着陆极限工况。文献[6-10]考虑星表探测器着陆工况的不确定性，结合多体动力学软件，分析了不同构型和不同控制模式下的多种探测器软着陆稳定性，并确定其稳定边界。文献[11-13]针对确定的恶劣工况与不确定的着陆姿态，基于代理模型，优化星表探测器的着陆缓冲机构。

针对星表探测器的行走移动功能，国内外以可

收稿日期：2022-07-20；**录用日期**：2022-10-04；**网络出版时间**：2022-11-11 16:41
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221110.2206.003
基金项目：国家自然科学基金(U2037602)
*通信作者. E-mail：zhaojunpeng@buaa.edu.cn

引用格式：何天宇，董洋，周士明，等. 缓冲行走一体式月面探测器性能分析与优化[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2547-2556. HE T Y，DONG Y，ZHOU S M，et al. Performance analysis and optimization of buffering/walking integrated lunar probe[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2547-2556 (in Chinese).

移动腿式着陆器为对象，展开了概念设计、构型综合与运动学分析等方面的研究。文献[14-15]提出可移动式月球着陆器的概念设计方案，为深空探测和构建月球基地提供依据。文献[16-20]分别提出多种腿式可移动着陆器的构型设计方法，并对其行走功能进行实验验证。文献[21-24]以缓冲行走一体式的星表探测器为研究对象，建立其运动学模型，求解运动工作空间，规划了足端轨迹与最优步态，合理分析评价了星表探测器的行走能力。

综上所述，现有研究分别展开了星表探测器在缓冲和行走2种功能特性上各自的构型设计与性能分析，但并未同时考虑其综合优化设计评价。由于月面探测器是在复杂的地形条件下着陆缓冲和行走移动，因此，在优化过程中需考虑其在全工况下的性能，计算量较大。本文提出的着陆腿构型为RUP-2RUPS的冗余自由度并联机构，承载探测器着陆缓冲与月面行走的功能，可根据运动副失效或生效实现缓冲和行走2种功能的构型切换。在构建月面探测器缓冲行走一体参数化模型的基础上，利用随优化过程更新的全工况响应面模型与非劣排序遗传算法(non-inferior sorting genetic algorithm-Ⅱ，NSGA-Ⅱ)，综合考虑缓冲和行走的功能特性，对着陆腿机构进行优化，提高了运算效率。优化后的着陆腿构型使月面探测器缓冲和行走性能均得到提升。

1 月面探测器着陆腿构型

月面探测器要实现着陆缓冲和行走搬运2种功能，其着陆腿需满足2种状态下的运动学和动力学性能。本文月面探测器包括主体结构和4套对称分布的缓冲行走复合功能着陆腿。

1.1 单腿构型与支链参数

每套复合功能着陆腿并联机构由1条主支链和2条辅助支链组成。主支链包括主驱动臂、主缓冲腿和足垫；辅助支链由辅驱动臂和辅缓冲腿组成；各支链缓冲腿包括外筒和内筒，如图1(a)所示。各驱动臂和主体用转动副R连接；各驱动臂和缓冲腿用胡克副U连接；辅缓冲腿和主缓冲腿用球铰S连接；主缓冲腿和足垫用球铰S连接；各缓冲腿的内、外筒用移动副P连接。

为方便各支链参数化建模，表示足端球铰与驱动之间的关系，在探测器主体底面中心建立着陆腿机构的参考系$\{O_M\}$，如图1(b)所示。考虑各条支链均为RUPS构型，RU之间驱动臂的长度为m，UPS之间缓冲腿的初始长度为l；转动副R处的行走驱动角度为θ_1，胡克副U处2个方向转角分别为从动角度θ_2和θ_3；缓冲腿缓冲行程变化为l_d，压缩为正，拉伸为负；α为支链驱动臂初始状态与平面

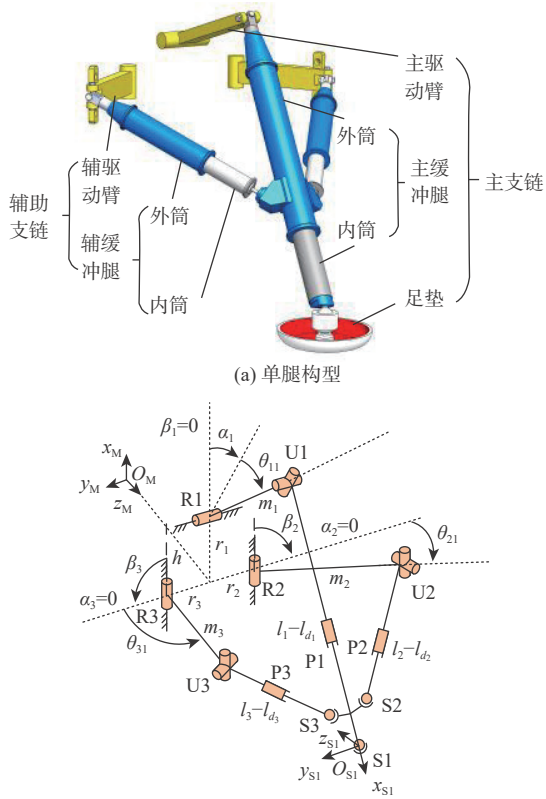


图1 月面探测器单腿构型与支链参数

Fig. 1 Single leg configuration and chain parameters of lunar probe

$x_MO_My_M$的夹角；β为转动副R到z_M垂线偏离平面$x_MO_Mz_M$的夹角；r为转动副R到z_M的距离；h为转动副R到$x_MO_My_M$的距离。μ为主辅支链连接点位置距主支链胡克铰距离与主支链缓冲腿长度比值；考虑球铰安装空间，d_y和d_z分别为辅支链球铰实际位置距主辅支链连接点在球铰局部坐标系$\{O_{S1}\}$下y和z这2个方向的偏移量。由于对称性，两辅助支链的β和r数值相同，分别设为β_S和r_S。上述支链几何参数的初始值如表1所示。其他构型参数设置为：μ=0.6，d_y=0.05 m，d_z=0.02 m。

表1 支链构型参数

Table 1 Configuration parameters of chain

支链	α/(°)	β/(°)	r/m	h/m	m/m	l/m
主支链	36.87	0	0.07	0.415	0.2	0.6
左支链	0	90	0.125	0.415	0.2	0.35
右支链	0	90	0.125	0.415	0.2	0.35

1.2 功能状态的切换及工作原理

月面探测器的2种功能对应2种不同的状态位姿与着陆腿机构子构型。通过调整运动副生效状态，可实现2种功能构型切换。

着陆缓冲状态下的着陆腿机构如图2(a)所示。着陆腿机构的主驱动臂和2条辅驱动臂与主体固定，转动副R失效。缓冲腿内外筒之间的运动

关系为移动副 P, 由缓冲元件提供。因此, 缓冲状态下的着陆腿为 UP-2UPS 机构。缓冲元件用于吸收着陆冲击载荷, 足垫增大着陆腿与月面接触面积防止过度下陷。缓冲过程结束后, 各着陆腿缓冲腿内、外筒在复位机构作用下回到原始位置, 缓冲腿恢复原长, 为月面探测器行走做准备。

行走调姿状态下的着陆腿机构如图 2(b)所示。着陆腿机构的主驱动臂和 2 条辅驱动臂与主体解锁, 转动副 R 生效, 3 条缓冲腿的内、外筒位置锁定, 移动副 P 失效。3 条驱动臂与主体连接的转动副作为主动副提供驱动, 为末端足垫提供 3 个自由度。因此, 行走状态下的着陆腿机构为 RU-2RUS 机构。行走前改变驱动角度使足垫位于工作空间合适位置, 再根据步态规划和足端轨迹规划映射得到驱动角度变化, 控制月面探测器迈步行走与姿态调整。

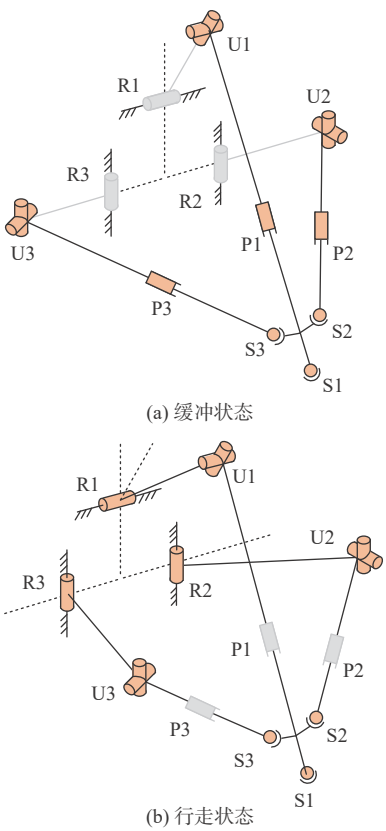


图 2　着陆腿机构 2 种工作状态

Fig. 2　Two working states of landing leg

2　月面探测器单腿运动学建模与分析

2.1　单腿机构运动学建模

由于单腿的 3 条支链构型相同, 因此可先构建单支链运动学模型, 进一步通过支链间的几何关系构建单腿运动学模型。单支链的改进 DH 参数如表 2 所示。

由表 2 可得, 支链 i 对应的坐标变换矩阵 $\boldsymbol{T}_i$, 用于求解任一点相对于球副 Si 位置与相对于着陆腿参考系原点位置的关系。

表 2　月面探测器单腿单支链改进 DH 参数

Table 2　Improved DH parameter of single chain of single leg

连杆k	转角ϕ_{k-1}	偏置α_{k-1}	转角φ_k	偏置d_k
1	0	0	β_i	0
2	0	r_i	0	h_i
3	π/2	0	$\alpha_i+\theta_{i_1}$	0
4	0	m_i	θ_{i_2}	0
5	−π/2	0	θ_{i_3}	0
6	0	l_i-l_{di}	0	0

可根据 3 条支链末端球铰位置关系列方程, 如下:

$$\begin{cases} \boldsymbol{T}_1 \begin{bmatrix} -(1-\mu)l_1+l_{d_1} \\ -d_y \\ d_z \\ 1 \end{bmatrix} = \boldsymbol{T}_2 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{T}_1 \begin{bmatrix} -(1-\mu)l_1+l_{d_1} \\ d_y \\ d_z \\ 1 \end{bmatrix} = \boldsymbol{T}_3 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \end{cases} \tag{1}$$

当给出各腿缓冲行程变化参数时, 可通过求解式 (1) 正向解出着陆腿机构末端球铰S1位置。

2.2　缓冲过程运动学分析

缓冲过程中驱动臂锁定, 参数θ_{11}、θ_{21}、θ_{31}恒为 0。由缓冲元件特性可知, 3 条支链着陆腿缓冲行程分别为: $l_{d_1}\in[0,0.1]$ m, $l_{d_2}\in[-0.07,0.07]$ m, $l_{d_3}\in[-0.07,0.07]$ m。通过全因子法遍历 3 条腿缓冲行程, 可根据式 (1) 求解得到着陆腿机构缓冲过程工作空间, 如图 3 所示。

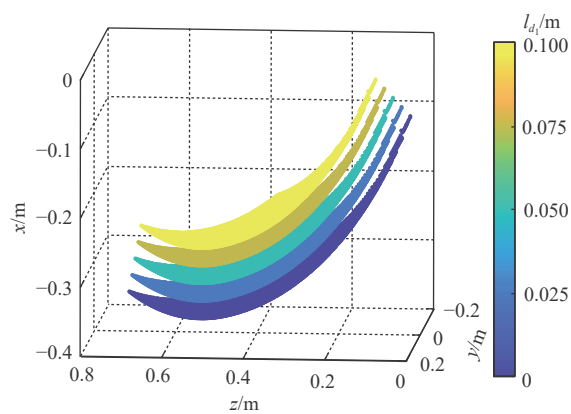


图 3　单腿缓冲工作空间

Fig. 3　Single leg buffering workspace

图 3 中, 不同颜色点云组成的曲面表示不同主缓冲行程对应的足端球铰位置。由于主缓冲行程只影响主支链缓冲腿长度, 不影响其指向, 各颜色曲面形状相同。从图 3 中可看出, 影响足端球铰 x 方向位置的主要因素是主缓冲腿的缓冲行程及两辅缓冲行程的组合形式。主缓冲压缩行程越大, 足端球铰 x 坐标越大; 两辅缓冲行程均为正, 即两辅

缓冲腿均为压缩状态时，足端球铰 x 坐标较大。以上2种情况容易导致月面探测器着陆后底面距月面高度过小，因此，应尽量避免主缓冲行程过大或两辅腿均为压缩的情况出现。

在着陆过程中，为通过着陆腿获得较大的支撑面积，足垫的跨距需大于胡克副位置跨距，即主支链缓冲腿指向远离质心方向。引入判断标准 D_{LEG} 为足端球铰和主支链胡克副位置的 z 坐标差值，该数值大于0时满足着陆腿缓冲功能要求。

2.3 行走过程运动学分析

由于缓冲结束后复位机构将缓冲腿恢复原长，行走过程中参数 l_{d_1}、l_{d_2}、l_{d_3} 恒为0。各支链行走驱动范围分别为：$\theta_{11}\in[0,53.13]°$，$\theta_{21}\in[0,100]°$，$\theta_{31}\in[0,100]°$。通过全因子法遍历3条支链驱动参数，可根据式(1)求解得到着陆腿机构行走过程工作空间，如图4所示。

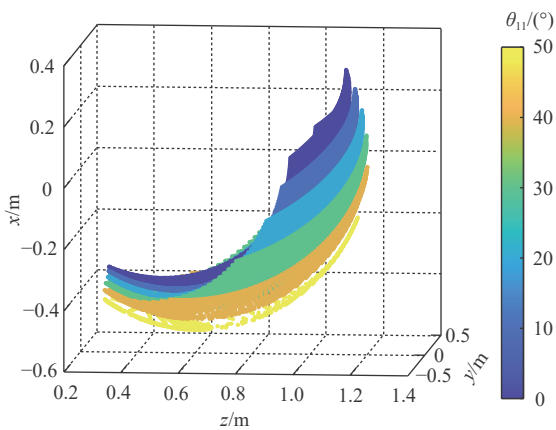


图4 单腿行走工作空间

Fig. 4 Single leg walking workspace

图4中，不同颜色点云组成的曲面表示不同主支链驱动角对应的足端球铰位置。不同主支链驱动角对应的工作曲面相似。主支链驱动角越小，足端球铰 x 方向跨距越大，适用于所需步高较大的越障情况；主支链驱动角越大，足端球铰 z 方向跨距越大，适用于所需步距较大的越沟情况。

月面探测器在行进过程中，实际采用的工作空间范围应与步态模式相关。当前全驱动范围的末端工作空间是不规则形状，会出现难以用到的部分。根据文献[24]所述的月面探测器连续步态规划要求，行走过程所需的有效工作空间集中在规则柱体范围内。柱体的高度决定了单腿的最大步高，同时也确定了单腿可适应的不平月面凹坑凸起最大幅值范围。因此，可根据给定柱体高度在工作空间内遍历寻找截面积最大的内接柱，即为当前几何构型下最大有效工作空间。为保证行走时不出现底面触月，控制内接柱下底面位置不高于全局坐标系下−0.3 m。设定单腿步高为0.1 m，找寻最大有效工作空间，如图5所示。图中，蓝色点云区域为行走工作空间，红色点云区域为最大有效工作空间，体积 V_{W} 为 7.28×10^{-3} m^3。

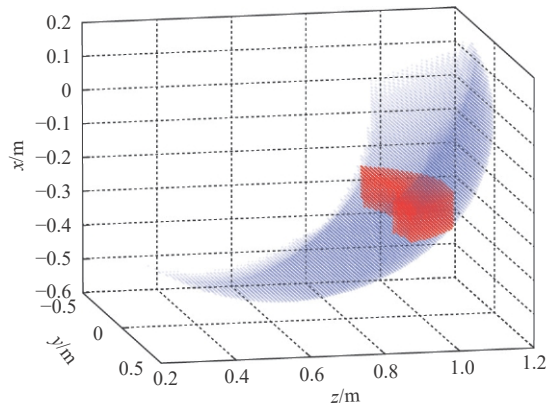


图5 单腿行走最大有效工作空间

Fig. 5 Maximum effective workspace for single leg walking

3 月面探测器缓冲动力学建模与分析

月面探测器缓冲过程主要关注着陆腿机构的动力学性能。本文采用多体动力学软件建立月面探测器缓冲动力学模型。缓冲元件提供的力简化为缓冲腿外筒与内筒之间的作用力及反作用力，其大小按照缓冲元件的静载特性曲线给出缓冲力；足垫与月面的接触简化为足垫与月面之间的法向碰撞力及切向库伦摩擦力[8]。

3.1 工况参数与性能判据

影响探测器着陆稳定性的因素较多，分为地形参数和着陆状态2种[6]。地形参数包括着陆面坡度、凹坑分布情况、足垫滑移状态等；着陆状态包括偏航角、俯仰角、滚转角及三轴速度与角速度。本文为分析典型极限工况的缓冲性能，不考虑月面探测器足垫落入凹坑或撞击卡死的情况。月面探测器整机质量 M 为443 kg，竖直速度 v_x 为−3.8 m/s，水平速度与三轴角速度均为0，动摩擦系数为0.4[12-13]。本文仅讨论偏航角 φ_{P}、俯仰角 ϕ_{P} 和着陆面坡度 α_{S} 对缓冲过程性能的影响。工况参数的定义如图6所示。

考虑月面探测器的几何对称性，r_{S} 在0°～90°取值时即可覆盖任意偏航角对应的着陆工况。本文考虑的工况参数取值如表3所示。根据全因子实验设计原则，一轮全工况缓冲性能分析需进行2 715次动力学仿真。

月面探测器着陆缓冲性能可分为整器位姿特性和缓冲力学特性。整器位姿特性包括抗翻倒性能、抗底面触月性能、着陆后位姿状态和整器质心下降高度等。缓冲力学特性包括各主辅支链缓冲腿缓冲行程和主辅支链胡克副最大受力。月面探测器在着陆完成后可通过缓冲腿中的复位机构实现整器的调姿复原，因此，本文重点关注以下整器位姿特性：

1）抗翻倒性能。定义通过2个相邻足垫中心

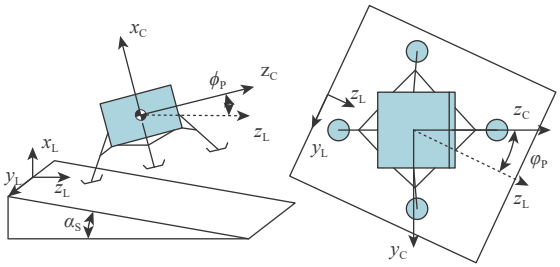


图 6　工况参数定义

Fig. 6　Landing condition parameters definition

表 3　工况参数取值

Table 3　Values for landing conditions parameters（°）

φ_P		ϕ_P		α_S	
取值范围	增量	取值范围	增量	取值范围	增量
0～90	0.5	−5～5	2.5	3～9	3

的竖直平面为翻倒平面, 用质心到 4 个翻倒平面距离的最小值D_T表示月面探测器的抗翻倒性能。为保证月面探测器着陆稳定不翻倒, D_T应大于许用值D_T^*, 许用值大小为 50 mm。

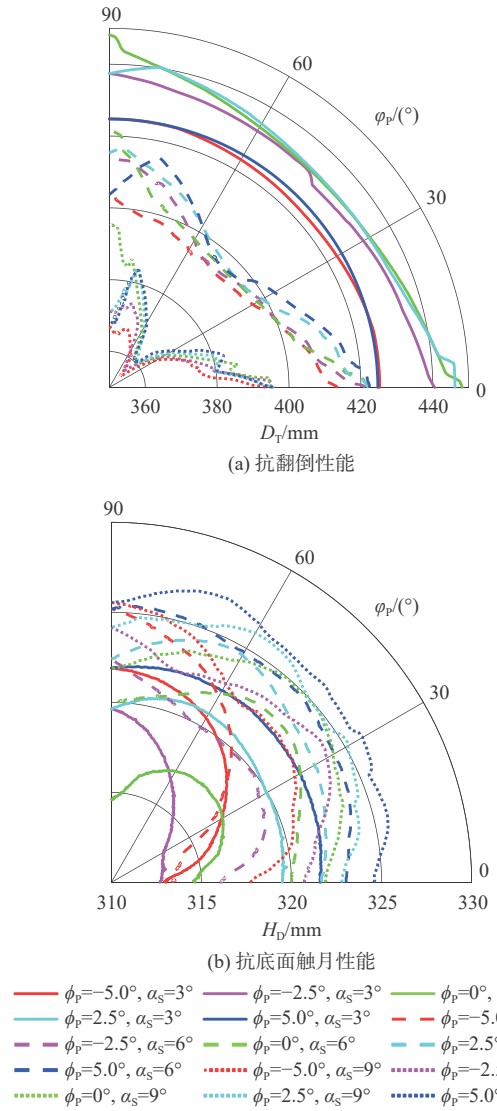
2) 抗底面触月性能。用月面探测器底面中心距当地月面的最小间距H_D表示抗底面触月性能。由于月面探测器底面还需安装尾喷管, 需为其预留设计值, 保证后续探测工作顺利进行, 因此, H_D应大于许用值H_D^*, 许用值大小为 200 mm。

3.2　缓冲性能仿真分析

按第 3.1 节确定工况仿真分析, 得到抗翻倒性能和抗底面触月性能随工况参数变化情况, 如图 7 所示。图中不同线色表示不同俯仰角, 不同线型表示不同月面坡度。抗翻倒性能全工况中最小值D_{Tmin}为 354.34 mm, 抗底面触月性能最小值H_{Dmin}为 312.70 mm。

由图 7(a) 可知, 抗翻倒性能随坡度变化明显, 坡度越大抗翻倒性能越差; 由于坡度和俯仰角的叠加效应, 在当前偏航角取值范围内, 正向俯仰角相较负向俯仰角仿真结果抗翻倒性能更好; 偏航角在 45°附近时, 抗翻倒性能较差。综合来看, 月面探测器着陆时应尽量寻找坡度较小的地点, 并避免两腿坡上两腿坡下的着陆状态。

由图 7(b) 可知, 在当前几何构型条件下, 月面探测器抗底面触月性能随着陆工况变化不明显。随坡度变大, 抗底面触月性能略有提升, 主要由于坡度大的工况, 垂直于坡面的月面探测器下降速度分量小, 平行于坡面的速度分量大, 由缓冲吸收的能量小, 由摩擦吸收的能量大, 因而各腿缓冲行程均值小, 底面距地距离大, 抗底面触月性能好。在当前偏航角取值范围内, 正向俯仰角的叠加效应使等效坡度增大, 抗底面触月性能更好; 负向俯仰角的叠加效应使等效坡度减小, 抗底面触月性能变差。



(a) 抗翻倒性能

(b) 抗底面触月性能

图 7　缓冲性能仿真分析结果

Fig. 7　Simulation analysis results of buffering performance

综上所述, 同一几何参数下不同缓冲特性的恶劣工况不同, 因此, 在性能分析过程中应综合考虑各种工况影响, 找寻全工况下的缓冲特性极值。

4　月面探测器两功能综合机构优化

为提高月面探测器的综合性能, 针对 2 种功能下的评价指标进行机构几何参数优化设计。选定缓冲功能的抗翻倒性能D_T、抗底面触月性能H_D和行走功能的最大有效工作空间V_W作为优化目标。

4.1　敏感度分析与优化设计变量

由于几何构型的设计参数较多, 同时作为设计变量时维数过高, 影响优化效率。因此, 可通过敏感度分析找出对优化目标影响显著的设计参数, 降低设计变量维数。使用优化拉丁超立方设计实验, 3 个优化目标分别作为输出响应, α_1、β_S、m、r_1、r_S、μ作为输入因子, 在设计域范围内进行敏感度分析, 结果如图 8 所示。

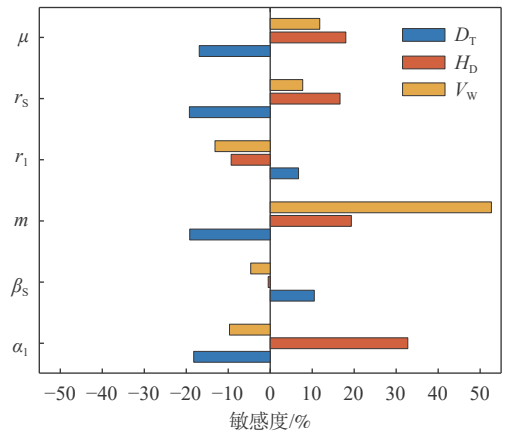


图 8 优化目标对各构型参数敏感度

Fig. 8 Sensitivity of optimization objectives to each configuration parameters

由图 8 中可看出，α_1、m、r_S对 3 个优化目标的影响较显著，可作为本文的优化设计变量，其取值范围和初始值如表 4 所示。其余构型参数按照表 1 所示保持不变。

表 4 设计变量取值范围及初始值

Table 4 Design variable range and initial value

α_1/(°)		m/m		r_S/m	
取值范围	初始值	取值范围	初始值	取值范围	初始值
[25,45]	36.87	[0.125,0.225]	0.2	[0.05,0.15]	0.125

4.2 响应面模型

月面探测器针对行走性能和缓冲全工况的性能优化需要设计变量与仿真工况的多次修改迭代，在此过程中，动力学仿真的时间成本较高，若采用合适的代理模型，则可大幅提高计算效率。本文采用响应面模型，提高仿真运算效率。

由于多工况缓冲动力学仿真的最恶劣工况状态具有较大的不确定性，有可能随着几何参数的变化而发生改变，选取典型工况迭代优化可能出现初始状态和优化后状态的恶劣工况不对应的情况。将设计变量和工况参数同时作为变量构造代理模型时，样本点的维数较高，拟合响应面所需的样本量较大且响应面误差较大。综合考虑，可针对优化过程中每种不同几何构型创建全工况仿真的响应面模型，找出恶劣工况的极限值。

本文采用完全四阶多项式响应面模型建立优化目标D_T、H_D和工况参数φ_P、ϕ_P、α_S的映射关系，如下：

$$f(\boldsymbol{x}) = c_0 + \sum_{1\leqslant i\leqslant 3} c_i x_i + \sum_{1\leqslant i\leqslant j\leqslant 3} c_{ij} x_i x_j + \sum_{1\leqslant i\leqslant j\leqslant k\leqslant 3} c_{ijk} x_i x_j x_k + \sum_{1\leqslant i\leqslant j\leqslant k\leqslant m\leqslant 3} c_{ijkm} x_i x_j x_k x_m \quad (2)$$

式中：$f(\boldsymbol{x})$为目标函数；x_1、x_2、x_3分别对应 3 个工况参数；c为多项式各项系数。

在设计域内选取 n 个样本点代入动力学模型中仿真计算，将两目标函数的计算结果和样本点分别代入式 (2)，可得到两目标函数对应的向量表示响应面模型如下：

$$\begin{cases} \boldsymbol{Y}_1 = \boldsymbol{X}\boldsymbol{c}'_1 + \boldsymbol{\varepsilon}_1 = \hat{\boldsymbol{Y}}_1 + \boldsymbol{\varepsilon}_1 \\ \boldsymbol{Y}_2 = \boldsymbol{X}\boldsymbol{c}'_2 + \boldsymbol{\varepsilon}_2 = \hat{\boldsymbol{Y}}_2 + \boldsymbol{\varepsilon}_2 \end{cases} \quad (3)$$

式中：$\boldsymbol{X}$为多项式输入样本点的变量矩阵；$\boldsymbol{c}'_1$和$\boldsymbol{c}'_2$分别为两目标函数对应的响应面多项式的待定系数向量；$\boldsymbol{Y}_1$和$\boldsymbol{Y}_2$分别为动力学仿真模型计算的各样本点对应的目标函数结果向量；$\hat{\boldsymbol{Y}}_1$和$\hat{\boldsymbol{Y}}_2$分别为响应面模型对目标函数的估计值向量；$\boldsymbol{\varepsilon}_1$和$\boldsymbol{\varepsilon}_2$为拟合误差向量。采用最小二乘法可得到 2 个响应面的待定系数向量[13]。

为验证响应面的拟合精度，本文计算了响应面的均方根相对误差R_{MSE}和决定系数 R^2，如下：

$$R_{MSE} = \frac{1}{t\bar{y}} \sqrt{\sum_{i=1}^{t} (y_i - \hat{y}_i)^2} \quad (4)$$

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^{t} (y_i - \hat{y}_i)^2}{\sum_{i=1}^{t} (y_i - \bar{y})^2} \quad (5)$$

式中：t 为检验抽样的样本点数；y_i为动力学仿真模型计算的各样本点对应的目标函数结果；$\hat{y}_i$为响应面模型对目标函数的估计值；$\bar{y}$为y_i的平均值。

当R_{MSE}接近 0 且R^2接近 1 时，响应面模型的精度较高。为检测优化过程中每轮迭代响应面拟合精度，需要在拟合响应面后同时输出 2 个目标函数对应响应面的均方根相对误差和决定系数，将其作为约束判断条件之一。当均方根相对误差大于 0.05 或决定系数小于 0.5 时，则认为该轮响应面拟合误差较大，该轮次优化失效。

4.3 优化数学模型建立

通过全工况响应面模型可在任意状态几何模型条件下，遍历找寻抗翻倒性能和抗底面触月性能的最恶劣工况和该工况下的计算结果D_{TRS}、H_{DRS}。本文以缓冲性能D_{TRS}、H_{DRS}和行走性能V_W最大为目标，以D_{TRS}和H_{DRS}不超过许用范围、主支链缓冲腿指向远离质心方向且响应面拟合精度评价指标满足要求为约束条件，根据月面探测器构型参数α_1、m、r_S的取值范围，建立如下数学模型：

$$\begin{cases} \text{find } \boldsymbol{X} = [\alpha_1 \quad m \quad r_S]^T \\ \min \begin{cases} -D_{TRS} \\ -H_{DRS} \\ -V_W \end{cases} \\ \text{s.t.} \begin{cases} \boldsymbol{X}^{(L)} < \boldsymbol{X} < \boldsymbol{X}^{(U)} \\ \boldsymbol{\Phi} > \boldsymbol{0} \end{cases} \end{cases} \quad (6)$$

式中: 约束函数为

$$\boldsymbol{\Phi}=\begin{bmatrix} D_{\mathrm{TRS}}-D_{\mathrm{T}}^{*} \\ H_{\mathrm{DRS}}-H_{\mathrm{D}}^{*} \\ D_{\mathrm{LEG}} \\ 0.05-R_{\mathrm{MSE1}} \\ R_{1}^{2}-0.5 \\ 0.05-R_{\mathrm{MSE2}} \\ R_{2}^{2}-0.5 \end{bmatrix}$$

其中: $\boldsymbol{X}^{(\mathrm{L})}$、$\boldsymbol{X}^{(\mathrm{U})}$分别为满足表 4 所示的设计变量上、下界; D_{LEG} 为着陆腿坐标系下足端球铰和主支链胡可副位置的 z 坐标插值, 大于 0 时着陆腿外张, 可以实现缓冲功能。

本文采用 NSGA-Ⅱ进行优化计算, 变化响应面全工况多目标优化具体流程如图 9 所示。

4.4　优化结果与性能分析

经过迭代计算得到的月面探测器综合性能帕累托前沿如图 10 所示。

综合考虑月面探测器的缓冲特性和行走特性, 选取帕累托解集中的点 $\boldsymbol{X}=\left[41.73°\quad 0.214\ \mathrm{m}\quad 0.095\ \mathrm{m}\right]^{\mathrm{T}}$ 作为最优解, 代入最优解变量求解得到最大有效工作空间 V_{W} 为 $7.91\times10^{-3}\ \mathrm{m}^3$。按第 3.1 节确定工况全因子遍历仿真验证, 得到优化后的全工况抗翻倒性能和抗底面触月性能变化曲线, 如图 11 所示。从曲线中可看出, 优化后抗翻倒性能全工况中最小值 D_{Tmin} 为 368.50 mm, 抗底面触月性能最小值 H_{Dmin} 为

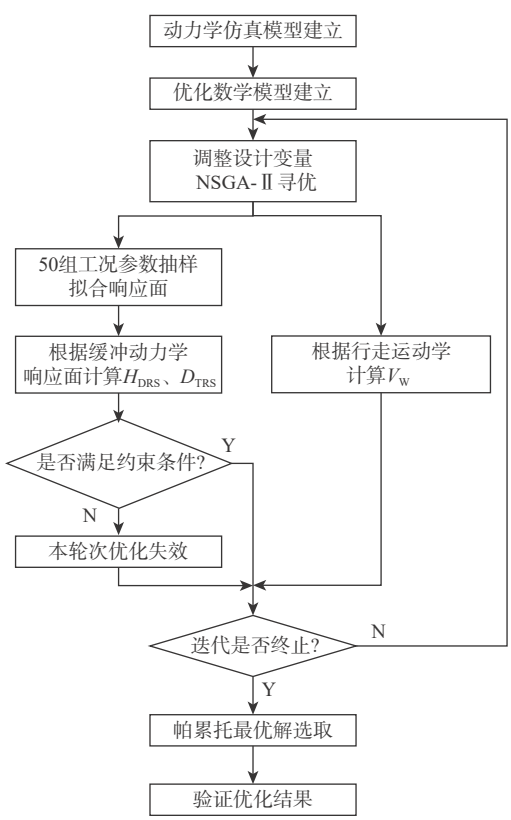


图 9　多目标优化流程

Fig. 9　Multi-objective optimization flow chart

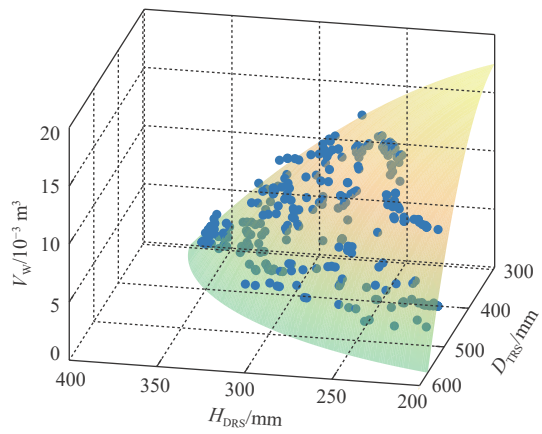


图 10　帕累托前沿

Fig. 10　Pareto front

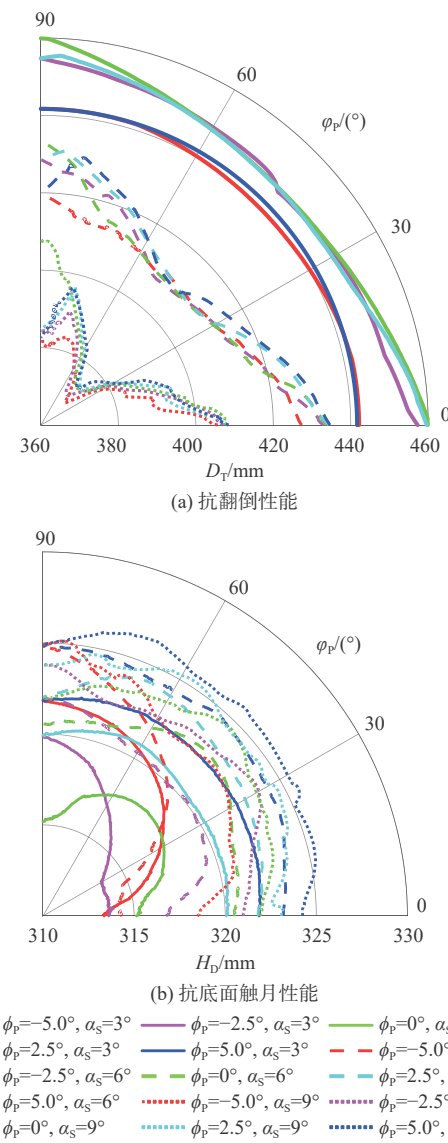


图 11　优化后缓冲性能仿真分析结果

Fig. 11　Simulation analysis results of buffering performance after optimization

313.30 mm。

将初始值和最优解自变量对应的性能分析结果对比，如表5所示。

构型参数被优化后，最大有效工作空间增加了8.7%，抗翻倒性能最小值提高了4.0%，抗底面触月性能最小值提高了0.2%，整体性能更优。

表5 优化前后对比

Table 5 Comparison before and after optimization

α_1/(°)		m/m		r_S/m		$V_W/10^{-3}$ m^3		D_{Tmin}/mm		H_{Dmin}/mm	
初始值	最优解	初始值	最优解	初始值	最优解	初始值	最优解	初始值	最优解	初始值	最优解
36.87	41.73	0.200	0.214	0.125	0.095	7.28	7.91	354.34	368.50	312.70	313.30

5 结 论

1）本文以月面探测器为研究对象，构建了缓冲行走一体的着陆腿参数化模型。该构型为RUP-2RUPS冗余自由度并联机构，缓冲过程重构成UP-2UPS构型，行走过程重构成RU-2RUS构型。

2）建立了月面探测器单腿机构的2种功能运动学模型，通过工作空间求解分析了机构的运动学特性，给出了缓冲功能生效判断标准和行走性能评价指标最大有效工作空间。

3）应用多体动力学软件，建立了月面探测器整器的着陆缓冲动力学仿真模型，结合全因子实验方法分析了缓冲性能，提出评价指标抗翻倒性能和抗底面触月性能。

4）在敏感度分析的基础上，以有效工作空间最大、抗翻倒性能最大、抗底面触月性能最大为优化目标，运用NSGA-Ⅱ对月面探测器着陆腿机构构型参数进行优化设计。针对优化过程中每一种不同的几何构型创建全工况仿真的完全四阶多项式响应面模型，提高仿真运算效率的同时，保证了每轮优化计算的结果均为当前构型最恶劣着陆工况的极限值。优化后的月面探测器着陆腿构型使缓冲与行走性能均有提升。

本文的优化设计思路对多功能多工况的月面探测器设计具有指导意义，可推广应用到其他多功能着陆器与探测器的优化设计与分析中。

参考文献（References）

[1] 曾福明, 杨建中, 满剑锋, 等. 月球着陆器着陆缓冲机构设计方法研究[J]. 航天器工程, 2011, 20(2): 46-51.
ZENG F M, YANG J Z, MAN J F, et al. Study on design method of landing gear for lunar lander[J]. Spacecraft Engineering, 2011, 20(2): 46-51(in Chinese).

[2] 王永滨, 蒋万松, 王磊, 等. 载人登月月面软着陆缓冲装置设计与分析[J]. 航天返回与遥感, 2015, 36(6): 22-28.
WANG Y B, JIANG W S, WANG L, et al. Research of landing gear technology of human lunar landing[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2015, 36(6): 22-28(in Chinese).

[3] WANG C, NIE H, CHEN J B, et al. The design and dynamic analysis of a lunar lander with semi-active control[J]. Acta Astronautica, 2019, 157: 145-156.

[4] 陈金宝, 万峻麟, 李立春, 等. 月球探测器着陆性能若干影响因素分析[J]. 宇航学报, 2010, 31(3): 669-673.
CHEN J B, WAN J L, LI L C, et al. Analysis on the influencing factors of performance in lunar lander[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(3): 669-673(in Chinese).

[5] 丁建中, 王春洁, 王家俊, 等. 着陆工况对月球着陆器着陆缓冲性能影响分析[J]. 载人航天, 2016, 22(1): 132-137.
DING J Z, WANG C J, WANG J J, et al. Effects of touchdown conditions on the buffering performance of the lunar lander[J]. Manned Spaceflight, 2016, 22(1): 132-137(in Chinese).

[6] 董洋, 王春洁, 吴宏宇, 等. 触地关机模式下的着陆器软着陆稳定性研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(2): 317-324.
DONG Y, WANG C J, WU H Y, et al. Soft landing stability of lander in mode of shutdown at touchdown[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(2): 317-324(in Chinese).

[7] MAEDA T, OTSUKI M, HASHIMOTO T, et al. Attitude stabilization for lunar and planetary lander with variable damper[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2016, 39(8): 1790-1804.

[8] 宋顺广, 王春洁. 基于蒙特卡罗法的月球探测器着陆稳定性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(9): 1192-1196.
SONG S G, WANG C J. Landing stability analysis of the lunar lander based on Monte Carlo approach[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(9): 1192-1196(in Chinese).

[9] 丁宗茂, 王春洁, 吴宏宇, 等. 探测器触地关机软着陆稳定性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(3): 614-620.
DING Z M, WANG C J, WU H Y, et al. Stability analysis of explorer in soft landing mode of engine shutdown at touchdown[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(3): 614-620(in Chinese).

[10] DING J Z, LIU X A, DONG Y, et al. Stability analysis of Mars soft landing under uncertain landing conditions and two landing strategies[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2022, 94(10): 1883-1891.

[11] 王家俊, 王春洁, 宋顺广. 基于响应面法的月球着陆器软着陆性能优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(5): 707-711.
WANG J J, WANG C J, SONG S G. Performance optimization of lunar lander based on response surface methodology[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(5): 707-711(in Chinese).

[12] 吴宏宇, 王春洁, 丁宗茂, 等. 两种着陆模式下的着陆器缓冲机构

构型优化[J]. 宇航学报, 2017, 38(10): 1032-1040.
WU H Y, WANG C J, DING Z M, et al. Configuration optimization of landing gear under two kinds of landing modes[J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(10): 1032-1040(in Chinese).

[13] 吴宏宇, 王春洁, 丁宗茂, 等. 着陆姿态不确定下的着陆器缓冲机构优化设计[J]. 宇航学报, 2018, 39(12): 1323-1331.
WU H Y, WANG C J, DING Z M, et al. Optimization design of a landing gear under uncertain landing attitude[J]. Journal of Astronautics, 2018, 39(12): 1323-1331(in Chinese).

[14] HOWE A S. A modular habitation system for human planetary and space exploration[C]//Proceedings of the 45th International Conference Environmental Systems. Washington, D. C.: NASA, 2015: 1-24.

[15] 梁鲁, 张志贤, 果琳丽, 等. 可移动式月球着陆器在载人月球探测活动中的任务分析[J]. 载人航天, 2015, 21(5): 472-478.
LIANG L, ZHANG Z X, GUO L L, et al. Task analysis of mobile lunar lander in crewed lunar exploration missions[J]. Manned Spaceflight, 2015, 21(5): 472-478(in Chinese).

[16] LIN R F, GUO W Z, CHEN X B, et al. Type synthesis of legged mobile landers with one passive limb using the singularity property[J]. Robotica, 2018, 36(12): 1836-1856.

[17] LIN R F, GUO W Z. Novel design of a family of legged mobile landers based on decoupled landing and walking functions[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2020, 34(9): 3815-3822.

[18] HAN Y C, GUO W Z, PENG Z K, et al. Dimensional synthesis of the reconfigurable legged mobile lander with multi-mode and complex mechanism topology[J]. Mechanism and Machine Theory, 2021, 155: 104097.

[19] HAN Y C, GUO W Z, ZHAO D H, et al. Multi-mode unified modeling and operation capability synergistic evaluation for the reconfigurable legged mobile lander[J]. Mechanism and Machine Theory, 2022, 171: 104714.

[20] 贾山, 周向华, 陈金宝, 等. 可移动月球着陆器系统设计与实验验证[J]. 深空探测学报, 2022, 9(1): 29-41.
JIA S, ZHOU X H, CHEN J B, et al. System design and experimental verification of mobile lunar lander[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2022, 9(1): 29-41(in Chinese).

[21] 佟振鸣. 移动式着陆探测机器人构型设计与行走规划研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2016: 15-49.
TONG Z M. On configuration design and gait planning of mobile exploration lander[D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2016: 15-49(in Chinese).

[22] 贾山, 周向华, 陈金宝, 等. 缓冲/行走一体化着陆器运动学研究与步态规划[J]. 宇航学报, 2021, 42(4): 467-476.
JIA S, ZHOU X H, CHEN J B, et al. Kinematics research and gait planning of buffering/walking integrated lander[J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(4): 467-476(in Chinese).

[23] 赵辰尧, 郭为忠, 林荣富. 基于尺度互异的腿式移动着陆器步态规划[J]. 机械设计与研究, 2021, 37(5): 68-72.
ZHAO C Y, GUO W Z, LIN R F. Gait planning of legged mobile lander based on different leg-length scales[J]. Machine Design & Research, 2021, 37(5): 68-72(in Chinese).

[24] 何天宇, 董洋, 檀傈锰, 等. 月基装备行走运动学分析与连续步态规划[J]. 北京航空航天大学学报, 2024, 50(1): 308-316.
HE T Y, DONG Y, TAN L M, et al. Kinematic analysis and continuous gait planning of lunar-based equipment in walking state[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2024, 50(1): 308-316(in Chinese).

Performance analysis and optimization of buffering/walking integrated lunar probe

HE Tianyu[1], DONG Yang[1], ZHOU Shiming[1], ZHAO Junpeng[1,*], WANG Chunjie[1,2]

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. State Key Laboratory of Virtual Reality Technology and Systems, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Taking into account the buffering and walking characteristics, a performance analysis and landing leg configuration optimization method is proposed to address the issue of the lunar probe integrating landing buffer and lunar walking functions, which causes challenges in its design optimization. According to the functional requirements of the landing legs of the lunar probe, a redundant DOF parallel mechanism with RUP-2RUPS configuration is proposed, and its parametric model is constructed. The mechanism can realize the configuration switching of buffering and walking functions by activating and deactivating the kinematic pairs. Combined with the full factor experimental method, the kinematic and dynamic characteristics of the lunar probe with two functions are analyzed. The objective function and constraint conditions of comprehensive optimization are given based on the intricate landing and walking conditions on the lunar surface. Based on the sensitivity analysis, the configuration parameters of the landing leg of the lunar probe are optimized by using the full-condition response surface model updated with the optimization process and the non-inferior sorting genetic algorithm. This optimization method not only improves the operation efficiency, but also ensures that each round of optimization can select the limit value of the worst working condition of the current configuration. After optimization, the maximum effective working space is increased by 8.7%, the minimum anti-overturning performance is increased by 4.0%, and the minimum anti-bottom-touchdown performance is increased by 0.2%. The overall performance is better.

Keywords: lunar probe; kinematic analysis; dynamic analysis; response surface model; optimal design

Received: 2022-07-20; **Accepted**: 2022-10-04; **Published Online**: 2022-11-11 16:41
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221110.2206.003
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (U2037602)
* **Corresponding author**. E-mail: zhaojunpeng@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0636

机载 PLC 非充分循环前缀加窗 OFDM 容量优化

刘才艺，严若文，王彤，李峭*
(北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191)

摘　　要：机载电源线通信 (PLC) 技术可以减少机载设备间布线的数量和复杂度，但电源线中多径分量衰减小，信道持续时间长，采用常规循环前缀 (CP) 设计方法，使用长度不小于信道最大多径时延扩展的 CP，会导致容量非最优，可通过选择非充分 CP，并结合加窗技术进行优化。基于此，采用对内外侧的子载波施加不同长度 CP 的边窗技术，以提高通信容量为优化目标，提出一种综合分析通信窗函数和内外侧子载波 CP 长度的参数设计方法。根据分段机载 PLC 通信的互连拓扑和频变阻抗，利用传输线理论，建立 PLC 信道衰落模型；分三阶段调整 CP 和窗函数参数，进行设计优化，第 1 阶段得到满足邻道干扰 (ACI) 约束下的最小加窗扩展长度，第 2 阶段在该窗函数条件下，调整 CP 长度增大系统容量，第 3 阶段通过边窗技术分别优化内外侧子载波，得到最终的优选参数。仿真实验分析表明：所提方法能够在减小 ACI 的同时避免正交频分复用 (OFDM) 符号的过度时域扩展，使保守的 CP 和窗函数选择导致的波特率损失得到改善，最终提高 OFDM 系统容量；同时，所提方法可以接近或达到全空间枚举的优化效果，且使计算量可接受。

关　键　词：电源线通信；信道建模；非充分循环前缀；边窗；容量优化
中图分类号：N945.15; U283; V21
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)08-2557-08

机载电源线通信(power line communication, PLC)是航电中利用电源线传输信号的技术，可以减少机载设备间布线的数量和复杂度。PLC 技术不必安装额外的数据电缆即可完成通信的优势，切合飞机上用电设备增多引发的航空导线减重需求；航电 PLC 逐步得到研究和发展。文献 [1-3] 分析了 PLC 技术应用于机舱照明等非安全关键系统的可行性。文献 [4] 将 PLC 技术应用于飞控系统，并根据飞控系统速率需求、实时约束及电磁兼容约束提出航电 PLC 的设计方案。文献 [5] 总结了近年来机载 PLC 的发展历程，并指出空客 A380 凭借 PLC 技术将预计减少 36 km 和 360 kg 的电缆，佐证了机载 PLC 的应用潜力和发展前景。

PLC 信道的建模方法主要分为自上而下及自下而上 2 种。前者通过信道测量值估计信道参数，得到的信道模型被称为多径模型或回波模型[6]，其模型简单，但参数不具有普适性，使信道模型只适用于某一特定信道；后者利用传输线的物理参数及传输线理论计算信道传递函数(channel transfer function, CTF)，其中，典型的建模方法包括电压比法[7-8]、传输矩阵法[9-10]及散射矩阵法[11]，建模计算量大，但与 PLC 信道物理实现的关系密切，即使信道结构改变，也可以灵活地构建出泛化的信道模型。

在常规的机载电源线正交频分复用(orthogonal frequency division multiplexing, OFDM)系统中，通常使用长于信道最大多径时延扩展的循环前缀(cyclic prefix, CP)消除由于多径信号叠加造成的符号间干扰(inter symbol interference, ISI)及子载波正交性被破坏后带来的载波间干扰(inter carrier interference,

收稿日期：2022-07-26；**录用日期**：2022-11-12；**网络出版时间**：2022-11-25 15:19
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221124.1422.001
基金项目：载人航天领域预先研究项目 (060301)
* **通信作者**. E-mail：powerlinecomm@163.com

引用格式：*刘才艺，严若文，王彤，等. 机载 PLC 非充分循环前缀加窗 OFDM 容量优化 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2557-2564. LIU C Y，YAN R W，WANG T，et al. Optimizing airborne PLC capacity through insufficient CP and window in OFDM-based communication [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2557-2564 (in Chinese).*

ICI)。为减少OFDM系统对相邻频带的干扰,提高其与其他设备的共存能力,通常采取对OFDM信号加时域窗的方法降低带外辐射。但是,引入CP和窗函数会扩展OFDM符号时域,导致传输速率损失,最终使常规设计方法下的OFDM系统信道容量非最优。文献[12]分析了不考虑邻道干扰(adjacent channel interference, ACI)时,使用长度小于最大多径时延扩展的非充分CP优化信道容量,但未考虑OFDM系统对相邻频带的干扰。文献[13]分析了在给定的发送信号功率谱密度约束下,通过调整子载波开启或关闭的状态、窗函数和CP长度3个参数优化容量,但该方法过早引入ACI约束,导致一旦ACI约束改变,就需重复全部的优化计算,故应调整优化步骤。

本文的创新点有:①基于包含随频率变化的分支阻抗的分段PLC互连拓扑,建立使用散射矩阵的PLC信道衰落模型;②给出包含收发端滤波器和PLC信道在内的等效信道表达式,利用等效信道,给出ISI和ICI的计算方法,并加以简化;③提出三阶段优化策略,给出CP长度和加窗扩展长度的设计方法,能够接近或达到数值枚举优化效果,并大幅减少计算量。

1 PLC信道

考虑自上而下的PLC信道模型所需的机载PLC信道测量数据鲜有公开报道,而自下而上模型对信道物理实现变化保有灵活性,故本文采用自下而上的建模方案。由于常见建模方法中电压比法和传输矩阵法的核心均是求解信道两端电压比,将电压比作为CTF,但是传输线中某一点的阻抗随该点位置而变化,电压比仅能表示传输线中驻波的相关参数,并不能完全反映出电源线信道的特征。与之相对,利用散射矩阵计算CTF的方法仅考虑前向传输部分,切合PLC系统前向传输需求,被用于PLC信道建模。

电源线中电磁波的传播被认为是准TEM模式,可使用传输线理论进行分析。图1为PLC信道的3段互连拓扑,图中粗线部分表示传输线,Z_{G}为发送端电源阻抗,Z_{L}为接收端负载阻抗,$Z_1 \sim Z_3$为每段传输线的分支阻抗。

根据传输线理论,计算出传输线的特征阻抗Z_0和传播常数γ为

$$Z_0 = \sqrt{\frac{R' + \mathrm{j}2\pi f L'}{G' + \mathrm{j}2\pi f C'}} \tag{1}$$

$$\gamma = \sqrt{\mathrm{j}2\pi f C' \left(R + \mathrm{j}2\pi f L'\right)} \tag{2}$$

式中:R'、L'、C'和G'分别为传输线单位线长的分布电阻、分布电感、分布电容和分布电导;f为频率。

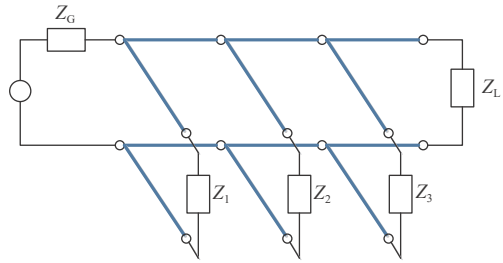


图1 3段PLC信道拓扑

Fig. 1 Topology of a three-hop PLC system

将传输线分成不同的段,每段包含一截主干传输线和一截并联分支路径,如图2所示。图中,Z_i为第i段信道的分支阻抗,l_i为主干传输线长度,l_{bi}为分支传输线长度。令分支阻抗Z_i随频率变化,用并联RLC谐振电路模型描述该阻抗[14]:

$$Z_i = \frac{R}{1 + \mathrm{j}Q\left(\dfrac{\omega}{\omega_0} - \dfrac{\omega_0}{\omega}\right)} \tag{3}$$

式中:R为共振频率处的负载阻抗;ω为角频率;ω_0为共振角频率;Q为品质因子。

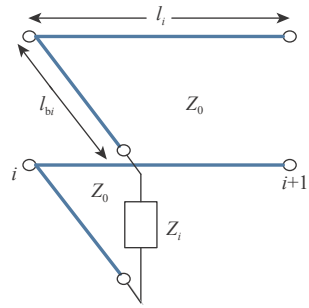


图2 第i段信道的示意

Fig. 2 Network layout of the segment i

利用传输线理论,计算分支阻抗Z_i在节点i处的等效阻抗$Z_{\mathrm{eq}i}$,如下:

$$Z_{\mathrm{eq}i} = Z_0 \frac{Z_i + Z_0 \tanh(\gamma l_{bi})}{Z_0 + Z_i \tanh(\gamma l_{bi})} \tag{4}$$

第i段信道可以等效为如图3所示的电路。该电路由2个级联的二端口子电路构成,其传输矩阵应为每个子电路传输矩阵的乘积,如下:

$$\begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix}_i = \begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix}_{\mathrm{branch}} \times \begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix}_{\mathrm{transmission_line}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ \dfrac{1}{Z_{\mathrm{eq}i}} & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cosh(\gamma l_i) & Z_0 \sinh(\gamma l_i) \\ \dfrac{1}{Z_0}\sinh(\gamma l_i) & \cosh(\gamma l_i) \end{bmatrix} \tag{5}$$

式中:A、B、C、D为传输矩阵的4个参量;下标branch表示分支部分的传输矩阵;下标transmission_

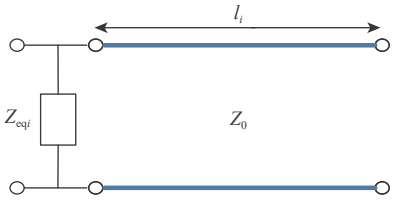


图 3　第i段信道的等效电路

Fig. 3　Equivalent circuit of the segment i

line 表示传输线主干部分的传输矩阵。

传输线总体可以看作每段传输线级联后的结果, 因此, 总体的传输矩阵为各段传输线传输矩阵的连乘:

$$\begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix} = \prod_i \begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix}_i \tag{6}$$

利用传输矩阵和散射矩阵的转换关系, 得到传输线的散射矩阵为[15]

$$\begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} \\ S_{21} & S_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dfrac{A+B/Z_0-CZ_0-D}{A+B/Z_0+CZ_0+D} & \dfrac{2(AD-BC)}{A+B/Z_0+CZ_0+D} \\ \dfrac{2}{A+B/Z_0+CZ_0+D} & \dfrac{-A+B/Z_0-CZ_0+D}{A+B/Z_0+CZ_0+D} \end{bmatrix} \tag{7}$$

式中: S_{ij}为散射矩阵第 i 行第 j 列的参量, 其中, S_{21}表示信道的传递函数, 可被用来计算信道传递函数$H(f)$:

$$H(f) = S_{21} = \frac{2}{A+B/Z_0+CZ_0+D} \tag{8}$$

2　ACI 约束下的容量优化

2.1　加窗 CP-OFDM 容量分析

加窗 CP-OFDM 的系统流程如图 4 所示。图中: 发送信号$a^{(r)}(mN)$表示第m个符号的第r个子载波上携带的数据; 接收信号$z^{(k)}(lN)$表示第l个符号的第k个子载波上携带的数据; 设N为 OFDM 符号的符号间隔, $N=M+\mu+\alpha$, 其中, M为子载波的数目, μ为 CP 长度, α为加窗导致的时域扩展的长度; IFFT 为逆快速傅里叶变化; FFT 为快速傅里叶变换; g_{tx}为发送端滤波器函数; g_{rx}为接收端滤波器函数。

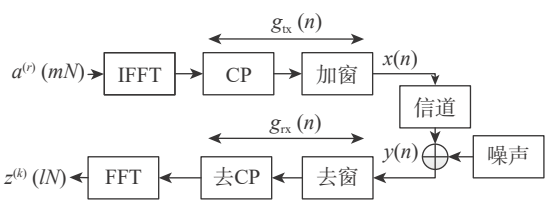


图 4　加窗 CP-OFDM 的系统流程

Fig. 4　Windowed CP-OFDM system process

在发送端, 采用升余弦滚降窗函数抑制 OFDM 符号的带外辐射, 设滤波器函数$g_{tx}(n)$为[13]

$$g_{tx}(n) = \begin{cases} \dfrac{1}{2}+\dfrac{1}{2}\cos(\pi+\pi n/\alpha) & 0 \leqslant n \leqslant \alpha \\ 1 & \alpha < n < M+\mu+\alpha \\ \dfrac{1}{2}+\dfrac{1}{2}\cos(\pi(n-M-\alpha-\mu)/\alpha) & M+\mu+\alpha \leqslant n < M+\mu+2\alpha \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \tag{9}$$

令$h(n)=\sum_{p=0}^{v-1}\alpha_p\delta(n-p)$表示长度为$v$的 PLC 信道冲激响应, $w(n)$表示信道噪声, α_p表示脉冲响应函数$\delta(n-p)$的幅值, p 为距离当前时间点 n 的时间距离。在接收端, 令$g_{rx}(n)=\mathrm{rect}(-(n-\alpha-\mu)/M)$为接收端滤波函数, 表示一个长度为$M$的矩形窗。$g_{rx}(n)$在每个长度为$N=M+\mu+\alpha$的 OFDM 符号中取出长度为$M$的有用信号, 表示接收端的去 CP 和去窗操作。

从发送端到接收端的信号系统表达式如下:

$$x(n)=\sum_{m\in Z}g_{tx}(n-mN)\,\mathrm{IFFT}\left\{a^{(r)}(mN)\right\}= \sum_{m\in Z}g_{tx}(n-mN)\left(\frac{1}{M}\sum_{r=0}^{M-1}a^{(r)}(mN)\mathrm{e}^{\mathrm{j}2\pi rn/M}\right) \tag{10}$$

$$y(n)=x(n)\otimes h(n)+w(n) \tag{11}$$

$$z^{(k)}(lN)=\mathrm{FFT}\{y(n)g_{rx}(lN-n)\}= \sum_{n\in Z}y(n)g_{rx}(lN-n)\mathrm{e}^{-\mathrm{j}2\pi kn/M} \tag{12}$$

式中: $x(n)$为发送端的输出信号; $y(n)$为接收端的输入信号。

设在接收端采用单抽头均衡, 使每个子载波所受的干扰不能被均衡模块抑制。在容量分析中可以忽略均衡模块, 先综合发送端滤波器、信道、接收端滤波器, 得到等效信道; 再在信干噪比(signal-to-interference-plus-noise ratio, SINR)的计算中加入加性噪声$w(n)$的影响。综合式 (10)～式 (12), 得到

$$z^{(k)}(lN)=\frac{1}{M}\sum_{r=0}^{M-1}\sum_{m\in Z}\sum_{p=0}^{v-1}\sum_{n\in Z}a^{(r)}(mN)\alpha_p g_{tx}(n-p-mN)\cdot g_{tx}(lN-n)\mathrm{e}^{\mathrm{j}2\pi r(n-p)/M}\mathrm{e}^{-\mathrm{j}2\pi kn/M}= \sum_{r=0}^{M-1}\sum_{m\in Z}a^{(r)}(mN)g_{EQ}^{(r,k)}(lN;mN) \tag{13}$$

式中: $g_{EQ}^{(r,k)}(lN;mN)$为发射端第m个符号的第r个子载波到接收端第l个符号的第k个子载波的等效信道函数, 表达式为

$$g_{\mathrm{EQ}}^{(r,k)}(lN;mN)=\frac{1}{M}\sum_{p=0}^{v-1}\sum_{n\in Z}\alpha_p g_{\mathrm{tx}}(n-p-mN)\cdot g_{\mathrm{rx}}(lN-n)\mathrm{e}^{\pi 2\pi[r(n-p)-kn]/M} \tag{14}$$

利用式(14)的等效信道函数，将式(13)表示成有用信号、ISI信号和ICI信号和的形式，如下：

$$z^{(k)}(lN)=a^{(k)}(lN)g_{\mathrm{EQ}}^{(k,k)}(lN;lN)+\sum_{m\neq l}a^{(k)}(mN)g_{\mathrm{EQ}}^{(k,k)}(lN;mN)+\sum_{\substack{r\neq k\\ m\in Z}}a^{(r)}(mN)g_{\mathrm{EQ}}^{(r,k)}(lN;mN) \tag{15}$$

式中：第1项为有用信号部分；第2项为接收信号$z^{(k)}(lN)$受到的ISI；第3项为接收信号$z^{(k)}(lN)$受到的ICI。

假设信道长度不大于一个OFDM符号的长度，则只有前一个OFDM符号会对当前符号产生干扰，如图5所示。因此，可以对式(15)进行简化，结果如下：

$$z^{(k)}(lN)=a^{(k)}(lN)g_{\mathrm{EQ}}^{(k,k)}(lN;lN)+a^{(k)}((l-1)N)g_{\mathrm{EQ}}^{(k,k)}(lN;(l-1)N)+\sum_{r\neq k}a^{(r)}((l-1)N)g_{\mathrm{EQ}}^{(r,k)}(lN;(l-1)N)+\sum_{r\neq k}a^{(r)}(lN)g_{\mathrm{EQ}}^{(r,k)}(lN;lN) \tag{16}$$

利用式(16)，可以得到第k个子载波的信干噪比$S_{\mathrm{INR}}^{(k)}=P_{\mathrm{U}}^{(k)}/\left(P_{\mathrm{ISI}}^{(k)}+P_{\mathrm{ICI}}^{(k)}+W\right)$。其中，$P_{\mathrm{U}}^{(k)}$为有用信号的功率，可以通过式(16)中等式右侧的第1项进行计算；$P_{\mathrm{ISI}}^{(k)}+P_{\mathrm{ICI}}^{(k)}$为干扰信号的功率，可以通过式(16)中等式右侧的第2项～第4项进行计算；W为噪声功率，与噪声$w(n)$有关。

OFDM系统的信道容量为子信道容量和，是CP长度μ及加窗导致的时域扩展长度α的函数；代入机载PLC信道信息及调整CP和加窗扩展长度即可进行航空电子环境下OFDM系统的容量分析与优化：

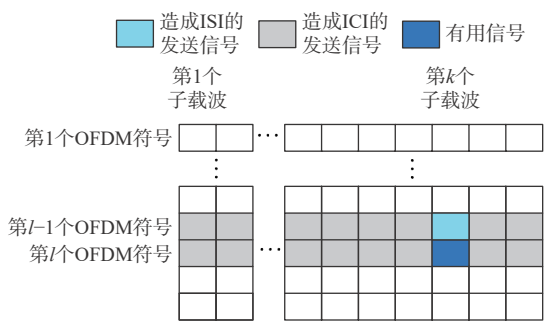


图5 对接收端造成ISI及ICI的发送信号

Fig. 5 Transmitted data which introduce ISI and ICI on the received data

$$C(\mu,\alpha)=\frac{1}{M+\mu+\alpha}\sum_{k=0}^{M-1}\log_2(1+S_{\mathrm{INR}}^{(k)}(\mu,\alpha)) \tag{17}$$

2.2 加窗CP-OFDM容量优化

信道容量可以认为是波特率R_{baud}与每个OFDM符号可携带比特数(不包含CP段复制部分)R_{symbol}的乘积。CP长度的优化选择体现了R_{baud}与R_{symbol}的权衡：非充分CP的长度μ越大，OFDM符号受到的ISI及ICI越小，S_{INR}越大，则R_{symbol}越大，但$R_{\mathrm{baud}}=1/(M+\mu+\alpha)$越小；同时，上述权衡必须在ACI约束下进行，抑制ACI所采取的加窗技术会给OFDM符号带来长度为α的时域扩展，进而减小R_{baud}。另外，在PLC系统中，考虑到OFDM符号的ACI主要由外侧子载波造成，可采用对内外侧子载波施加不同窗函数的边窗技术抑制ACI。

常规的OFDM加窗技术先将一个长度为M的OFDM符号循环拓展出一个长度为$\alpha+\mu$的前缀和一个长度为α的后缀，再将扩展后的OFDM符号与窗函数点对点相乘。加窗CP-OFDM符号持续时间为$M+2\alpha+\mu$，相邻符号间有一段长度为α的重叠区域，使符号间隔为N，如图6所示。

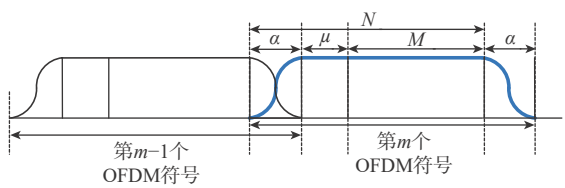


图6 使用常规加窗技术时第m个OFDM符号的构成

Fig. 6 Generation of the mth OFDM symbol using conventional window method

文献[16]提出的边窗技术对外侧子载波施加ACI抑制能力较强的窗函数，同时保证内外侧子载波符号间隔一致。该方法仅需将子载波分成内侧和外侧2部分，再对这2部分用传统OFDM方法处理；使其在引入较小复杂度(额外引入一次IFFT或FFT)情况下保证了与传统OFDM方法的兼容性。如图7所示，α_{I}和α_{E}分别为内侧和外侧子载波的加窗扩展长度，μ_{I}和μ_{E}分别为内侧和外侧子载波的CP长度，其中，$\alpha_{\mathrm{I}}+\mu_{\mathrm{I}}=\alpha_{\mathrm{E}}+\mu_{\mathrm{E}}$，$\mu_{\mathrm{I}}\geqslant\mu_{\mathrm{E}}$。

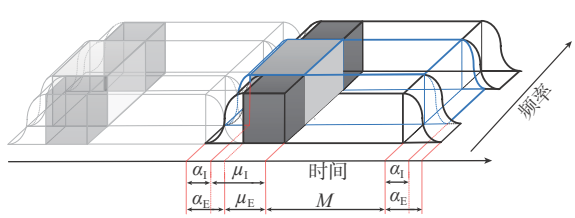


图7 使用常规边窗技术时第m个OFDM符号的构成

Fig. 7 Generation of the mth OFDM symbol using conventional edge-window method

边窗将常规加窗 CP-OFDM 系统中α和μ的二维参数信息扩展成包含μ_{I}、μ_{E}和α_{I}在内的三维参数信息。利用边窗技术的容量优化方法可以在保证R_{baud}不变的同时, 使内侧子载波保持足够的 CP 长度, 增强抗干扰能力, 进一步提高 ACI 约束下的最大可达容量。

通过将信道容量表达为μ_{I}、μ_{E}和α_{I}的函数$C(\mu_{\mathrm{I}},\mu_{\mathrm{E}},\alpha_{\mathrm{I}})$, 利用式 (18) 求解优化问题, 可以找到 ACI 约束下使容量最大的参数取值:

$$\left(\mu_{\mathrm{Iopt}},\mu_{\mathrm{Eopt}},\alpha_{\mathrm{Iopt}}\right)=\underset{\substack{\mu_{\mathrm{I}},\mu_{\mathrm{E}},\alpha_{\mathrm{I}}\\ A_{\mathrm{CI}}<A_{\mathrm{CIth}}}}{\arg\max}\{C(\mu_{\mathrm{I}},\mu_{\mathrm{E}},\alpha_{\mathrm{I}})\}=$$

$$\underset{\substack{\mu_{\mathrm{I}},\mu_{\mathrm{E}},\alpha_{\mathrm{I}}\\ A_{\mathrm{CI}}<A_{\mathrm{CIth}}}}{\arg\max}\left\{\frac{1}{M+\mu_{\mathrm{I}}+\alpha_{\mathrm{I}}}\sum_{k=0}^{M-1}\log_2\left(1+S_{\mathrm{INR}}^{(k)}(\mu_{\mathrm{I}},\mu_{\mathrm{E}},\alpha_{\mathrm{I}})\right)\right\} \tag{18}$$

式中: μ_{Iopt}为内测子载波的最佳 CP 长度; μ_{Eopt}为外侧子载波的最佳 CP 长度; α_{Iopt}为内测子载波的最佳加窗扩展长度; A_{CI}为邻道干扰值; A_{CIth}为 ACI 约束。

由于 CP 长度和加窗扩展长度对于通信容量影响的机制不同, 式 (18) 包含S_{INR}的计算及 ACI 约束, 使容量优化较为复杂。因此, 优化中多采用以遍历为基础的参数选择方式[12-13]。

本文用数值枚举法指代使用边窗和非充分 CP 在参数域$F=\{(\mu_{\mathrm{I}},\mu_{\mathrm{E}},\alpha_{\mathrm{I}}):0\leqslant\mu_{\mathrm{I}},\mu_{\mathrm{E}}\leqslant\mu_{\mathrm{MAX}}\cap 0\leqslant\alpha_{\mathrm{I}}\leqslant\alpha_{\mathrm{MAX}}\}$中的遍历寻优方法。通过上述方法可以得到$F$中的最优优化结果, 但该方法计算量大, 不便于实时计算, 应简化参数域, 提高优化计算效率。

OFDM 系统的 ACI 抑制能力主要受α长度的影响。另外, 加窗扩展部分可看作与时域窗点对点相乘的 CP, 因此, 可以部分消除 ISI 及 ICI; 但 CP 对干扰的抑制效果更好, 容量优化中应尽量通过增大 CP 抵抗干扰。综上分析, ACI 约束下的容量优化可分成 3 个阶段: 首先, 同时调整α_{I}和α_{E}, 使 OFDM 系统满足 ACI 约束; 其次, 同时调整μ_{I}和μ_{E}, 优化系统容量; 最后, 利用边窗分别优化内外侧子载波, 进一步提高信道容量。上述三阶段优化策略提供了一种面向容量的边窗和非充分 CP 的参数设计方法, 其流程如图 8 所示。

令前两阶段的参数优化结果为$\alpha_{\mathrm{I}}=\alpha_{\mathrm{E}}=\alpha_1$, $\mu_{\mathrm{I}}=\mu_{\mathrm{E}}=\mu_2$。显然, μ_2为α_1条件下使容量最大的 CP 长度取值(不考虑边窗), 记作μ_2为α_1条件下的拐点。令外侧子载波的参数配置为$(\mu_{\mathrm{E}},\alpha_{\mathrm{E}})=(\mu_2,\alpha_1)$, 增大$\mu_{\mathrm{I}}$(保持$\mu_{\mathrm{I}}$和$\alpha_{\mathrm{I}}$总扩展长度不变), 直至容量最大处; 该操作可以保持R_{baud}不变, 增大R_{symbol}, 进而提高容量。令此时内侧子载波参数配置为$(\mu_{\mathrm{I}},\alpha_{\mathrm{I}})=(\mu_{3\mathrm{a}},\alpha_{3\mathrm{a}})$, 最优容量为$C_{3\mathrm{a}}$, 检查$\mu_{3\mathrm{a}}$是否为$\alpha_{3\mathrm{a}}$条件下的拐点。显然, 采用边窗的系统容量$C(\mu_{3\mathrm{a}},\mu_2,\alpha_{3\mathrm{a}})$应介于$C(\mu_2,\mu_2,\alpha_1)$和$C(\mu_{3\mathrm{a}},\mu_{3\mathrm{a}},\alpha_{3\mathrm{a}})$之间。若内外侧子载波参数均为所处$\alpha$条件下的拐点, 则此边窗参数配置下的容量最大, 优化结束; 否则, 找到$\alpha_{3\mathrm{a}}$条件下的拐点, 记作$\mu'_{3\mathrm{a}}$, 令$(\mu_{\mathrm{I}},\alpha_{\mathrm{I}})=(\mu'_{3\mathrm{a}},\alpha_{3\mathrm{a}})$, 增大$\mu_{\mathrm{E}}$(保持$\mu_{\mathrm{E}}$和$\alpha_{\mathrm{E}}$总扩展长度不变), 直至满足 ACI 约束。令此时外侧子载波参数配置为$(\mu_{\mathrm{E}},\alpha_{\mathrm{E}})=(\mu_{3\mathrm{b}},\alpha_{3\mathrm{b}})$, 信道容量为$C_{3\mathrm{b}}$。$C_{3\mathrm{a}}$和$C_{3\mathrm{b}}$分别对应外侧和内侧子载波为所处$\alpha$条件下拐点的情况, 比较$C_{3\mathrm{a}}$和$C_{3\mathrm{b}}$, 选择较大容量的相应参数配置, 优化结束。

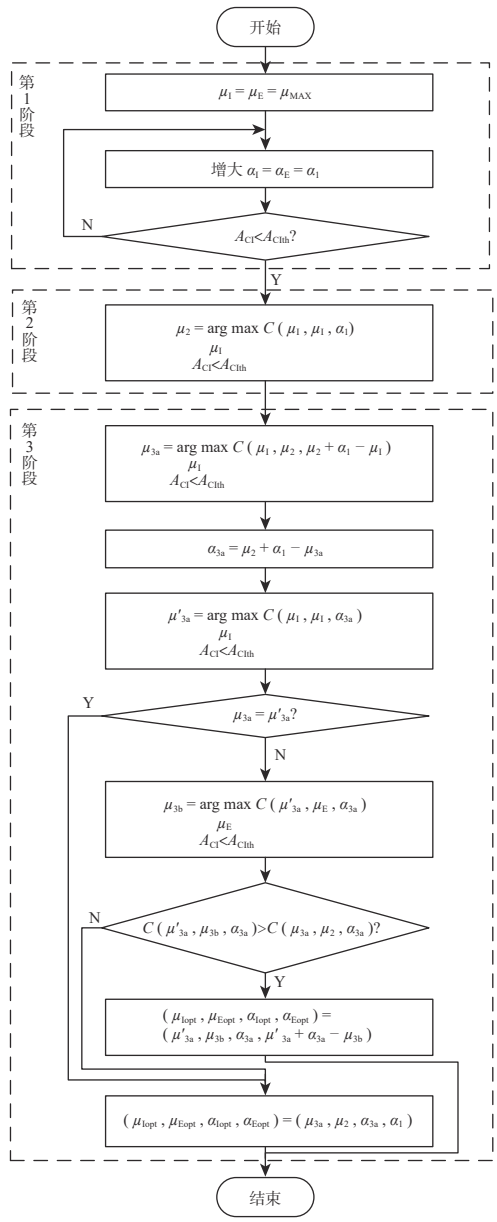


图 8　三阶段优化策略流程

Fig. 8　Process of three-stage strategy

3　仿真实验与结果分析

3.1　航空导线的物理参数

航空导线的线芯多为铜或铝, 绝缘材料多为乙

烯-四氟乙烯共聚物(ETFE)、聚四氟乙烯(PTFE)、氟化乙烯丙烯(FEP)[17]。使用多段PLC互连拓扑及表1中的AF-250型PTFE绝缘线的相关参数[18]进行PLC信道仿真,具体步骤为:首先,将表1中的参数分别代入式(19)[18]、式(20)[18]、式(21)[18]、式(22)[18],得到传输线单位长度的电阻、电感、电容和电导的值,并将结果用于计算传输线特征阻抗和传播常数;其次,将物理拓扑划分成不同的段,将每段传输线的传输矩阵相乘,得到总体的传输矩阵;最后,将传输矩阵转化为散射矩阵,并令$H(f)=S_{21}$,得到PLC信道的CTF。

$$R'=\sqrt{\frac{\mu_r\mu_0 f}{\pi\sigma_c r^2}}\cdot\frac{r_{dist}/(2r_{rad})}{\sqrt{[r_{dist}/2r_{rad}]^2-1}} \tag{19}$$

$$L'=\frac{\mu_r\mu_0}{\pi}\cosh^{-1}(r_{dist}/(2r_{rad}))+\frac{R}{2\pi f} \tag{20}$$

$$C'=\frac{\pi\varepsilon_r\varepsilon_0}{\cosh^{-1}(r_{dist}/(2r_{rad}))} \tag{21}$$

$$G'=2\pi fC\tan\delta \tag{22}$$

式中:μ_r为相对磁导率;μ_0为真空磁导率;ε_r为相对介电常数;ε_0为真空介电常数;σ_c为导体电导率;$\tan\delta$为损耗因数。

仿真实验中,选取频率范围为2~14.8 MHz,相邻子载波间隔为100 kHz,采样周期为0.078 μs,传输线中的衰减常数随频率增大而增大,使信道的高频部分衰减大。

表1 航空导线的物理参数

Table 1 Physical parameters of aerial conductors

r_{rad}/mm	r_{dist}/mm	ε_r	ε_0/(F·m^{-1})	μ_r	μ_0/(H·m^{-1})	σ_c/(S·m^{-1})	$\tan\delta$
1.2	3.0	2.4	8.859×10^{-12}	1	$4\pi\times10^{-7}$	5.76×10^{7}	0.55×10^{-3}

3.2 机载PLC信道仿真案例

电源线各分段的长度一般是不同的,且分支上的电器启停具有随机性。商用宽带PLC模型通过设定分段长度和分支阻抗概率分布的方式刻画衰落信道的基本特性[14];借鉴这种方式能够使机载PLC信道模型及其仿真分析具有一般性。设每段传输线的长度在0.5~50 m范围内均匀分布,式(3)中分支负载在共振频率处的阻抗在200~1 800 Ω范围内均匀分布,共振频率在2~28 MHz范围内均匀分布,品质因子在5~25范围内均匀分布。

在优化设计中,信道最大多径时延扩展τ是CP长度取值范围的依据;为确定CP的合理取值,考虑以分段数为5的机载PLC互连作为仿真案例,在航空导线的物理参数和上述分段分支概率分布参数的设定下进行仿真,统计分析最大多径时延扩展。

工程上多采用100个或更多的信道样本统计信道最大多径时延[13]。考察不低于最强接收信号20 dB的所有多径分量[19],仿真实验结果如图9所示,样本数为500个,以采样周期为单位,可得最坏情况下的多径时延扩展$\tau_{MAX}=40$。

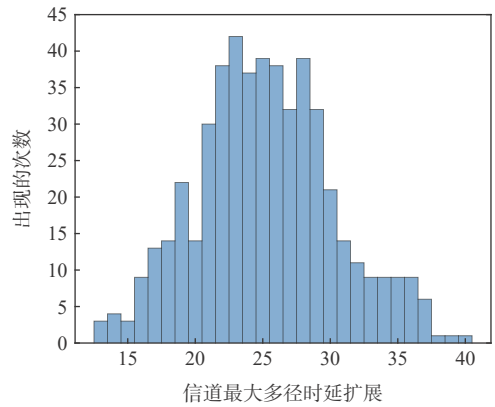


图9 500个信道样本的信道最大多径时延扩展

Fig. 9 Maximum multipath delay extension for channels with 500 channel realizations

3.3 加窗CP-OFDM容量优化分析

在优化范围内,CP长度的最大可能取值μ_{MAX}不小于τ_{MAX}。考虑到在加窗扩展长度大于CP长度的条件下,带外辐射抑制效果并不显著[13],因此,令最大加窗扩展长度与最大CP长度相等;仍考虑3.2节中的案例,以采样周期为时间单位,令$\mu_{MAX}=\tau_{MAX}=40$,μ和α的步长为5,并以$\mu=\alpha=40$的加窗CP-OFDM系统为参考基准,记此配置下的A_{CI}和容量为A_{CIref}和C_{ref}。

较大程度地抑制ACI要求时域窗具有较大的扩展长度,但一味增加加窗扩展长度通常不会使OFDM系统容量达到最大值,为权衡ACI抑制效果与信道容量,并控制优化求解的规模,设定阈值A_{CIth}作为优化中A_{CI}取值范围的上限,仿真实验中经验设定$A_{CIth}=85\%\times A_{CIref}$。

设定一个子载波数为128的OFDM系统仿真实验,对于分段、分支长度不同且分支阻抗不同的100种PLC信道样本,采取三阶段优化策略优化PLC通信系统的容量。不失一般性,将信道按照均方根时延扩展由小到大的顺序编号;分别计算优化后的容量C_i,$i=1,2,\cdots,100$,参照文献[13]中容量增益的用法,用C_{ref}对C_i进行归一化,记为容量增益$G_{gain\,i}$,如图10所示。该仿真实验结果说明与使用充分长CP的保守OFDM系统相比,三阶段优化策略可以带来20%以上的容量增益,平均增益约为32%;且观察到随着信道均方根时延扩展增大,容量增益有减小的趋势;该趋势说明由于较强的多径效应需要更长的CP长度抵消多径导致的ISI和

ICI, 此时使用非充分 CP 增加波特率的效果被部分抵消。

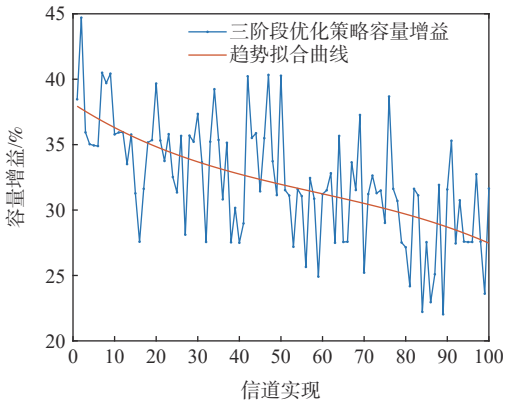


图 10　三阶段优化策略容量增益

Fig. 10　Capacity gain given by three-stage strategy

由图 10 可知, 100 种信道中仅有 1 种存在三阶段优化的优化效果差于数值枚举法的情况, 但此时容量增益差距仅为0.04%; 其他情况下, 通过三阶段优化得到的容量增益均等于枚举可得到的最大容量增益。

优化中的主要计算量为计算参数$(\mu_{\mathrm{I}},\mu_{\mathrm{E}},\alpha_{\mathrm{I}})$取值下, 不同多径分量对应的每个子载波的接收信号中有用信号和干扰信号大小, 可用优化算法的参数域容量标称总体计算量。如果在仿真中α和μ的取值范围和尝试步长相同, 用n表示α或μ可能取值个数, 则数值枚举法的运算规模近似为$O\left(n^3\right)$, 三阶段优化策略的运算规模近似为$O(n)$。本文仿真实验中, 数值枚举法的参数域规模为 285, 三阶段优化策略的参数域规模在13 ~ 17范围内, 均值约为 15; 若仅以参数域规模衡量优化过程的总体计算量, 则三阶段优化策略平均计算量约为数值枚举法的5.4%。在实际运算中, 使用 Inter i7-9 700, 运行内存为 16 GB 的计算机, 数值枚举法运算时间的均值约为 3 h, 三阶段优化策略的运算时间均值约为 10 min, 小于数值枚举法运算时间的6% , 与本节中利用参数域规模估计出的运算量比值相近。

4　结　论

考虑边窗技术和非充分 CP 设计, 本文着重解决 ACI 约束下的 OFDM 系统容量优化问题, 提出一种边窗和非充分 CP 的参数设计方法, 具体结论如下:

1) 引入航空电子环境, 利用散射矩阵的自下而上 PLC 信道建模可以密切联系信道物理参数, 仿真模型体现了 CTF 的频率选择特性和低通特性。

2) 本文给出包含收发端滤波器和 PLC 信道在内的等效信道表达式, 对有用信号和干扰部分进行分离表达, 使航空电子 PLC 环境下的信干噪比表达式得以简化。

3) 提出一种三阶段容量优化策略, 给出边窗和非充分 CP 的参数设计方法; 仿真结果表明, 该优化策略的运算时间均值小于数值枚举法运算时间的6%, 且能够取得与数值枚举法相同或极其接近的优化效果, 可以带来20%以上的容量增益。

参考文献 (References)

[1] DÉGARDIN V, SIMON E P, MORELLE M, et al. On the possibility of using PLC in aircraft[C]//Proceedings of the International Symposium on Power Line Communications and Its Applications. Piscataway: IEEE Press, 2010: 337-340.

[2] DEGARDIN V, JUNQUA I, LIENARD M, et al. Theoretical approach to the feasibility of power-line communication in aircrafts[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2013, 62(3): 1362-1366.

[3] DEGARDIN V, LIENARD M, DEGAUQUE P, et al. Power line communication in aircraft: Channel modelling and performance analysis[C]//Proceedings of the 8th International Caribbean Conference on Devices, Circuits and Systems. Piscataway: IEEE Press, 2012: 1-3.

[4] LARHZAOUI T, NOUVEL F, BAUDAIS J Y, et al. OFDM PLC transmission for aircraft flight control system[C]//Proceedings of the International Symposium on Power Line Communications and Its Applications. Piscataway: IEEE Press, 2014: 220-225.

[5] MARÉ J C, FU J. Review on signal-by-wire and power-by-wire actuation for more electric aircraft[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2017, 30(3): 857-870.

[6] ZIMMERMANN M, DOSTERT K. A multipath model for the powerline channel[J]. IEEE Transactions on Communications, 2002, 50(4): 553-559.

[7] TONELLO A M, VERSOLATTO F. Bottom-up statistical PLC channel modeling—Part I: Random topology model and efficient transfer function computation[J]. IEEE Transactions on Power Delivery, 2011, 26(2): 891-898.

[8] TONELLO A M, ZHENG T. Bottom-up transfer function generator for broadband PLC statistical channel modeling[C]//Proceedings of the International Symposium on Power Line Communications and Its Applications. Piscataway: IEEE Press, 2009: 7-12.

[9] ESMAILIAN T, KSCHISCHANG F R, GULAK P G. In-building power lines as high-speed communication channels: Channel characterization and a test channel ensemble[J]. International Journal of Communication Systems, 2003, 16(5): 381-400.

[10] LIONG A A G, GOPAL L, JUWONO F H, et al. A channel model for three-node two-way relay-aided PLC systems[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Signal and Image Processing Applications. Piscataway: IEEE Press, 2019: 52-57.

[11] MENG H, CHEN S, GUAN Y L, et al. Modeling of transfer characteristics for the broadband power line communication channel[J]. IEEE Transactions on Power Delivery, 2004, 19(3): 1057-1064.

[12] TONELLO A M, D'ALESSANDRO S, LAMPE L. Cyclic prefix

design and allocation in bit-loaded OFDM over power line communication channels[J]. IEEE Transactions on Communications, 2010, 58(11): 3265-3276.

[13] D'ALESSANDRO S, TONELLO A M, LAMPE L. Adaptive pulse-shaped OFDM with application to in-home power line communications[J]. Telecommunication Systems, 2012, 51(1): 3-13.

[14] WU X L, ZHU B, RONG Y. Channel model proposal for indoor relay-assisted power line communications[J]. IET Communications, 2018, 12(10): 1236-1244.

[15] POZAR D M. 微波工程[M]. 3 版. 张肇仪, 周乐柱, 吴德明, 等译. 北京: 电子工业出版社, 2010: 160.
POZAR D M. Microwave engineering[M]. 3rd ed. ZHANG Z Y, ZHOU L Z, WU D M, et al, translated. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2010: 160(in Chinese).

[16] SAHIN A, ARSLAN H. Edge windowing for OFDM based systems[J]. IEEE Communications Letters, 2011, 15(11): 1208-1211.

[17] 朱新宇. 民航飞机电子电气系统[M]. 成都: 西南交通大学出版社, 2016: 16-17.
ZHU X Y. Electronic and electrical system of civil aviation aircraft [M]. Chengdu: Southwest Jiaotong University Press, 2016: 16-17 (in Chinese).

[18] 周海勇. 飞机电力线载波数据通信关键技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005: 15-17.
ZHOU H Y. Research on key technology of high speed communication based aeroplane power line[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005: 15-17(in Chinese).

[19] SKLAR B. 数字通信: 基础与应用[M]. 2 版. 徐平平, 宋铁成, 叶芝慧, 等译. 北京: 电子工业出版社, 2010: 725.
SKLAR B. Digital communications: Fundamentals and applications[M]. 2nd ed. XU P P, SONG T C, YE Z H, et al. translated. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2010: 725(in Chinese).

Optimizing airborne PLC capacity through insufficient CP and window in OFDM-based communication

LIU Caiyi, YAN Ruowen, WANG Tong, LI Qiao*

(School of Electronics and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Power line communication (PLC) decreases cabling volume and reduces wiring harness complexity. Therefore, capacity is not optimal if sufficient cyclic prefix (CP) that is no shorter than the channel duration is employed. Multipath components, on the other hand, suffer modest attenuation in PLC channels, creating extended channel duration. Therefore, it is reasonable to adopt insufficient CP combined with a windowing scheme to maximize capacity. A comprehensive approach to jointly adapt window and CP parameters is proposed, using the edge-window method which applies different windows to inner and edge subcarriers. Using frequency-selective impedances and airborne PLC topologies, one can first simulate PLC channels in accordance with transmission line theory. The CP and window settings should then be adjusted in three phases. In the first stage, obtain the minimum window overhead under the restriction of adjacent channel interference (ACI). In the second stage, adjust CP length to optimize capacity with the window obtained in the first stage. In the third stage, using edge-window, optimize inner and edge subcarriers separately and finally obtain optimal parameters. The results of the simulation indicate that the suggested strategy might approach or meet the maximum capacity achieved by full space enumeration, avoid excessive time growth of orthogonal frequency division multiplexing (OFDM) symbols while lowering ACI, and make the computation volume acceptable.

Keywords: power line communication; channel model; insufficient cyclic prefix; edge-window; capacity improvement

Received: 2022-07-26; **Accepted**: 2022-11-12; **Published Online**: 2022-11-25 15:19

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221124.1422.001

Foundation item: Manned Space Pre-Research Project (060301)

* **Corresponding author**. E-mail: powerlinecomm@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0692

空基回收拖曳系统直线-盘旋转接段运动轨迹设计

陈海通，苏子康*，李春涛，李雪兵，孟冲，张朋
(南京航空航天大学 自动化学院，南京 211106)

摘　　要：针对气流扰动下空基回收拖曳系统在直线-盘旋转接段飞行过程中的拖曳浮标稳定问题，提出一种基于微分平坦理论的拖曳系统转接段运动轨迹的设计方法，通过设计母机运动轨迹间接地控制拖曳浮标沿着预设的转接轨迹安全、平稳、精准地转接飞行。采用质点-弹簧离散缆绳模型构建母机-缆绳-浮标组合体多体动力学模型；在证明拖曳系统具备微分平坦特性的基础上，以拖曳浮标三轴位置为平坦输出，所提方法以期浮标沿着预设安全转接段轨迹飞行；结合拖曳浮标直线飞行状态与盘旋飞行状态设计拖曳浮标转接段飞行轨迹。通过平静大气、多种常值风及阵风气流扰动场景下的仿真算例结果表明，所提方法能够实现拖曳浮标在直线-盘旋转接段的稳定飞行。

关　键　词：空基回收；无人机；运动轨迹设计；微分平坦；过渡飞行
中图分类号：V249
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)08-2565-10

随着小型固定翼无人机应用向大规模集群化的快速发展，如何高效、稳定、安全地回收无人机成为充分发挥集群无人机作战优势、提高集群无人机效费比的重要保障[1]。其中，利用空基运载平台(大型运输机)在空中对小型固定翼无人机进行回收的方式可在无可靠陆基、海基回收平台时为无人机的远程、快速回收提供新的方案。然而，受限于小型无人机的飞行速度，现有以“小精灵”[2]为代表的空基回收技术难以完成与母机飞行包线不匹配的小型低速无人机的空中回收，存在明显的局限性。为解决上述难题，盘旋拖曳式非匹配包线无人机空基回收技术越发受到关注[3]。

盘旋拖曳式非匹配包线无人机空基回收任务可划分为3个阶段：①直线巡航；②转接过渡；③盘旋回收[4]。其中，转接过渡飞行阶段连接着直线巡航与盘旋回收阶段，能否安全、稳定、高效地转接过渡飞行是实现被无人机快速回收的前提。然而，拖曳浮标在转接过渡飞行过程中，由于被柔性缆绳所牵连，致使其极易受气流扰动影响而产生飘摆，从而影响系统的安全性[5-6]。因此，如何控制拖曳系统直线-盘旋转接过渡飞行是实现盘旋拖曳式非匹配包线无人机空基回收的关键之一。

鉴于目前关于非匹配包线无人机空基回收问题的研究相对较少，而在与之类似的领域，如软式空中加油、拖曳靶标、拖曳飞行器等方面却已有广泛的研究。为此，本文结合现有对拖曳体轨迹控制的研究，分别从拖曳系统不同飞行阶段的拖曳体轨迹控制展开探究。

在直线飞行拖曳体轨迹控制方面，文献[7]在构建拖曳飞行器六自由度模型的基础上，采用反步法设计拖曳飞行器轨迹控制器，实现其在三维空间内位置的稳定。方晓星等[8]针对气流扰动下低空直线掠海飞行拖曳靶标的高度控制问题，设计了基于自抗扰控制的拖曳靶标高度控制系统，可有效抑制外部扰动的影响。文献[9]围绕未知复杂气流和缆绳拉力扰动下拖曳浮标的轨迹稳定问题，采用观

收稿日期：2022-08-07；**录用日期**：2022-09-11；**网络出版时间**：2022-11-08 09:21
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221107.1707.001
基金项目：国家自然科学基金(61903190)；航空科学基金(2022Z023052003)；中国博士后科学基金(2020M681588)；西北工业大学无人机特种技术重点实验室开放课题(2022-JCJQ-LB-071)；中央高校基本科研业务费专项资金(NS2023016)
* **通信作者**. E-mail：zk_su@nuaa.edu.cn

引用格式：*陈海通，苏子康，李春涛，等. 空基回收拖曳系统直线-盘旋转接段运动轨迹设计[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2565-2574. CHEN H T，SU Z K，LI C T，et al. Trajectory design for straight-circulating flight transition of aerial recovery towing system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2565-2574 (in Chinese).*

测器重构系统不可测量集总扰动，并在此基础上设计了拖曳浮标轨迹控制系统，用于提高拖曳浮标的抗扰性。而在盘旋拖曳体轨迹控制方面，由于拖曳体所配气动操纵对拖曳体轨迹的控制能力有限，难以满足盘旋拖曳体的轨迹控制需求。针对此问题，文献[10]提出采用母机运动和缆绳收放的方式以间接地控制浮标的运动轨迹，并基于最优控制的方法实现盘旋拖曳体在气流扰动下的相对稳定。文献[11]进一步考虑母机飞行过程的性能约束，采用模型预测控制规划母机的运动轨迹，实现了常值风气流扰动下拖曳浮标的稳定盘旋。鉴于离散拖曳系统模型的复杂自由度导致的最优控制方法解算的复杂性，文献[12]基于拖曳系统微分平坦特性，以拖曳体位置为平坦输出，从而在已知拖曳体轨迹时快速规划母机运动轨迹。

当前，转接过渡飞行阶段拖曳体轨迹控制的相关研究较少。对此进行针对性研究的Williams和Trivailo[4]在不考虑气流扰动的情况下，以母机盘旋半径变化加速度和转接段飞行时间为优化变量，采用模拟退火法进行求解，同时，通过调节缆绳长度的方式控制拖曳体的高度，但无法控制拖曳体在水平面内的轨迹。因此，针对转接段受气流扰动的拖曳体轨迹控制仍是一个有待研究的问题。

综上所述，为解决拖曳浮标转接段的飞行稳定问题，本文重点对拖曳系统运动轨迹设计中的以下技术难点展开研究：①拖曳系统转接段飞行运动轨迹设计；②拖曳浮标转接段飞行轨迹设计。首先，构建了母机-缆绳-浮标拖曳系统的多体动力学模型；其次，在证明拖曳系统具备微分平坦特性的基础上，结合跟踪微分器(tracking differential, TD)设计了基于微分平坦特性的母机运动轨迹方案，从而实现浮标对预设轨迹的准确跟踪；再次，考虑拖曳浮标转接段飞行起始和终点处的状态约束，建立拖曳浮标转接段飞行轨迹方程；最后，通过不同场景中的仿真实验，验证了所提基于微分平坦理论设计拖曳系统直线-盘旋转接过渡飞行轨迹的可行性。

1 拖曳系统建模

为准确描述空中拖曳系统的运动特性，需构建空间坐标系。取地面某一点为坐标原点O_g，以母机初始时刻的机体方向为x轴正方向，垂直指向地面方向为z轴正方向，根据右手法则构建惯性坐标系$O_g x_g y_g z_g$，记x轴正方向单位向量为$\boldsymbol{e}_x=[1,0,0]^{\mathrm{T}}$，$y$轴正方向单位向量为$\boldsymbol{e}_y=[0,1,0]^{\mathrm{T}}$，$z$轴正方向单位向量为$\boldsymbol{e}_z=[0,0,1]^{\mathrm{T}}$。

根据集中质量法思想[13]，将缆绳离散为N段相互连接的节点-弹簧单元(见图1)，缆绳单元的质量与载荷均集中于节点上，相邻单元之间通过无摩擦球形铰链连接，而拖曳浮标则被视为与缆绳末端节点固连。记与母机连接的缆绳节点为节点0，与拖曳浮标连接的节点为节点N，则在惯性坐标系$O_g x_g y_g z_g$下，任意缆绳节点i的位置矢量$\boldsymbol{P}_i$、速度矢量$\boldsymbol{V}_i$及加速度矢量$\boldsymbol{A}_i$可表示为

$$\begin{cases}\boldsymbol{P}_i=p_{ix}\boldsymbol{e}_x+p_{iy}\boldsymbol{e}_y+p_{iz}\boldsymbol{e}_z\\ \boldsymbol{V}_i=\dot{p}_{ix}\boldsymbol{e}_x+\dot{p}_{iy}\boldsymbol{e}_y+\dot{p}_{iz}\boldsymbol{e}_z\\ \boldsymbol{A}_i=\ddot{p}_{ix}\boldsymbol{e}_x+\ddot{p}_{iy}\boldsymbol{e}_y+\ddot{p}_{iz}\boldsymbol{e}_z\end{cases}\tag{1}$$

式中：p_{ix}、p_{iy}、p_{iz}为惯性坐标系下节点i位置分量；$\dot{p}_{ix}$、$\dot{p}_{iy}$、$\dot{p}_{iz}$为节点i速度分量；$\ddot{p}_{ix}$、$\ddot{p}_{iy}$、$\ddot{p}_{iz}$为节点i加速度分量。

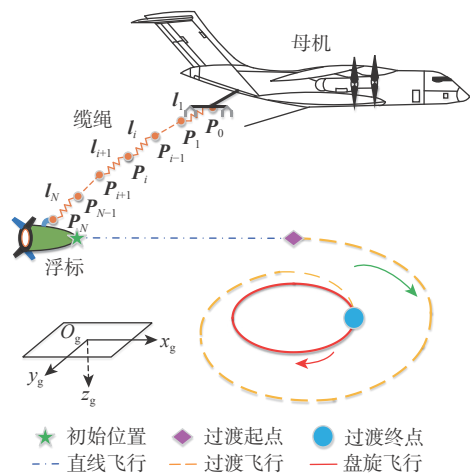


图1 拖曳系统建模

Fig. 1 Modeling of towing system

缆绳分段i的位置矢量$\boldsymbol{l}_i$为缆绳节点$\boldsymbol{P}_i$到$\boldsymbol{P}_{i-1}$的距离矢量，可表示为

$$\boldsymbol{l}_i=\left(p_{i-1,x}-p_{ix}\right)\boldsymbol{e}_x+\left(p_{i-1,y}-p_{iy}\right)\boldsymbol{e}_y+\left(p_{i-1,z}-p_{iz}\right)\boldsymbol{e}_z\tag{2}$$

对缆绳节点i进行受力分析可知，缆绳节点i受到重力、缆绳张力及气动力的作用[14]，结合牛顿第二定律，可得节点i的动力学方程为

$$\boldsymbol{A}_i=\begin{cases}\dfrac{\boldsymbol{T}_i-\boldsymbol{T}_{i+1}+\boldsymbol{F}_i^{\mathrm{a}}+\boldsymbol{G}_i}{m_i} & i=1,2,\cdots,N-1\\ \dfrac{\boldsymbol{T}_i+\boldsymbol{F}_{\mathrm{dr}}^{\mathrm{a}}+\boldsymbol{G}_{N\mathrm{dr}}}{m_{N\mathrm{dr}}} & i=N\end{cases}\tag{3}$$

式中：$m_i=m_l$为节点i的质量，$m_{N\mathrm{dr}}=m_l+m_{\mathrm{dr}}$为节点$N$的质量，$m_l$为缆绳分段的质量，$m_{\mathrm{dr}}$为拖曳浮标的质量；$\boldsymbol{G}_i=m_i g\boldsymbol{e}_z$为节点$i$所受重力，其中，$g$为重力加速度；$\boldsymbol{G}_{N\mathrm{dr}}=m_{N\mathrm{dr}}g\boldsymbol{e}_z$为节点$N$所受重力；$\boldsymbol{T}_i$为节点$i$所受第$i$段缆绳产生的张力；$\boldsymbol{F}_i^{\mathrm{a}}$为节点$i$所受气动力；$\boldsymbol{F}_{\mathrm{dr}}^{\mathrm{a}}$为拖曳浮标所受气动力。

第i段缆绳产生的张力$\boldsymbol{T}_i$来源于缆绳的弹性形变，方向与缆绳分段平行。考虑到缆绳可伸长不可压缩的特性，结合胡克定律，可得任意缆绳分段i所

受缆绳张力$\boldsymbol{T}_i$为[14]

$$\boldsymbol{T}_i=\begin{cases}EB\dfrac{S_i}{l_0}\cdot\dfrac{\boldsymbol{l}_i}{\|\boldsymbol{l}_i\|} & S_i>0\\ \boldsymbol{0} & S_i\leqslant 0\end{cases} \tag{4}$$

式中：E为缆绳弹性模量；B为缆绳的横截面积；$S_i=\|\boldsymbol{l}_i\|-l_0$为第$i$段缆绳的弹性变形长度，$l_0$为第$i$段缆绳未弹性变形时的初始长度。

缆绳节点i所受气动力$\boldsymbol{F}_i^{\mathrm{a}}$来源于第$i+1$段缆绳所受气动力，包括气动阻力$\boldsymbol{D}_i$和气动升力$\boldsymbol{L}_i$，可分别表示为[15]

$$\begin{cases}\boldsymbol{D}_i=-\dfrac{1}{2}\rho_i C_i^{\mathrm{D}}d\|\boldsymbol{l}_i\|\left\|\boldsymbol{V}_i^{\mathrm{a}}\right\|^2\boldsymbol{e}_i^{\mathrm{D}}\\ \boldsymbol{L}_i=\dfrac{1}{2}\rho_i C_i^{\mathrm{L}}d\|\boldsymbol{l}_i\|\left\|\boldsymbol{V}_i^{\mathrm{a}}\right\|^2\boldsymbol{e}_i^{\mathrm{L}}\end{cases} \tag{5}$$

式中：ρ_i为第i段缆绳周围的空气密度；d为缆绳直径；$\boldsymbol{V}_i^{\mathrm{a}}=\boldsymbol{V}_i-\boldsymbol{V}_{\mathrm{w}}$为缆绳节点$i$的空速矢量，$\boldsymbol{V}_{\mathrm{w}}$为第$i$段缆绳周围气流扰动速度矢量；$C_i^{\mathrm{D}}$和$C_i^{\mathrm{L}}$分别为第$i$段缆绳的气动阻力系数和气动升力系数；$\boldsymbol{e}_i^{\mathrm{D}}$和$\boldsymbol{e}_i^{\mathrm{L}}$分别为节点$i$的气动阻力单位方向向量和气动升力单位方向向量。

浮标所受气动力$\boldsymbol{F}_{\mathrm{dr}}^{\mathrm{a}}$包括气动阻力$\boldsymbol{D}_{\mathrm{dr}}$和气动升力$\boldsymbol{L}_{\mathrm{dr}}$，可分别表示为[3]

$$\boldsymbol{D}_{\mathrm{dr}}=-\frac{1}{2}\rho_{\mathrm{dr}}C_{\mathrm{dr}}^{\mathrm{D}}S_{\mathrm{dr}}\left\|\boldsymbol{V}_N^{\mathrm{a}}\right\|\boldsymbol{V}_N^{\mathrm{a}} \tag{6}$$

$$\boldsymbol{L}_{\mathrm{dr}}=\frac{1}{2}\rho_{\mathrm{dr}}C_{\mathrm{dr}}^{\mathrm{L}}S_{\mathrm{dr}}\left\|\boldsymbol{V}_N^{\mathrm{a}}\right\|^2\frac{(\boldsymbol{V}_N^{\mathrm{a}}\times\boldsymbol{e}_z)\times\boldsymbol{V}_N^{\mathrm{a}}}{\left\|(\boldsymbol{V}_N^{\mathrm{a}}\times\boldsymbol{e}_z)\times\boldsymbol{V}_N^{\mathrm{a}}\right\|} \tag{7}$$

式中：ρ_{dr}为浮标周围的空气密度；$C_{\mathrm{dr}}^{\mathrm{D}}$和$C_{\mathrm{dr}}^{\mathrm{L}}$分别为浮标的气动阻力系数和气动升力系数；$S_{\mathrm{dr}}$为浮标的气动面积；$\boldsymbol{V}_N^{\mathrm{a}}=\boldsymbol{V}_N-\boldsymbol{V}_{\mathrm{w}}$为浮标空速矢量，$\boldsymbol{V}_{\mathrm{w}}^{\mathrm{dr}}$为浮标周围的气流扰动风速矢量。

2　空基回收拖曳系统转接段运动轨迹设计

针对拖曳系统直线-盘旋转接过渡飞行问题，考虑到转接过渡飞行阶段拖曳浮标所配气动操纵面对浮标控制能力有限，故采用母机轨迹间接控制拖曳浮标的方式，使得拖曳浮标跟踪预设定高直线-盘旋转接过渡轨道，从而实现拖曳系统转接过渡飞行阶段的稳定。为此，本节采用微分平坦理论将拖曳系统运动轨迹设计问题转化为拖曳浮标轨迹设计问题，这不但降低了规划问题的复杂度，而且可以根据拖曳系统直线与盘旋飞行状态构建拖曳浮标直线-盘旋转接过渡飞行轨迹。

2.1　微分平坦特性原理

微分平坦特性作为非线性系统的一种结构性存在，可将轨迹规划问题映射到平坦输出空间中，转换为不含微分约束且规划空间维数更低的平坦输出规划问题，从而提高问题求解效率，已广泛应用于车辆[16-17]、飞行器[18-20]等的轨迹规划问题中。微分平坦特性是指对于任意一个具有n个状态变量$\boldsymbol{x}$和m个控制输入$\boldsymbol{u}$的非线性系统[20]：

$$\dot{\boldsymbol{x}}=f(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},t)\quad \boldsymbol{x}\in\mathbf{R}^n,\boldsymbol{u}\in\mathbf{R}^m \tag{8}$$

如果至少存在一个含有m个元素的向量$\boldsymbol{r}=g\left(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\dot{\boldsymbol{u}},\cdots,\boldsymbol{u}^{(\alpha)}\right)$，使得非线性系统 (8) 的任意状态变量与控制输入均可由向量$\boldsymbol{r}$及其有限阶微分的组合表示为

$$\begin{cases}\boldsymbol{x}=g_1(\boldsymbol{r},\dot{\boldsymbol{r}},\ddot{\boldsymbol{r}},\cdots,\boldsymbol{r}^{(p)})\\ \boldsymbol{u}=g_2(\boldsymbol{r},\dot{\boldsymbol{r}},\ddot{\boldsymbol{r}},\cdots,\boldsymbol{r}^{(p+1)})\end{cases} \tag{9}$$

则称系统 (9) 为微分平坦系统，向量$\boldsymbol{r}$为其中的一组平坦输出[20]。由系统微分平坦特性的定义可知，在任意t时刻，系统的状态变量及控制输入均可由系统的平坦输出表示，即系统运动状态由平坦输出唯一确定。因此，基于系统微分平坦特性，可将多状态变量约束下的系统运动问题转化为平坦输出的运动问题，从而降低规划空间的维度。

2.2　基于微分平坦特性的拖曳系统运动轨迹设计

为使拖曳系统转接段过渡飞行稳定，需设计拖曳母机的运动轨迹，间接控制拖曳浮标的运动。鉴于离散拖曳系统模型的复杂自由度，需要采用传统最优控制方法规划系统运动轨迹存在计算复杂的问题。为此，本节在证明拖曳系统具备微分平坦特性的基础上，将拖曳系统的运动轨迹设计问题转化为系统平坦输出的轨迹设计问题，从而降低问题的复杂度。

由式(3)可知，缆绳末端节点N由于受到缆绳张力、浮标气动力及缆绳和浮标的重力作用，故其所受缆绳张力可表示为

$$\boldsymbol{T}_N=T_{Nx}\boldsymbol{e}_x+T_{Ny}\boldsymbol{e}_y+T_{Nz}\boldsymbol{e}_z=m_{N\mathrm{dr}}\boldsymbol{A}_N-\boldsymbol{G}_{N\mathrm{dr}}-\boldsymbol{F}_N^{\mathrm{a}} \tag{10}$$

同时，又因缆绳拉力来源于缆绳伸长的长度，且其方向与缆绳方向一致，结合式(4)可得缆绳分段i的位置矢量为

$$\boldsymbol{l}_N=\boldsymbol{P}_{N-1}-\boldsymbol{P}_N=l_0\left(1+\frac{\|\boldsymbol{T}_N\|}{(EB)}\right)\times\frac{\boldsymbol{T}_N}{\|\boldsymbol{T}_N\|} \tag{11}$$

因此缆绳节点$N-1$的位置矢量可表示为

$$\boldsymbol{P}_{N-1}=\boldsymbol{P}_N+l_0\left(1+\frac{\|\boldsymbol{T}_N\|}{(EB)}\right)\times\frac{\boldsymbol{T}_N}{\|\boldsymbol{T}_N\|}=f_N(\boldsymbol{P}_N,\dot{\boldsymbol{P}}_N,\ddot{\boldsymbol{P}}_N) \tag{12}$$

同理，节点i的位置矢量为

$$\boldsymbol{P}_i=\boldsymbol{P}_{i+1}+l_0\left(1+\frac{\|\boldsymbol{T}_i\|}{EB}\right)=f_i(\boldsymbol{P}_N,\dot{\boldsymbol{P}}_N,\cdots,\boldsymbol{P}_N^{(2(N-i))}) \tag{13}$$

式中：节点i所受缆绳拉力$\boldsymbol{T}_i$可表示为

$$\boldsymbol{T}_i = m_i\ddot{\boldsymbol{P}}_i - \boldsymbol{G}_i - \boldsymbol{F}_i^{\mathrm{a}} + \boldsymbol{T}_{i+1} \tag{14}$$

故对于任意节点i,其位置、速度及加速度均可用浮标位置$\boldsymbol{P}_N = p_{Nx}\boldsymbol{e}_x + p_{Ny}\boldsymbol{e}_y + p_{Nz}\boldsymbol{e}_z$及其有限阶微分表示,系统为微分平坦系统,浮标位置$\boldsymbol{\delta} = (p_{Nx}, p_{Ny}, p_{Nz})$为系统的平坦输出。

在数值运算过程中,由于多次微分可能导致出现微分爆炸问题,文献[17]提出利用一种跟踪微分器可精确估计给定信号微分,为此,本文采用一阶非线性跟踪微分器(15)安排平坦输出的过渡过程,从而得到各节点的平滑运动状态。

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -\theta \mathrm{sign}\left(x_1 - u_0 t + \dfrac{x_2|x_2|}{2\theta}\right) \end{cases} \tag{15}$$

式中:θ为可调参数;u_0为跟踪微分器的输入;x_1为输入的近似状态量,x_2为跟踪微分器输入的近似微分;sign为符号函数。

综上所述,当已知拖曳浮标运动轨迹时,通过系统微分平坦特性可求解拖曳系统任意节点的运动状态及母机的三轴加速度,整体求解流程如图2所示。首先,在获取节点N(拖曳浮标)三轴位置时,通过跟踪微分器实时求解出节点N的运动速度与加速度。其次,结合节点N的地速与气流扰动的风速(实时可测)求解出节点N的空速,从而计算节点N所受气动力。在此基础上,鉴于节点N在受到重力、缆绳拉力及气动力时的受力平衡,可求解出节点N所受缆绳张力。再次,通过节点N所受张力与节点N、节点$N-1$之间的关系求解出节点$N-1$的三轴位置。最后,重复上述求解过程,实时求解出给定浮标位置下母机的位置、速度与加速度。

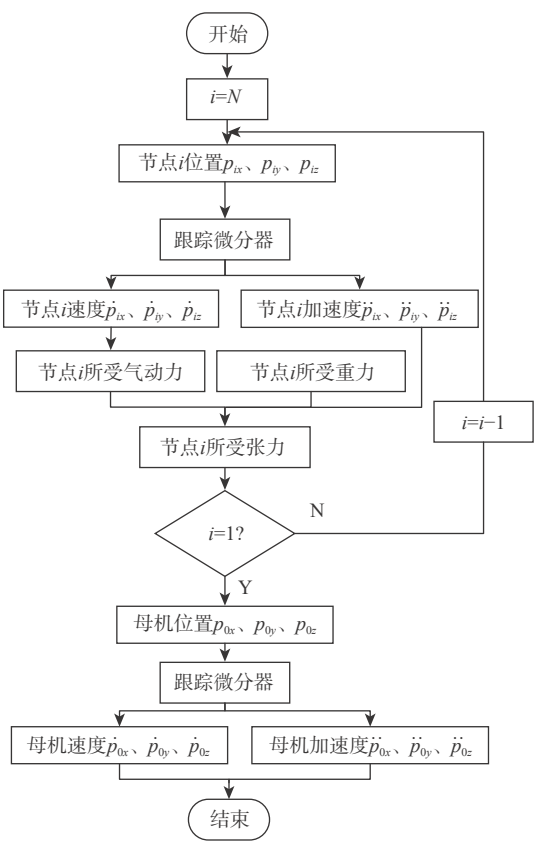


图2 基于微分平坦的轨迹规划算法流程

Fig. 2 Flow chart of trajectory planning algorithm based on differential flatness

2.3 拖曳浮标转接段轨迹设计

为设计拖曳浮标转接段运动轨迹,如图3所示,以拖曳浮标盘旋中心点$O_{\mathrm{b}}(x_{\mathrm{b}}, y_{\mathrm{b}}, -H)$为原点建立盘旋坐标系$O_{\mathrm{b}}x_{\mathrm{b}}y_{\mathrm{b}}z_{\mathrm{b}}$,记盘旋坐标系下浮标与盘旋坐标原点$O_{\mathrm{b}}$的距离为$R$,转接过渡开始时刻$t_0$的距离为$R_0$,转接过渡结束时刻$t_{\mathrm{f}}$的距离为$R_{\mathrm{f}}$。浮标直线飞行起点坐标为$(x_0, y_0, 0)$,飞行速度为$V_0$,稳定盘旋时刻速度为$V_{\mathrm{f}}$。拖曳浮标转接过渡开始与盘旋坐标系$x_{\mathrm{b}}$正半轴的夹角为$\theta_0$,过渡飞行过程转过的角度为$\theta_{\mathrm{c}}$,过渡飞行过程与盘旋坐标系$x_0$正半轴的夹角为$\theta = \theta_0 + \theta_{\mathrm{c}}$,则惯性坐标系下浮标位置坐标可表示为

$$\boldsymbol{P}_N(t) = \begin{cases} (x_0 + x_{\mathrm{b}} + V_0 t)\boldsymbol{e}_x + (y_0 + y_{\mathrm{b}})\boldsymbol{e}_y - H\boldsymbol{e}_z & t < t_0 \\ (x_{\mathrm{b}} + R\cos\theta)\boldsymbol{e}_x + (y_{\mathrm{b}} + R\sin\theta)\boldsymbol{e}_y - H\boldsymbol{e}_z & t \geqslant t_0 \end{cases} \tag{16}$$

进一步,对式(16)浮标位置求微分可得浮标的飞行速度与加速度分别为

$$\boldsymbol{V}_N(t) = \begin{cases} V_0\boldsymbol{e}_x & t < t_0 \\ \left(\dot{R}\cos\theta - R\dot{\theta}\sin\theta\right)\boldsymbol{e}_x + \left(\dot{R}\sin\theta + R\dot{\theta}\cos\theta\right)\boldsymbol{e}_y & t \geqslant t_0 \end{cases} \tag{17}$$

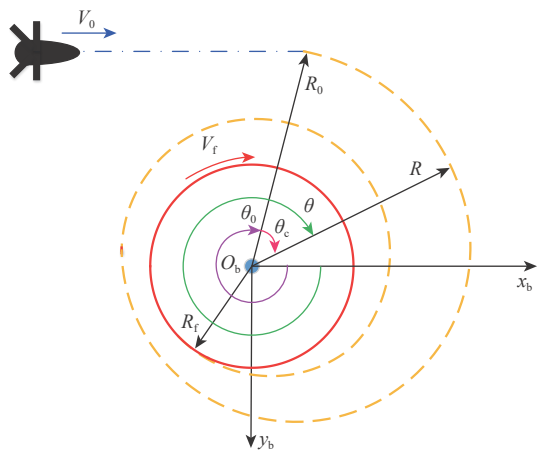


图3 浮标转接过渡飞行示意

Fig. 3 Buoy flight in transition section

$$\boldsymbol{A}_N(t)=\begin{cases}\boldsymbol{0} & t<t_0\\ \left(\ddot{R}\cos\theta-2\dot{R}\dot{\theta}\sin\theta-R\ddot{\theta}\sin\theta-R\dot{\theta}^2\cos\theta\right)\boldsymbol{e}_x+\\ \quad\left(\ddot{R}\sin\theta+2\dot{R}\dot{\theta}\cos\theta+R\ddot{\theta}\cos\theta-R\dot{\theta}^2\sin\theta\right)\boldsymbol{e}_y & t\geqslant t_0\end{cases} \tag{18}$$

考虑到拖曳浮标在转接过渡飞行阶段保持角速度恒定 $\dot{\theta}_c=V_0/R_0=V_f/R_f=w$，则拖曳浮标速度和加速度可分别表示为

$$\boldsymbol{V}_N(t)=\begin{cases}V_0\boldsymbol{e}_x & t<t_0\\ \left(\dot{R}\cos\theta-Rw\sin\theta\right)\boldsymbol{e}_x+\left(\dot{R}\sin\theta+Rw\cos\theta\right)e_y & t\geqslant t_0\end{cases} \tag{19}$$

$$\boldsymbol{A}_N(t)=\begin{cases}\boldsymbol{0} & t<t_0\\ \left(\ddot{R}\cos\theta-2\dot{R}w\sin\theta-Rw^2\cos\theta\right)\boldsymbol{e}_x+\\ \quad\left(\ddot{R}\sin\theta+2\dot{R}w\cos\theta-Rw^2\sin\theta\right)\boldsymbol{e}_y & t\geqslant t_0\end{cases} \tag{20}$$

为确定浮标过渡飞行运动轨迹，本文采用高阶多项式函数构建拖曳浮标过渡飞行半径 $R(t)$ 为

$$R(t)=a_0+a_1(t-t_0)+\cdots+a_m(t-t_0)^m \qquad t_0\leqslant t\leqslant t_f \tag{21}$$

为符合拖曳系统转接过渡开始与结束时刻的位置、速度的约束条件，拖曳浮标盘旋半径需满足以下约束：

$$R(t_0)=R_0,\dot{R}(t_0)=0,\cdots,R^{(k)}(t_0)=0 \tag{22}$$

$$R(t_f)=R_f,\dot{R}(t_f)=0,\cdots,R^{(k)}(t_f)=0 \tag{23}$$

记浮标转接过渡飞行时间为 $T=t_f-t_0$，综合式(21)～式(23)可得拖曳浮标过渡飞行半径 $R(t)$ 的系数矩阵 $\boldsymbol{K}=[a_0,a_1,\cdots,a_k]^{\mathrm{T}}$ 为

$$\boldsymbol{K}=\boldsymbol{Q}^{-1}\boldsymbol{M} \tag{24}$$

式中：$\boldsymbol{M}=[R(t_0),\cdots,R^{(k)}(t_0),R(t_f),\cdots,R^{(k)}(t_f)]^{\mathrm{T}}$ 为拖曳浮标半径约束；$\boldsymbol{Q}$ 为求解系数矩阵，可表示为

$$\boldsymbol{Q}=\begin{bmatrix}1 & & & & & \cdots & 0\\ & 1 & & & & \cdots & 0\\ & & \ddots & & & & \vdots\\ & & & 1 & 0 & \cdots & 0\\ 1 & T & T^2 & T^3 & T^4 & \cdots & T^{2k+1}\\ & 1 & 2T & 3T^2 & 4T^3 & \cdots & (2k+1)T^{2k}\\ & & \ddots & \ddots & \ddots & & \vdots\\ & & & 1 & T & \cdots & ((2k+1)!/k!)T^k\end{bmatrix} \tag{25}$$

3　仿真结果与分析

为分析检验本文基于微分平坦特性设计的拖曳系统直线-盘旋转接段轨迹的有效性，在所建离散拖曳系统多体动力学模型的基础上进行仿真实验。假设拖曳浮标以 $O_b(0,0,-1\,000)$m 为盘旋中心点，$(-800,-1\,200,-1\,000)$m 为拖曳浮标直线飞行起点位置，根据表 1[21] 所示的飞行参数飞行。随后，采用文献 [11,14] 中的缆绳与浮标参数(见表 2)，选取缆绳分段数目为 $N=3$，分别在平静大气、常值风与阵风气流扰动 3 种场景下进行验证。

表 1　拖曳系统飞行参数[21]

Table 1　Flight parameters of towing system[21]

参数	数值
浮标高度 H/m	1 000
直线速度 V_0/(m·s^{-1})	80
盘旋速度 V_f/(m·s^{-1})	20
初始半径 R_0/m	1 200
终点半径 R_f/m	300
转接过渡开始时刻 t_0/s	10
转接过渡飞行时间 T/s	200
仿真时间 t_e/s	304
初始偏航角 θ_0/(°)	270

表 2　缆绳-浮标参数

Table 2　Parameters of cable-buoy

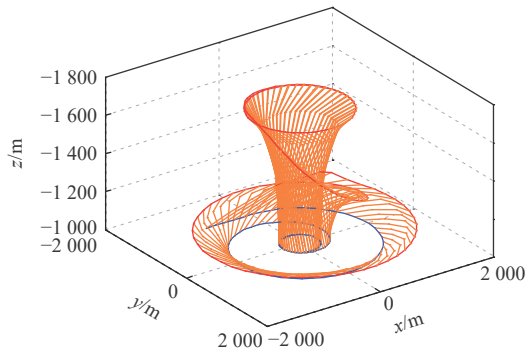
参数	数值
缆绳长度 l_0/m	400
缆绳密度 ρ_l/(kg·m^{-3})	970
缆绳直径 d_l/m	2×10^{-3}
缆绳弹性模量 E/Pa	1.2×10^{11}
浮标质量 m_{dr}/kg	30
浮标气动面积 S_{dr}/m^2	0.785
浮标阻力系数 C_{dr}^{D}	0.42
浮标升力系数 C_{dr}^{L}	0.01

3.1　平静大气环境下运动轨迹设计

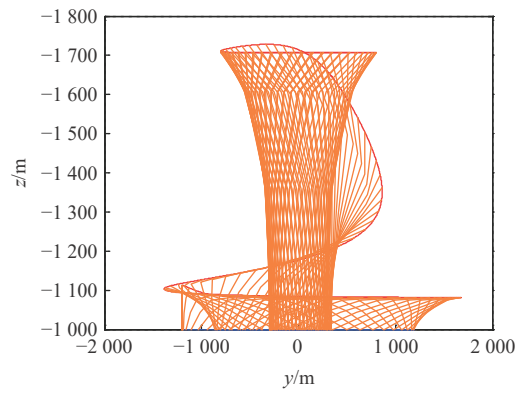
在平静大气环境下，即拖曳系统所受气流扰动风速矢量 $\boldsymbol{V}_w=[0,0,0]^{\mathrm{T}}$，采用上述拖曳系统参数进行仿真实验，结果如图 4～图 6 所示。

图 4 为拖曳系统直线飞行至盘旋飞行全过程运动轨迹。由该图可见，拖曳系统在直线阶段沿着恒定方向直线平飞，并在盘旋阶段定高盘旋。而在直线-盘旋转接过渡飞行阶段，拖曳系统运动轨迹平滑，且随着拖曳系统盘旋半径逐渐减小，为保持拖曳浮标的高度稳定，母机的飞行高度逐渐增加直至拖曳浮标进入稳定盘旋。

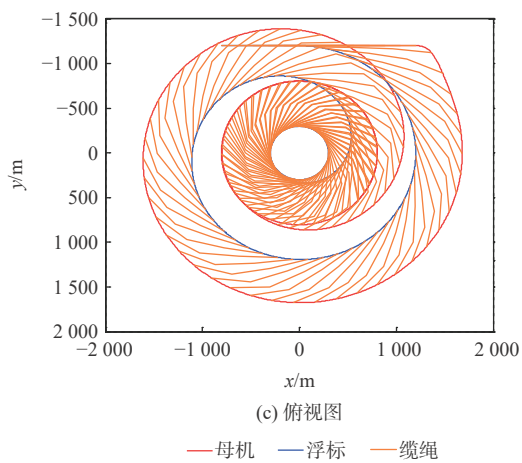
图 5 和图 6 分别展示了拖曳系统各节点的运动速率和加速度。由图 5 可以看出，无气流扰动时，在 0～10 s 直线飞行阶段和 210～300 s 盘旋飞行阶段，拖曳系统保持恒定的速率和加速度飞行，这进



(a) 三维视图



(b) 侧视图



(c) 俯视图

图 4 平静大气下拖曳系统轨迹

Fig. 4 Trajectory of towing system in calm atmosphere

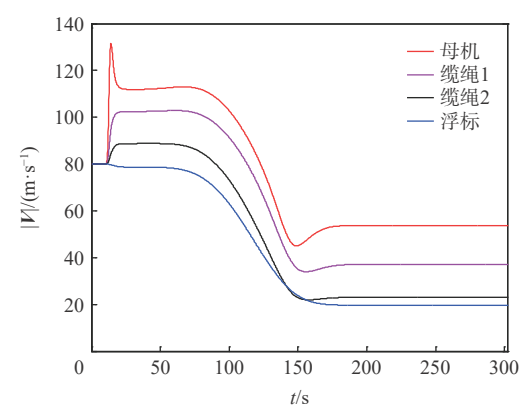


图 5 平静大气下拖曳系统速率

Fig. 5 Speed of towing system in calm atmosphere

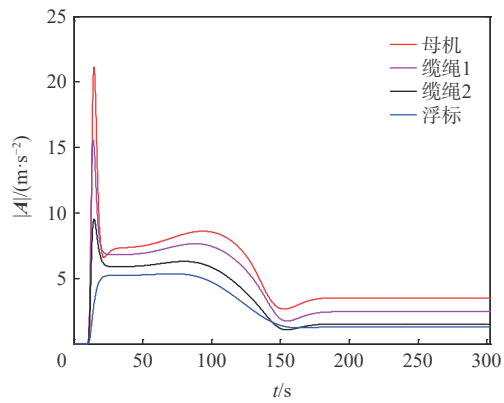


图 6 平静大气下拖曳系统加速度

Fig. 6 Acceleration of towing system in calm atmosphere

一步印证了拖曳系统在直线与盘旋阶段的稳定运动。而在 10～210 s 直线-盘旋转接过渡飞行阶段，为实现拖曳浮标从直线飞行转为盘旋飞行，母机的速率和加速度先增大后随着浮标盘旋速率的减小而逐渐减小，转接过渡飞行阶段拖曳系统速率和加速度变化较为平稳。综合图 4～图 6 拖曳系统飞行状态可得，本文方法可实现平静大气下拖曳系统直线-盘旋的稳定转接飞行。

3.2 常值风下运动轨迹设计

为分析气流扰动下本文方法的可行性，基于表 1 拖曳系统飞行参数与表 2 缆绳-浮标参数，结合 3 种不同常值风气流扰动下的仿真实验，结果如图 7～图 11 所示。

由图 7 可以看出，在常值风气流扰动下，浮标保持恒定高度从直线飞行转接过渡到盘旋飞行。同时，为维持拖曳浮标高度的恒定，母机的飞行高度逐渐增加，直至拖曳浮标进入稳定盘旋阶段。分析图 4 和图 7 可知，在转接过渡飞行过程中，为抵抗气流扰动的作用，在母机高度变化，同时其在水平方向的位置朝扰动来流的反方向偏移。

进一步结合图 8 和图 9 进行分析，可以证明常值风气流扰动下，为保持浮标稳定，母机向着气流扰动反方向偏移运动，且偏移程度随气流强度的加强而增大。

由图 10 和图 11 可以看出，在常值风扰动下，母机转接过渡飞行阶段速度与加速度变化平滑。对比图 5 和图 6 可看出，为减弱气流扰动对浮标的影响，母机的速率与加速度随着气流强度的增大，变化幅度更大。综合图 7～图 11 常值风扰动下拖曳系统的飞行状态可得，本文方法可实现常值风气流扰动下拖曳系统直线-盘旋的稳定转接飞行。

3.3 阵风下运动轨迹设计

相较于常值风气流扰动，阵风作为一种风场强度与方向变化的气流扰动，对于飞行系统的影

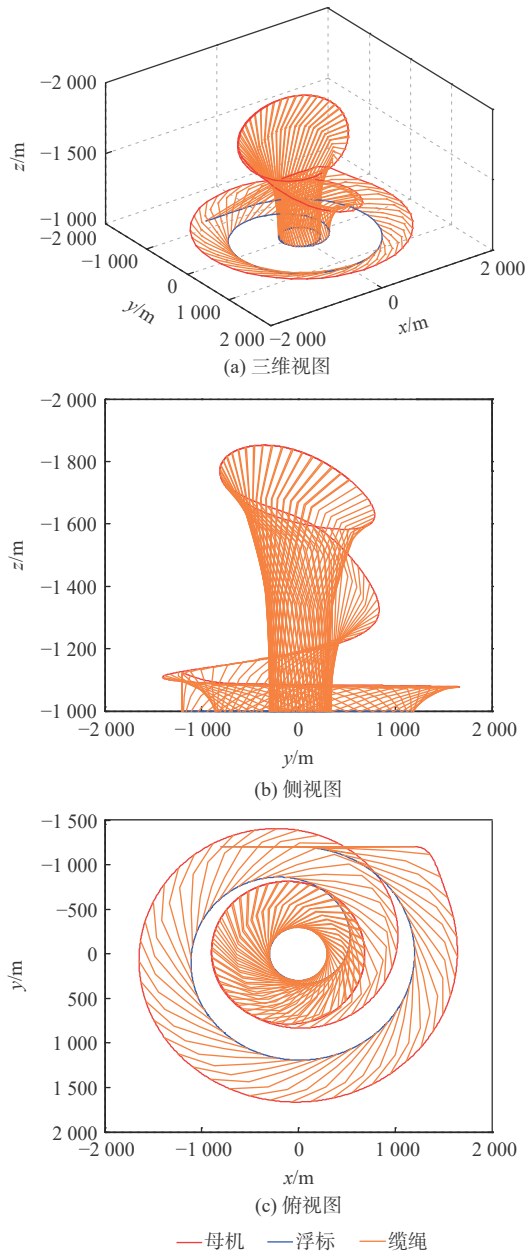


图 7　3 m/s 常值风下拖曳系统轨迹

Fig. 7　Trajectory of towing system under constant wind of 3 m/s

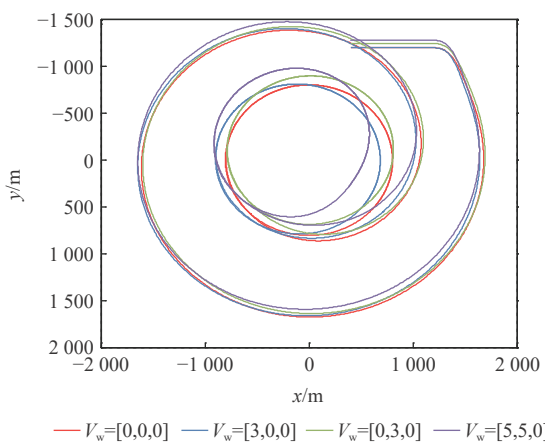


图 8　不同常值风扰动下母机轨迹俯视

Fig. 8　Vertical view of mothership trajectory under different constant winds

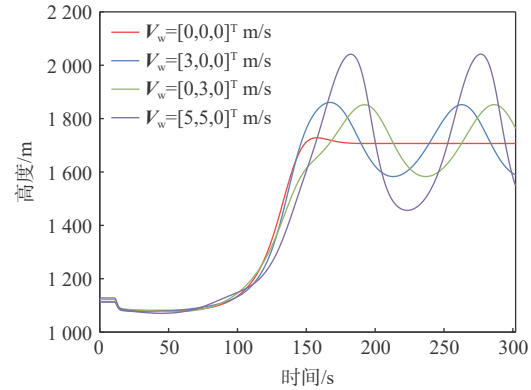


图 9　不同常值风扰动下母机高度

Fig. 9　Altitude of mothership under different constant winds

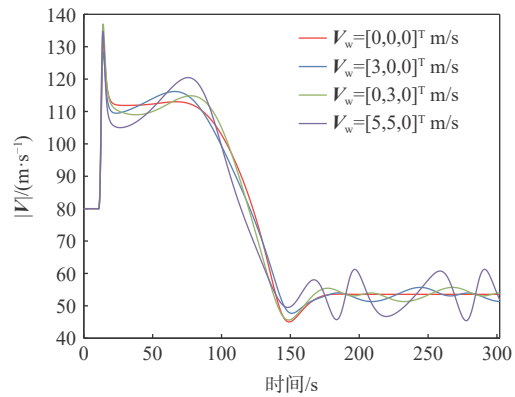


图 10　不同常值风扰动下母机速率

Fig. 10　Speed of mothership under different constant winds

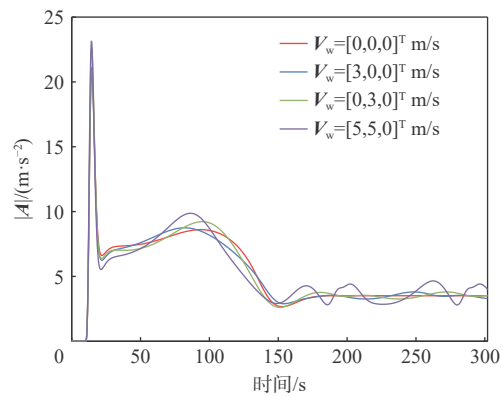


图 11　不同常值风扰动下母机加速度

Fig. 11　Acceleration of mothership under different constant winds

响更大，因此，需要考虑拖曳系统在阵风扰动下的转接过渡。为此，根据文献 [22] 所提出的阵风模型，假设任何时刻阵风风速可测，进行实时阵风影响下的仿真实验，结果如图 12～图 14 所示。由图 12 可以看出，由于速率变化的阵风作用影响，母机与缆绳的运动轨迹向阵风相反的方向偏移，且随着阵风强度的增大，偏离程度加大，从而抵消阵风对拖曳浮标运动轨迹的影响，使得拖曳系统可从直线飞行安全转接过渡到盘旋飞行。

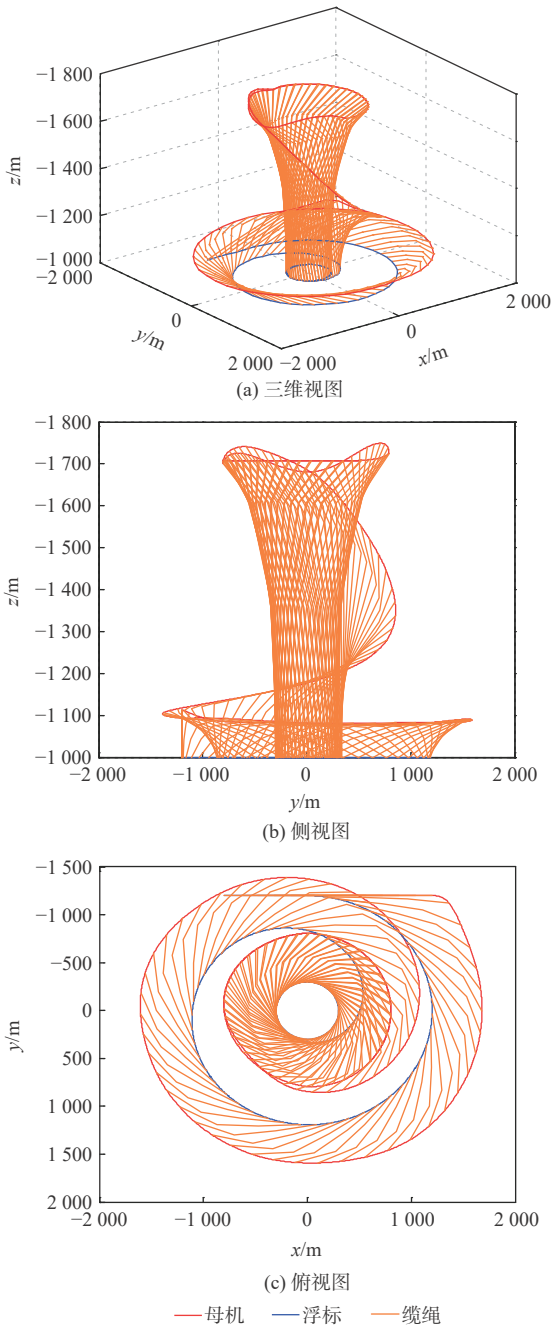


图 12 阵风下拖曳系统轨迹

Fig. 12 Trajectory of towing system under gust wind

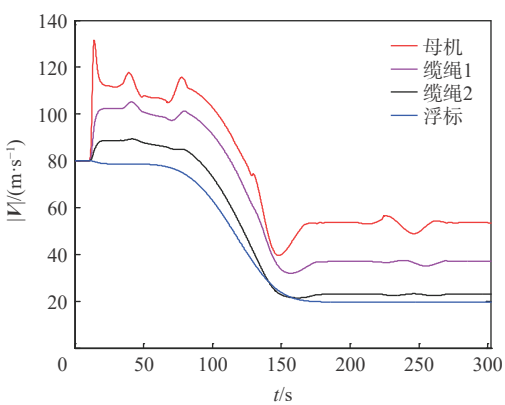


图 13 阵风下拖曳系统速率

Fig. 13 Speed of towing system under gust wind

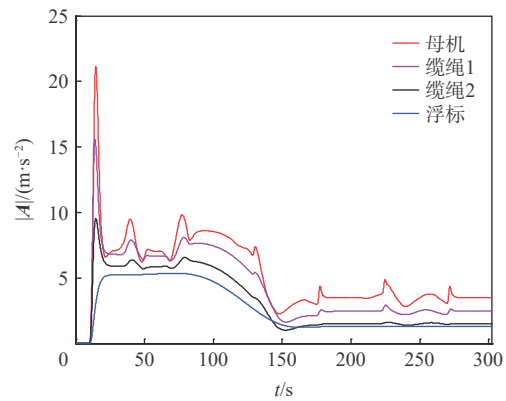


图 14 阵风下拖曳系统加速度

Fig. 14 Acceleration of towing system under gust wind

由图 13 和图 14 可以看出，拖曳系统的速度与加速度总体变化平缓，在遇到阵风作用时，速度与加速度存在一定的变化，且随着阵风强度的增大而幅度增大，使得拖曳浮标沿着预设的转接过渡轨道运动。综合图 12～图 14 阵风下拖曳系统飞行状态可得，本文方法可实现阵风气流扰动下拖曳系统直线-盘旋的稳定转接过渡飞行。

4 结 论

本文针对空基回收拖曳系统直线-盘旋转接过渡飞行阶段的浮标稳定问题，开展了基于浮标稳定过渡飞行的拖曳系统运动轨迹设计研究，主要结论如下：

1）针对拖曳系统直线-盘旋转接过渡稳定飞行问题，提出一种基于微分平坦特性的拖曳系统运动轨迹设计方法，从而降低了多自由度拖曳系统模型的运动轨迹设计复杂度。

2）在证明拖曳系统具备平坦特性的基础上，综合考虑拖曳系统转接过渡飞行初始时刻与终止时刻的位置、速度约束，设计了拖曳浮标期望转接过渡飞行轨迹。

3）在平静大气、常值风及阵风气流扰动 3 种场景下，仿真验证了基于系统微分平坦特性设计母机轨迹，从而实现了浮标稳定直线-盘旋过渡飞行。

参考文献（References）

[1] 刘永孛. 集群无人机空基回收任务规划方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021: 3-11.
LIU Y B. Research on mission planning methods for aerial recovery of unmanned aerial vehicle swarms[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021: 3-11(in Chinese).

[2] 曹莉, 耿斌斌, 周亮, 等. 无人机集群发射与回收技术发展研究[J]. 空天防御, 2019, 2(2): 68-72.
CAO L, GENG B B, ZHOU L, et al. Research on UAVS launch and recovery technology development[J]. Air & Space Defense, 2019,

2(2): 68-72(in Chinese).

[3] SUN L, CASTAGNO J D, HEDENGREN J D, et al. Parameter estimation for towed cable systems using moving horizon estimation[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2015, 51(2): 1432-1446.

[4] WILLIAMS P, TRIVAILO P. Dynamics of circularly towed aerial cable systems, Part 2: Transitional flight and deployment control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(3): 766-779.

[5] 苏子康, 李春涛, 余跃, 等. 绳系拖曳飞行器高抗扰轨迹跟踪控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(11): 2234-2248.
SU Z K, LI C T, YU Y, et al. High anti-disturbance trajectory tracking control for cable towed vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(11): 2234-2248 (in Chinese).

[6] MERZ M, JOHANSEN T A. Control of an end body towed by a circling unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2019, 42(12): 2677-2686.

[7] RO K, KUK T, KAMMAN J W. Dynamics and control of hose-drogue refueling systems during coupling[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(6): 1694-1708.

[8] 方晓星, 王勇, 王英勋. 低空掠海飞行拖靶自抗扰高度控制律设计[J]. 南京理工大学学报, 2012, 36(5): 835-839.
FANG X X, WANG Y, WANG Y X. Design of active disturbances rejection control law of low altitude sea-skimming tow target[J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2012, 36(5): 835-839(in Chinese).

[9] SU Z K, LI C T, WU J F, et al. Neuro-adaptive prescribed performance control for aerial-recovery drogue with actuator constraints[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2022, 45(8): 1451-1465.

[10] WILLIAMS P. Optimization of circularly towed cable system in crosswind[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(4): 1251-1263.

[11] SUN L, HEDENGREN J D, BEARD R W. Optimal trajectory generation using model predictive control for aerially towed cable systems[J]. Journal of Guidance, Control, Dynamics, 2014, 37(2): 525-539.

[12] MURRAY R M. Trajectory generation for a towed cable system using differential flatness[J]. IFAC Proceedings Volumes, 1996, 29(1): 2792-2797.

[13] WILLIAMS P, LAPTHORNE P, TRIVAILO P. Circularly-towed lumped mass cable model validation from experimental data[C]// Proceedings of the AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2006.

[14] WILLIAMS P, SGARIOTO D, TRIVAILO P. Motion planning for an aerial-towed cable system[C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2005.

[15] WILLIAMS P, TRIVAILO P. Dynamics of circularly towed aerial cable systems, Part I: Optimal configurations and their stability[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(3): 753-765.

[16] 周孝添, 任宏斌, 苏波, 等. 基于微分平坦的分层轨迹规划算法[J]. 兵工学报, 2023, 44(2): 394-405.
ZHOU X T, REN H B, SU B, et al. Hierarchical trajectory planning algorithm based on differential flatness[J]. Acta Armanmentarii, 2023, 44(2): 394-405(in Chinese).

[17] 丛岩峰, 安向京, 陈虹, 等. 基于滚动优化原理的类车机器人路径跟踪控制[J]. 吉林大学学报 (工学版), 2012, 42(1): 182-187.
CONG Y F, AN X J, CHEN H, et al. Path following control of car-like robot based on rolling windows[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2012, 42(1): 182-187(in Chinese).

[18] CHAMSEDDINE A, ZHANG Y M, RABBATH C A, et al. Flatness-based trajectory planning/replanning for a quadrotor unmanned aerial vehicle[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2012, 48(4): 2832-2848.

[19] ZHAO D, MISHRA S, GANDHI F. A differential-flatness-based approach for autonomous helicopter shipboard landing[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2022, 27(3): 1557-1569.

[20] WILLIAMS P, SGARIOTO D, TRIVAILO P M. Constrained path-planning for an aerial-towed cable system[J]. Aerospace Science and Technology, 2008, 12(5): 347-354.

[21] 朱延娟, 罗丹. 飞机圆周盘旋时托缆的动力学建模与分析[J]. 同济大学学报(自然科学版), 2018, 46(1): 81-86.
ZHU Y J, LUO D. Dynamics modeling and simulation of circularly aerial towed cable systems[J]. Journal of Tongji University (Natural Science), 2018, 46(1): 81-86(in Chinese).

[22] 肖业伦, 金长江. 大气扰动中的飞行原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1993: 27-48.
XIAO Y L, JIN C J. Flight principle in atmospheric disturbance [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1993: 27-48(in Chinese).

Trajectory design for straight-circulating flight transition of aerial recovery towing system

CHEN Haitong，SU Zikang*，LI Chuntao，LI Xuebing，MENG Chong，ZHANG Peng

(School of Automation Engineering，Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，Nanjing 211106，China)

Abstract：To handle the stabilization problem of the towed buoy in the straight-circulating flight transition process of the aerial recovery towing system under airflow disturbances, a trajectory design method for the transition process of the towing system based on differential flatness theory was proposed. By designing the trajectory of the mothership, the towed buoy was indirectly controlled to fly safely, smoothly, and accurately along the preset transition trajectory. Firstly, the mass-spring discrete cable model was used to construct the multi-body dynamic model of the mothership-cable-buoy. Secondly, after proving that the towing system was differentially flat, a trajectory design method of the towing system based on differential flatness theory was proposed by taking the three-axis position of the towed buoy as the flat output so that the buoy could fly along the preset safe transition trajectory. Subsequently, the straight and circulating flight states of the towed buoy were analyzed to design the flight trajectory of the towed buoy in the transition section. Finally, the simulation examples under a calm atmosphere, various constant wind, and gust turbulence scenarios show that the proposed method can achieve stable flight of the towed buoy in the straight-circulating transition section.

Keywords：aerial recovery；UAV；trajectory design；differential flatness；flight in transition section

Received：2022-08-07；**Accepted**：2022-09-11；**Published Online**：2022-11-08 09：21

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221107.1707.001

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (61903190); Aeronautical Science Foundation of China (2022Z023052003); China Postdoctoral Science Foundation (2020M681588); Fund of The State Key Laboratory of UAV Special Technology in NWPU (2022-JCJQ-LB-071); The Funda mental Research Funds for the Central Universities (NS2023016)

* **Corresponding author**. E-mail：zk_su@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0638

多波束低轨卫星用户分组与资源分配算法

代添雄，徐桢*
(北京航空航天大学 电子信息工程学院，北京 100191)

摘 要：与地面网络设施相比，卫星的机载资源十分有限，面对用户地理位置及流量需求分布的不均匀，传统的固定分组和固定资源分配方式缺乏灵活性，限制了系统容量。基于地理位置的用户分组，利用相控阵天线产生的具有灵活方向和波束宽度的动态波束和跳波的时间分片技术，可以实现对卫星资源的合理分配和高效利用。在低轨多波束卫星场景下，利用P中心问题模拟用户分组问题算法对卫星用户进行分组，实现用户平均信息速率的最大化。基于分组结果提出一套适用于用户分组方案的灵活资源分配算法，并在最后加入一个组间资源调配的过程，以避免空闲资源的浪费。经过实验数据模拟和性能评估，所提算法比传统的用户分组和资源分配算法更能够有效提升系统吞吐量，降低用户平均排队时延。

关 键 词：多波束卫星；跳波束；用户分组；时隙分配；功率分配
中图分类号：TN927
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)08-2575-10

近年来，随着5G移动通信网络的兴起，人们对互联网接入需求的增加，但地面5G网络难以满足用户在山区、荒野及海洋等地理场景的接入需求，而低轨(low earth orbit, LEO)卫星通信网络相比地面通信网络，有着可以提供无盲区的全时通信服务及增强地面无线网络等无可比拟的优势，由此可以预见LEO卫星网络将在日后发挥更加重要的作用。由于低轨卫星星座系统需要数量庞大的卫星，因此可以将卫星小型化以降低卫星制造、发射及维护的成本。而小型化意味着卫星的有限载荷能力，尤其是功率和可用波束等。如何利用LEO卫星有限的卫星资源满足人们日益增长的通信需求，以及保证卫星的服务质量是一个巨大的挑战。

为更有效地对卫星功率、带宽及发射天线等资源进行利用，国内外许多学者试图通过各种用户分组的方式使卫星以小组为单位对用户进行资源分配，来实现一定程度的资源复用。研究人员主要以用户的信道状态或地理位置来对用户进行划分。文献[1]提出了一种基于不同用户信道系数相关性的用户分组算法，在保证可用资源在不同用户之间公平分配的前提下最大化系统吞吐量。对于多天线卫星通信系统，文献[2]提出了基于用户反馈的信道质量指标(channel quality indicator, CQI)的多播分组方案，将多播子组的形成和应用层编码结合，使系统容量最大化。然而，这些算法并不适用于装有相控阵天线的卫星。在基于用户地理位置的分组中，鉴于传统的固定波束覆盖方式浪费系统资源，文献[3]提出了一种固定半径波束的螺旋式放置方法，以尽可能少的波束去覆盖尽可能多的终端用户。更进一步来说，根据用户地理位置信息动态调整波束半径比固定波束半径在系统资源的利用上表现更佳。文献[4]在地面毫米波通信系统中设计了一种增量式的多播用户分组算法，根据用户的位置来调整波束宽度。文献[5]提出了地球静止轨

收稿日期：2022-07-26；**录用日期**：2022-09-28；**网络出版时间**：2022-10-12 08:54
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221011.1522.002
基金项目：国家重点研发计划(2020YFB1806800)
*通信作者. E-mail：xuzhen@buaa.edu.cn

引用格式：代添雄，徐桢. 多波束低轨卫星用户分组与资源分配算法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2575-2584.
DAI T X，XU Z. Multi-beam LEO satellite user grouping and resource allocation algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2575-2584 (in Chinese).

道 (geostationary orbit, GEO) 卫星系统下基于用户位置的联合用户分组和波束优化的迭代算法，以最小圆算法为核心来最大化系统的平均信息速率。文献 [6] 提出了一种 LEO 卫星通信系统动态波束位置的优化方法，利用 P 中心问题算法[7]，根据用户的地理位置进行分组，用最少的波束覆盖所有用户，在不牺牲吞吐量的情况下，使用户的排队延迟得到缩减。但是，这些算法的资源分配多采用固定分配方式，未能更加有效地利用系统资源。

上述用户分组大多基于传统的多波束场景，而利用了时间分片技术的跳波束技术在满足流量需求的吞吐量和更有效地利用现有资源方面都优于传统系统，其资源分配更加灵活，能够实现以更少的工作波束服务更多的用户小组[8-9]。在跳波卫星系统中，资源分配优化是一个研究的热点。文献 [10-12] 优化了波束分配，将流量需求与分配的容量相匹配以提高系统的吞吐量。文献 [13] 关注跳波系统中各小区的时延公平性，并提出了一种面向时延公平的跳波时隙分配算法。文献 [14] 通过跳波技术与深度强化学习相结合，同时优化多个目标，并追求长期受益，提出了一种新颖的优化方法来获得跳波传输方案。跳波技术也被应用于基于点波束空间隔离的认知卫星系统中，从而提高系统的吞吐量和频谱效率[15]。除了跳波束的时隙分配，跳波场景下的功率及带宽的分配同样也受到研究人员的广泛关注。一些研究集中在波束跳动模式的设计上，如 Angeletti 等将遗传算法用于带宽优化[16]，Alegre 等提出了 2 种启发式算法[17]，其中，容量资源的分配是为了满足波束流量需求。文献 [18] 提出的二进制功率分配（binary power allocation, BPA）假设下的优化算法，同时使用迭代算法对带宽进行分配，不仅适用于跳波方案，也适用于提供频率和空间灵活性的方案。然而，这些方案都只考虑了带宽资源的优化，但功率资源是在用户波束之间统一分配的，因此，功率的利用效率并未得到有效提高。文献 [19] 将资源分配问题划分为 3 个子问题：带宽分配、功率分配和对双变量的更新，提出了联合功率和带宽分配方案，与传统方法相比，该方案提高了资源的利用率，但复杂性相对较高。现有资源分配研究很少从用户动态分组的基础出发，提出适应动态波束的资源分配方案。

在 LEO 卫星通信系统的场景下，本文提出了多卫星覆盖下的用户分组及波束半径优化算法，并在分组结果的基础上提出了一套时隙和功率优化算法，以最大化系统的吞吐量。首先，基于用户地理位置信息，以最大化用户平均信息速率为优化目标，引入 P 中心和最小圆算法[20] 来优化用户分组结果及小组半径参数；其次，进行时隙的分配，所有工作波束使用全频带资源，为避免小组之间由于同频干扰而导致用户信噪比降低，在贪心算法的基础上，引入同频干扰约束来进行跳波时隙的分配，在使用全频带复用的同时追求吞吐量的最大化；再次，进行功率分配，利用小组用户的信道条件来求取小组所需功率的上下界，并使用二分法搜索满足小组传输所需的最小功率，以有限的功率实现更高的吞吐量；最后，根据剩余资源情况进行组间资源调配，从而进一步提高资源的利用率。

1 快速动态波束用户分组算法

1.1 系统模型

本文考虑下行通信系统，假设卫星装有相控阵天线并使用 Ka 波段。如图 1 所示，2 颗 LEO 卫星为地面 K 个用户提供服务，卫星的覆盖区域有部分重叠，用户分布在同一水平面上，用户的接入策略采用最近卫星接入方案，即用户加入星下点距离自己最近的卫星下等待被服务。卫星的一个波束难以覆盖所有用户，因此，根据用户的地理位置将用户分成 M 个组。如图 2 所示，利用相控阵天线产生的具有灵活方向和波束宽度的 N_b 个动态波束，通过跳波时分的方式进行服务。最后如图 3 所示，为各个动态波束分配功率资源，并利用冗余资源进行组件资源调配。为避免混淆，本文中小组位置与波束位置具有相同含义。

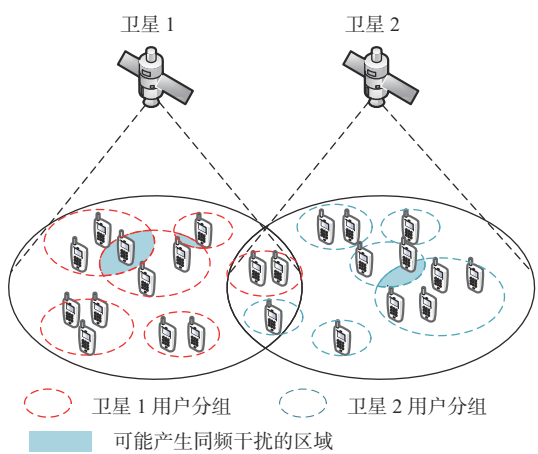


图 1 卫星用户分组

Fig. 1 Satellite user grouping

卫星 s 下的用户数目记作 K_s，第 $k(1 \leqslant k \leqslant K_s)$ 个用户的坐标记作 $\boldsymbol{u}_{k,s} \in \mathbf{R}^2$；用户分组数目 M 取值服从 $1 \leqslant M \leqslant K_s$，$\boldsymbol{\omega}_{m,s} \in \mathbf{R}^2$ 和 $r_{m,s}$ 分别为卫星 s 第 m $(1 \leqslant m \leqslant M)$ 个小组的小组中心坐标和小组半径，$g_{m,s}$ 为小组 m 下的用户集合。定义一组变量 $\{x_{k,m,s}\}(x_{k,m,s} \in \{0,1\})$ 用来描述每个用户所属的小

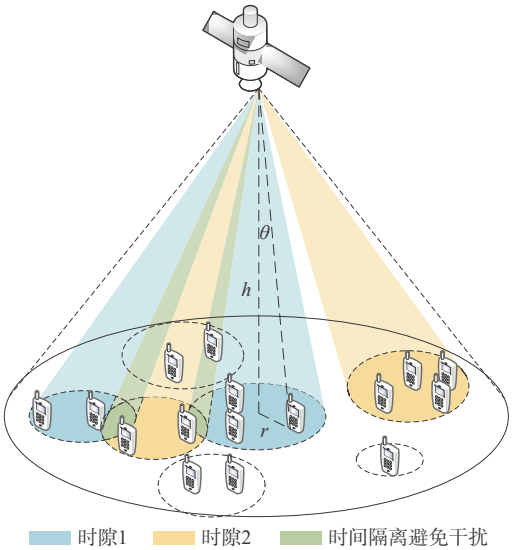


图 2　单个卫星下跳波

Fig. 2　Beam-hopping in single satellite

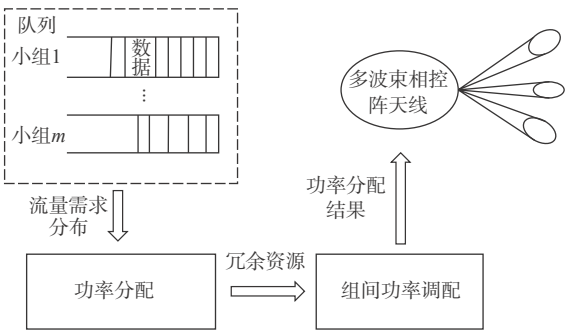


图 3　功率分配及组间调配

Fig. 3　Power allocation and inter-group deployment

组。如果$x_{k,m,s}=1$, 则代表用户k属于小组m, 否则用户k不属于小组m。

如图 2 所示, 卫星s根据用户到波束中心的距离来计算天线到用户方向与天线主轴之间的偏轴角, 记作$\theta_{k,m,s}$。假设用户坐标为$\boldsymbol{u}_{k,s}$, 其所在小组的小组中心坐标为$\boldsymbol{\omega}_{m,s}$, 则可以得到二者之间的距离为

$$r_{k,m,s}=\left\|\boldsymbol{u}_{k,s}-\boldsymbol{\omega}_{m,s}\right\| \qquad \forall x_{k.m,s}=1 \tag{1}$$

则偏轴角$\theta_{k,m,s}$为

$$\theta_{k,m,s}=\arctan\left(\frac{r_{k,m,s}}{h}\right) \tag{2}$$

跳波波束为圆形波束, 其辐射模式简化为[6]

$$G_{\mathrm{t,k,s}}=G_{\mathrm{t},m,s}^{\mathrm{peak}}\left[\frac{J_1\left(u\left(\theta_{k,m,s}\right)\right)}{2u\left(\theta_{k,m,s}\right)}+36\frac{J_3\left(u\left(\theta_{k,m,s}\right)\right)}{u\left(\theta_{k,m,s}\right)^3}\right] \tag{3}$$

式中: $G_{\mathrm{t},k,s}$为天线在用户 k 方向上的发射天线增益; $\theta_{k,m,s}$为用户 k 到波束主轴的偏轴角; $J_1(\cdot)$和$J_3(\cdot)$分别为第 1 类和第 3 类贝塞尔函数; $G_{\mathrm{t},m,s}^{\mathrm{peak}}$为波束峰值增益, $u(\theta)$为θ的函数, 二者定义为

$$G_{\mathrm{t},m,s}^{\mathrm{peak}}=\frac{\eta N^2\pi^2}{\left(\theta_{m,s}^{3\mathrm{dB}}\right)^2} \tag{4}$$

$$u\left(\theta_{k,m,s}\right)=2.071\,23\frac{\sin\left(\theta_{k,m,s}\right)}{\sin\left(\theta_{m,s}^{3\mathrm{dB}}\right)} \tag{5}$$

式 (4) 为近似计算公式, 式中: η为相控阵天线效率; N为天线阵列中元素的数量, 一般取$\eta=0.65$, $N=65$。服务小组m的工作波束的 3 dB 增益角$\theta_{m,s}^{3\mathrm{dB}}=\arctan\left(\frac{r_{m,s}}{h}\right)$。

由弗里斯传输公式可得用户k的接收功率:

$$P_{r,k,s}=\frac{1}{2}\alpha G_{r,k,s}G_{\mathrm{r}}P_{\mathrm{t}}\left(\frac{\lambda}{4\pi h}\right)^2 \tag{6}$$

式中: P_{r}为接收功率; α为功率衰减; $G_{r,k,s}$和G_{r}分别为发射机和接收机天线增益; P_{t}为天线的发射功率; λ为波长; h为卫星高度。

由香农公式可得卫星s下用户k可实现的最大信息速率$c_{k,s}$为

$$c_{k,s}=B\log_2\left(1+\frac{P_{r,k,s}}{N_0B}\right) \tag{7}$$

式中: B为可用带宽; N_0为噪声功率谱密度。

为提升系统的吞吐量, 在用户分组阶段, 重点关注用户平均信息速率的最大化。

1.2　用户分组优化目标

卫星s下用户分组需要完成的是确定合适的小组分组数目M, 并得到分组方案, 以实现用户平均信息速率的最大化。小组m内的用户数目为$N_{m,s}$, 该小组用户信息速率的算术平均值为

$$C_{m,s}=\frac{\sum_{k\in g_{m,s}}c_{k,s}}{N_{m,s}} \tag{8}$$

由于 LEO 卫星和地球之间存在相对高速运动, 因此可以将时间划分为长度为 T 的时间段, 并假设 LEO 卫星与地球之间的相对位置在一个时间段内是固定不变的。令长度 T 等于一个跳波束周期的长度T_{s}, DVB-S2X 附录 E 中推荐的跳波束周期包含 128 或 256 个时隙[21], 则小组m在一个波束周期内用户平均信息速率定义为

$$C_{m,s}^{\mathrm{avg}}=\frac{C_{m,s}n_{m,s}t_{\mathrm{slot}}}{T_{\mathrm{s}}} \tag{9}$$

式中: $n_{m,s}$为小组m在一个跳波束周期内分配到的工作波束的时隙数目; t_{slot}为时隙长度。

用户分组优化问题 P_1 如下:

$$P_1=\max\frac{\sum_{m=1}^{M}C_{m,s}^{\mathrm{avg}}}{M} \tag{10}$$

约束条件如下:

$$\begin{cases}r_{\min}\leqslant r_{m,s}\leqslant r_{\max}\\ 1\leqslant M\leqslant K_s\end{cases} \tag{11}$$

式中: $r_{\min}$和$r_{\max}$分别为波束半径的最小值和最大值。

由式(6)～式(9)可知,求解优化目标需要知道后续的时隙分配和功率分配结果,而将用户分组与资源分配耦合起来,算法复杂度过高,且难以收敛。计算优化目标时,时隙根据各小组用户数目按比例分配;功率分配采用平均分配,即每个工作波束分配到的功率相等,后续会根据分组结果进行更细致的时隙和功率分配。

1.3 快速动态波束用户分组

优化问题$P1$可以分为2步:先确定合适的小组个数M,再在给定M的情况下,将用户分成M个小组,并优化波束中心和波束半径。

M取值很小时,每个小组较易分配到时隙,但为了能覆盖所有用户,各小组的半径会很大,由式(2)～式(4)可知,小组m半径很大会使得3 dB增益角$\theta_{m,s}^{3\mathrm{dB}}$很大,组内用户的信道条件变差,优化目标值很小;当$M$取值很大时,各小组的半径会很小,用户整体的信道条件好,但每个小组分配到时隙的概率相应很低,因此,优化目标值也会很小。文献[5]中通过遍历来求M的最优值,但在用户数目较多时,遍历的方法不可行,因此为了降低复杂度,在优化目标值第一次下降时就需要输出分组结果。

确定分组数目M后,用户的分组问题即为P中心问题的派生问题,即给定一个平面内N_d个点的集合$S=\{\boldsymbol{p}_1,\boldsymbol{p}_2,\cdots,\boldsymbol{p}_{N_d}\}$,寻找$P$个中心$\boldsymbol{c}_1,\boldsymbol{c}_2,\cdots,\boldsymbol{c}_{N_d}$,使得$\min\limits_{\boldsymbol{c}_1,\boldsymbol{c}_2,\cdots,\boldsymbol{c}_{N_\mathrm{d}}}\left\{\max\limits_{1\leqslant i\leqslant N_d}\left\{\min\limits_{1\leqslant j\leqslant P}\left\|\boldsymbol{p}_i-\boldsymbol{c}_j\right\|\right\}\right\}$。

初始时随机选择M个用户作为组中心,其他用户选择距离最近的组加入,使用最小圆算法得到覆盖组内所有成员的最小组半径及组中心。利用P中心算法调整各小组的组成员,使得调整后的最大组半径小于调整前的最大组半径,并用最小圆算法更新组半径及组中心,迭代寻优直至用户分组方案收敛。

卫星s下的用户分组算法步骤见算法1。其中,R_M为分组数目取值为M时的优化目标值。

算法1 用户分组算法。

输入: $U_s=\{\boldsymbol{u}_{1,s},\boldsymbol{u}_{2,s},\cdots,\boldsymbol{u}_{K_s,s}\}$。

输出: $M,G_s=\{g_1,g_2,\cdots,g_{M,s}\}$。

步骤1 群组数$M=1$,优化目标的初始值$R_0=0$。

步骤2 随机选择M个用户坐标为中心点,将K个用户分别加入中心点离其最近的小组用户集合$g_{M,s}$。

步骤3 P中心算法更新$G_s=\{g_1,g_2,\cdots,g_{M,s}\}$,最小圆算法更新各个群组的$\boldsymbol{\omega}_{m,s}$和$r_{m,s}$直至收敛。

步骤4 计算当前优化目标$R_M=\dfrac{\sum\limits_{m=1}^{M}C_{m,s}^{\mathrm{avg}}}{M}$,如果$R_M<R_{M-1}$,则输出$M$和$G_s$。

步骤5 $M=M+1$,判断$1\leqslant M\leqslant K_s$,不等式成立,则跳转到步骤1,否则输出$M$和$G_s$。

2 面向用户满意度的动态资源分配算法

卫星根据用户的实时流量请求,结合用户分组结果,对各个小组进行资源分配。跳波技术中,一般包含带宽、功率及时隙3种主要分配资源。通过用户分组的地理隔离及时隙分配的时间隔离,可以实现全频带的复用。因此,本文的资源分配主要关注时隙和功率的分配。

2.1 流量请求模型

每个用户在每个时隙的起始时刻生成流量请求,用户k在时隙t产生的新流量请求记作$\tilde{q}_{k,s}^{t}$。

流量请求的生存时间为T_{ttl}个时隙长度,若该请求不能在T_{ttl}个时隙内被满足,则请求失败,且该流量请求会被丢弃,用户k在时隙t超时丢弃的无效请求量为$o_{k,s}^{t}$。用户k在时隙t的流量请求为待传输的有效请求量$q_{k,s}^{t}$为

$$q_{k,s}^{t}=\tilde{q}_{k,s}^{t}+q_{k,s}^{t-1}-d_{k,s}^{t-1}-o_{k,s}^{t} \tag{12}$$

式中:$d_{k,s}^{t}$为用户k在时隙t内传输的数据量;$q_{k,s}^{t-1}-d_{k,s}^{t-1}$表示时隙$t-1$中没有发送而在时隙$t$中待发送的请求。

小组m内的用户以流量请求大小作为优先级,通过统计时分复用共享波束,小组m在时隙t内的流量请求$Q_{m,s}^{t}$和传输的数据量$D_{m,s}^{t}$分别为其下用户的流量请求和传输数据量的总和。实际传输的数据量不能超过请求的数据量,当二者相等时,小组m的需求得到满足。

2.2 同频干扰限制

如果覆盖区域有重叠的多个小组在一个时隙内同时被工作波束服务,会产生同频干扰,如图1所示。定义一个间隔半径r_{keep}作为小组之间的最小地理隔离距离,当2个小组的中心点的间距小于r_{keep}时,则认为这2个小组存在同频干扰,反之,则将干扰忽略不计。LEO卫星的星下点存在重叠覆盖,不仅同一卫星下的小组之间会存在干扰,相邻卫星下的小组之间也可能存在同频干扰。

定义卫星s下的干扰集合$A_s=\{I_1,I_2,\cdots,I_{N_{\mathrm{CCI}}}\}$,$I_k\in A_s$为一个小组集合,$I_k$中任意2个小组$x$、$y$之间存在干扰,$I_{\mathrm{NCCI}}$为$I_k$这样的小组集合的个数,小组$x$、$y$的卫星编号分别为$s_x$、$s_y$,小组编号分别为$m_x$、$m_y$,即

$$d_{x,y}=\left\|\boldsymbol{\omega}_{m_x,s_x}-\boldsymbol{\omega}_{m_y,s_y}\right\| \quad \forall x,y\in I_k(x\neq y) \tag{13}$$

$$d_{x,y}\leqslant r_{\mathrm{keep}} \quad \forall x,y\in I_k(x\neq y) \tag{14}$$

A_s和I_k有如下特性[6]:

1) $I_i \not\subset I_j, \forall I_i, I_j \in A_s$。

2) $\forall x \notin I_k, \exists y \in I_k$使$d_{x,y} \geqslant r_{\text{keep}}$。

3) $\forall d_{x,y} < r_{\text{keep}}, \exists I_k \in A_s$使$\{x,y\} \subseteq I_k$。

时隙分配时, 任意一个时隙内I_k中最多只能有一个小组分配到工作波束。

2.3　基于时延加权的时隙分配

将N_{b}个动态波束分给各小组时, 为提高吞吐量, 常选择给G_s中流量请求最大的N_{b}个小组分配工作波束, 这样能保证每个时隙内待传输数据包最多, 但也可能导致某些请求因长时间未得到服务而被丢弃。

针对上述问题, 引入请求等待时延, 定义权重$W_{m,s}^t$, 作为小组m分配到时隙t的优先级, 选出满足N_{b}个服务小组, 即

$$W_{m,s}^t = \sum_{k \in g_{m,s}} \sum_{l=t-T_{\text{ttl}}}^{t} w_{k,s,l}^t (t-l)^a \tag{15}$$

式中: $w_{k,s,l}^t$为用户k在时隙l发出的请求流量在时隙t内未传输完毕, 卫星s缓存剩余的流量请求; $a(a \geqslant 0)$为常量参数, 用于描述等待时延的重要程度, a越大, 时延对权重的影响越大。

假设按流量请求大小分配, 某一流量请求在下一个时隙即将被丢弃, 则该请求数据量为Q_0, 等待时延为$T_{\text{ttl}} t_{\text{slot}}$。若按权重分配后该请求被传输, 则流量收益为$Q_{\text{gain}} = Q_0$, 但该请求的权重值大于其实际的数据量, 故流量损失为$Q_{\text{loss}} = Q_0 T_{\text{ttl}}^a - Q_0$。令$Q_{\text{gain}} > Q_{\text{loss}}$, 可得

$$0 \leqslant a \leqslant \log_{T_{\text{ttl}}} 2 \tag{16}$$

a取值较小时, 等待时延高的请求仍然难以分配到波束; a取值较大时, 等待时延高但流量小的请求很容易占据系统资源。

在时隙t内, 定义变量$y_{n,m,s}^t (y_{n,m,s}^t \in \{0,1\})$, 当小组$m$分配到了卫星$s$的第$n$个工作波束, 则$y_{n,m,s}^t = 1$, 否则$y_{n,m,s}^t = 0$。卫星$s$时隙$t$内的时隙分配优化问题$P_2$为

$$P_2 = \max \sum_{m \in G_{t,s}^{\text{select}}} W_{m,s}^t \tag{17}$$

约束条件为

$$\begin{cases} y_{n,m,s}^t \in \{0,1\} & \forall m,n,s \\ \sum_{m=1}^{M} \sum_{n=1}^{N_b} y_{n,m,s}^t = N_{\text{b}} \\ \sum_{x \in I_k} \sum_{n=1}^{N_{\text{b}}} y_{n,m_x,s_x}^t \leqslant 1 & \forall I_k \in A_s \end{cases} \tag{18}$$

式中: $G_{t,s}^{\text{select}}$为时隙t内卫星s下分配到工作波束的小组的集合, 约束式 (18) 表示时隙t内工作波束数量为N_{b}, 在时隙t内, 对于任意$I_k \in A_s$, I_k中最多只能有一个小组被分配了工作波束。

卫星s在时隙t内时隙分配的算法步骤见算法 2。

算法 2　时隙分配算法。

输入: G_s, t。

输出: $G_{t,s}^{\text{select}}$。

步骤 1　计算时隙t各个小组权重$W_{m,s}^t$, 并按照权重降序对G_s排序得到$G_s' = \{g_{1,s}', g_{2s}', \cdots, g_{M,s}'\}$。

步骤 2　令$m = 1$, $x = 0$。

步骤 3　若$x < N_{\text{b}}$, 选择m', 令$g_{m',s} = g_{m,s}'$, 如果满足式 (18), 则将小组m'加入时隙分配集合$G_{t,s}^{\text{select}}$, 并且$x = x + 1$。$m = m + 1$回到步骤 3。

步骤 4　输出$G_{t,s}^{\text{select}}$。

2.4　基于信道条件的功率分配及组间资源调配

给$G_{t,s}^{\text{select}}$中各小组分配功率时, 本文以天线在用户方向上的平均发射增益$G_{t,m,s}^{\text{avg}}$作为信道条件的评判标准, 优先满足用户信道条件好的小组的功率需求, 实行按需分配, 实现吞吐量的最大化。$G_{t,m,s}^{\text{avg}}$表示为

$$G_{t,m,s}^{\text{avg}} = \frac{\sum_{k \in g_{m,s}} G_{t,k,s}}{N_{m,s}} \tag{19}$$

定义时隙t用户分配给小组m的功率为$P_{m,s}^t$, 其取值集合为

$$P_{m,s}^t \in \{P_{\min}, P_{\min} + P_0, P_{\min} + 2P_0, \cdots, P_{\max}\} \tag{20}$$

式中: P_0为最小步长; $P_{\min}$和$P_{\max}$分别为波束最大和最小功率, 且均是P_0的整数倍, 用来避免某个工作波束分配到大量功率而其他波束分配不到功率的情况的发生。

小组m下用户k在时隙t的信息速率$c_{k,s}^t$受$P_{m,s}^t$限制, $D_{m,s}^t$也受$P_{m,s}^t$的限制。为实现系统吞吐量的最大化, 就要使每个时隙内实际传输的数据量最大化, 则时隙t内功率分配的问题P_3设为

$$P_3 = \max \sum_{m \in G_{t,s}^{\text{select}}} D_{m,s}^t \tag{21}$$

约束条件为

$$\begin{cases} \sum_{P_{m,s}^t \in P_{t,s}^{\text{allocate}}} P_{m,s}^t \leqslant P_{\text{total}} \\ P_{m,s}^t \in \{P_{\min}, P_{\min} + P_0, P_{\min} + 2P_0, \cdots, P_{\max}\} \end{cases} \tag{22}$$

式中: $P_{t,s}^{\text{allocate}}$为分配各给小组功率的集合; P_{total}为卫星可供分配的总功率。式 (22) 表示分配给各小组的功率之和不能超过总功率。

功率分配具体步骤见算法 3。

算法 3 功率分配算法。

输入: $G_{t,s}^{\text{select}}$。

输出: $P_{t,s}^{\text{allocate}}$。

步骤 1 初始化各小组功率 $P_{m,s}^{t}=\begin{cases}P_{\min} & m\in G_{t,s}^{\text{select}}\\ 0 & m\notin G_{t,s}^{\text{select}}\end{cases}$。

步骤 2 计算 $G_{t,s}^{\text{select}}$ 中各小组的平均用户发射增益 $G_{t,m,s}^{\text{avg}}$，并按照 $G_{t,m,s}^{\text{avg}}$ 的值降序排序得到 $\{a_1,a_2,\cdots,a_{N_b}\}$，令 $x=0$，则已分配功率 $P_{\text{count}}=0$。

步骤 3 若 $x<N_b$，设定 $P_{\text{up}}=P_{\max}$，$P_{\text{low}}=P_{\min}$，$P_{a_i,s}^{t}=(P_{\text{up}}+P_{\text{low}})/2$，二分法更新 P_{up}、P_{low}、$P_{a_i,s}^{t}$ 直到 $P_{a_i,s}^{t}=P_{\text{up}}$。

步骤 4 若 $P_{\text{count}}+P_{a_i,s}^{t}\geqslant P_{\text{total}}$，则 $P_{a_i,s}^{t}=P_{\text{total}}-P_{\text{count}}$，将 $P_{a_i,s}^{t}$ 加入 $P_{t,s}^{\text{allocate}}$ 中并输出 $P_{t,s}^{\text{allocate}}$，否则将 $P_{a_i,s}^{t}$ 加入 $P_{t,s}^{\text{allocate}}$，并且 $i=i+1$，$P_{\text{count}}=P_{\text{count}}+P_{a_i,s}^{t}$，跳转到步骤 3。

若 $\sum_{P_{m,s}^{t}\in P_{t,s}^{\text{allocate}}}P_{m,s}^{t}\leqslant P_{\text{total}}$，则表示系统存在剩余的功率资源，可通过组间调配过程给更多的用户服务。在优化问题 P_3 的基础上追加优化问题 P_4 如下：

$$P_4=\max\sum_{k\in U_{t,s}^{\text{cover}}\cup U_{t,s}^{\text{remain}}}d_{k,s}^{t} \tag{23}$$

约束条件为

$$\begin{cases}\sum\limits_{x\in I_k}\sum\limits_{n=1}^{N_b}y_{n,m_x,s_x}^{t}\leqslant 1 & \forall I_k\in A_s\\ P_{m,s}^{t}\in\{P_{\min},P_{\min}+P_0,P_{\min}+2P_0,\cdots,P_{\max}\}\\ \sum\limits_{P_{m,s}^{t}\in P_{t,s}^{\text{allocate}}}P_{m,s}^{t}\leqslant P_{\text{total}}\end{cases} \tag{24}$$

式中：$U_{t,s}^{\text{select}}$ 为 $G_{t,s}^{\text{select}}$ 内小组所有用户的集合，$U_{t,s}^{\text{cover}}$ 为 $U_s-U_{t,s}^{\text{select}}$ 中位于 $G_{t,s}^{\text{select}}$ 内小组覆盖区域下的用户集合，即 $\forall k\in U_{t,s}^{\text{cover}}$，$k\notin U_{t,s}^{\text{select}}$，$\exists m\in G_{t,s}^{\text{select}}$，满足 $\|\boldsymbol{u}_{k,s}-\boldsymbol{\omega}_{m,s}\|\leqslant r_{m,s}$，剩余用户的集合为 $U_{t,s}^{\text{remain}}=U_s-U_{t,s}^{\text{select}}-U_{t,s}^{\text{cover}}$。

系统将位于 $U_{t,s}^{\text{cover}}$ 中的用户临时加入 $G_{t,s}^{\text{select}}$ 中覆盖该用户和距离其最近的小组；若 $U_{t,s}^{\text{cover}}$ 为空集，则将位于 $U_{t,s}^{\text{remain}}$ 的用户临时加入 $G_{t,s}^{\text{select}}$ 中距离其最近的小组；给涉及的小组分配更多的功率以满足临时用户的需求。临时加入用户的过程中须避免产生同频干扰，并且在下一个时隙起始时刻还原初始分组结果。算法的伪代码见算法 4。

算法 4 组间资源分配算法。

输入: $G_{t,s}^{\text{select}}$，U_s，$P_{t,s}^{\text{allocate}}$。

输出: $G_{t,s}^{\text{select}}$，$P_{t,s}^{\text{allocate}}$。

步骤 1 计算 $U_{t,s}^{\text{cover}}$ 和 $U_{t,s}^{\text{remain}}$。

步骤 2 若 $U_{t,s}^{\text{cover}}$ 不为空集，跳转到步骤 3，否则跳转到步骤 4。

步骤 3 初始时，分别从 $U_{t,s}^{\text{cover}}$ 和 $G_{t,s}^{\text{select}}$ 中选出使得 $r_{k,m,s}$ 最小的用户 k 和小组 m，从 $U_{t,s}^{\text{cover}}$ 中移除 k，并将其临时加入 $g_{m,s}$，同时给小组 m 分配满足其需求的最低功率或 $P_{\max}$，然后继续选择下一个满足上述条件的用户，直至集合 $U_{t,s}^{\text{cover}}$ 为空或者卫星总功率 P_{total} 被分配完。

步骤 4 从 $U_{t,s}^{\text{remain}}$ 和 $G_{t,s}^{\text{select}}$ 中选出使得 $r_{k,m,s}$ 最小的用户 k 和小组 m，从 $U_{t,s}^{\text{remain}}$ 中移除 k，让 k 加入 $g_{m,s}$，更新 $r_{m,s}$ 和 $\boldsymbol{\omega}_{m,s}$，判断约束式 (18) 是否满足，如果满足，则将 k 临时加入小组 m，并为小组 m 分配满足其需求的最低功率或 $P_{\max}$，否则从 $U_{t,s}^{\text{remain}}$ 和 $G_{t,s}^{\text{select}}$ 中重新寻找。

步骤 5 若 $U_{t,s}^{\text{remain}}$ 为空或者卫星总功率 P_{total} 被分配完，则输出 $G_{t,s}^{\text{select}}$ 和 $P_{t,s}^{\text{allocate}}$，否则跳转到步骤 2。

3 结果与分析

3.1 仿真环境

本节通过实验仿真对用户分组、时隙分配及功率分配 3 种方案分别进行性能评估。假设用户分布在一个水平面上，仿真时间设为 $4T_s$，则仿真的主要参数如表 1 所示。

表 1 主要仿真参数

Table 1 Main simulation parameters

参数	数值
地球半径/km	6 371
间隔半径 r_{keep}/km	150
可用带宽 B/MHz	200
噪声功率谱密度 N_0/(dBm·Hz^{-1})	−174
波长 λ/m	0.015
卫星高度 h/km	1 000
功率衰减 α	1
接收机天线增益 G_{r}/dB	21.8
天线效率 η	0.65
用户数目	300
卫星数目	2
总功率 P_{total}/W	100
波束最小功率 $P_{\min}$/W	10
波束最小功率 $P_{\max}$/W	50
时隙长度 t_{slot}/ms	10
请求的生存周期 T_{ttl}	8
流量请求取值范围/(Mb·s^{-1})	[2, 15]
卫星覆盖范围/km	500
波束最大半径 $r_{\max}$/km	75
波束最小半径 $r_{\min}$/km	40
跳波束周期 T_s/ms	2 560

3.2 用户分组与资源分配算法性能评估

本文用以下性能指标来评估用户分组、时隙分

配及功率分配 3 种算法:

1) 吞吐量。卫星在仿真时间内的平均吞吐量。

2) 平均等待时延。被满足的请求的等待时延平均值, 其中, 请求的等待时延为从产生请求到响应请求的时延。

3) 请求满足率。在生存时间内被传输的请求在所有请求中的占比。

3.2.1　用户分组

为评估 P 中心算法在动态波束用户分组中的性能, 将文献 [3] 提出的 Spiral 算法及聚类算法与 K 均值算法做对照, Spiral 算法的固定波束的半径取 60 km, K 均值算法的最佳分组数目采用遍历的方式求解。用户分组图案如图 4～图 6 所示, 对比图中方框标记处, 作为动态分组算法的 P 中心算法和 K 均值算法的分组结果半径更小, 意味着用户的信道条件更好; 动态分组产生的小组重叠覆盖区域更小, 产生的干扰组也会更少。对比 K 均值算法, P 中心算法生成的小组个数更少, 故当可用工作波束有限时, P 中心算法更具优势。此外, 在求解用户分组数目上, 基于凸优化思想的 P 中心算法迭代次数为 61, 而采用遍历的 K 均值算法迭代次数为用户总数 300。综上所述, 本文提出的用户分组算法在提升用户信道条件、减少重叠覆盖及快速性上更优。

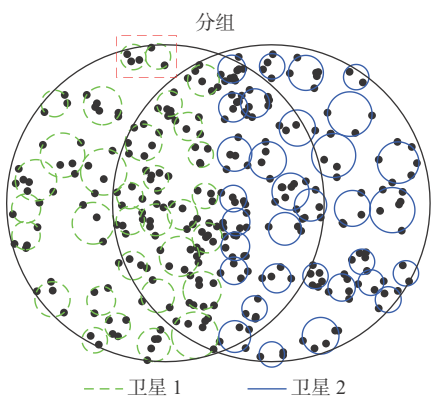


图 4　P 中心算法用户分组图案

Fig. 4　User grouping pattern of P-center algorithm

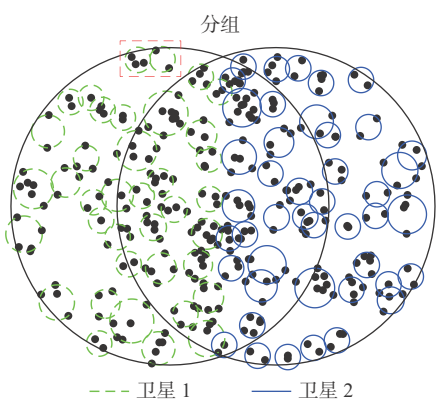


图 5　K 均值算法用户分组图案

Fig. 5　User grouping pattern of K-means algorithm

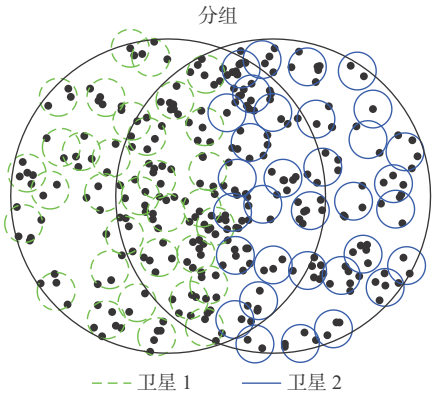


图 6　Spiral 算法用户分组图案

Fig. 6　User grouping pattern of Spiral algorithm

图 7～图 9 分别为吞吐量、平均等待时延及请求满足率随工作波束数目变化的曲线。仿真时, 除用户分组方案不同外, 时隙分配和功率分配均采用本文算法, 其中, 时隙分配的参数a取 0.1。卫星的工作波束数目增加时, 吞吐量逐渐增加, 最终受用户总流量请求的限制, 逐渐趋于平稳; 平均等待时延则逐渐降低; 请求满足率逐渐增加, 并且最终趋于 1。P 中心算法和 K 均值算法在吞吐量、平均等

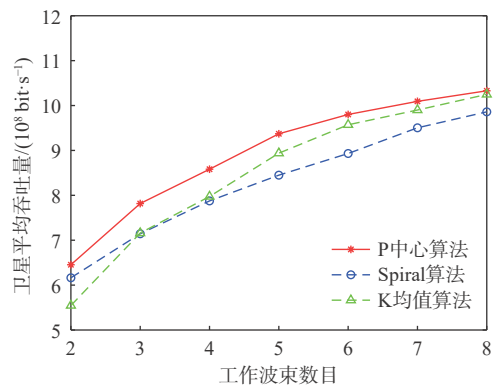


图 7　不同用户分组方案下吞吐量比较

Fig. 7　Throughput comparison under different user grouping schemes

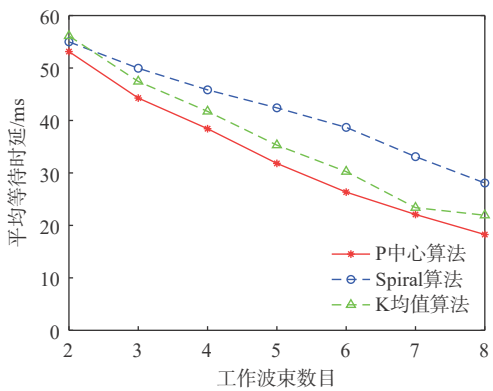


图 8　不同用户分组方案下平均等待时延比较

Fig. 8　Average waiting delay comparison under different user grouping schemes

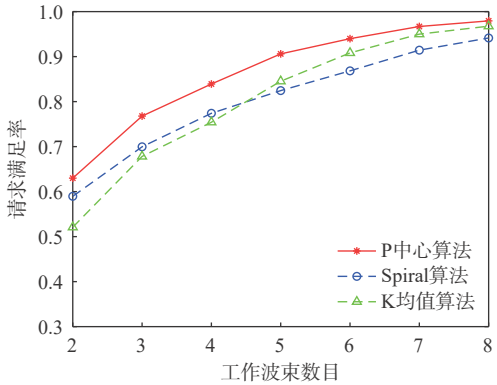


图9 不同用户分组方案下请求满足率比较

Fig. 9 Request satisfied ratio comparison under different user grouping schemes

待时延及请求满足率3个方面的性能表现整体上优于Spiral算法，但在工作波束数目较少的情况下，K均值算法各方面表现较差，甚至低于Spiral算法。结果表明，使用P中心算法，基于用户的地理位置动态波束分组能更好地利用系统资源，增加系统吞吐量，降低平均等待时延，提升请求满足率。

3.2.2 时隙分配

T_{ttl}的取值为8，根据式(16)，有$0 \leqslant a \leqslant 0.333$。用户分组使用P中心算法，功率分配使用本文算法，$a$分别取0, 0.1, 0.3, 0.5时的系统吞吐量、平均等待时延、请求满足率对比如图10～图12所示。可知，a取0.5时在3个方面都是效果最差的，a取0.3和a取0时，在吞吐量和请求满足率上的表现比较接近，但a取值较大时，平均等待时延高的请求更易被优先服务，因此，a取0时的平均等待时延比a取0.3时低。而a取0.1时，在吞吐量和请求满足率上的表现最优，在平均等待时延上的结果略高于a取0时的结果，a的取值表现与给定大致范围基本符合。基于时延加权的时隙分配在吞吐量和请求满足率方面优于基于流量请求大小的时隙分配，但会略微增加平均等待时延。

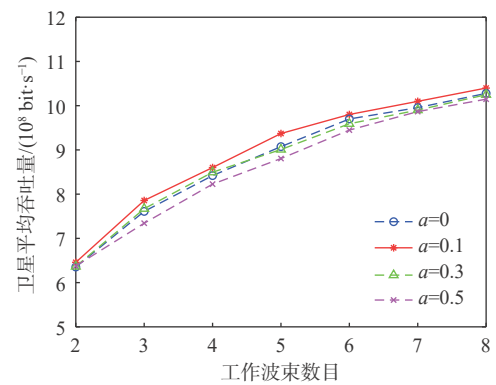


图10 a取不同值时吞吐量比较

Fig. 10 Throughput comparison when a changes

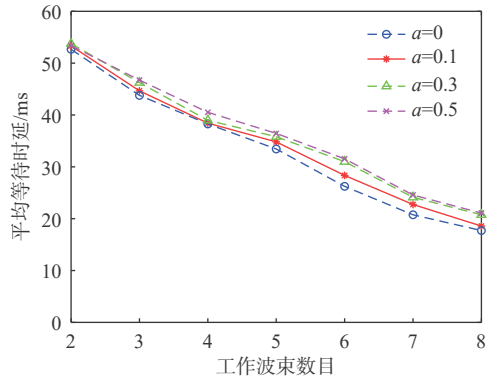


图11 a取不同值时平均等待时延比较

Fig. 11 Average waiting delay comparison when a changes

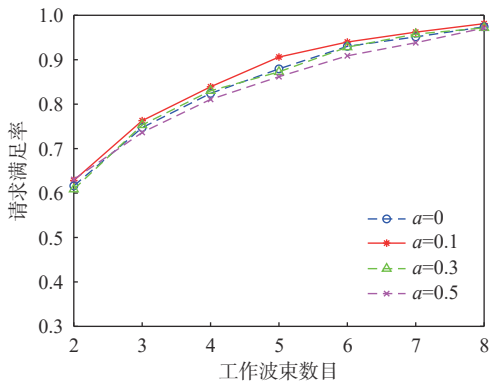


图12 a取不同值时请求满足率比较

Fig. 12 Request satisfied ratio comparison when a changes

3.2.3 功率分配

如图13～图16所示，当用户分组采用P中心算法，时隙分配参数a取0.1时，本文提出的基于信道条件的按需分配功率算法和组间资源调配方案与传统的平分功率的固定分配方式相比，二者在系统吞吐量、平均等待时延及请求满足率上的表现都更好，并且在每个时隙平均使用的功率也比固定分配更少。组间调配方案在按需分配的基础上进一步利用了功率，并且在上述3个方面均有提升。因此，本文提出的功率分配方案用更少的功率在系统

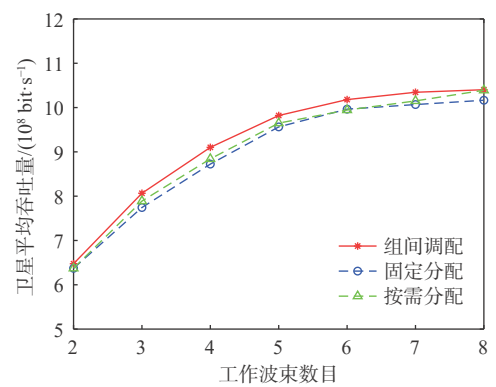


图13 不同功率分配方案下吞吐量比较

Fig. 13 Throughput comparison under different power allocation schemes

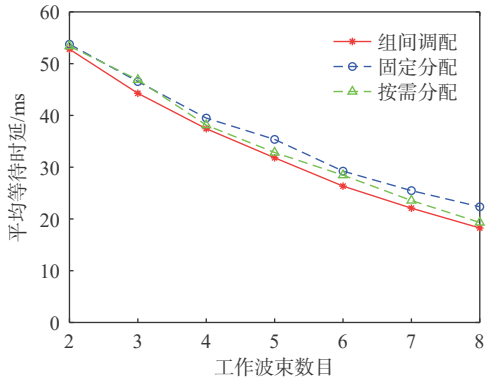


图 14　不同功率分配方案下平均等待时延比较

Fig. 14　Average waiting delay comparison under different power allocation schemes

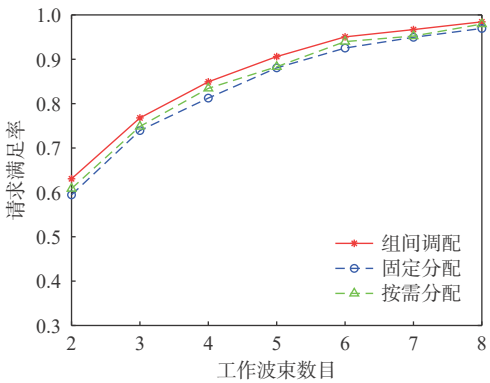


图 15　不同功率分配方案下请求满足率比较

Fig. 15　Request satisfied ratio comparison under different power allocation schemes

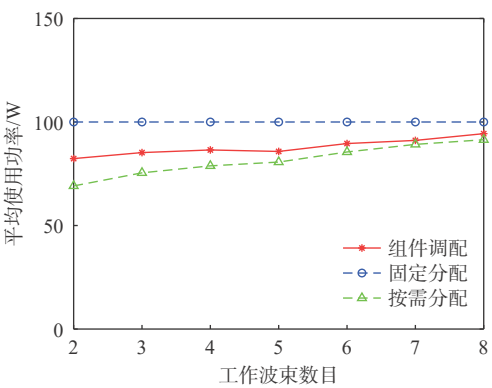


图 16　不同功率分配方案下平均使用功率比较

Fig. 16　Average power used under different when power allocation schemes

吞吐量、平均等待时延及请求满足率上达到了更好的效果，有着更高的系统资源利用率。

4　结　论

1）本文基于用户的地理位置信息，利用 P 中心算法对用户进行快速动态波束分组，相比传统的固定波束用户分组，其提升了吞吐量和请求满足率，降低了平均等待时延。

2）时隙分配引入请求等待时延，比按流量请求大小分配提高了系统吞吐量和请求满足率，但略微增加了用户平均等待时延。

3）功率分配与固定分配的功率分配方式相比，用更少的功率资源实现了更高的吞吐量、更低的平均等待时延及更高的请求满足率。

本文提出的用户分组和资源分配方案能够在 LEO 卫星通信系统中实现高效的资源利用，满足分布不均的用户业务请求，缓解星载资源日益紧缺的问题。

参考文献（References）

[1] STOREK K U, KNOPP A. Fair user grouping for multibeam satellites with MU-MIMO precoding[C]//Proceedings of the IEEE Global Communications Conference. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1-7.

[2] ARANITI G, BISIO I, DE SANCTIS M, et al. Joint coding and multicast subgrouping over satellite-eMBMS networks[J]. IEEE Journal on Selected Areas in Communications, 2018, 36(5): 1004-1016.

[3] LYU J B, ZENG Y, ZHANG R, et al. Placement optimization of UAV-mounted mobile base stations[J]. IEEE Communications Letters, 2017, 21(3): 604-607.

[4] PARK H, PARK S, SONG T, et al. An incremental multicast grouping scheme for mmWave networks with directional antennas[J]. IEEE Communications Letters, 2013, 17(3): 616-619.

[5] LIU B K, JIANG C X, KUANG L L, et al. Joint user grouping and beamwidth optimization for satellite multicast with phased array antennas[C]//Proceedings of the IEEE Global Communications Conference. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1-6.

[6] TANG J Y, BIAN D M, LI G X, et al. Optimization method of dynamic beam position for LEO beam-hopping satellite communication systems[J]. IEEE Access, 2021, 9: 57578-57588.

[7] DREZNER Z. The P-centre problem—Heuristic and optimal algorithms[J]. Journal of the Operational Research Society, 1984, 35(8): 741-748.

[8] 张晨, 张更新, 王显煜. 基于跳波束的新一代高通量卫星通信系统设计[J]. 通信学报, 2020, 41(7): 59-72.
ZHANG C, ZHANG G X, WANG X Y. Design of next generation high throughput satellite communication system based on beam-hopping[J]. Journal on Communications, 2020, 41(7): 59-72 (in Chinese).

[9] 王琳, 张晨, 王显煜, 等. 基于多波束卫星系统的跳波束技术研究[J]. 南京邮电大学学报 (自然科学版), 2019, 39(3): 25-30.
WANG L, ZHANG C, WANG X Y, et al. Research of beam-hopping technology based on multi-beam satellite system[J]. Journal of Nanjing University of Posts and Telecommunications(Natural Science Edition), 2019, 39(3): 25-30(in Chinese).

[10] WANG L, ZHANG C, QU D X, et al. Resource allocation for beam-hopping user downlinks in multi-beam satellite system[C]//Proceedings of the 15th International Wireless Communications & Mobile Computing Conference. Piscataway: IEEE Press, 2019:

925-929.

[11] LIU W Y, TIAN F, JIANG Z Y, et al. Beam-hopping based resource allocation algorithm in LEO satellite network[C]//Proceedings of the International Conference on Space Information Network. Berlin: Springer, 2019: 113-123.

[12] TIAN F, HUANG L L, LIANG G, et al. An efficient resource allocation mechanism for beam-hopping based LEO satellite communication system[C]//Proceedings of the IEEE International Symposium on Broadband Multimedia Systems and Broadcasting. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-5.

[13] HAN H, ZHENG X Q, HUANG Q F, et al. QoS-equilibrium slot allocation for beam hopping in broadband satellite communication systems[J]. Wireless Networks, 2015, 21(8): 2617-2630.

[14] HU X, ZHANG Y C, LIAO X L, et al. Dynamic beam hopping method based on multi-objective deep reinforcement learning for next generation satellite broadband systems[J]. IEEE Transactions on Broadcasting, 2020, 66(3): 630-646.

[15] WANG C, BIAN D M, SHI S C, et al. A novel cognitive satellite network with GEO and LEO broadband systems in the downlink case[J]. IEEE Access, 2018, 6: 25987-26000.

[16] ANZALCHI J, COUCHMAN A, GABELLINI P, et al. Beam hopping in multi-beam broadband satellite systems: System simulation and performance comparison with non-hopped systems[C]//Proceedings of the 5th Advanced Satellite Multimedia Systems Conference and the 11th Signal Processing for Space Communications Workshop. Piscataway: IEEE Press, 2010: 248-255.

[17] ALEGRE R, ALAGHA N, VÁZQUEZ-CASTRO M Á. Heuristic algorithms for flexible resource allocation in beam hopping multibeam satellite systems[C]//Proceedings of the 29th AIAA International Communications Satellite Systems Conference. Reston: AIAA, 2011.

[18] LEI J, VÁZQUEZ-CASTRO M Á. Multibeam satellite frequency/time duality study and capacity optimization[J]. Journal of Communications and Networks, 2011, 13(5): 472-480.

[19] SHI S C, LI G X, LI Z Q, et al. Joint power and bandwidth allocation for beam-hopping user downlinks in smart gateway multibeam satellite systems[J]. International Journal of Distributed Sensor Networks, 2017, 13(5): 155014771770946.

[20] WELZL E. Smallest enclosing disks (balls and ellipsoids)[M]// New Results and New Trends in Computer Science. Berlin: Springer, 2006: 359-370.

[21] European Telecommunications Standards Institute. Digital Video Broadcasting (DVB); Second generation framing structure, channel coding and modulation systems for broadcasting, interactive services, news gathering and other broadband satellite applications; part II: S2 - extensions (DVB - S2X). ETSI EN 302 307 - 2[S]. Grand Saconnex: European Telecommunications Standards Institute, 2014:100-126.

Multi-beam LEO satellite user grouping and resource allocation algorithm

DAI Tianxiong，XU Zhen*

(School of Electronic Information Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract: Compared with terrestrial network facilities, the resources of satellites are very limited, and the traditional fixed grouping and fixed resource allocation methods lack flexibility and limit the system capacity in the face of the uneven distribution of user geographic locations and traffic demands. User grouping based on user geographic location, using a dynamic beam with flexible direction and flexible beamwidth generated by phased array antennas and time-slicing technology of beam-hopping technique can achieve reasonable allocation and efficient utilization of satellite resources. Reasonable allocation and efficient usage of satellite resources can be achieved through user grouping based on user geographic location, phased array antenna-generated dynamic beam with flexible beamwidth and direction, and time-slicing technology of beam-hopping technique. Then a set of flexible resource allocation strategies for the user grouping scheme is proposed based on the grouping results, and an inter-group resource allocation process is added at the end to prevent the waste of free resources. In comparison to the conventional user grouping and resource allocation technique, the suggested approach can successfully increase system throughput and decrease users' average queuing delays after experimental data simulation and performance evaluation.

Keywords: multi-beam satellite; beam-hopping; user grouping; timeslot allocation; power allocation

Received：2022-07-26；**Accepted**：2022-09-28；**Published Online**：2022-10-12 08：54

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221011.1522.002

Foundation item：National Key Research and Development Program of China (2020YFB1806800)

* **Corresponding author**. E-mail：xuzhen@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0639

基于损伤力学的轴承钢旋弯疲劳寿命预测

于宜冰[1]，贺自强[2]，贺小帆[1]，杨振宇[1]，詹志新[1,*]

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191；2. 中国航发北京航空材料研究院，北京 100095)

摘 要：基于连续损伤力学理论，提出了考虑真空化学热处理工艺影响的疲劳损伤模型及数值计算方法，研究了M50NiL轴承钢的旋弯疲劳损伤分析及寿命预测方法。给出了本构模型、疲劳损伤演化方程和理论模型中的材料参数标定方法，基于ABAQUS平台，通过编写UMAT子程序，实现了基于硬化层影响的疲劳损伤分析的损伤力学-有限元数值计算方法；对淬火回火、渗碳及碳氮复渗2种真空化学热处理的M50NiL轴承钢，开展了旋弯疲劳试验，分析了热处理工艺对疲劳性能的影响；基于提出的疲劳损伤模型及数值计算方法，预测了M50NiL轴承钢的旋弯疲劳寿命，并与试验结果进行对比，验证了所提方法的适用性。

关 键 词：M50NiL轴承钢；旋弯疲劳；寿命预测；损伤力学；数值计算

中图分类号：V215.5; O346.2

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)08-2585-10

在航空航天、高速铁路等工程应用中，齿轮轴承钢结构需要在高转速、高载荷的情况下保持稳定，并达到长寿命的使用要求。而在实际应用中，齿轮轴承钢经常承受随时间循环变化的旋弯疲劳载荷，使得其疲劳失效成为一种常见现象[1]。轴承钢的旋弯疲劳性能决定了其安全可靠性，因此，有必要开展对齿轮轴承钢的旋弯疲劳损伤分析及寿命预测的研究。

研究表明，金属的旋弯疲劳性能主要与加工过程和表面处理工艺有关。减少夹杂物，提高冶金质量是提高齿轮钢旋弯疲劳性能的有效方法之一[2]。化学热处理可以在材料表面形成含有各种元素的渗透层，从而改善材料的旋弯疲劳性能[3]。目前，渗碳工艺和碳氮复渗是2种较为有效且被广泛应用的表面处理工艺[4-5]。经过化学热处理的轴承钢，在表层形成高硬度、高残余压应力的梯度硬化层组织，有效提高了钢的疲劳性能和耐磨性。对于经化学热处理过的金属，渗入的元素也会改变其旋弯疲劳性能。例如，渗碳钢内部的碳化物可能会形成裂纹源[6]，在长期服役环境下造成局部应力集中，萌生裂纹，缩短构件的疲劳寿命。尽管钢在渗碳后会因回火马氏体的形成而硬度增加[7]，但在渗碳过程中形成的粗大碳化物在低于断裂强度水平的循环应力作用下也会诱发断裂[8]。渗氮层的硬度和残余压应力高于渗碳层，钢中残余奥氏体含量较多，表面硬化层的耐磨性更好[3]，从而有利于构件疲劳性能和耐磨性的提高。但渗氮层脆性较大，若氮化物呈长条状或网状分布，将导致疲劳裂纹的萌生和扩展，降低构件的疲劳性能。综上所述，对于真空化学热处理的金属材料，其硬化层对疲劳损伤的影响较为复杂。一方面，表面硬化层提高了钢的疲劳性能；另一方面，硬化层的微观结构有可能会对疲劳性能产生负面影响。试验结果表明[9-10]，材料的表面硬度越高，其疲劳寿命越长；构件中由于夹杂物等引起的应力集中越大，其疲劳寿命越短。因此，真空热化学处理金属材料表面硬化层对其疲劳寿命的

收稿日期：2022-07-26；**录用日期**：2022-09-30；**网络出版时间**：2022-10-14 15:46
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221014.1324.003
基金项目：国家科技重大专项 (2017-Ⅶ-0003-0096)；航空科学基金 (201909051002)
* **通信作者**. E-mail：zzxupc@163.com

引用格式：于宜冰，贺自强，贺小帆，等. 基于损伤力学的轴承钢旋弯疲劳寿命预测 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（8）：2585-2594. YU Y B，HE Z Q，HE X F，et al. Rotating bending fatigue life prediction of bearing steel based on damage mechanics [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（8）：2585-2594（in Chinese）.

影响非常大，而目前的研究主要集中在试验方面，理论模型和数值仿真的工作相对较少。

目前，常用的材料疲劳分析方法[11]有名义应力法、局部应力法、临界面法、能量法、损伤力学方法、相场法、神经网络方法等。秦国华等[12]采用名义应力法对零件的最小疲劳寿命与疲劳载荷下零件的最大应力进行等效，建立了飞机结构件的“加工变形-疲劳寿命”多目标结构优化方法。武陇岗等[13]基于局部应力法预测了AZ31B/TA15异种材料电阻点焊接头的疲劳寿命。刘俭辉等[14]提出了基于临界面理论的多轴等效应变疲劳寿命预估模型，开展了薄壁圆管试件的疲劳分析。甘磊等[15]建立了基于能量法的多轴疲劳模型，预测了6种材料的疲劳寿命。游文俊等[16]基于连续损伤力学(continuum damage mechanics, CDM)理论，建立了考虑沙尘颗粒冲蚀损伤钛合金叶片的疲劳寿命预测方法。孟莉等[17]通过自编循环塑性本构与疲劳塑性相场程序，采用断裂相场模型分析了疲劳裂纹扩展。叶文静等[18]采用包含多隐层的反向传播神经网络分析了金属材料疲劳裂纹扩展行为。以上疲劳分析方法各有所长，但都很难真正考量真空热化学处理金属材料表面硬化层对旋弯疲劳损伤的影响。

本文基于损伤力学理论，提出了一种新的疲劳损伤演化模型和数值计算方法，考虑了真空化学热处理工艺的影响。针对M50NiL轴承钢，研究了其在硬化层影响下的旋转弯曲疲劳损伤分析及寿命预测方法，建立了本构模型和损伤演化模型，并提出了相应的材料参数标定方法。通过在ABAQUS平台上编写UMAT子程序，实现了基于损伤力学的有限元数值计算方法，用于进行疲劳损伤分析。通过淬火回火、渗碳及碳氮复渗三种真空化学热处理工艺对M50NiL轴承钢进行旋弯疲劳试验，分析了不同热处理工艺对其疲劳性能的影响。基于提出的疲劳损伤模型及数值计算方法，预测了M50NiL轴承钢的旋弯疲劳寿命，并与实验结果进行对比，验证了本文方法的有效性和适用性。

1 理论模型

1.1 损伤耦合的本构模型

根据CDM理论，损伤是由材料内部不连续的微结构(孔洞、萌生裂纹、夹杂等)引起的材料宏观力学性能的退化，一般采用损伤变量来描述。从含损伤的材料中取出一个代表性体积单元(representative volume element, RVE)，假设RVE的横截面积为$\mathrm{d}A$，出现损伤后，该RVE的有效承载面积为$\mathrm{d}\tilde{A}$，损伤变量D表示为

$$D=\frac{\mathrm{d}A-\mathrm{d}\tilde{A}}{\mathrm{d}A} \tag{1}$$

在实际计算时，要综合考虑材料内部各种不连续微结构对材料承载能力的影响，通过材料单元有效弹性模量的降低来表示损伤变量[19]，即

$$D=1-\frac{E(D)}{E} \tag{2}$$

$$\tilde{\sigma}=\frac{\mathrm{d}F}{\mathrm{d}\tilde{A}}=\frac{\sigma}{1-D} \tag{3}$$

式中：$\tilde{\sigma}$为等效应力[20]；E为材料的弹性模量；D为损伤变量，$E(D)$表示材料受损程度为D时的实际弹性模量；F为载荷；σ为应力。对于各种同性损伤的情况，$D=0$时表示该RVE没有损伤，$D=1$时表示该RVE完全丧失承载能力。

本文采用适用于金属材料的Johnson-Cook(JC)本构模型，其完整形式如下[21]：

$$\sigma=(A_m+B\varepsilon^n)\left(1+C\ln\left(\frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_0}\right)\right)\left[1-\left(\frac{T-T_{\mathrm{room}}}{T_{\mathrm{melt}}-T_{\mathrm{room}}}\right)^m\right] \tag{4}$$

式中：ε为有效塑性应变，$\dot{\varepsilon}$为应变率；$\dot{\varepsilon}_0$为参考应变率；T为当前温度；T_{room}为室温；T_{melt}为材料的熔点；A_{m}、B、C、m、n为材料参数。

考虑到本文中的相关试验在室温下开展，且加载速率较低，因此，忽略温度及应变率的影响，将本构模型简化为

$$\sigma_{\mathrm{y}}=A_{\mathrm{m}}+B\varepsilon^n \tag{5}$$

式中：σ_{y}为流动应力，即引起塑性变形所需的应力。

在式(5)中引入损伤变量D，得到含损伤材料的流动应力为

$$\sigma_{\mathrm{y}}(D)=(A_{\mathrm{m}}+B\varepsilon^n)(1-D) \tag{6}$$

1.2 疲劳损伤演化方程

在单轴加载下，基于CDM理论[22]，Xiao[23]提出如下疲劳损伤模型：

$$\frac{\mathrm{d}D}{\mathrm{d}N}=\alpha\left(\frac{\sigma_{\mathrm{a}}}{1-n_0\sigma_{\mathrm{m}}}\right)^{m_0}(1-D)^{-\beta} \tag{7}$$

式中：$\mathrm{d}D/\mathrm{d}N$为材料的损伤速率；σ_{a}和σ_{m}分别为疲劳载荷的应力幅和平均应力；α、β、n_{o}、m_{o}为材料参数，可通过光滑件和缺口件的疲劳试验结果确定。

一般而言，结构件往往承受多轴循环载荷，通过引入损伤等效应力σ_{a}^*和σ_{m}^*，得到多轴加载下的疲劳损伤模型[22]：

$$\frac{\mathrm{d}D}{\mathrm{d}N}=\alpha\left(\frac{\sigma_{\mathrm{a}}^*}{1-n_0\sigma_{\mathrm{m}}^*}\right)^{m_0}(1-D)^{-\beta} \tag{8}$$

式中：

$$\begin{cases}\sigma_{\mathrm{a}}^{*}=\dfrac{1}{2}\sigma^{*}(\sigma_{ij,\max}-\sigma_{ij,\min})\\ \sigma_{\mathrm{m}}^{*}=\dfrac{1}{2}\sigma^{*}(\sigma_{ij,\max}+\sigma_{ij,\min})\\ \sigma^{*}=\sigma_{\mathrm{eq}}\left[\dfrac{2}{3}(1+\nu)+3(1-2\nu)\left(\dfrac{\sigma_{\mathrm{H}}}{\sigma_{\mathrm{eq}}}\right)^{2}\right]^{\frac{1}{2}}\end{cases}\tag{9}$$

式中：σ_{a}^{*}和σ_{m}^{*}分别为等效应力幅值和等效应力平均值；$\sigma_{ij,\max}$和$\sigma_{ij,\min}$分别为一个载荷循环中的最大和最小 Cauchy 应力；σ_{eq}和σ_{H}分别为 von Mises 应力和静水压力；ν为材料的泊松比。

1.3　考虑热处理工艺影响的疲劳损伤模型

渗碳、碳氮复渗这 2 种真空热处理工艺可在齿轮轴承钢表面引入硬化层，进而改善其疲劳性能。研究试验表明[9-10]，材料的表面硬度越高，其疲劳寿命越长；构件中由于夹杂等引起的应力集中越严重，其疲劳寿命越短。本文综合考虑硬化层硬度、应力集中等因素对疲劳损伤的影响，提出如下改进疲劳损伤的模型，该模型能够反映上述试验现象。

对于单轴加载：

$$\frac{\mathrm{d}D}{\mathrm{d}N}=\alpha\left(\frac{E}{pH}\right)\left(\frac{\sigma_{\mathrm{a}}}{1-n\sigma_{\mathrm{m}}}\right)^{qm}(1-D)^{-\beta}(K_t)^{s}\tag{10}$$

式中：K_t为应力集中系数。

对于多轴加载，同样引入等效应力，将式 (10) 扩展为

$$\frac{\mathrm{d}D}{\mathrm{d}N}=\alpha\left(\frac{E}{pH}\right)\left(\frac{\sigma_{\mathrm{a}}^{*}}{1-n\sigma_{\mathrm{m}}^{*}}\right)^{qm}(1-D)^{-\beta}(K_t)^{s}\tag{11}$$

式中：H为表面硬化层的硬度；E为弹性模量；p、q和s为工艺参数，与特定的表面处理工艺（渗碳或碳氮复渗）及试件外形有关。在相同的疲劳载荷水平下，p越大，材料的疲劳损伤演化速率越慢，其寿命相对越长。q和s则分别反映了热处理工艺和试件形貌对不同载荷水平下寿命变化的影响，p保持不变时，q和s的值越大，疲劳载荷对损伤演化及寿命变化的影响就越大。

2　材料参数的标定方法

在常幅疲劳载荷作用下，将考虑硬化层影响的疲劳损伤演化方程从$D=0$到$D=1$进行积分，得到疲劳寿命为

$$N_{\mathrm{f}}=\left(\frac{pH}{E}\right)\left[\frac{1}{\alpha(1+\beta)}\right]\left(\frac{\sigma_{\mathrm{a}}}{1-n\sigma_{\mathrm{m}}}\right)^{-qm}(K_t)^{s}\tag{12}$$

式中：N_{f}为试件在单轴疲劳载荷下发生疲劳破坏时的寿命。令$L=[\alpha(1+\beta)]^{-1}$，同时，考虑到旋弯疲劳试验的应力比为$R=-1$，即$\sigma_{\mathrm{m}}=0$，式 (12) 变为

$$N_{\mathrm{f}}=\left(\frac{pH}{E}\right)L\sigma_{\mathrm{a}}^{-qm}(K_t)^{s}\tag{13}$$

疲劳损伤模型的材料参数标定方法及流程如下：

1）对未经化学热处理的试件开展旋弯疲劳试验，基于试验数据，采用最小二乘法可拟合得到参数L和m。

2）根据一组缺口件的疲劳数据，并结合损伤力学有限元方法，可以标定参数α和β。在缺少缺口件试验数据的情况下，可以令$\beta=m$以减少一个参数[24]。

3）根据化学热处理情况下的光滑试件（$K_t=1$）的疲劳试验数据，采用最小二乘法确定参数p。

4）根据相同热处理工艺下的缺口件的疲劳寿命，标定材料参数q和s。

3　损伤力学有限元数值计算方法

本文基于 ABAQUS 有限元平台，编写了用户子程序（UMAT），实现了损伤耦合的本构模型及疲劳损伤模型，用于计算 M50NiL 轴承钢的疲劳损伤演化过程及疲劳寿命。数值方法的整个计算流程如图 1 所示，算法步骤如下：

步骤 1　初始化模型中的所有参数。

步骤 2　根据损伤耦合的本构方程，在循环载荷作用下计算每个单元各积分点的应力及应变。

步骤 3　基于考虑热处理工艺影响的疲劳损伤模型，计算每个积分点处的材料损伤速率。

步骤 4　对于线弹性损伤，材料的损伤累积在ΔN循环块内是线性的，进而计算出ΔN循环块内材料的损伤增量，即

$$D^{(K+1)}=D^{(K)}+\frac{\mathrm{d}D^{(K)}}{\mathrm{d}N}\Delta N\tag{14}$$

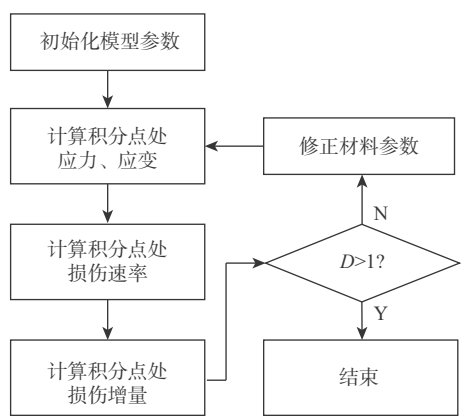


图 1　损伤力学有限元方法的计算流程

Fig. 1　The computational flowchart of damage mechanics finite element method

更新单元积分点处的弹性模量：

$$E^{(K+1)}=E(1-D^{(K+1)})\tag{15}$$

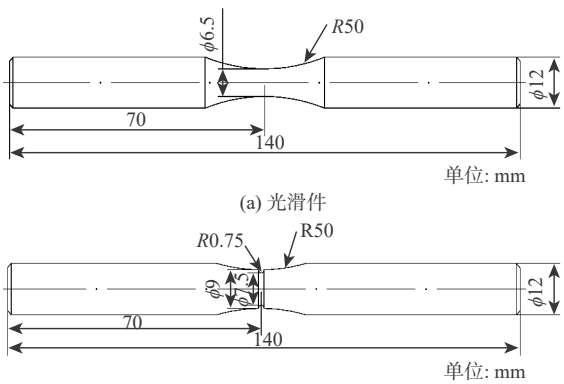
取$\Delta N=0.01N_{\mathrm{f}}\sim0.02N_{\mathrm{f}}$，以保证计算结果的收

敛性。

步骤 5 重复上述步骤，直到某个单元积分点的损伤度达到 1，计算停止。$D=1$表示对应单元完全失去承载能力，裂纹萌生，此时得到裂纹萌生寿命。

4 M50NiL 轴承钢的旋弯疲劳试验

本文对 3 类 M50NiL 轴承钢试件开展旋弯疲劳试验。第 1 类试件只进行淬火、回火处理，未进行任何表面硬化处理；第 2 类试件在淬火、回火的基础上进行了渗碳处理；第 3 类试件进行了碳氮复渗处理。光滑件和缺口件（$K_t=1$和$K_t=2$）的尺寸如图 2 所示，旋弯疲劳试验参照 GB/T 4337—2015 标准[25]进行。



(a) 光滑件

(b) 缺口件

图 2 试件示意

Fig. 2 Schematic diagram of specimen

4.1 疲劳试验数据及 S-N 曲线

淬火回火、渗碳处理和碳氮复渗处理的 M50NiL 轴承钢试件的旋弯疲劳试验数据及 S-N 曲线如图 3～图 5 所示。实验结论如下：

1）同一应力水平下，碳氮复渗试件疲劳寿命高于淬火回火试件或渗碳处理试件。

2）同一应力水平下，渗碳处理试件的疲劳寿命要高于未处理试件。

3）碳氮复渗缺口件的试验数据分散性远高于同一工艺的光滑件。

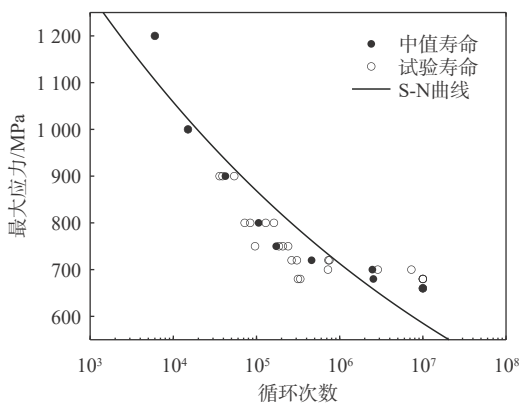


图 3 未处理 M50NiL 轴承钢旋弯疲劳数据及 S-N 曲线

Fig. 3 Rotating bending fatigue data and S-N curve of untreated M50NiL bearing steel

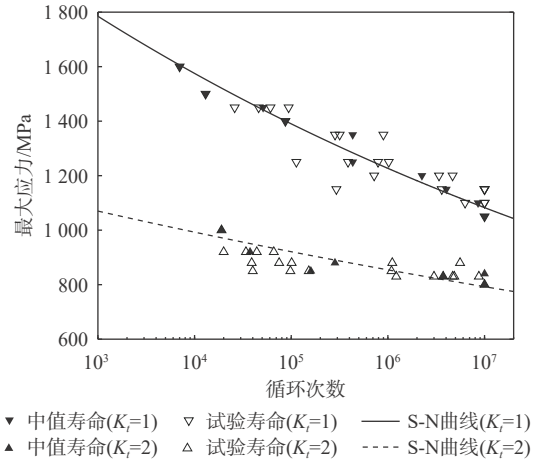


图 4 渗碳处理 M50NiL 轴承钢试件旋弯疲劳数据及 S-N 曲线

Fig. 4 Rotating bending fatigue data and S-N curves of carburized M50NiL bearing steel

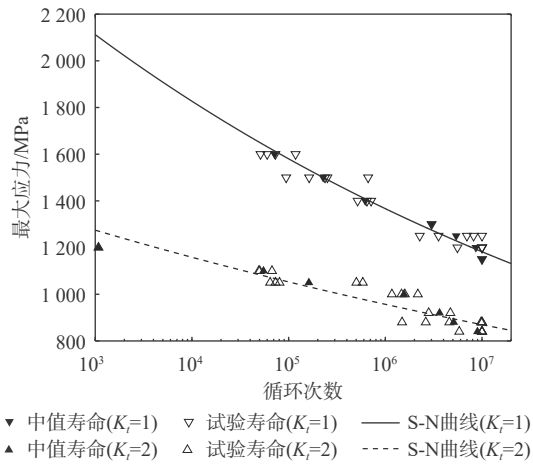


图 5 碳氮复渗处理 M50NiL 轴承钢试件旋弯疲劳数据及 S-N 曲线

Fig. 5 Rotating bending fatigue data and S-N curves of carbonitrided M50NiL bearing steel

4.2 基于试验数据的材料参数标定

4.2.1 本构模型的材料参数

根据对经淬火回火处理的 M50NiL 轴承钢试件开展的单轴拉伸试验，得到其力学性能如表 1 所示。首先，开展纳米压痕试验，获取载荷-位移曲线；其次，标定该曲线，得到硬化层的材料参数。通

表 1 未进行表面硬化处理的 M50NiL 轴承钢试件的静力力学性能

Table 1 Static mechanical properties of M50NiL bearing steel specimen without surface hardening

材料	E/GPa	抗拉强度/MPa
M50NiL	202	1 413

过改变纳米压痕试验点的测试深度, 即可得到不同位置处, 即随深度变化的硬化层材料参数。对于渗碳和碳氮复渗 2 种工艺, 硬化层的弹性模量及其本构模型的参数是随深度变化的, 不同位置处表面硬化层的硬度H、弹性模量E及塑性参数A_m、B和n如表 2 所示。

表 2　渗碳和碳氮复渗的硬化层材料参数

Table 2　Material parameters of carburized and carbonitrided hardened layer

工艺	深度/mm	E/GPa	H/GPa	A_m	B	n
渗碳	0.4	196.71	8.60	1 306.44	7 317.83	0.5
	0.8	198.51	8.46	1 227.16	7 233.58	0.5
	1.2	199.78	7.45	949.23	6 743.53	0.5
	1.6	204.97	6.96	766.31	6 781.83	0.5
	2.0	203.45	6.57	675.21	6 594.20	0.5
	2.4	203.24	6.30	635.20	6 331.17	0.5
	2.8	203.05	6.15	594.34	6 278.78	0.5
	3.2	203.51	6.13	572.66	6 287.36	0.5
	3.6	203.97	6.25	611.60	6 368.36	0.5
	4.0	204.50	5.76	539.57	5 827.44	0.5
碳氮复渗	0.4	203.92	8.38	1 175.38	7 296.70	0.5
	0.8	199.46	7.61	947.26	7 118.17	0.5
	1.2	197.52	6.57	709.87	6 434.09	0.5
	1.6	207.77	6.13	619.92	5 980.08	0.5
	2.0	197.58	5.92	585.75	5 948.47	0.5
	2.4	200.13	5.80	571.72	5 795.60	0.5
	2.8	204.56	5.87	562.89	5 870.99	0.5
	3.2	207.28	5.87	551.67	5 923.64	0.5
	3.6	201.42	5.89	575.66	5 848.25	0.5
	4.0	201.81	5.77	564.22	5 774.15	0.5

4.2.2　疲劳损伤模型的材料参数

基于材料参数标定方法, 采用最小二乘法拟合未经表面硬化处理的 M50NiL 轴承钢试件的中值疲劳寿命数据点, 标定的材料参数如表 3 所示。在此基础上, 对于渗碳和碳氮复渗 2 种工艺, 通过最小二乘法拟合得到其材料数据, 如表 4 所示。此外, 疲劳试验数据具有一定的分散性, 在标定参数和后续开展数值计算时, 采用中值试验寿命, 以减小试验数据分散性的影响。

表 3　未进行表面硬化处理的 M50NiL 轴承钢试件的疲劳损伤材料参数

Table 3　Fatigue damage material parameters of M50NiL bearing steel specimen without surface hardening

材料	L	m
M50NiL	1.91×10^{39}	11.66

表 4　渗碳和碳氮复渗表面处理的 M50NiL 轴承钢试件的疲劳损伤材料参数

Table 4　Fatigue damage material parameters of M50NiLbearing steel specimens carburized and carbonitrided

工艺	K_t	p	q	s
渗碳	1	9.77×10^{24}	1.580	
	2	9.77×10^{24}	2.632	109.90
碳氮复渗	1	7.32×10^{17}	1.360	
	2	7.32×10^{17}	2.029	69.11

5　M50NiL 轴承钢的疲劳寿命计算

5.1　疲劳寿命的预测结果

基于本文所提出的疲劳损伤模型及损伤力学有限元方法, 对未经表面硬化处理只淬火回火、渗碳处理和碳氮复渗处理的 3 类 M50NiL 轴承钢试件的旋弯疲劳寿命进行预测。对于旋弯疲劳, 试件上半部分受拉, 下半部分受压。由于试件在转动, 该点承受的轴向载荷按正弦规律变化, 且其幅值沿径向线性增加, 在表面处取得最大值。在本文的有限元模拟中, 整个试件截面上施加的载荷同样按照正弦规律变化, 其最大值与试验载荷一致, 数值模拟中, 裂纹也出现在试件表面。

本文的理论模型考虑了表面渗碳、碳氮复渗层的影响, 对于有限元计算, 在基于 ABAQUS 平台的用户子程序中定义了随深度变化的本构参数, 以确保应力计算与实际情况相符合, 针对第 4 节中

M50NiL 轴承钢试件的尺寸，考虑到模型的对称性，为了节省计算时间，仅建立 1/8 模型，3 个截面上施加对称约束，如图 6(a)所示。对于渗碳处理的 M50NiL 轴承钢的标准光滑试件，建立有限元模型，采用三维八节点(C3D8)体单元对模型划分网格，试件危险截面处网格尺寸约为 0.3 mm×0.4 mm×0.4 mm，模型的网格数量为 9 600，节点数量为 11 502，如图 6(b)所示。旋弯疲劳试件危险截面的应力沿径向增大，在试件表面处达到最大值，数值模拟时的载荷与旋弯疲劳载荷保持一致。在疲劳损伤计算之前，已经对危险截面处的单元网格进行了收敛性验证。图 7 为计算过程中 $N = 80\,000$ 时的试件局部的损伤场分布云图，可以看出，损伤度最大的位置在试件危险截面表面，与实际情况符合。在损伤度最大的位置处取一点为危险点，该处的损伤度随时间的变化规律如图 8 所示，可以看出，在整个疲劳寿命的前 80% 区间内，损伤度累积很慢，而在后 20% 区间内迅速增长。由于损伤度的累积等效于 RVE 弹性模量降低，损伤的累积导致 RVE 承载能力降低，而外应力水平没有改变，损伤的累积速度进一步加快，形成正反馈过程，最终导致损伤度呈指数型增长。

试件危险点处轴向应力随循环次数的变化如图 9 所示。损伤度的累积会导致单元承载能力下降，在达到 90% 以上的疲劳寿命时，应力水平下降明显。同一位置的循环应力-应变如图 10 所示，可以看出，随着损伤度的累积，应力水平下降的同时应变增加，即损伤度的累积使得 RVE 的承载能力下降。

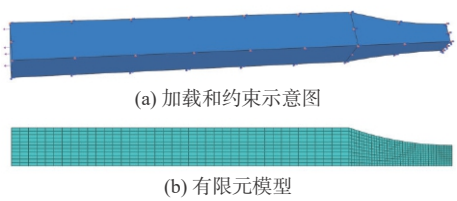


图 6 M50NiL 轴承钢试件的有限元示意图

Fig. 6 FEM schematic diagram of M50NiL bearing steel specimen

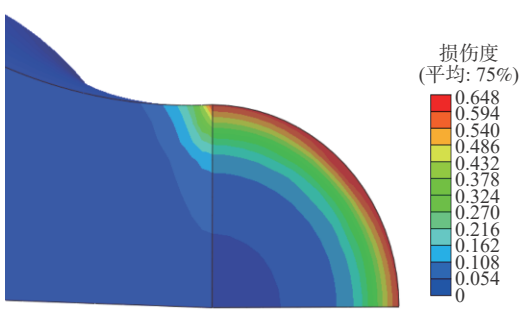


图 7 $N = 80\,000$ 时损伤度的分布

Fig. 7 Distribution of damage degree for $N = 80\,000$

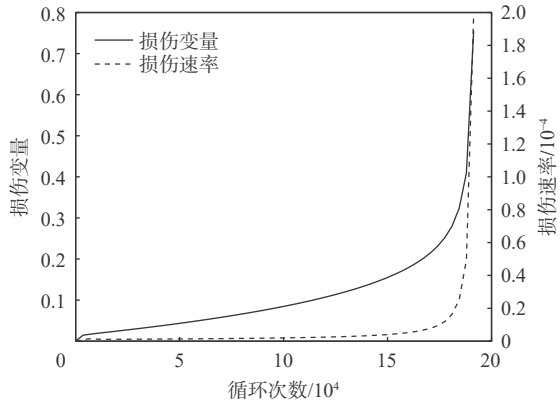


图 8 危险点处损伤变量及损伤速率随循环次数的变化

Fig. 8 Changes in damage variable and damage rate with the number of cycles at critical point

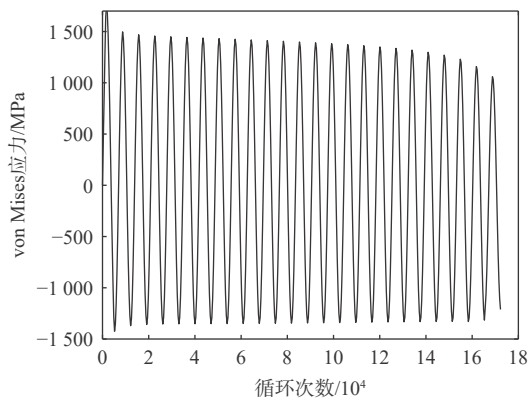


图 9 危险点处轴向应力随循环次数的变化

Fig. 9 Variation of axial stress with the number of cycles at critical point

在不同的应力水平下，对于渗碳处理的 M50NiL 轴承钢的标准光滑试件，其损伤力学有限元的数值计算结果与疲劳损伤模型的闭合解的对比如图 11 所示。可以看出，有限元数值计算结果与闭合解的预测寿命能够较好地吻合。

对于只淬火回火未经表面硬化处理、渗碳处理和碳氮复渗处理的 3 类 M50NiL 轴承钢试件的旋弯疲劳寿命，闭合解寿命预测结果如图 12 所示。可

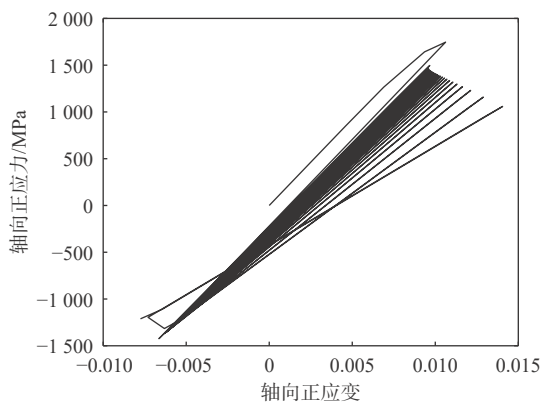


图 10 危险点处的循环应力-应变

Fig. 10 Cyclic stress-strain at critical point

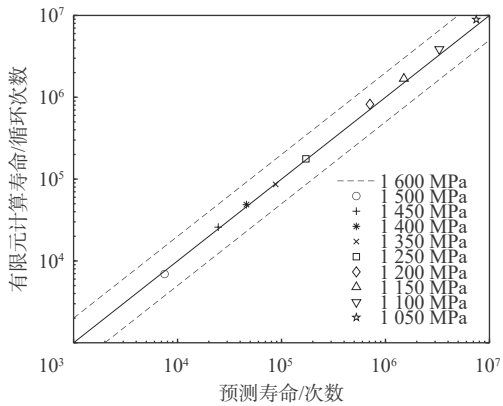


图 11　有限元计算寿命和闭合解预测寿命对比

Fig. 11　Comparison of FEM predicted life and closed theoretical solution

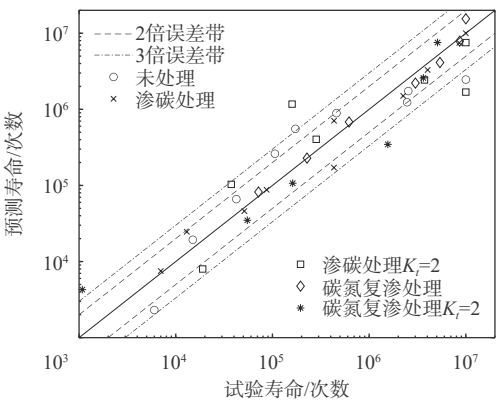


图 12　不同工艺下 M50NiL 轴承钢旋弯疲劳试验寿命与预测寿命对比

Fig. 12　Experimental results vs predicted life bearing steel specimen under different methods

以看出, 大部分预测结果都在 2 倍误差带以内, 少部分结果在 2 倍和 3 倍误差带之间, 而位于 3 倍误差带之外的结果大多来自疲劳试验寿命分散性较大的试件, 如经表面硬化处理的缺口件。这表明在试验数据分散性较小的前提下, 本文模型能够较好地对真空热化学处理 M50NiL 轴承钢的疲劳寿命进行预测。

5.2　讨论分析

基于前述损伤力学-有限元方法预测了不同工况下的 M50NiL 轴承钢旋弯疲劳寿命, 分析了不同工艺、载荷水平及应力比对疲劳损伤累积和疲劳寿命的影响。在损伤力学有限元计算中, 通常设定损伤变量终止值为 1, 而在实际数值计算中, 损伤变量的增长可能更快, 甚至出现上一个周期损伤变量小于 1, 下一个周期大于 1 的情况。此时, 取未到达 1 的周期作为最后一个周期得到其疲劳寿命。因此, 下文中部分曲线的损伤变量并未达到 1。首先, 在应力水平为 1 200 MPa, 应力比 R=−1 的循环载荷作用下, 只淬火回火未表面硬化处理和渗碳处理的 M50NiL 轴承钢试件旋弯疲劳寿命及损伤演化如图 13 所示。可以看出, 相对于只淬火回火的试件, 渗碳处理的试件的疲劳损伤演化速率相对较慢, 其疲劳寿命有所提高。危险点处材料的弹性模量的演化规律如图 14 所示。可以看出, 随着单元疲劳损伤的增加, 其弹性模量逐渐下降, 材料的承载能力降低。

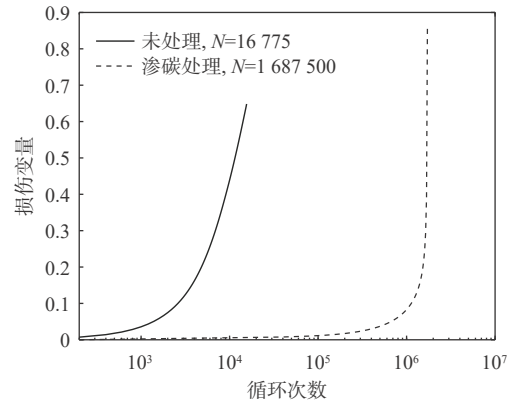


图 13　1 200 MPa, R=−1 时淬火回火和渗碳处理下 M50NiL 轴承钢试件旋弯疲劳的损伤度变化规律

Fig. 13　Variation law of damage degree in rolling contact fatigue of M50NiL bearing steel specimen under quenching and tempering and carburizing processes at 1 200 MPa and R=−1

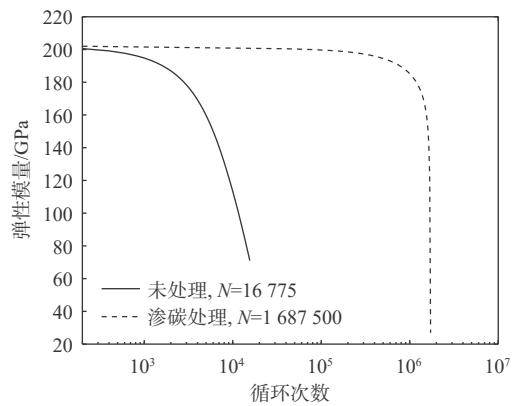


图 14　1 200 MPa, R=−1 时只淬火回火和渗碳处理下 M50NiL 轴承钢试件的弹性模量变化规律

Fig. 14　Variation law of elastic modulus of M50NiL bearing steel specimen under quenching and tempering and carburizing processes at 1 200 MPa and R=−1

分析不同应力比(R=0.02,0.5,−1)对疲劳寿命及损伤演化的影响得出, 控制应力水平为渗碳 1 600 MPa、碳氮复渗 1 200 MPa。计算得到的疲劳寿命及损伤度演化曲线如图 15 和图 16 所示。可以看出, 对于 2 种不同的处理工艺, 在应力水平相同时, 应力比越大, 材料的疲劳损伤累积越慢, 其疲劳寿命越长。

分析不同应力水平(1 600 MPa, 1 500 MPa, 1 400 MPa)对疲劳寿命及损伤演化的影响。对于渗碳和碳氮复渗 2 种工艺, 应力比均为 R=−1。计算得

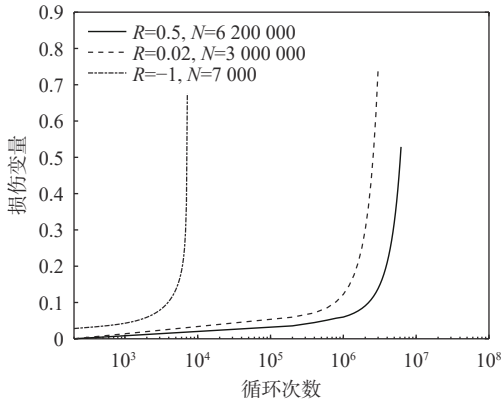


图15 渗碳处理的M50NiL轴承钢试件旋弯疲劳损伤度随应力比的变化

Fig. 15 Variation of damage evolution with stress ratio of carburized M50NiL bearing steel specimen

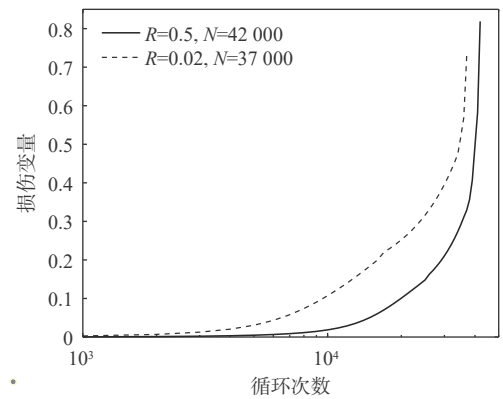


图16 碳氮复渗处理的M50NiL轴承钢试件旋弯疲劳损伤度随应力比的变化

Fig. 16 Variation of damage evolution with stress ratio of carbonitrided M50NiL bearing steel specimen

到的M50NiL轴承钢试件疲劳寿命及损伤度演化如图17和图18所示。可以看出，对于2种不同的处理工艺，在应力比相同时，载荷水平越高，材料的疲劳损伤累积越快，其疲劳寿命就越短。与此同

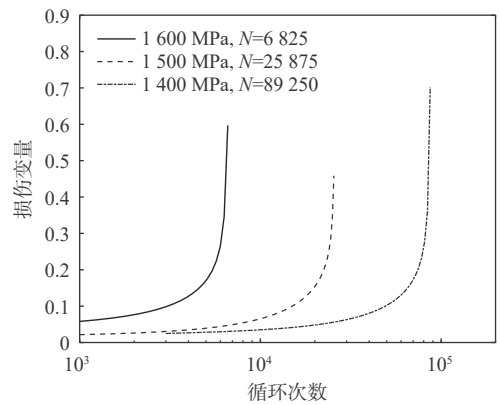


图17 $R=-1$时渗碳处理的M50NiL轴承钢试件旋弯疲劳损伤度随应力水平的变化

Fig. 17 Variation of damage evolution with stress level of carburized M50NiL bearing steel specimen under $R=-1$

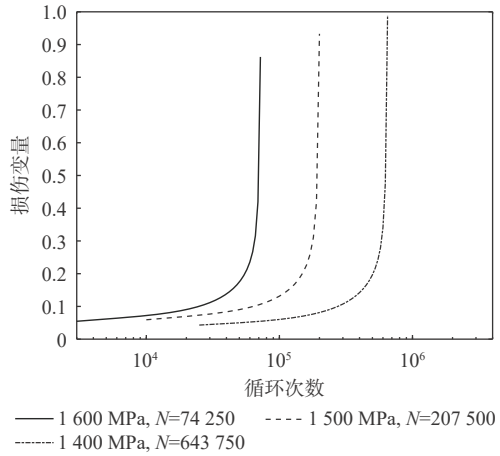


图18 $R=-1$时碳氮复渗处理的M50NiL轴承钢试件旋弯疲劳损伤度随应力水平的变化

Fig. 18 Variation of damage evolution with stress level of carbonitrided M50NiL bearing steel specimen under $R=-1$

时，在相同的疲劳载荷作用下，相比渗碳处理，计算得到的碳氮复渗处理的M50NiL轴承钢试件的疲劳寿命略高。

6 结 论

本文提出了考虑真空化学热处理工艺影响的疲劳损伤模型及数值计算方法，通过试验分析、理论研究及数值模拟，研究了考虑硬化层影响的M50NiL轴承钢的旋弯疲劳损伤分析及寿命预测方法，主要结论如下：

1）只淬火回火未经表面硬化处理、渗碳处理和碳氮复渗处理的M50NiL轴承钢试件的旋弯疲劳试验结果表明，同一应力水平下，渗碳处理试件和碳氮复渗处理试件的疲劳寿命都要高于未经表面处理的试件，碳氮复渗试件的疲劳寿命高于渗碳处理的试件，缺口件的实验数据分散性远高于光滑件。

2）基于损伤力学理论，提出了M50NiL齿轮轴承钢的旋弯疲劳损伤分析模型，该模型考虑了真空化学热处理所形成的硬化层对旋弯疲劳性能的影响。

3）提出了考虑硬化层影响的疲劳损伤分析的损伤力学-有限元数值计算方法，预测了M50NiL轴承钢的旋弯疲劳寿命，并与试验结果进行对比，验证了所提的旋弯疲劳分析方法的正确性。

本文的研究工作仍然存在一些不足：一方面，对于旋弯疲劳试验结果分散性较大的数据点，预测结果误差较大；另一方面，没有考虑硬化层残余应力对疲劳寿命的影响。这些内容将在未来的工作中开展进一步的研究。

参考文献（References）

[1] 寇思源. 航空发动机主轴轴承 M50NIL 钢应用技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2019.
KOU S Y. Research on application technology of M50NIL steel for aviationengine spindle bearing[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2019(in Chinese).

[2] 王博, 杨卯生, 赵昆渝. 双真空冶炼高合金轴承钢后真空表面渗碳疲劳性能的研究[J]. 真空科学与技术学报, 2016, 36(7): 838-843.
WANG B, YANG M S, ZHAO K Y. Fatigue resistance of surface-carburized Cr-co-Mo-Ni bearing steel refined by vacuum melting [J]. Chinese Journal of Vacuum Science and Technology, 2016, 36(7): 838-843(in Chinese).

[3] 王艳江. 中碳 Cr、Mo 渗氮轴承钢的耐磨与疲劳性能研究[D]. 石家庄: 河北科技大学, 2017.
WANG Y J. Study on wear and fatigue properties of medium carbon Cr and Mo nitriding bearing steel[D]. Shijiazhuang: Hebei University of Science and Technology, 2017(in Chinese).

[4] WONGTIMNOI K, CHOWWANONTHAPUNYA T. Evolution of microstructure and wear resistance of carburized low carbon steel [J]. International Journal of Integrated Engineering, 2022, 14(1): 66-72.

[5] WAN H Y, LU H, REN Y P, et al. Strengthening mechanisms and tensile properties of 20Cr2Mn2Mo processed by laser shock peening and vacuum carbonitriding[J]. Surface and Coatings Technology, 2022, 439: 128462.

[6] M EURLING F. Influence of carbide and inclusion contents on the fatigue properties of high speed steels and tool steels[J]. International Journal of Fatigue, 2001, 23(3): 215-224.

[7] 史智越. GCr15 轴承钢旋转弯曲疲劳性能研究[D]. 北京: 钢铁研究总院, 2019.
SHI Z Y. Study on rotary bending fatigue properties of GCr15 bearing steel[D]. Beijing: Central Iron and Steel Research Institute, 2019 (in Chinese).

[8] PICAS I, CUADRADO N, CASELLAS D, et al. Microstructural effects on the fatigue crack nucleation in cold work tool steels[J]. Procedia Engineering, 2010, 2(1): 1777-1785.

[9] XIAO N, HUI W J, ZHANG Y J, et al. High-cycle fatigue behavior of vacuum-carburized 20Cr2Ni4 steel with different case depths[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2019, 28(6): 3413-3422.

[10] 黄帅, 张国强, 王毛球, 等. 不同渗碳层深度下重载齿轮钢的疲劳性能[J]. 钢铁研究学报, 2012, 24(4): 34-38.
HUANG S, ZHANG G Q, WANG M Q, et al. Fatigue properties of heavy-duty gear steel with different carburized depth[J]. Journal of Iron and Steel Research, 2012, 24(4): 34-38(in Chinese).

[11] 孙侠生, 苏少普, 孙汉斌, 等. 国外航空疲劳研究现状及展望[J]. 航空学报, 2021, 42(5): 524791.
SUN X S, SU S P, SUN H B, et al. Current status and prospect of overseas research on aeronautical fatigue[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(5): 524791(in Chinese).

[12] 秦国华, 郭翊翔, 王华敏, 等. 飞机整体结构件的“加工变形-疲劳寿命”多目标结构优化方法[J]. 工程力学, 2021, 38(8): 222-236.
QIN G H, GUO Y X, WANG H M, et al. Multiple objective structural optimization on “machining deformation-fatigue life” of aeronautical monolithic components[J]. Engineering Mechanics, 2021, 38(8): 222-236(in Chinese).

[13] 武陇岗, 王瑞杰, 刘飞, 等. AZ31B/TA15 异种材料电阻点焊接头的疲劳寿命预测[J]. 材料热处理学报, 2022, 43(3): 168-176.
WU L G, WANG R J, LIU F, et al. Fatigue life prediction of resistance spot welded joints of AZ31B/TA15 dissimilar materials[J]. Transactions of Materials and Heat Treatment, 2022, 43(3): 168-176 (in Chinese).

[14] 刘俭辉, 赵贺, 冉勇, 等. 基于临界面理论的多轴等效应变疲劳寿命预估模型[J]. 中国机械工程, 2022, 33(15): 1821-1827.
LIU J H, ZHAO H, RAN Y, et al. Multiaxial equivalent strain fatigue life prediction model based on critical plane theory[J]. China Mechanical Engineering, 2022, 33(15): 1821-1827(in Chinese).

[15] 甘磊, 吴昊, 仲政. 基于能量法的多轴疲劳寿命预测方法[J]. 固体力学学报, 2019, 40(3): 260-268.
GAN L, WU H, ZHONG Z. Fatigue life prediction under multiaxial loading using energy-based models[J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2019, 40(3): 260-268(in Chinese).

[16] 游文俊, 梅威威, 王计真, 等. 考虑沙尘颗粒冲蚀损伤的航空叶片寿命预估[J]. 航空科学技术, 2022, 33(8): 68-77.
YOU W J, MEI W W, WANG J Z, et al. Life prediction for the aircraft blade with sand particles erosion damage[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(8): 68-77(in Chinese).

[17] 孟莉, 杨硕, 沈泳星. 断裂相场在循环塑性与疲劳分析中的应用[J]. 固体力学学报, 2021, 42(3): 334-344.
MENG L, YANG S, SHEN Y X. Phase field approach to cyclic plasticity and fatigue analysis[J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2021, 42(3): 334-344(in Chinese).

[18] 叶文静, 王莉华. 基于反向传播神经网络的疲劳裂纹扩展分析[J]. 力学季刊, 2021, 42(4): 752-762.
YE W J, WANG L H. Fatigue crack propagation analysis based on back propagation neural network[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2021, 42(4): 752-762(in Chinese).

[19] SHEN F, HU W P, MENG Q C. New approach based on continuum damage mechanics with simple parameter identification to fretting fatigue life prediction[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2015, 36(12): 1539-1554.

[20] KACHANOV L M. Rupture time under creep conditions[J]. International Journal of Fracture, 1999, 97(1): 11-18.

[21] VASU K R S, VINITH Y G, UDAY S G, et al. A review on Johnson Cook material model[J]. Materials Today: Proceedings, 2022, 62: 3450-3456.

[22] LEMAITRE J, CHABOCHE J L, MAJI A K. Mechanics of solid materials[J]. Journal of Engineering Mechanics, 1993, 119(3): 642-643.

[23] XIAO Y. A continuum damage mechanics model for high cycle fatigue[J]. International Journal of Fatigue, 1998, 20(7): 503-508.

[24] SHEN F, ZHAO B, LI L, et al. Fatigue damage evolution and lifetime prediction of welded joints with the consideration of residual stresses and porosity[J]. International Journal of Fatigue, 2017, 103: 272-279.

[25] 中国国家标准化管理委员会. 金属材料疲劳试验旋转弯曲方法: GB/T 4337—2015[S]. 北京: 中国标准出版社, 2015.
China National Standardization Administration. Rotational bending method for fatigue test of metallic materials: GB/T 4337—2015[S]. Beijing: China Standards Press, 2015(in Chinese).

Rotating bending fatigue life prediction of bearing steel based on damage mechanics

YU Yibing[1]，HE Ziqiang[2]，HE Xiaofan[1]，YANG Zhenyu[1]，ZHAN Zhixin[1,*]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China；
2. AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials，Beijing 100095，China)

Abstract：This paper proposes a fatigue damage evolution model and numerical calculation method based on the theory of continuum damage mechanics, taking into account the effects of vacuum chemical heat treatment. Rotating bending fatigue damage analysis and life prediction are performed for M50NiL bearing steel. First, the constitutive model, the fatigue damage evolution equation and the material parameter calibration method in the theoretical model are presented. Second, based on the ABAQUS platform, the damage mechanics finite element numerical method for fatigue damage analysis considering the influence of the hardened layer is implemented by the UMAT subroutine. After that, the rotating bending fatigue experiments are conducted for the untreated, carburized, and carbonitrided M50NiL bearing steel, and the effect of the heat treatment process on fatigue properties is analyzed. Finally, the rotational bending fatigue life of M50NiL bearing steel is predicted using the suggested fatigue damage model and numerical approach, and the experimental findings validate the applicability of the proposed method.

Keywords：M50NiL bearing steel；rotating bending fatigue；life prediction；damage mechanics；numerical computation

Received：2022-07-26；**Accepted**：2022-09-30；**Published Online**：2022-10-14 15：46

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221014.1324.003

Foundation items：National Science and Technology Major Project (2017-Ⅶ-0003-0096); Aeronautical Science Foundation of China (201909051002)

* **Corresponding author**. E-mail：zzxupc@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0644

GH3230 合金 TLP 扩散连接动力学实验研究

吴磊[1,2]，滕俊飞[2]，吕彦龙[2]，曲文卿[1,*]，庄鸿寿[1]

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100191；
2. 中国航空制造技术研究院 航空焊接与连接技术航空科技重点实验室，北京 100024)

摘 要：过渡液相(TLP)扩散连接能够获得与母材组织性能相似的焊缝，因而成为航空发动机热端部件镍基高温合金结构的重要连接技术而被广泛应用。TLP扩散连接过程中液相的等温凝固形成不含析出物的固溶体组织是TLP扩散连接机制与过程动力学的核心环节，采用自行研制的镍基非晶态中间层针对GH3230合金的TLP扩散连接过程进行了研究试验，重点分析了不同连接时间条件下TLP扩散连接焊缝区域的元素扩散和分布特征，以中间层中Co元素为示踪原子，根据GH3230合金与中间层材料中的Co元素的含量分布状态判定等温凝固阶段前的液相最大宽度及等温凝固完成时间等重要参数，结果表明：液相最大宽度为72 μm，GH3230合金在1 180 ℃的焊接温度下TLP扩散连接等温凝固完成时间大于4 h。

关 键 词：镍基高温合金；过渡液相扩散焊；等温凝固；液相最大宽度；微观组织；示踪原子
中图分类号：TG453.9
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)08-2595-06

随着先进航空发动机燃烧室向高温升、高热容方向的发展[1]，对燃烧室等高温部件的材料和结构的耐高温性能要求也越来越高。镍基高温合金冷却层板结构是航空发动机燃烧部件的基础单元，其具有冷却效率高、冷气需求量少的优点[2-4]，是目前最先进的航空发动机燃烧部件的壳体结构。冷却层板结构是由具有密排阵列孔柱特征的上下两层板焊接而成，保证焊缝组织、性能与母材相同或相似是实现层板结构耐高温性能的基础。使用钎焊技术连接层板结构无法保证焊接接头良好的高温性能，固相扩散焊虽然能够保证焊接接头的高温性能，但是在焊接过程中需要施加较大的压力，导致层板结构中的孔柱变形，影响层板的散热效率。过渡液相(transient liquid-phase, TLP)扩散连接不仅能够获得与母材相同或相似的组织与性能，而且可以实现复杂结构的高精度连接，适用于层板结构的焊接。

TLP扩散连接是一种结合了高温钎焊和固相扩散焊2种工艺优点的连接方式。该方式是先将含有一定降熔元素的中间层置于待连接面之间，加热熔化中间层，再通过降熔元素的扩散实现接头的等温凝固，最后通过元素在焊缝和母材之间相互扩散得到组织、性能与母材非常接近的焊接接头。TLP扩散焊按照时间顺序可以分为中间层熔化、液相扩大、等温凝固、元素均匀化4个阶段[5-8]。

针对TLP扩散连接，国内外开展了大量的研究。美国P&W公司研制出与母材PWA1480单晶合金成分接近的中间层合金进行TLP扩散连接[9]，连接规范为1 232 ℃/24 h，连接后经固溶和时效处理，接头在982 ℃时的持久强度和等温低周疲劳性能与PWA1480基体相当。Nishimoto等[10]在对CMSX-2高温合金进行TLP扩散焊时采用MBF80中间层，对焊后接头进行固溶、时效处理后，接头的高温抗拉强度及高温持久强度得到明显提高，接近

收稿日期：2022-07-27；录用日期：2022-11-03；网络出版时间：2022-12-06 08:29
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221205.1126.001
*通信作者. E-mail：quwenqing@buaa.edu.cn

引用格式：吴磊，滕俊飞，吕彦龙，等. GH3230合金TLP扩散连接动力学实验研究[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2595-2600.
WU L，TENG J F，LYU Y L，et al. Experimental study on kinetics of TLP diffusion bonding of GH3230 alloy[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2595-2600 (in Chinese).

于母材的强度。使用TLP扩散连接作为金属材料的焊接方式所得到的焊接接头具有良好的室高温力学性能。

GH3230合金是一种新型的固溶强化的Ni基高温合金,因具有优越的高温性能而在航空发动机热端部件中得到应用。GH3230合金层板结构长期在超高温环境下工作,可采用具备低温连接、高温服役特点的TLP扩散连接作为连接手段。目前针对GH3230合金的TLP扩散连接的研究较少,本文开展了GH3230TLP扩散连连接动力学研究,通过示踪元素Co研究等温凝固阶段最大液相宽度,确定等温凝固阶段完成时间,这对于优化焊接工艺以及对接头性能的预测具有重要的指导意义。

1 实验材料及方法

母材镍基高温GH3230合金成分如表1所示,该合金是一种固溶强化型镍基高温合金,微观组织主要由γ相组成,γ相是由Cr、Co、W、Mo和Ni组成的固溶强化相,其主要强化元素为W、Mo,固溶温度为1 180～1 230 ℃,合金熔化温度为1 301～1 371 ℃[11-12]。本文实验使用的中间层为自行研制的镍基多元非晶态合金,中间层保留了GH3230合金的主体元素,去除了Al、Ti元素,加入了B作为降熔元素。因为选择使用Co元素作为示踪原子,所以能够保证中间层中Co的含量高于母材含量,Co元素质量分数为0.1。可使用单辊急冷法将其制成非晶态箔带[13-15]。

表1 GH3230合金成分

Table 1 Composition of GH3230 alloy

C	Cr	Co	W	Mo	Al	Ti	Fe	Si	Mn	Cu	Ni
0.001	0.21	0.014 7	0.144 4	0.013 2	0.003 6	0.000 3	0.009 6	0.003 5	0.005 2	0.000 1	余量

使用真空度为1.7×10^{-3} MPa的超高温真空扩散焊炉在1 180℃的焊接温度下,分别保温0.5 h, 1 h, 2 h, 4 h进行GH3230合金的TLP扩散连接等温凝固实验。将焊接接头打磨、抛光、腐蚀(腐蚀液成分为HCl(10ml) + CuSO4·5H2O(2g) + H2O(10ml))后,使用光学显微镜和扫描电镜观察接头的微观组织,采用EDX和EMPA进行成分分析。

本文研究采用Co元素作为示踪原子,由于母材中Co元素的含量很低,中间层中的Co元素的质量分数为0.1,与母材中Co元素的浓度相差较大,且Co元素在镍基合金GH3230固相中扩散的量非常小,所以可以通过Co元素的分布范围来判断液相最大宽度。

2 实验结果与分析

2.1 不同保温时间微观组织变化

在1 180 ℃的焊接温度下分别保温0.5 h, 1 h, 2 h, 4 h。焊缝组织的变化如图1所示,保温0.5 h时,焊缝中大量降熔元素会随着温度的降低聚集到焊缝中心,形成大量低熔点的共晶相。当保温时间延长至1 h时,焊缝靠近母材的区域出现了较为明显的固溶体组织,与保温0.5 h相比焊缝变宽,但焊缝中心依旧存在因降熔元素聚集而产生的共晶相。当保温时间延长至2 h时,焊缝组织基本以固溶体结构为主,但在焊缝中心依旧存在不连续的黑色共晶相。当保温时间延长至4 h后,随着保温时间的扩大,焊缝中心因未完成等温凝固而生成的共晶相不断减少,等温凝固区域不断增加,最终焊缝由均质的边界分明的固溶体组成。

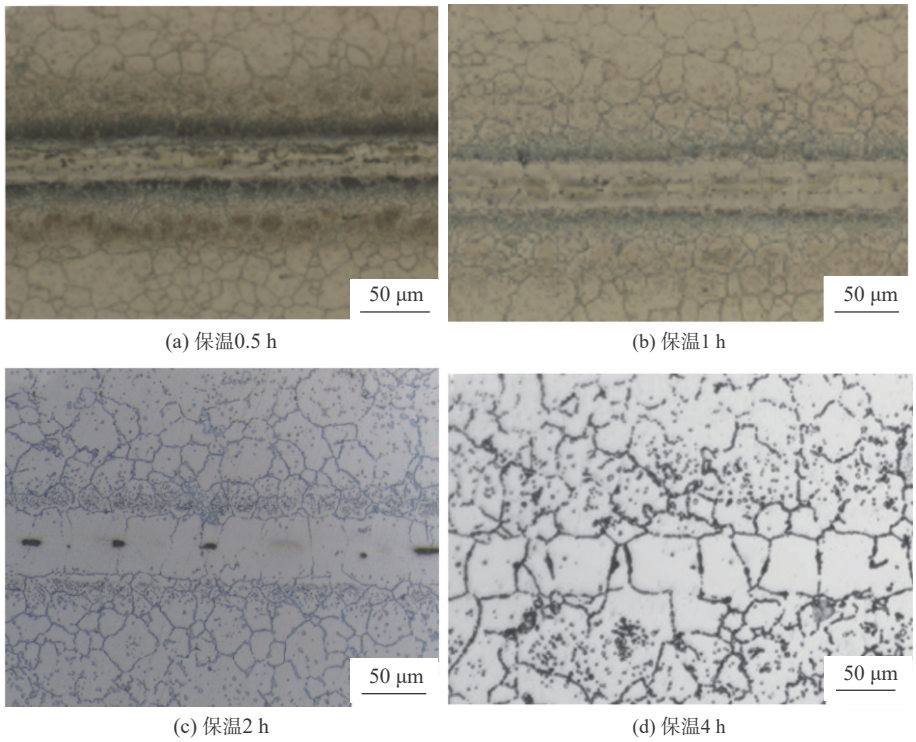
2.2 不同保温时间元素浓度分布

为研究保温过程中各元素的变化规律,对不同保温时间的焊缝使用电子探针进行成分分析,如图2～图7所示。图2和图4分别为保温0.5 h和1 h时的焊缝电镜照片,电子探针点扫描位置从焊缝中心位置开始间隔10 μm按照编号依次进行。将焊缝中心位置的点取作原点,分别往两边以距离为坐标画出不同保温时间的焊缝金属元素分布图。

由图3～图7可知,随着保温时间的增加,焊缝中主要金属元素的分布也逐渐均匀,并且坐标0处即焊缝中心处各金属元素含量最大值处或最小值处,随着保温时间的延长,Ni、Cr、Co、W元素含量变化较为明显的区域就是在焊缝中心。针对不同保温时间时各元素在坐标0处的含量得到各元素在坐标0处含量随时间变化曲线,如图8所示。由图8可知,保温时间从0.5～2 h过程中焊缝中心金属元素含量变化明显,保温2 h后焊缝中心各元素浓度不再发生明显的变化。

2.3 最大液相宽度

在TLP扩散连接过程中,随着中间层中的降熔元素扩散进入母材,使得靠近焊缝的母材因熔点降低而溶解,液相在该过程中不断变宽。因为本文所选用的母材GH3230合金中Co元素的质量分数为0.014 7,并且Co元素镍基合金GH3230固相中的扩散量非常小,所以可以大致将Co元素质量分数超



(a) 保温0.5 h　(b) 保温1 h

(c) 保温2 h　(d) 保温4 h

图 1　焊接温度为 1 180 ℃ 不同保温时间的焊缝组织光镜照片

Fig. 1　Photoscopic photos of weld microstructure at welding temperature of 1 180 ℃ and at different time

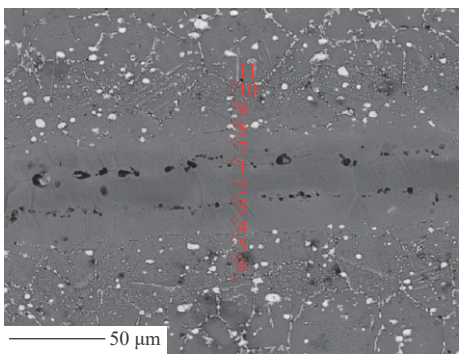


图 2　焊接温度为 1 180 ℃ 保温 0.5 h 焊缝组织电镜照片与电子探针位置

Fig. 2　Electron microscope image and position of electron probe of weld microstructure held at 1 180 ℃ for 0.5 h

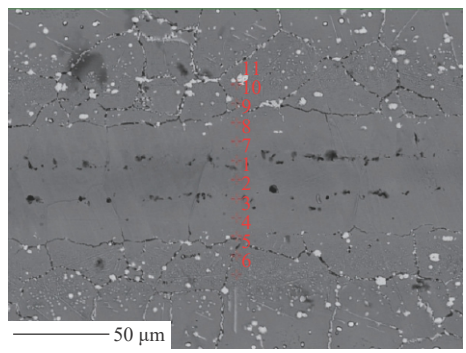


图 4　焊接温度为 1 180 ℃ 保温 1 h 焊缝组织电镜照片与电子探针位置

Fig. 4　Electron microscope photo and position of electron probe of weld microstructure held at 1 180 ℃ for 1 h

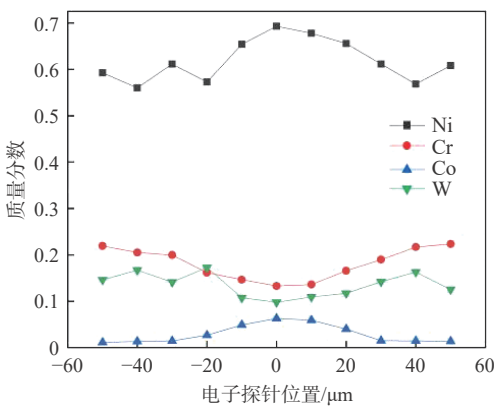


图 3　焊接温度为 1 180 ℃ 保温 0.5 h 焊缝金属元素分布

Fig. 3　Distribution of weld metal elements at 1 180 ℃ for 0.5 h

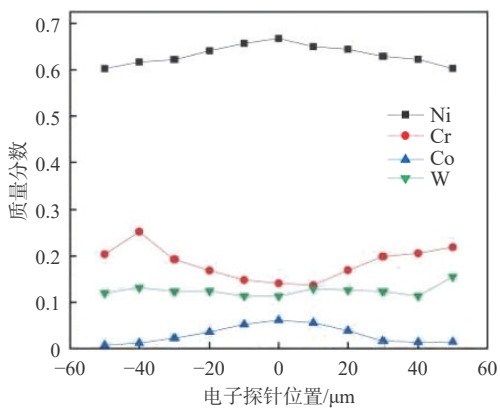


图 5　焊接温度为 1 180 ℃ 保温 1 h 焊缝金属元素分布

Fig. 5　Distribution of weld metal elements at 1 180 ℃ for 1 h

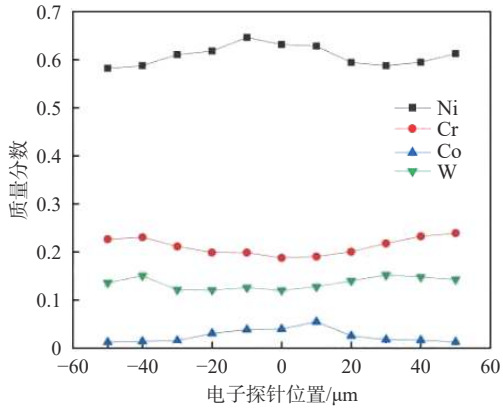


图6 焊接温度为1 180 ℃保温2 h焊缝金属元素分布

Fig. 6 Weld metal element distribution at 1 180 ℃ for 2 h

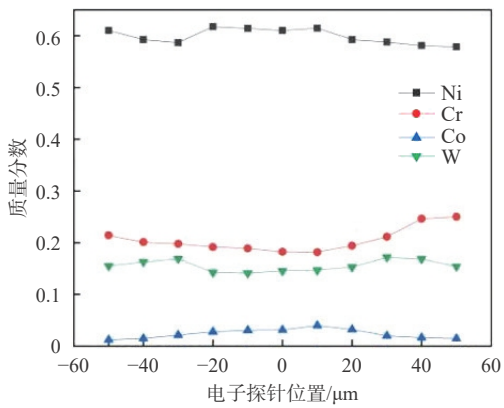


图7 焊接温度为1 180 ℃保温4 h焊缝金属元素分布

Fig. 7 Distribution of weld metal elements at 1 180 ℃ for 4 h

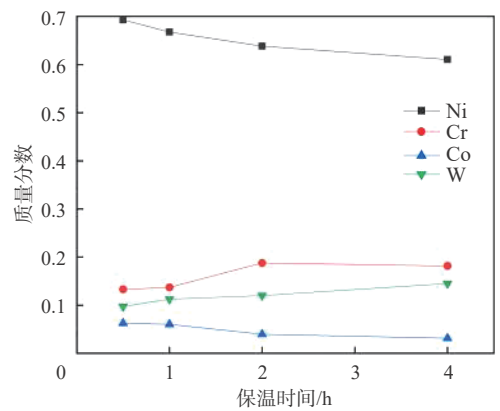


图8 焊接温度为1 180 ℃坐标0处各元素含量变化

Fig. 8 Content changes of each element at coordinate 0 of welding temperature 1 180 ℃

过0.014 7的分布范围的宽度认定为GH3230在等温凝固阶段的液相最大宽度。根据不同保温时间按焊缝金属元素分布图可以制作出Co元素质量分数超过0.014 7的分布范围的宽度随时间变化的曲线，如图9所示。可以看出，保温时间从0.5 h延长至2 h的过程中，Co元素分布范围的宽度一直在增加，说明液相在该过程中不断变宽。当保温时间达到2 h时，最大液相宽度不再随时间的变化而出现

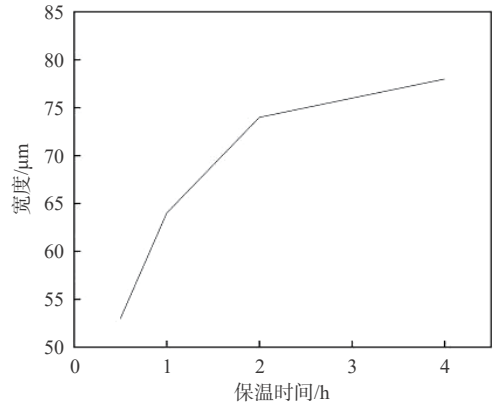


图9 Co元素质量分数超过0.014 7的分布宽度

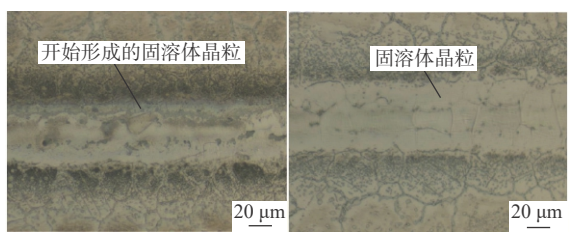
Fig. 9 Distribution width of Co mass fraction exceeding 0.014 7

明显变化。说明保温2 h时液相已经达到最大宽度，最大液相宽度约为74 μm。

2.4 等温凝固完成时间

等温凝固阶段是中间液相转化为均匀的无析出物的Ni基固溶体的重要阶段，如果没有足够时间使等温凝固阶段充分进行，中间液相就会因为温度的降低而凝固，液相中剩余的降熔元素B会随着固液交界面向中间移动并聚集在此处，最终与Ni、Cr等元素生成低熔点的脆硬性共晶化合物。为保障焊接接头的力学性能就必须保障等温凝固阶段充分进行，所以确定出GH3230合金完成等温凝固的时间在工业生产中就显得尤为重要。

如图10所示，保温0.5 h时焊缝靠近母材的区域处降熔元素已经扩散进入母材，此处熔点升高，并且母材中的金属元素扩散进入该区域，在保温0.5 h的情况下发生了等温凝固，形成了部分边界分明的固溶体晶粒。但是焊缝中大量降熔元素会随着温度降低聚集到焊缝中心，从而形成大量低熔点的脆性共晶相，此时焊缝元素分布不均匀，这说明保温0.5 h时等温凝固已开始进行，但尚未完成。当保温时间延长至1 h后，焊缝的宽度较保温0.5 h时明显变宽，此时焊缝2/3的区域形成了边界分明的固溶体晶粒，并且与保温0.5 h时相比，完成等温凝固的区域进一步向焊缝中心移动，此时的固溶体晶粒成长得更为充分，但是焊缝中心依旧存在低熔

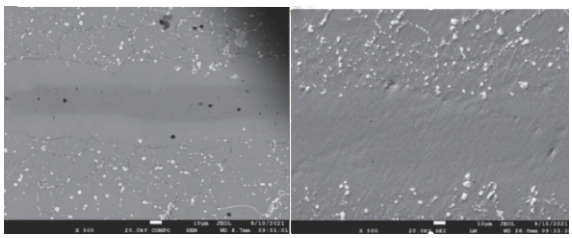


(a) 保温0.5 h (b) 保温1 h

图10 焊接温度为1 180℃保温0.5h、1h焊缝组织

Fig. 10 Weld microstructure held at 1 180℃ for 0.5h and 1h

点的共晶相, 这说明保温 1 h 时, 等温凝固尚未充分完成。如图 11 所示, 当保温时间延长至 2 h 后, 焊缝中的共晶组织进一步减少, 但焊缝中心依旧存在非等温凝固区。当保温时间延长至 4 h 后, 焊缝中非等温凝固区域已经完全消除成为完整的固溶体晶粒, 等温凝固阶段完成。同时随着保温时间的延长, 焊缝中元素分布已经较为均匀, 由此可知, GH3230TLP 扩散连接在 1 180 ℃ 的焊接温度下, 完成等温凝固阶段的时间大于 4 h。



(a) 保温2 h　　(b) 保温4 h

图 11　焊接温度为 1 180 ℃ 保温 2 h 和 4 h 焊缝组织电镜照片

Fig. 11　Electron microscopy photos of weld microstructure at 1 180 ℃ for 2 h and 4 h

3　结　论

1) 本文使用自行研制的镍基多元合金非晶态中间层对 GH3230 合金进行 TLP 扩散连接, 在焊接温度 1 180 ℃、保温 4 h 的工艺参数下能够得到无脆性共晶相的焊接接头, 焊缝完全由均质的边界分明的固溶体组成。

2) 因为中间层中 Co 元素含量与母材中 Co 元素的含量相差较大, 且 Co 元素在镍基合金 GH3230 固相中扩散的量非常小, 母材中 Co 元素质量分数为 0.014 7, 所以本文大致将 Co 元素质量分数超过 0.014 7 的分布范围的宽度认为是 GH3230 在等温凝固阶段的液相最大宽度。通过研究 Co 元素的分布范围随时间变化的规律, 确定当保温时间达到 2 h 时, 液相已经达到最大宽度, 最大液相宽度约为 74 μm。

3) 本文通过对不同保温时间的焊缝组织进行观察, 发现在 1 180 ℃ 的焊接温度下, GH3230 合金完成等温凝固阶段的时间大于 4 h。

参考文献（References）

[1] 张斌全. 现代航空发动机燃烧室: 兼论“航机陆用”有关问题[M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1986.
ZHANG B Q. Combustion chamber of modern aero-engine: Also on the related problems of “aircraft land use” [M]. Beijing: Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics Press, 1986 (in Chinese).

[2] 倪莉, 张军, 王博, 等. 镍基高温合金设计的研究进展[J]. 材料导报, 2014, 28(3): 1-6.
NI L, ZHANG J, WANG B, et al. Progress in alloy design of nickel-based superalloys[J]. Materials Review, 2014, 28(3): 1-6(in Chinese).

[3] 商体松, 赵明, 涂冰怡. 航空发动机燃烧室冷却结构的发展及浮动壁结构的关键技术[J]. 航空工程进展, 2013, 4(4): 407-413.
SHANG T S, ZHAO M, TU B Y. Development of aero-engine combustor cooling structure and the key technologies of floating-wall[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2013, 4(4): 407-413(in Chinese).

[4] 全栋梁, 刘松龄, 李江海, 等. 多孔层板冷却有效性的研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 520-524.
QUAN D L, LIU S L, LI J H, et al. Experimental investigation of cooling effectiveness of laminate porous plates[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 520-524(in Chinese).

[5] DUVALL D S, OWCZARSKI W A, PAULONIS D F. TLP bonding: A new method for joining heat resistant alloys[J]. Weld. J. (NY), 1974, 53(4): 203-214.

[6] GALE W F, WALLACH E R. Microstructural development in transient liquid-phase bonding[J]. Metallurgical Transactions A, 1991, 22(10): 2451-2457.

[7] MACDONALD W D, EAGAR T W. Transient liquid phase bonding[J]. Annual Review of Materials Science, 1992, 22: 23-46.

[8] 张赛赛. 钴基高温合金 DZ40M 的 TLP 扩散焊工艺及机理 y 研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
ZHANG S S. Research on process and mechanism of TLP bonded cobalt-based superalloy DZ40M[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020 (in Chinese).

[9] 张邦强. Mar-M247 镍基高温合金瞬时液相连接研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2018.
ZHANG B Q. The research on transient liquid phase bonding of Mar-M247 nickel-based superalloys[D]. Chongqing: Chongqing University, 2018 (in Chinese).

[10] NISHIMOTO K, SAIDA K, KIM D, et al. Transient liquid phase bonding of Ni-base single crystal superalloy, CMSX-2[J]. ISIJ International, 1995, 35(10): 1298-1306.

[11] 杜金辉, 赵光普, 邓群, 等. 中国变形高温合金研制进展[J]. 航空材料学报, 2016, 36(3): 27-39.
DU J H, ZHAO G P, DENG Q, et al. Development of wrought superalloy in China[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2016, 36(3): 27-39(in Chinese).

[12] 王明, 鞠泉, 田水仙, 等. GH3230 合金冷轧板材热处理工艺研究[J]. 钢铁研究学报, 2011, 23(S2): 84-87.
WANG M, JU Q, TIAN S X, et al. Study on heat treatment process of GH3230 alloy cold rolled sheet[J]. Journal of Iron and Steel Research, 2011, 23(S2): 84-87(in Chinese).

[13] 张永志, 张红魁, 陈捷狮, 等. 镍基单晶高温合金 TLP 扩散焊影响因素研究进展[J]. 焊接, 2019(9): 32-38.
ZHANG Y Z, ZHANG H K, CHEN J S, et al. Research progress on influence factor of transient liquid phase diffusion bonding of nickel-based single crystal superalloy[J]. Welding & Joining, 2019(9): 32-38(in Chinese).

[14] 庞云舟. 用急冷法制取非晶态带材[J]. 贵金属, 1981, 2(4): 115.

PANG Y Z. Preparation of amorphous strip by quenching method [J]. Precious Metals, 1981, 2(4): 115 (in Chinese).

[15] 王冰霞, 王鑫. 单辊法制备 Co43Fe20Ta5.5B31.5 非晶合金带材 [J]. 天水师范学院学报, 2007, 27(2): 68-70.

WANG B X, WANG X. Research on preparation of Co43Fe20Ta5.5B31.5 amorphous alloy strips by signal roll rapid solidification[J]. Journal of Tianshui Normal University, 2007, 27(2): 68-70(in Chinese).

Experimental study on kinetics of TLP diffusion bonding of GH3230 alloy

WU Lei[1, 2], TENG Junfei[2], LYU Yanlong[2], QU Wenqing[1, *], ZHUANG Hongshou[1]

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Aviation Technology Key Laboratory of Aviation Welding and Joining Technology, AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China)

Abstract: The transient liquid-phase (TLP) diffusion connection can obtain welds similar to the tissue performance of the parent material, so it has become an important bonding technology for the nickel-based superalloy structure of the aviation engine thermal end component and is widely used. The isothermal solidification of the liquid phase during the TLP diffusion bonding to form the solid solvent organization without the precipitates is the core link of the TLP diffusion bonding mechanism and the process dynamics. The TLP diffusion connection process of GH3230 alloy is carried out in the ways of an amorphous intermediate layer based on nickel by using the Co element in the middle layer as the tracer atom. The results focus on the element diffusion and distribution characteristics of the TLP diffusion bonding weld area under different connection time conditions. The maximum width of liquid phase is 72 μm. At the welding temperature of 1 180 ℃, the isothermal solidification time of TLP diffusion bonding is more than 4 h.

Keywords: nickel-based superalloys; transition liquid phase diffusion welding; isothermal solidification; maximum liquid phase width; microstructure; tracer atom

Received: 2022-07-27; **Accepted**: 2022-11-03; **Published Online**: 2022-12-06 08:29

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221205.1126.001

* **Corresponding author**. E-mail: quwenqing@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0652

斜置槽道在翼型失速控制中的应用

杨光宇，张扬*，胡澜翔，付一帆
(西安交通大学 机械结构强度与振动国家重点实验室，西安 710049)

摘 要：翼型失速问题是风力机设计过程中需要重点考虑的气动现象，而引起失速的主要原因是附面层内流动能量不足，无法提供足够的附着力。利用翼型内部开槽，将大迎角状态时翼型下方的高动量气流引射进上部分离区可以有效解决这一问题。为了设计出具有更好气动特性的开槽翼型，研究了在不同宽度下2种不同形状的开槽对翼型气动特性的影响，通过观察不同开槽翼型的流场图和分析不同开槽翼型槽内、槽出口的气流流速，优化出具有更好气动特性的开槽翼型。经过优化设计的开槽翼型在深失速环境下，失速迎角增大了8°，相较于初始翼型，有了较大的气动性能的提升，并证明了开槽在较大迎角时有改善翼型气动特性的特征。

关 键 词：风力机翼型；翼型失速；斜置槽道；边界层分离；流速
中图分类号：V221+.3
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)08-2601-18

空气动力学装置的气动性能主要由翼型决定，而翼型的失速条件受到边界层黏性效应的强烈影响，大量研究证明，边界层对透平机械和飞行器的气动性能影响极大，因此，对边界层的流动控制就显得格外重要。对边界层进行主动干预称为流动控制，其主要目的在于增强边界层承受逆压梯度的能力，从而延缓或消除流动分离或边界层过早转捩。流动控制方法主要分为2类：被动流动控制和主动流动控制。两者最主要的区别为是否需要外界能量注入。被动流动控制不需要能量注入但由于额外几何装置的引入会带来一定量的废阻，而主动流动控制则需要设计相应的控制系统和供能输能装置并会带来一定的结构重量代价。对于在较低速度运转的空气动力学装置，被动流动控制是一种较为理想的选择。

常用的被动流动控制方法主要有：翼梢小翼[1-2]、仿生前缘[3-4]、开槽[5]、凹槽[6]、涡流发生器[7-8]、襟翼[9]和Gurney flaps[10]。

开槽翼型最初由Francis[11]引入，并由Weick和Shortal[12]进一步发展，研究表明，开槽的位置、宽度、角度都会影响翼型的气动性能。Belamadi等[5]利用雷诺平均方法研究了雷诺数和进气道形状对S809叶片在不同迎角下的气动特性。Didane等[13]用k-ε湍流模型评估了Eqwin叶片在不同开槽宽度下升阻比的变化趋势。该报告表明随着开槽宽度的增加，翼型升阻比有下降趋势。Ibrahim等[14]用NACA 4412翼型对开槽翼型和基准翼型进行了研究实验，结果表明，在较低风速下，开槽叶片比基准叶片有更大的升力。在另一项调查中，Prince等[15]测试了弯曲窄开槽在风力涡轮机上的可行性。Ramzi和Abderrahmane[16]研究了开槽的位置、宽度和夹角对高负荷压气机叶栅的影响。该研究结果表明，基于2D模型，开槽使得升阻比提高了28%，失速迎角增加了5°。此外，Ni等[17]模拟并测试了一系列NACA 634-021叶片上的开槽效果，其研究结果表明，开槽翼型的最大升力系数比基准翼型提高了

收稿日期：2022-07-27；**录用日期**：2022-10-04；**网络出版时间**：2022-12-02 09:50
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221201.1449.001
基金项目：国家自然科学基金(11602199)
*通信作者. E-mail：youngz@xjtu.edu.cn

引用格式：杨光宇，张扬，胡澜翔，等. 斜置槽道在翼型失速控制中的应用[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2601-2618.
YANG G Y，ZHANG Y，HU L X，et al. Application of inclined slot in airfoil stall control[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2601-2618 (in Chinese).

58%，最大升阻比提高了14%。Mohamed等[18]使用不同湍流模型对开槽NACA 0018进行了数值研究，以增加Darrieus VAWT的扭矩和功率系数。

虽然已有研究均表明开槽可以对翼型的气动特性产生有利影响，但是对于开槽翼型，鲜有研究对开口细节进行讨论，本文以S809为研究对象，在2D模型上细化开槽参数，引入射流速度和射流方向，研究射流速度和射流方向对开槽翼型气动特性的影响，从而反演优化开槽参数，得到气动性能更好的开槽设计参数，进而得出开槽参数对翼型气动特性的影响规律，最后总结出适用于不同翼型的最优开槽规律。

1 研究模型及数值方法

1.1 研究模型

以S809为基准翼型进行研究，其开槽模型如图1所示，参考弦长为c，其中开封参数包括开槽宽度d、开槽角度θ、槽道入口与前缘的距离λ_1、槽道出口与后缘的距离λ_2。

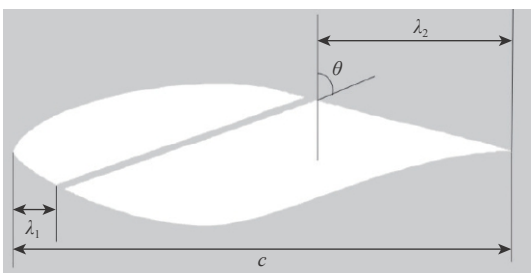


图1 研究模型

Fig. 1 Research model

1.2 数值方法及验证

1.2.1 数值方法

本文基于ANSYS-Fluent软件，采用有限体积法求解二维定常RANS方程，对流项采用二阶迎风格式，扩散项采用二阶中心差分格式。为使RANS方程封闭，采用剪切应力输运(shear-stress transportation, SST) k-ω两方程湍流模型。边界条件的设定为：物面采用无滑移边界条件，远场采用压力远场边界条件。

本文的计算工况与Simms等[19]的试验相同，即来流马赫数$Ma=0.045\,8$(折合自由来流速度$V_\infty=10$ m/s)，计算迎角$\alpha=0^\circ\sim20^\circ$，参考长度为翼型弦长$c$。

1.2.2 计算网格

计算域网格采用单块结构网格，在布置好节点后，通过设置第1层网格高度、增长率和生长层数来生成空间网格，其中，第1层网格的计算式为：$\Delta y=cy^+\sqrt{80}Re_c^{-13/14}=1.2\times10^{-5}$ m[20]。其中，Δy为第1层网格高度，为保证$y^+<1$，本文y^+取0.5，参考长度c=1 m。设置网格增长率为1.2，用于生成网格和远场边界。远场为圆形，计算域半径为$50c$，网格域如图2所示。

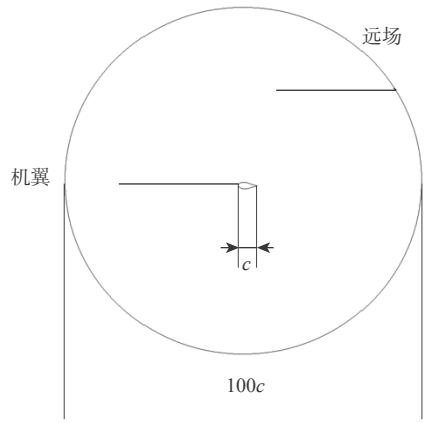


图2 计算域展示

Fig. 2 Demonstration of computational domain

为研究网格敏感性，可通过改变第1层网格高度和增长率调节节点分布得到几套疏密不同的网格，然后进行对比计算。先建立一套粗网格，在此粗网格上分别沿着翼型法向和流向加密得到中网格A和B，其y^+取0.3，增长率为1.3，同时沿着这2个方向加密得到细网格，细网格的y^+取0.2，增长率为1.1。这几套网格过渡遵循相同的原则，网格数量情况如表1所示。计算结果的对比如图3所示[19]。可以看出，其对升力系数C_l、阻力系数C_d分布具有相同的解析度，后文中的数值计算都采用网格数量较大的细网格。类似地，对开槽附近的局部网格敏感性进行研究，并依据计算结果选择合适的网格，计算使用的网格如图4所示。

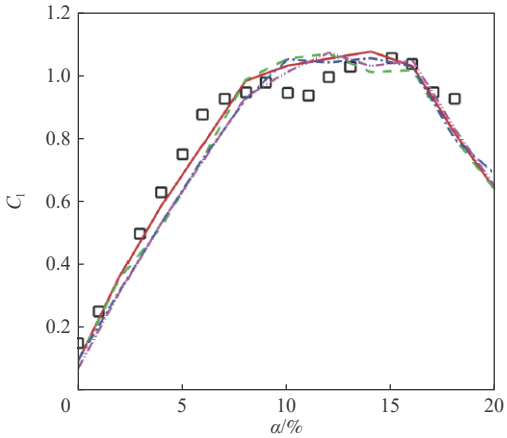
表1 网格收敛性研究使用的网格簇

Table 1 Cluster of mesh used in mesh convergence studies

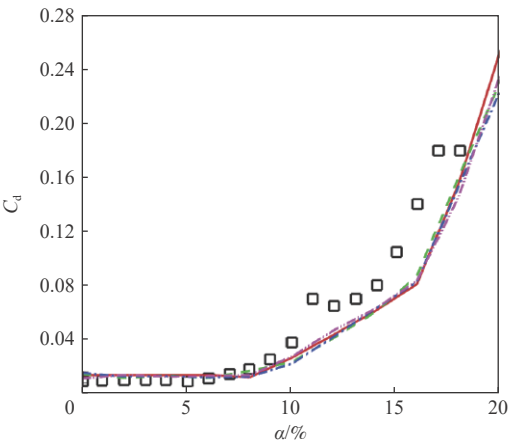
网格类型	节点数量	网格数量
粗网格	10 404	10 200
中网格A	18 727	18 420
中网格B	19 927	19 620
细网格	24 827	24 420

1.2.3 数值验证

本文采用基于RANS方程对流场进行求解，由于雷诺平均后，残余应力项(即雷诺应力)仍然需要进一步封闭，从而衍生出众多湍流模型，本文将采用Menter[21]发展的k-ω SST两方程湍流模型，其方程形式为



(a)不同网格升力系数对比



(b) 不同网格阻力系数对比

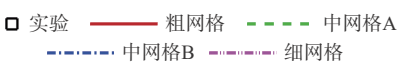


图 3　网格收敛性研究结果

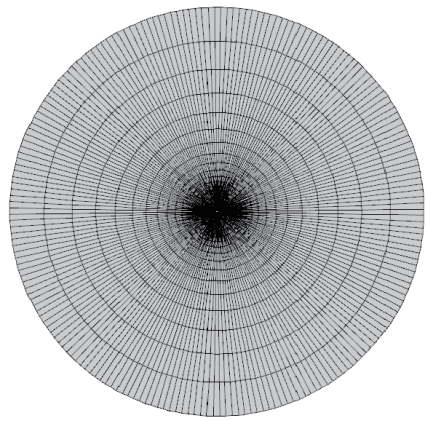
Fig. 3　Results of mesh convergence research

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k)+\frac{\partial}{\partial x_i}\left(\rho k u_j\right)=P_k-\beta'\rho\omega k+\frac{\partial}{\partial x_j}\left[(\mu+\sigma_k\mu_t)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right]$$

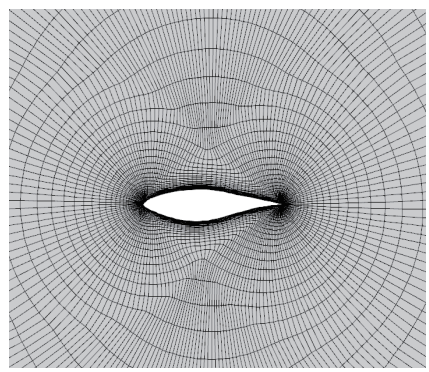
$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\omega)+\frac{\partial}{\partial x_i}\left(\rho\omega u_j\right)=\frac{\rho\gamma}{\mu_t}P_k-\beta\rho\omega^2+\frac{\partial}{\partial x_j}\left[(\mu+\sigma_\omega\mu_t)\frac{\partial\omega}{\partial x_j}\right]+\frac{2\rho\sigma_{\omega^2}}{\omega}(1-F_1)\frac{\partial k}{\partial x_j}\cdot\frac{\partial\omega}{\partial x_j}\tag{1}$$

式中: μ_t为湍流涡黏性系数; μ为分子黏性系数; ρ 为流体密度; k 为湍流动能; ω 为湍流耗散率。其他常数均与参考文献 [21] 保持一致, SST 模型的第一个特点在于控制方程中引入的交叉倒数项, 能够保证 k-ω产生正确的近壁渐进解; 另外, SST 模型引入了 Bradshaw 假设[21], 通过在涡黏性系数的求解过程中对非平衡流动进行限制, 即

$$\mu_t=\frac{a_1 k}{\max(a_1\omega,\Omega F_2)}\tag{2}$$



(a) 远场网格



(b) 网格局部细节

图 4　计算使用的网格

Fig. 4　Mesh used in present computation

式中的参数和函数均与文献 [21] 保持一致, 需要说明的是, 由于 Bradshaw 常数a_1的限制, 在非平衡流动处, SST 模型能够更好地求解分离现象, 因此, SST 模型比较适合(于)本文的研究。

2　计算结果及分析

根据图 1 中的定义, 对开槽的形状进行研究, 在不改变开槽宽度、开槽入口位置的情况下, 设置 2 种开槽形状: 直通道开槽和弧型通道开槽。具体的开槽参数如图 5 所示, 下面将研究 2 种开槽形状对基准翼型气动特性的影响, 并总结其影响规律。

2.1　直开槽对翼型气动特性的影响

图 5 为直开槽翼型的几何参数。图中, 开槽出口距翼型后端 0.4c, 开槽宽度d = 0.02c, 开槽与纵向夹角θ=75°, 其中保证 y^+<1, 计算状态: 马赫数 Ma= 0.045 8, 雷诺数 Re=1×10^6, 计算迎角α为 0°～20°, 计算结果和基准翼型对比如图 6 所示。

由图 6(a)可知, 基准翼型在α = 10°时失速, 而直开槽翼型在α=18°时失速。当α<12°时, 基准翼型的升力系数略大于开槽翼型, 当$\alpha\geqslant$12°时, 直开槽翼型的升力系数大于基准翼型, 但是两者在小迎角状态下升力线斜率相近。由图 6(b)可知, 在 8°<α<

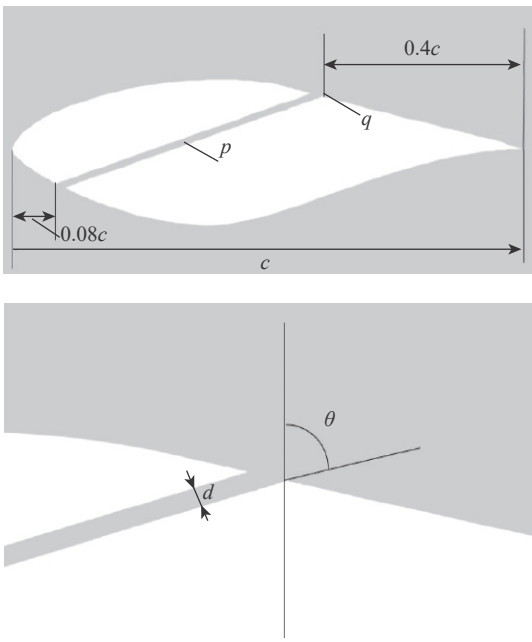


图5 直开槽翼型几何参数

Fig. 5 Geometric parameters of straight slotin airfoil

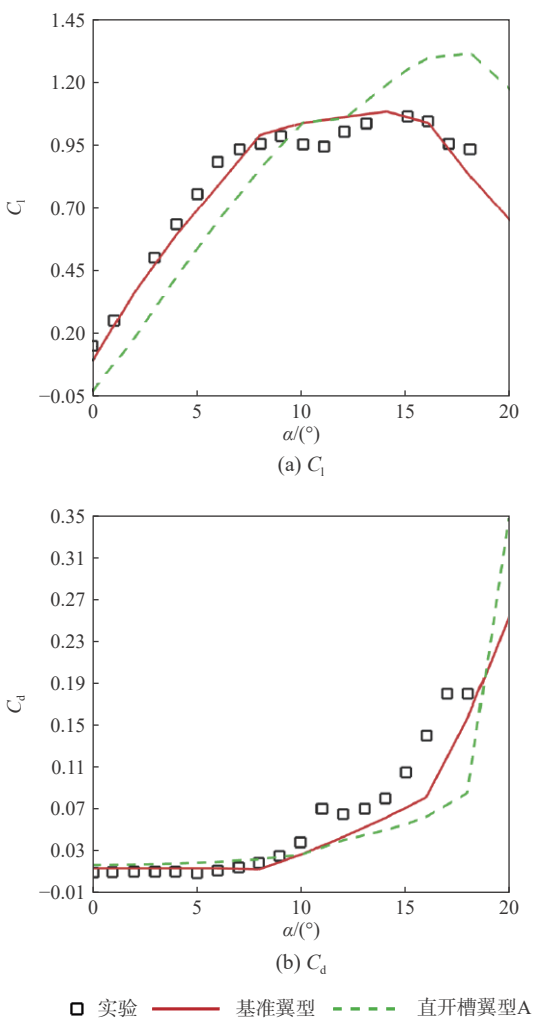


图6 直开槽翼型与基准翼型升、阻力系数对比

Fig. 6 Comparison of lift and drag coefficient between straight slotted airfoils and reference airfoils

16°时，基准翼型和直开槽翼型的阻力系数差量无太大变化，在α=20°时，直开槽翼型的阻力系数远小于基准翼型。为直观地评价其气动特性的优劣，可对比基准翼型和直开槽翼型的升阻比(L/D)如图7所示。

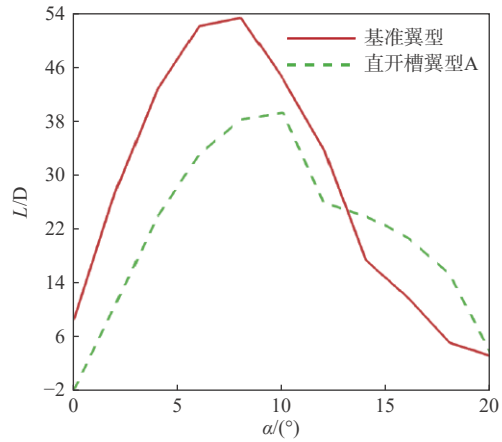


图7 直开槽翼型和基准翼型的升阻比

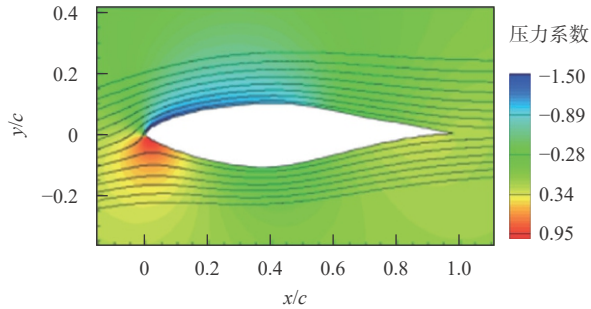
Fig. 7 Lift-drag ratio of straight slotted and reference airfoils

由图7可知，当α>14°时，直开槽翼型的升阻比优于基准翼型。在较小迎角时，直开槽翼型的气动特性表现不佳，因此，仍然需要对开槽的几何参数进行详细的研究和优化。图8为基准翼型和直开槽翼型的流场分布，背景以压力云图进行染色。

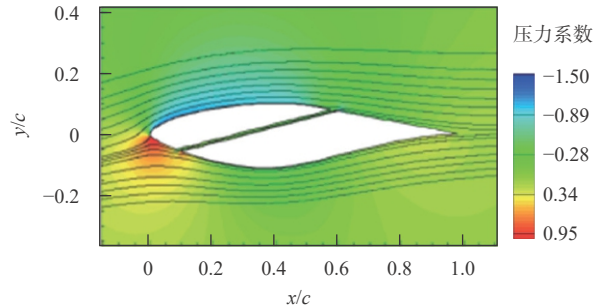
通过观察流场分布发现，在小迎角时(α<12°)，基准翼型的分离发展较慢，然而在直开槽翼型中，槽道内气流在出口处与上翼面流动交汇，两者的合速度方向并不平行于地平面，因此，降低了边界层能量水平，从而过早在尾部形成分离区。如图8所示，迎角为2°～10°时，在狭槽后，直开槽翼型上翼面尾部的低速区更大，这便是直开槽翼型的升力系数在小迎角下低于基准翼型的原因。

在较大迎角时(α>10°)，流动分离占据主导地位，分离点向前缘移动。刚出现分离时(10°<α<12°)，分离点位于开槽出口之后，通过狭槽的气流会产生2种影响：增加分离区域的厚度和将分离点向前移动。这2种现象对改善翼型的气动特性有着消极的影响，所以在10°<α<12°时，直开槽翼型的升力系数略小于基准翼型。随着迎角的增加，开槽出口在分离区内部，直开槽翼型通过将下翼面高速气流引入上表面，将上表面大的分离区切分成2个小的分离区，在这种情况下，通过狭槽的气流为分离流增加了一些外部动能，削弱分离区域，从而实现升力系数的增加，这对改善翼型的气动性能有着积极的作用。

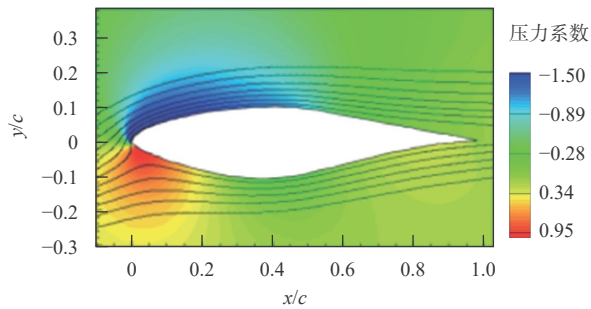
在槽道内设置观察点p，其坐标为(0.34, 0.01)取槽道内部的速度为V_{sm}，在槽道出口处设置观察



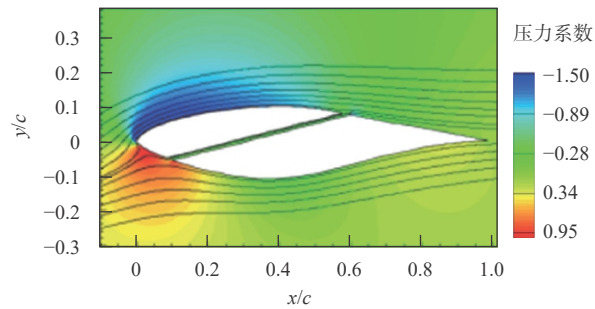
(a) α=6°基准翼型马赫数分布



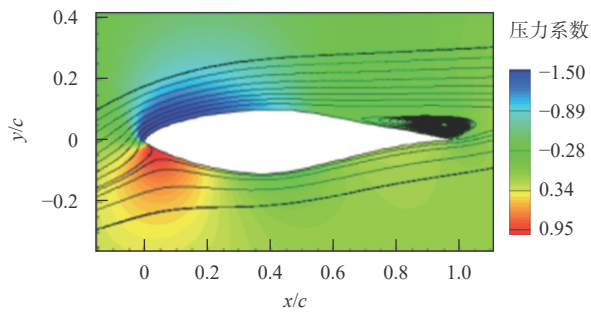
(b) α=6°直开槽翼型马赫数分布



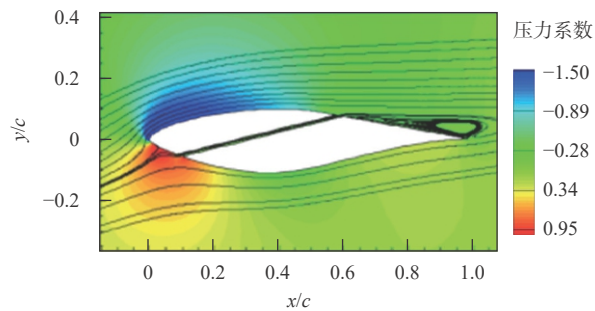
(c) α=10°基准翼型马赫数分布



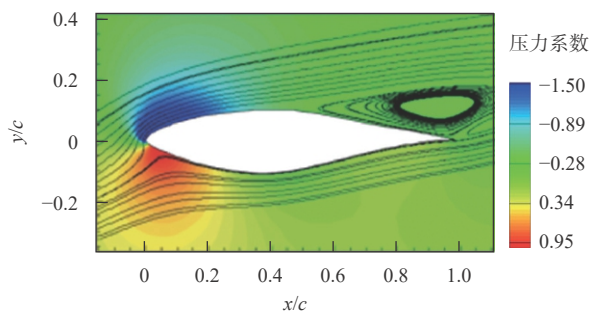
(d) α=10°直开槽翼型马赫数分布



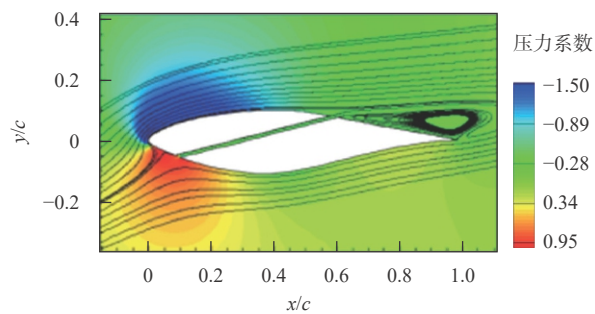
(e) α=12°基准翼型马赫数分布



(f) α=12°直开槽翼型马赫数分布



(g) α=16°基准翼型马赫数分布



(h) α=16°直开槽翼型马赫数分布

图 8　基准翼型和直开槽翼型的流场分布

Fig. 8　Flow field distribution for baseline and straight slotted airfoils

点 q, 其坐标为(0.6, 0.07), 取开槽出口处的速度为 V_{so}, 沿流向的分量为 V_{so}^{x}, 沿法向的分量为 V_{so}^{y}, 不同迎角下, 直开槽翼型气流流速的变化如图 9 所示。

观察槽道内气流流速可以发现, 当 α 为 0°～10°时, 气流流速随着 α 的增加而增加; 当α>10°时, 气流流速趋于平稳, 这是因为随着 α 的增加, 驻点位置会向后移动。当α<10°时, 驻点位置在开槽入口前, 入射角与槽道中轴线趋于平行, 从而产生最大的入射动能; 当α>10°时, 驻点继续前移, 流入射角逐渐偏离槽道中轴线, 槽道内平均流速逐步降低。观察开槽出口气流流速可以发现, V_{so}和V_{so}^{x}的变化相似, V_{so}^{y}一直处于增加状态, 当α<10°时, 翼型表面没有出现分离, V_{so}和V_{so}^{x}一直在增加; 当α>10°时, 翼型表面出现分离, 可以看到V_{so}^{y}在 10°时有显著的增加, 此时V_{so}^{y}=11.87 m/s, 该速度应该为临界点气流法向的最大速度, 当法向速度大于 11.87 m/s 时, 翼型

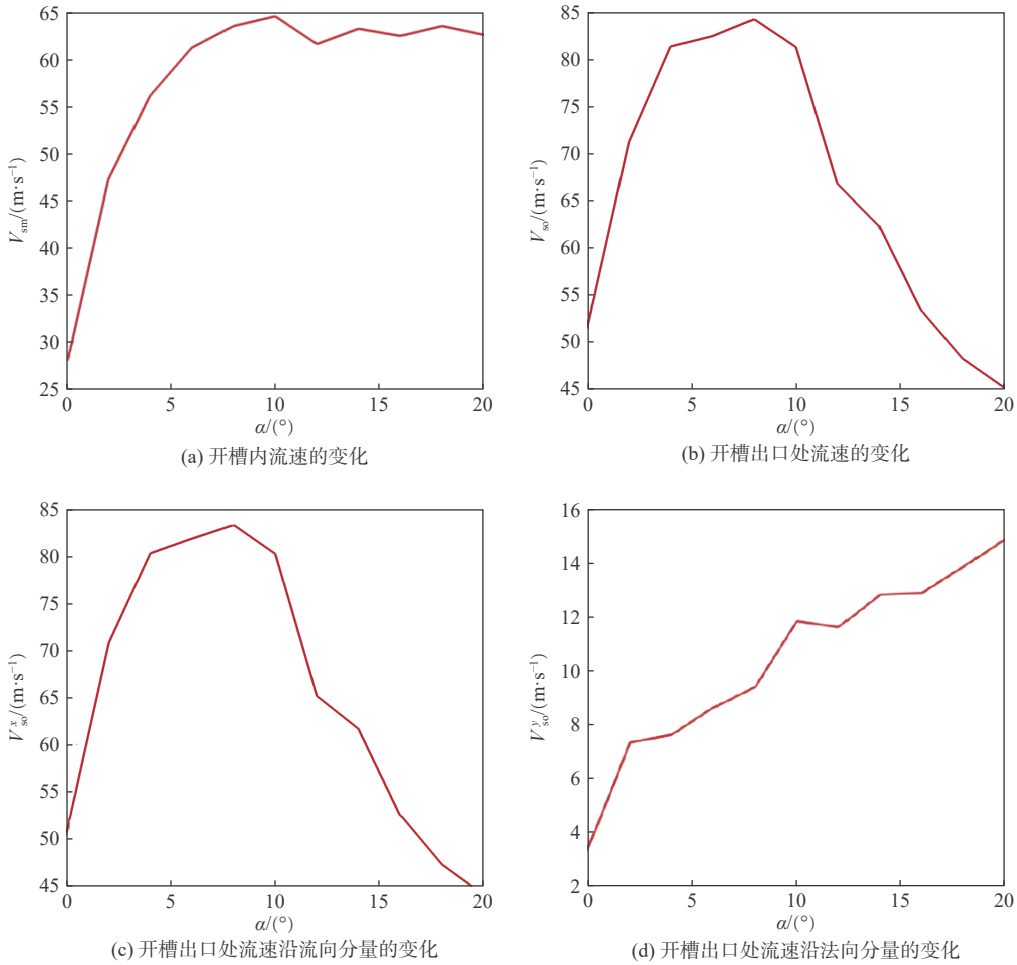


图9 不同迎角下直开槽翼型气流流速变化

Fig. 9 Changes in airflow velocity at different angles of attack of straight slot airfoil

表面出现分离，随着迎角的增加，分离区也会越来越大，V^y_{so}也一直增大，而V_{so}和V^x_{so}一直减小。

综上所述，相较于基准翼型直开槽翼型，延缓了失速，提高了失速迎角；在较大迎角时，直开槽翼型的升阻比优于基准翼型，能够改善其气动性能。然而，线型段的气动性能恶化也暗示直开槽并不能在全迎角范围内起到气动增效的作用，如直开槽能否提升翼型的气动特性，开槽出口位置是关键，开槽出口位于分离区之前，会产生消极的作用；开槽位置位于分离区内部，就会产生积极的作用。

2.2 改变槽道宽度对直开槽翼型的影响

图10为槽道宽度d为0.05c和0.08c的直开槽翼型示意图。在相同的条件下计算，不同宽度直开槽翼型升、阻力系数和升阻比变化如图11所示。

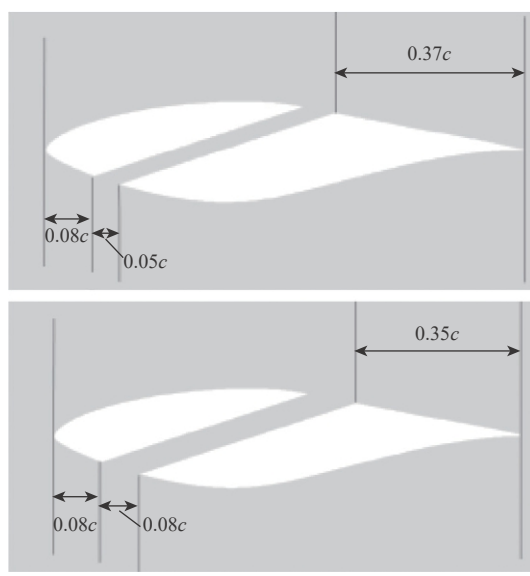
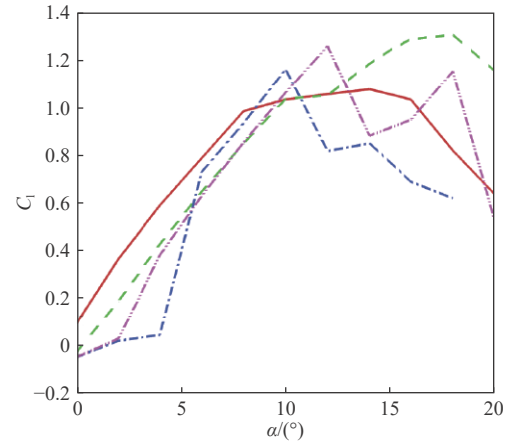


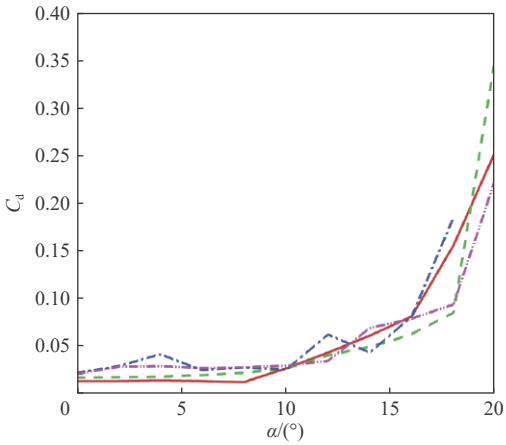
图10 2种不同槽道宽度的直槽道翼型模型

Fig. 10 Two straight slot airfoil models with different slot widths

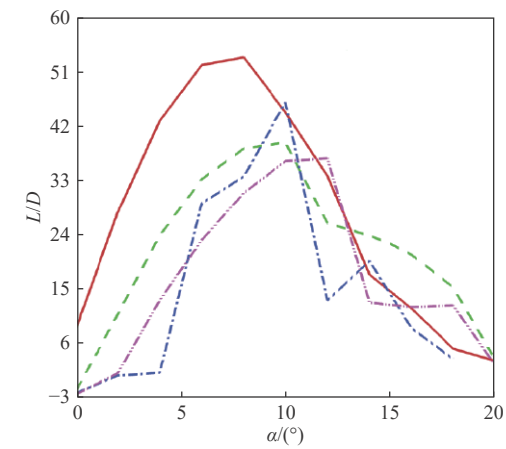
由图11(a)可知，当α<8°时，3种直开槽翼型的C_l均小于基准翼型，当8°<α<10°时，槽道宽度为0.05c的直开槽翼型C_l大于基准翼型，但是当α>10°时，该构型的C_l从1.16降到0.82；宽度为0.08c的直开槽翼型在α=12°时有着较好的C_l，其C_l比基准翼型高25%，此后其C_l波动较大。由图11(b)可知，3组直开槽翼型在α<10°时，其C_d都大于基准翼型；在α>10°时，宽度为0.05c和0.08c的直开槽翼型C_d波



(a) C_l对比



(b) C_d对比



(c) L/D对比

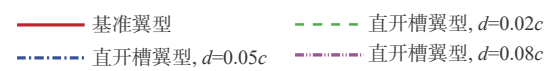
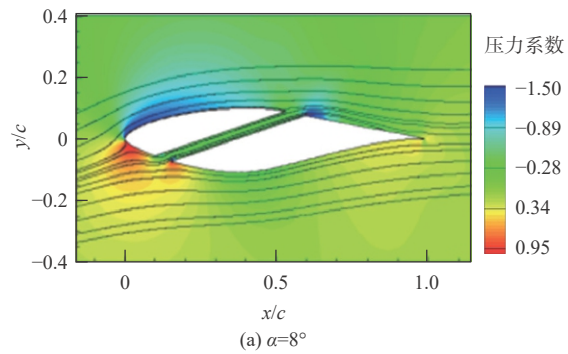


图 11　不同宽度直开槽翼型升、阻力系数和升阻比变化

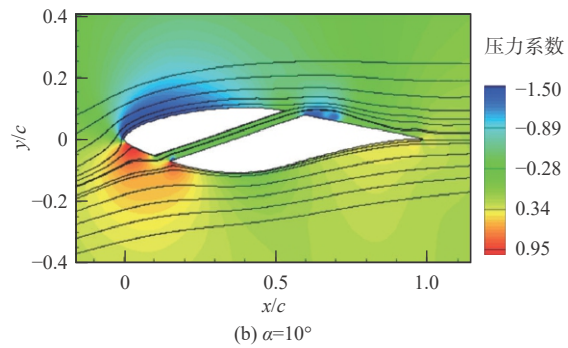
Fig. 11　Lift and drag coefficients and lift-drag ratio changes of straight slotted airfoil models with different widths

动较大。由图 11(c)可知, 宽度为 0.05c 和 0.08c 直开槽翼型的升阻比基本小于基准翼型, 0.05c 的直开槽翼型只有在 α=14°时, L/D 略大于基准翼型, 0.08c 的直开槽翼型只有在α=18°时, 升阻比略大于基准翼型。不同 α 下, 对比 d=0.05c 和 0.08c 这 2 种直开槽翼型, 其流场分布如图 12 和图 13 所示。

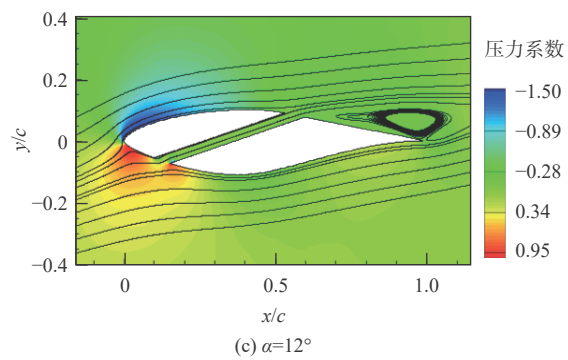
由图 12 和图 13 可知, 当α<10°时, 2 种直开槽翼型槽道出口处均出现低压区, 其中, d = 0.05c的直开槽翼型较为明显, 其在α=8°和 10°时, 槽道出口处出现了很小的回流, 这就解释了为什么在α<10°时, 2 种翼型的升力系数均小于基准翼型。d=0.05c 的开槽翼型在α>12°时, 槽道后缘就产生了大的回流区, 在α>14°时, 槽道出口前也产生了回流区, 这样



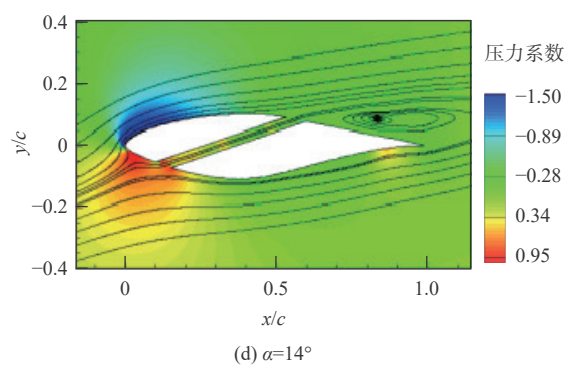
(a) α=8°



(b) α=10°



(c) α=12°



(d) α=14°

图 12　槽道尺寸为 d=0.005c 下不同 α 的流场

Fig. 12　Flow field of airfoil with a d=0.05c straight slot at different angles of α

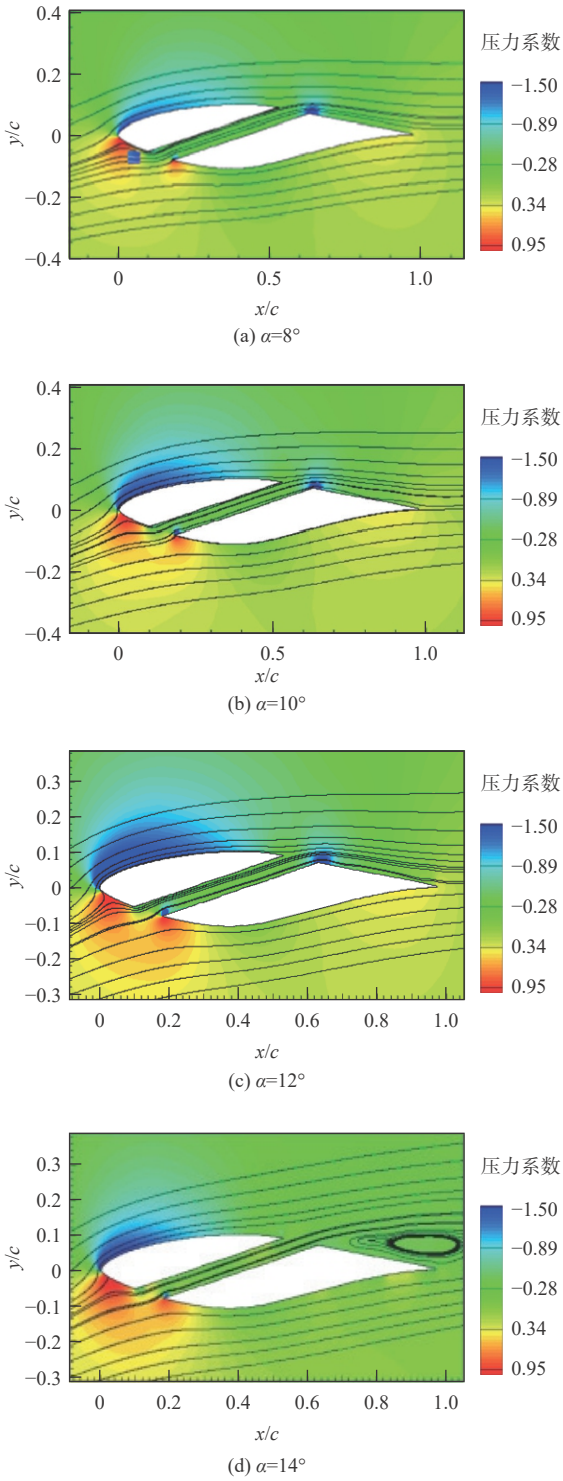


图 13 槽道尺寸为 d=0.08c 下不同 α 的流场

Fig. 13 Flow field of airfoil with a d=0.08c straight slot at different angles of α

在上翼面就产生了 2 个回流区；d=0.08c 的直开槽翼型在α>14°时，上翼面也出现了 2 个回流区，这极大地影响了翼型的气动特性，使得开槽在翼型的气动调整中产生了消极的影响，降低了翼型的升力系数和升阻比。不同迎角下，不同宽度的直开槽翼型气流流速的变化如图 14 所示。

由图 14(a)可知，随着槽道宽度的增加，槽道

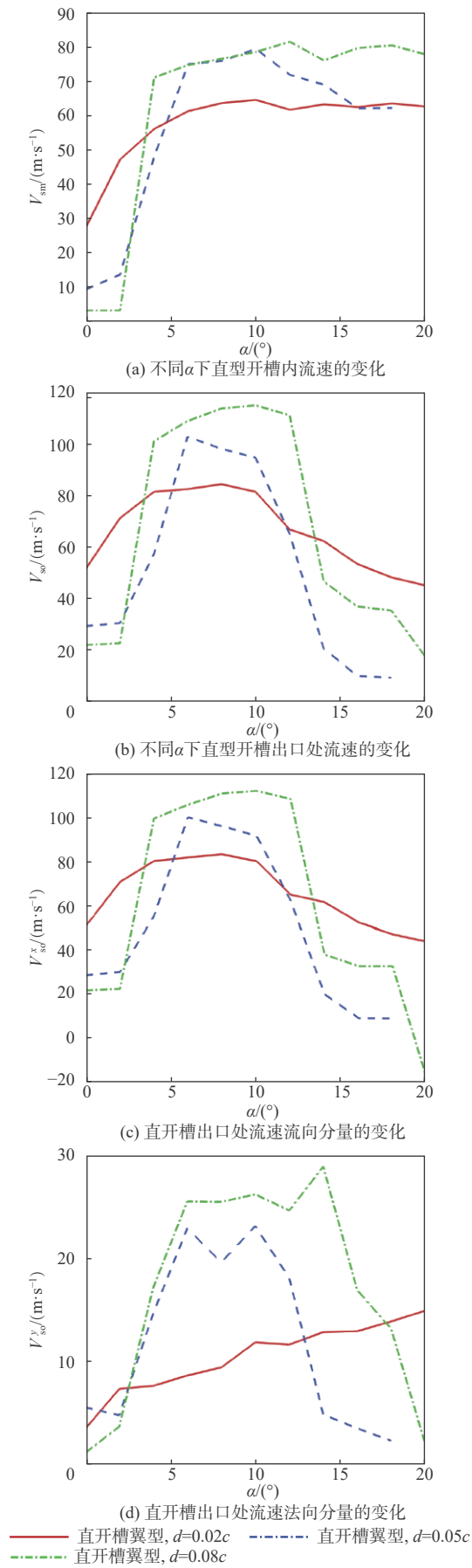


图 14 不同 α 下不同宽度直开槽翼型气流流速的变化

Fig. 14 Flow velocity of airfoils with straight slots of different widths at different angles of attack

内的速度在α>4°时也是增加的, 因为槽道宽度的增加使引射气流更易进入槽道内, 其中, d = 0.08c的翼型在α=12°时槽道内流速最大V_{sm}=81.4 m/s, d = 0.05c的翼型在α=6°时槽道内流速最大V_{sm}=71.93 m/s。

由图 14(b)和图 14(c)可知, V_{so}和V_{so}^{x}的变化相似, 当α<12°时, d = 0.08c的直开槽翼型V_{so}^{x}是增加的, 因为此时槽道出口处还未产生回流区; 当α>12°时, V_{so}^{x}从 108.22 m/s 降到 38.23 m/s, 这是因为槽道出口处产生了较大的回流区, V_{so}^{y}也随之从 28.86 m/s 降到 16.94 m/s。当α<6°时, d = 0.05c的直开槽翼型V_{so}是增加的; 当 6°<α<10°时, V_{so}略有减少, 从 102.64 m/s 降到 94.52 m/s, 这是因为槽道出口处产生了很小的回流区, 较大流速的气流通过槽道流入上翼面, 气流方向和槽道方向一致, V_{so}^{y}得到了有效提高并且最大速度为 22.91 m/s, 过大的引射作用使得边界层附着变得困难, 因此产生了微小的分离区域; 当α>10°时, V_{so}从 94.53 m/s 降到 65.08 m/s, 其主要原因是槽道出口处出现了大的回流区, V_{so}^{x}和V_{so}^{y}也同时骤降。

宽度较大的槽道确实能使槽道内部气流流速增加, 但是随着流速的增加, 会使得槽道出口处的边界层变得不稳定, 流速过大可能会引起槽道出口边界层的过早分离, 从而降低了翼型的气动性能。所以对于直开槽翼型, 增加槽道宽度会使槽道内气流动能增加, 但这同样也会损失翼型整体的气动性能。

2.3　弧形槽道对翼型气动特性的影响

针对 3.1 节和 3.2 节中提到的问题, 本节将对风道出口进行修型, 使其能够与上翼面廓线尽量保持平行, 图 15 为弧形开槽翼型的几何参数, 相同条件下, 计算结果如图 16 所示, 升阻比对比如图 17 所示。

从图 17 可以看出, 当 8°<α<10°时, 弧形开槽翼型比基准翼型有着较好的升阻比; 当α<4°时, 弧形开槽翼型的升阻比和基准翼型近似, 升力系数也近似; 当α>10°时, 弧形开槽翼型的升力系数和升阻比远小于基准翼型。观察其流场分布如

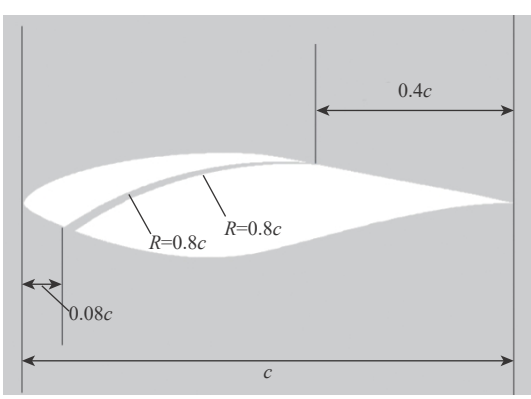


图 15　弧形开槽翼型几何参数

Fig. 15　Geometric parameters of curved slotted airfoils

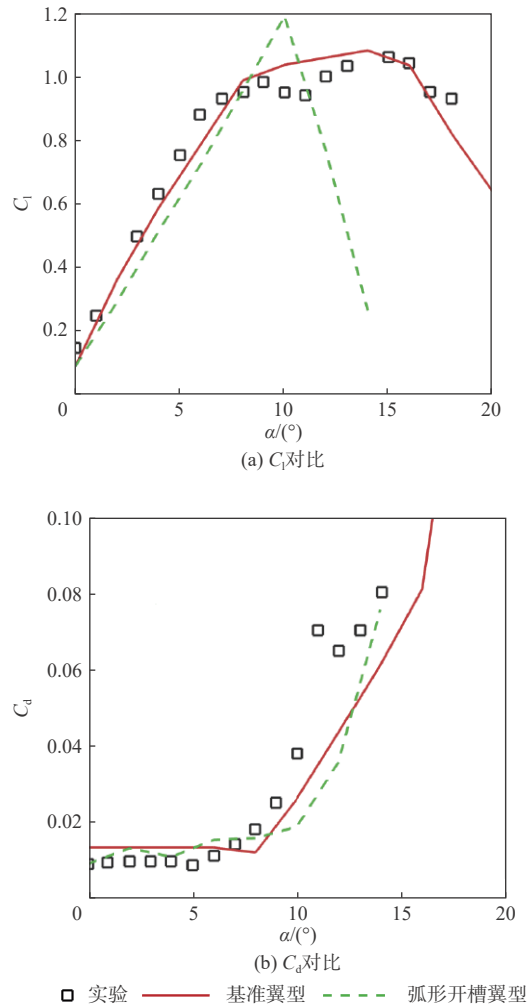


图 16　弧形开槽翼型和基准翼型升、阻力系数对比

Fig. 16　Comparison of lift drag coefficient between curved slotted airfoil and reference airfoil

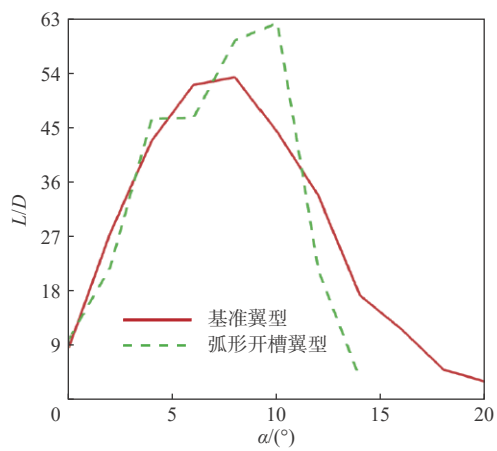
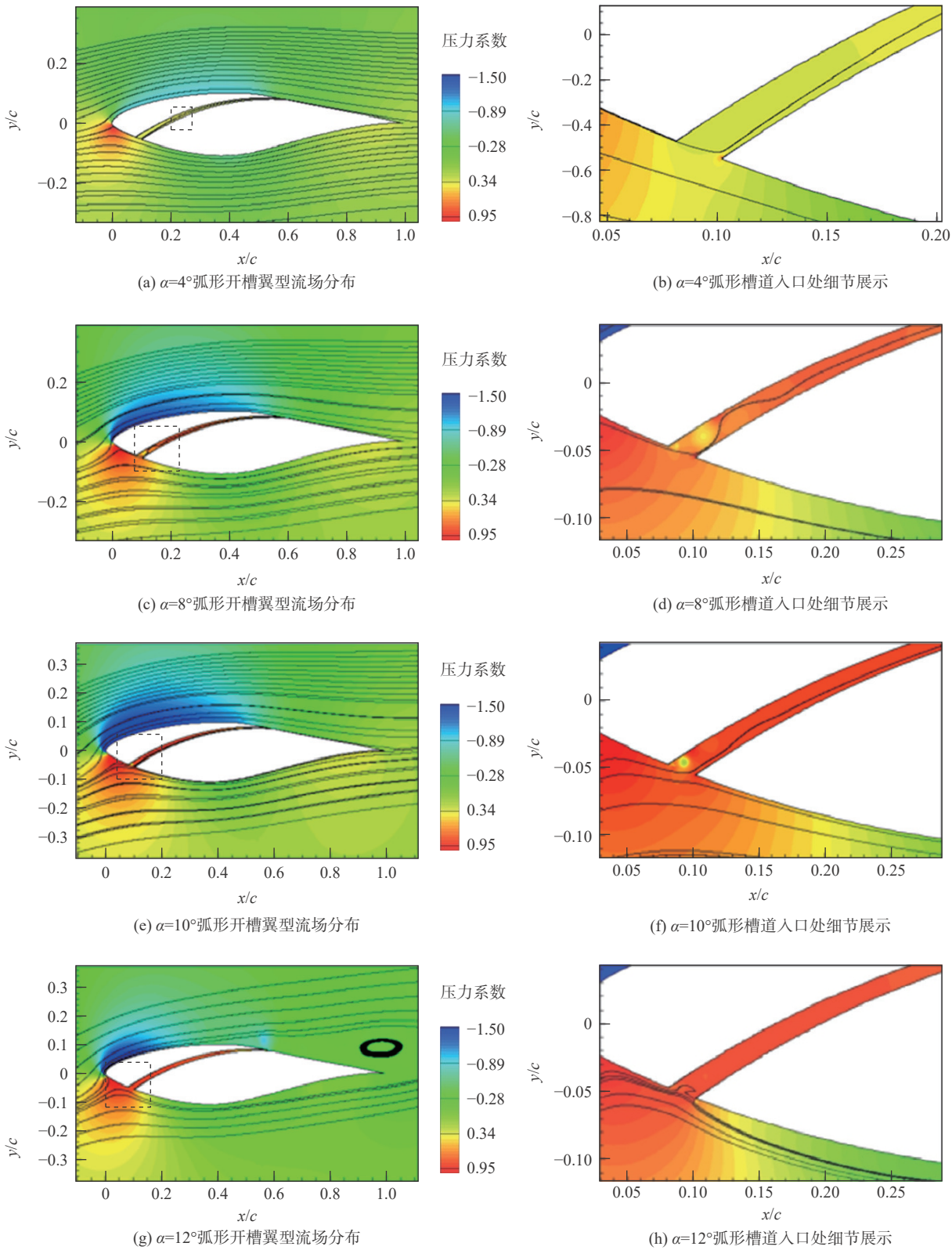


图 17　弧形开槽翼型和基准翼型升阻比对比

Fig. 17　Contrast diagram of lift to drag ratio between curved slotted airfoil and reference airfoil

图18所示。

由图18可知，弧形开槽翼型的出口处与翼型上翼面相切且出口位置在分离区前面，所以下表面高速气流通过开槽流向上翼面后出口速度矢量方向与上翼面速度矢量方向近似平行，从而增加了上翼面气流的动能，延缓了失速。在小迎角时（α<8°），由于驻点位于开槽入口之前，迎角与狭槽夹角较大，所以会有很少的气流通过开槽流入上翼面，在翼型上表面局部形成了一定的空腔效应，从而降低了翼型的气动性能，使升力系数减小，升阻比减小；



(a) α=4°弧形开槽翼型流场分布　(b) α=4°弧形槽道入口处细节展示

(c) α=8°弧形开槽翼型流场分布　(d) α=8°弧形槽道入口处细节展示

(e) α=10°弧形开槽翼型流场分布　(f) α=10°弧形槽道入口处细节展示

(g) α=12°弧形开槽翼型流场分布　(h) α=12°弧形槽道入口处细节展示

图18　不同α下弧形开槽翼型流场分布

Fig. 18　Flow field distribution of curved slotted airfoils at different angles of attack

在中等迎角时(8°<α<10°), 有少量的气流通过槽道流入上翼面, 增加了上翼面气流的动能, 从而改善了翼型的气动特性, 增加了升力系数和升阻比; 在较大迎角时(α>10°), 因为开槽形状的原因, 下翼面的气流很难流入上翼面, 而在槽道内部形成回流, 这样就又降低了翼型的气动特性。

不同迎角下, 直开槽翼型和弧形开槽翼型气流流速的变化如图 19 所示。

从槽道内部的速度可以看出, 弧形槽道内部的速度远远小于直槽道, 弧形槽道内最大速度为 19.04 m/s, 直槽道内的最小速度为 27.8 m/s, 这和槽道的形状有关, 弧形槽道带来的阻滞效应较强, 气流在内部动压损失较大, 且在α>10°时, 槽道内部的速度为负数, 这说明槽道内部出现了严重的回流。

弧形槽道出口的速度V_{so}和其沿流向分量V_{so}^{x}的趋势相似, 同样在α>10°时, V_{so}、V_{so}^{x}和V_{so}^{y}均发生了骤降; V_{so}从 75 m/s 降到 10 m/s, V_{so}^{x}从 75 m/s 降到 10.62 m/s, V_{so}^{y}从 8.16 m/s 降到 0.57 m/s, 可以看出, 在大迎角时, 不但槽道内部出现回流, 槽道出口也形成了大的回流区, 这极大地降低了翼型的气动性能。

综上所述, 驻点位于槽道入口处时, 虽然弧形槽道能够提升翼型上表面的附面层动能, 进一步改善翼型的升阻特性, 但是仍然存在着某些来流情况下性能较差的情况。

2.4　基于弧形槽道的宽度影响研究

本节基于弧形槽道, 探索槽道宽度对翼型气动性能的提升效果。弧形槽道的宽度控制示意图如图 20 所示, 本节将研究 2 种槽道宽度$d=0.05c$和$0.08c$的弧形开槽翼型模型示意图, 其中, R 表示半径为 $0.5c$ 的圆弧。

在相同的条件下计算, 不同宽度弧形开槽翼型多的升、阻力系数和升阻比如图 20 所示。

由图 21(a)可知, 3 种弧形开槽翼型在α<8°时升力系数均小于基准翼型, $d=0.05c$的弧形开槽翼型在 8°<α<14°时升力系数高于基准翼型, α=14°时升力系数达到最大值为 1.64, 但当α>14°时翼型

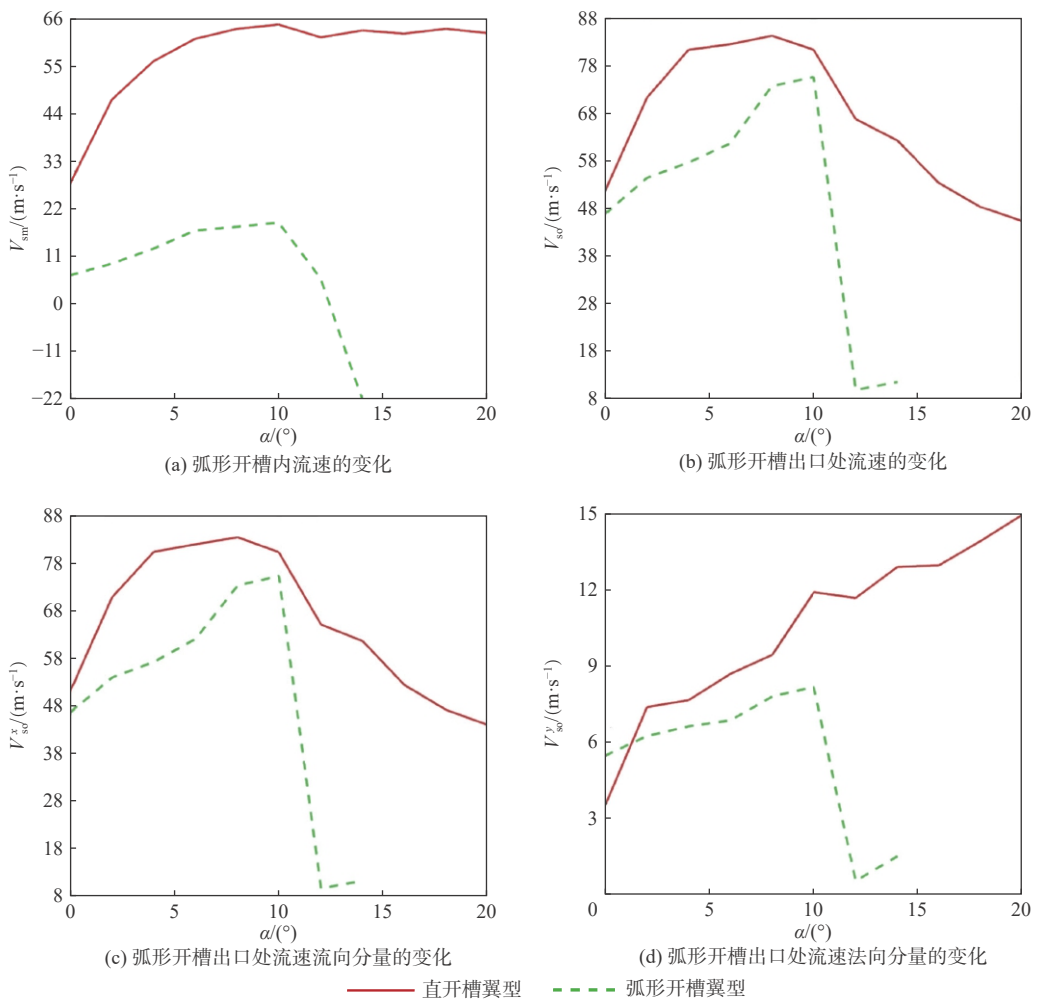
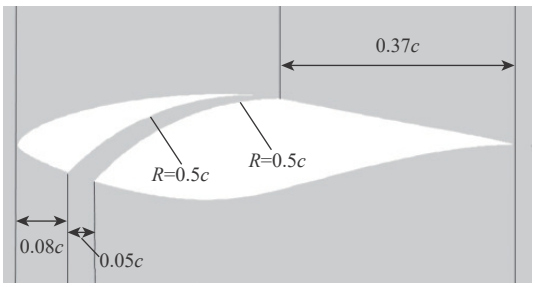
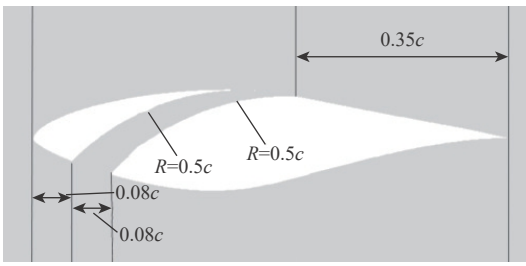


图 19　不同迎角下直开槽翼型和弧形开槽翼型气流流速的变化

Fig. 19　Under different angles of attack, the airflow velocities vary for airfoils with straight slots and airfoils with curved slots



(a) d=0.05c



(a) d=0.08c

图 20 2种不同槽道宽度的弧形槽道翼型模型

Fig. 20 Two cambered slot airfoil models with different slot widths

失速，升力系数从1.64降到0.86，此后升力系数一直下降；d = 0.08c的弧形开槽翼型在0°<α<16°时，升力系数一直处于上升状态，在α=16°时达到最大值为1.01，与基准翼型的升力系数接近，当α>16°时，升力系数出现下降。对比图21(b)可以发现在0°<α<8°时，d = 0.05c和d = 0.08c的阻力系数均大于基准翼型，d = 0.05c的弧形开槽翼型在8°<α<14°时的阻力系数小于基准翼型，在α=12°时达到最小值为0.016，但在α>14°时阻力系数从0.02增加到0.18；d = 0.08c的弧形开槽翼型在12°<α<20°时的阻力系数均小于基准翼型，在α=12°时，阻力系数为0.03。对比图21(c)可发现d = 0.05c的弧形开槽翼型在0°<α<12°时升阻比一直上升，在α=8°时超过基准翼型，在α=12°时达到最大值为84，此后升阻比下降，在α=16°时从80降到4；d = 0.08c的弧形翼型在0°<α<14°时升阻比一直小于基准翼型，14°<α<20°时其升阻比高于基准翼型，在α=18°时，其升阻比是基准翼型的3.2倍。不同迎角下2种弧形开槽翼型的流场分布如图22所示。

由图12和图13可知，2种弧形开槽翼型槽道内部在不同迎角下都出现了低速区，这是弧形槽道前段弧度太大导致的，这也是影响弧形开槽翼型气动特性的主要因素。d = 0.05c的弧形开槽翼型在α=16°时升阻比骤降是因为气流在上翼面发生了严重的分离，分离区被切分成了3块。与直开槽翼型不同的是，弧形开槽翼型出口方向与上翼面相切，气流直接注入上翼面，使得上翼面在较大迎角时才

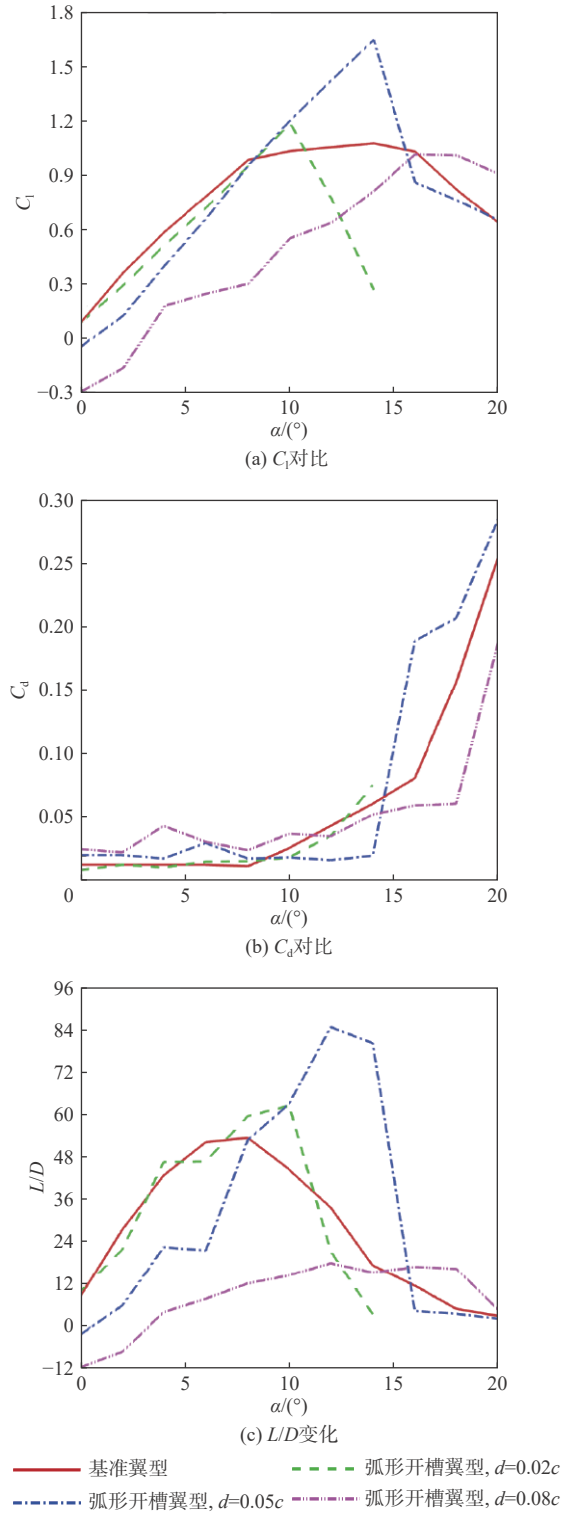
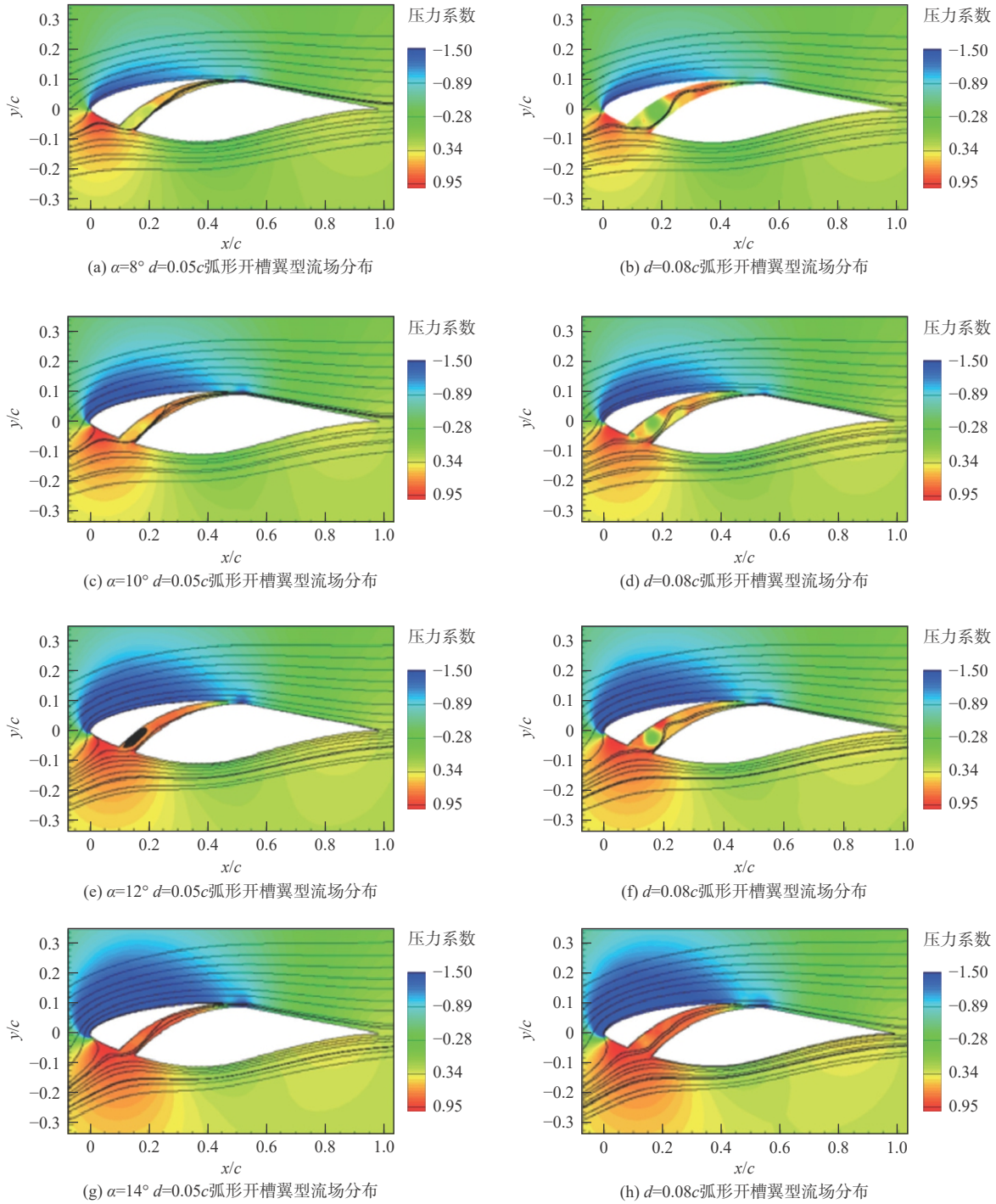


图 21 不同宽度弧形开槽翼型升、阻力系数和升阻比变化

Fig. 21 Lift and drag coefficients and lift-drag ratio changes of different models

会产生分离区。不同迎角下，不同宽度弧形开槽翼型气流流速的变化如图23所示。

由图23(a)可知，槽道越宽，槽内气体流速越大，但是过宽的槽道则会导致槽内出现低速区，影响气流速度，所以d = 0.08c的弧形槽道内随着迎角的增大，气流流速不稳定。对比开槽出口的速度变



(a) α=8° d=0.05c弧形开槽翼型流场分布　(b) d=0.08c弧形开槽翼型流场分布

(c) α=10° d=0.05c弧形开槽翼型流场分布　(d) d=0.08c弧形开槽翼型流场分布

(e) α=12° d=0.05c弧形开槽翼型流场分布　(f) d=0.08c弧形开槽翼型流场分布

(g) α=14° d=0.05c弧形开槽翼型流场分布　(h) d=0.08c弧形开槽翼型流场分布

图 22　不同 α 下 2 种弧形开槽翼型的流场分布

Fig. 22　Flow field distribution of two curved slotted airfoils at different angles of attack

化可以发现, 0°<α<16°时, d = 0.05c和 d = 0.08c这 2 种翼型槽道出口的速度均一直增加, 且在α=16°时达到最大值 113.15 m/s 和 107.16 m/s, 在α=18°时均骤降到 22.91 m/s 和 32.43 m/s, 这是因为在 α=18°时, 2 种翼型上翼面均出现了大量的分离区。2 种翼型在 0°<α<16°时 V_{so}^{v}均为负值, 这是因为出口方向与上翼面相切, 气流通过出口有向下流动的趋势, 这使槽道出口后的边界层不会产生分离, 有利于翼型气动特性的改善。值得注意的是, 宽的弧形槽道内气流流速虽然较大, 但还是小于直开槽翼型, 直开槽翼型槽内最大流速为 81 m/s, 而弧形槽道内最大流速为 46.57 m/s, 这是因为槽道结构的不同, 弧形槽道前段消耗了气体的流速; 且对弧形槽道来说, 虽然宽的槽道内部流速大, 但是出口处的流速不是最大, 这更加说明了弧形槽道内部气流的复杂流动会影响气流的速度。

2.5　槽道参数优化设计

结合 2 种不同形状的开槽, 可以总结出提高翼

型整体升阻比的方式有2种：①开槽末端位于分离区内，高速气流将较大的分离区切分为2个较小的分离区，从而实现升阻比的提高；②开槽末端位于分离区前端，且开槽末端尽可能与上翼面翼型相切，这样通过开槽的高速气流汇入到上翼面的气流中，增加了上翼面气流的动能，这样可以延缓失速，并且实现升阻比的提高。

对于开槽翼型，下翼面高速气流从开槽流入上表面，形成射流，直接影响开槽翼型气动特性的是射流方向和射流速度。而开槽参数决定了射流方向和射流速度，其中开槽入口位置、宽度，开槽出口宽度影响了射流速度，开槽出口方向影响了射流方向。为使开槽翼型有更好的气动特性，射流速度应该越大越好，射流的方向应与上翼面相切。

结合上述分析可知，开槽的设计和参数十分重要，现从以下三点优化其开槽形状和位置。

1）开槽入口。开槽入口的位置和宽度决定了下翼面高速气流通过开槽的动能大小，为防止开槽内部出现复杂的气体流动，对比2种不同开槽形状的槽内气体流速，采用直开槽的入口作为优化设计，并采用$d=0.08c$的槽道，这样可以最大限度地提高槽道内气流速度。

2）开槽出口。开槽出口的位置和宽度决定了延缓失速的方法和流出气体的速度，结合现有经验，开槽出口的位置应在分离区前较好；结合上述分析，出口方向决定了气流的速度方向，所以出口方向应尽可能与上翼面相切，避免翼型在小迎角时开槽出口后出现分离区的现象，这就决定了出口形状为弧形；出口宽度决定了气流的速度，而气流速度越大越好，根据伯努利原理，在出口处适当收缩宽度，可以有效增加气流速度。

3）开槽出入口的参数确定完毕后，开槽与竖直方向的夹角也相应确定。

结合上述分析，设计出更符合气动规律的开槽翼型，命名为1型开槽翼型，开槽参数和网格如图24所示。优化后翼型的计算结果和基准翼型对比如

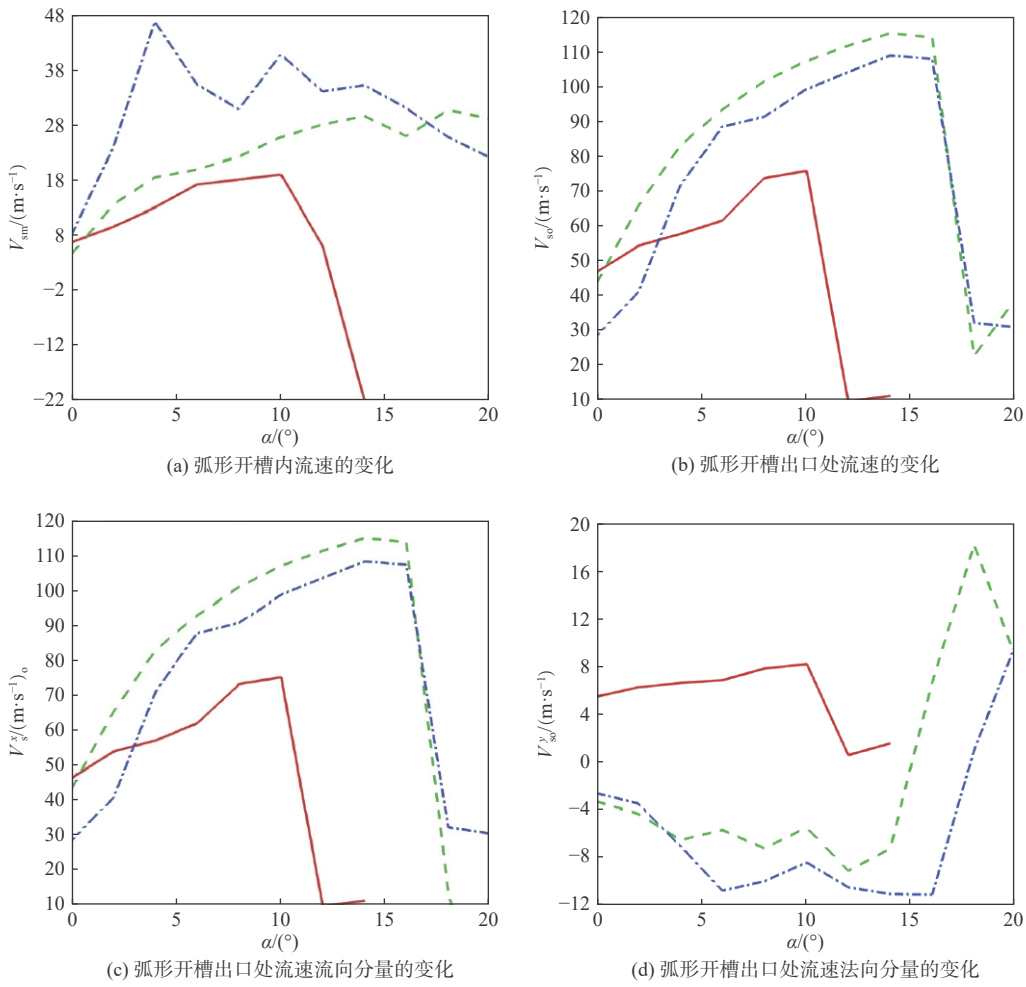


图23 不同α下不同宽度弧形开槽翼型气流流速的变化

Fig. 23 The variation of airflow velocity for curved slotted airfoils with different slot widths at various angles of attack

图 25 所示。从图中可以看出, 优化后的开槽翼型失速迎角从 10°增加到了 18°, 当 α<6°时, 基准翼型的升力系数略大于开槽翼型, 当 α>6°时, 开槽翼型的升力系数显著提升, 当 α=18°时, 开槽翼型的升力系数是基准翼型的 2.45 倍, 升力系数的提升也是显著的。对比阻力系数, 当 α<8°时, 基准翼型的升力系数略小于 1 型开槽翼型, 当 α>8°时, 1 型开槽翼型的阻力系数明显小于基准翼型, 且 α=20°时, 基准翼型的阻力系数是 1 型开槽翼型的 2.35 倍, 这十分有利于改善翼型的气动特性。图 26 为 2 种翼型升阻比变化曲线。

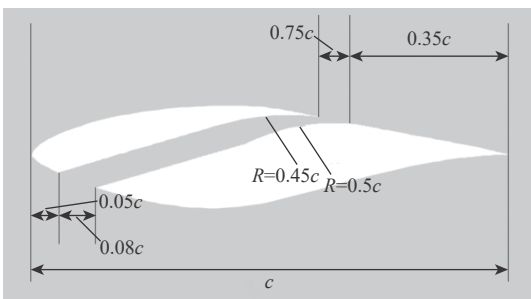


图 24　优化后开槽翼型几何模型

Fig. 24　Diagram of optimized slotted airfoil geometry model

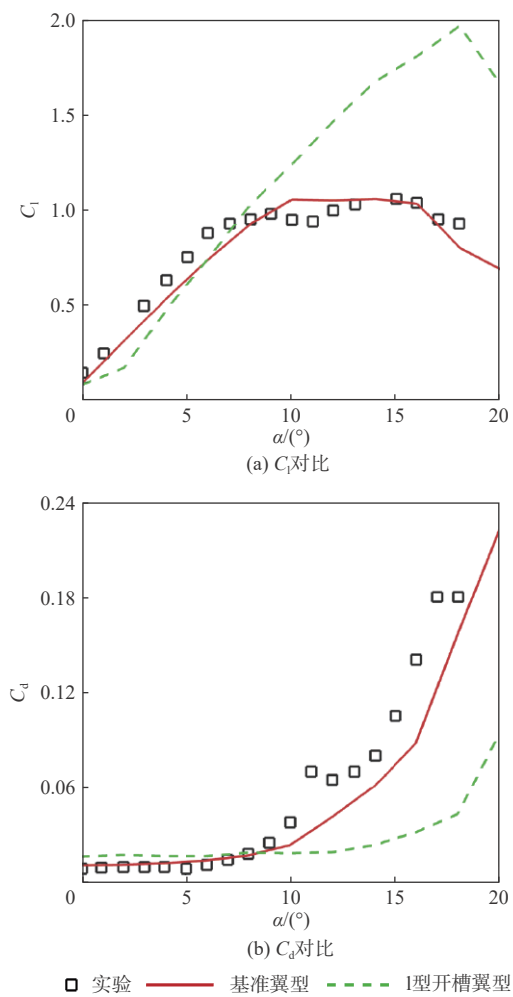


图 25　1 型开槽翼型和基准翼型升、阻力系数对比

Fig. 25　Lift and drag coefficient comparison between l-shaped optimized slotted and reference airfoils

由图 26 可知, 当 α>8°时, 1 型开槽翼型的升阻比显著提升, 1 型开槽翼型相对于基准翼型升阻比的最大增量为 1 071.6%, 这对于翼型的气动性能的改善是显著的。小迎角时(α<8°时), 在开槽的入口处设有阀门, 阀门关闭, 保持其形状为基准翼型, 可以使其在小迎角时有较好的升阻比, 当 α>8°时, 阀门打开, 变成开槽翼型, 使其在大迎角时同样保持很好的气动特性。

对比 2 种翼型的流场分布, 分析其气动特性提升的原因, 2 种翼型在不同迎角下的流场分布, 如图 27 所示。

由图 27 可知, 在小迎角时(α<10°), 开槽入口的宽度和直通道开槽的宽度是一样的, 但是改进型槽道后并没有产生气流的过早分离, 这是因为槽道出口方向和上翼面相切, 使得射流方向和上翼面气流方向一致, 射流的注入增加了上翼面气流的动能, 从而改善了翼型的气动性能。

当 α>18°时, 基准翼型的上翼面已经出现了大的分离区, 但 1 型开槽翼型因为开槽将下翼面的高速气流引入到上翼面, 所以上翼面并未出现分离区, 此时射流给上翼面气流提供的动能还能阻止其分离。当 α=20°时, 基准翼型已经严重失速, 上翼面出现很大的分离区, 而对于 1 型开槽翼型, 射流注入上翼面的动能已经无法阻止其分离, 所以在上翼面出现了 2 个较小的分离区, 但在较大迎角时, 相较于基准翼型, 开槽翼型有着良好的气动特性。不同迎角下, 1 型开槽翼型气流流速的变化如图 28 所示。

由图 28(a)可知, 1 型开槽翼型虽然在开槽前段

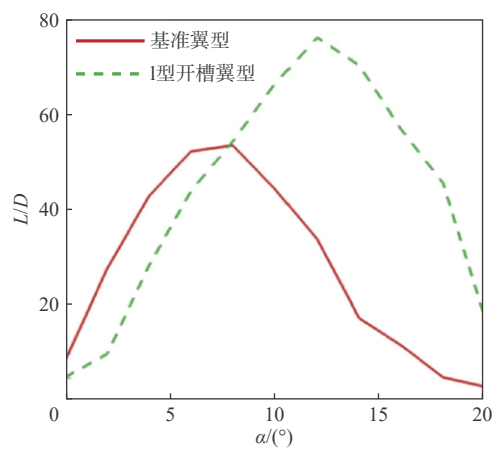
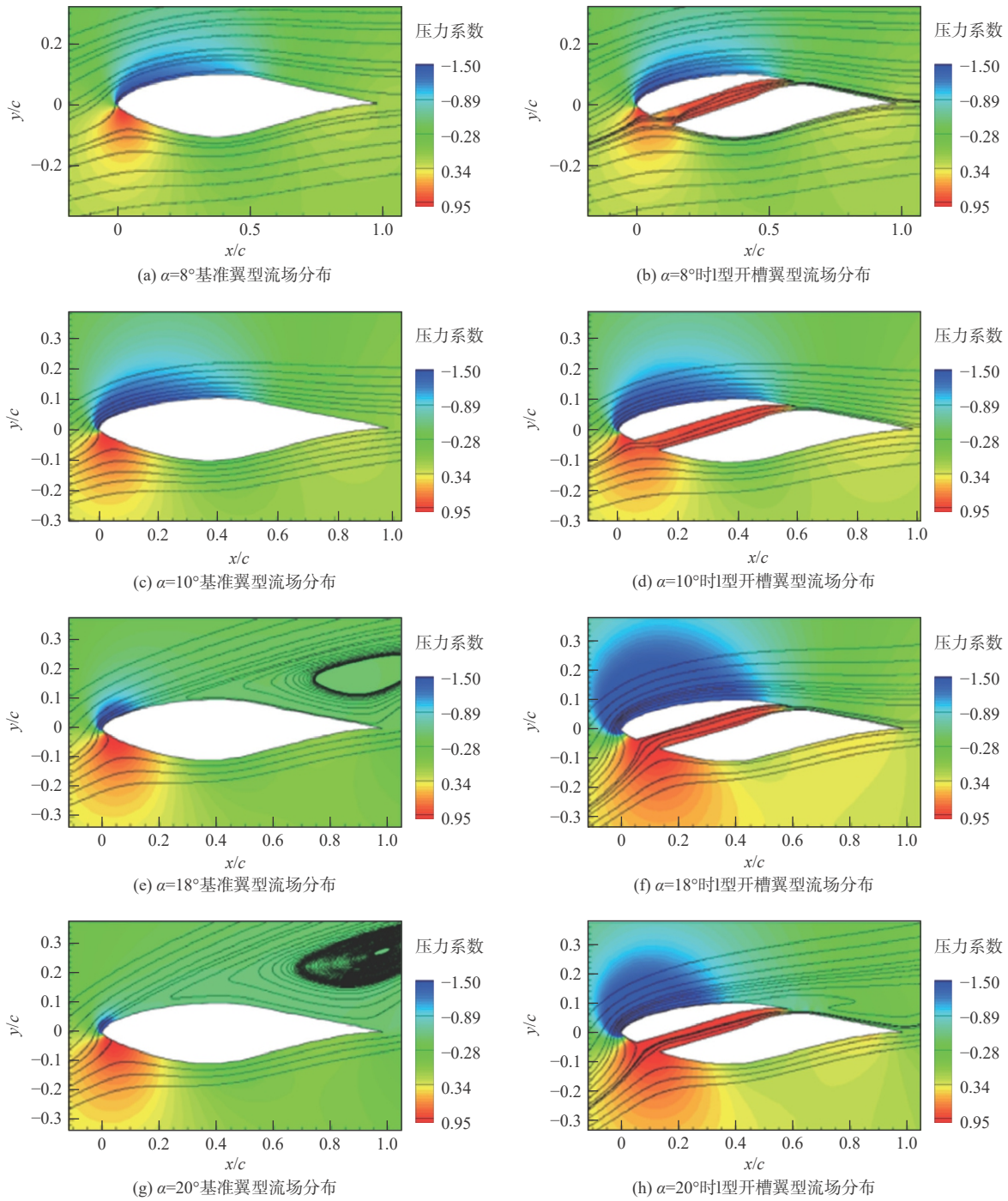


图 26　1 型开槽翼型和基准翼型升阻比曲线对比

Fig. 26　Comparison of lift-drag ratio curves between l-shaped optimized slotted airfoil and reference airfoil



(a) α=8°基准翼型流场分布　(b) α=8°时l型开槽翼型流场分布

(c) α=10°基准翼型流场分布　(d) α=10°时l型开槽翼型流场分布

(e) α=18°基准翼型流场分布　(f) α=18°时l型开槽翼型流场分布

(g) α=20°基准翼型流场分布　(h) α=20°时l型开槽翼型流场分布

图 27　不同 α 下基准翼型和 l 型开槽翼型流场对比

Fig. 27　Comparison of the flow fields of the two airfoil types with reference airfoil and l-slot airfoil under different attack angles

使用了直开槽设计，且槽道宽度$d=0.08c$，但是槽内气流流速并没有达到直开槽翼型$d=0.08c$槽内的气流流速，这是因为优化了槽道的混合形状设计，气流在出口改变了流向，所以槽内的流速并不是很大，当α=6°时，V_{sm} =29.44 m/s，达到最大值，随后减小，当α>10°时，槽内流速趋于稳定。由于槽道出口为弧形设计，且出口宽度收敛，所以槽道出口的流速较大，在α=14°时达到最大V_{so}=90.16 m/s，且随着迎角的增大，出口的流速并没有显著下降，在α=20°时，V_{so}=81.79 m/s，这有利于改善翼型在大迎角情况下的气动特性。V_{so}^{y}在 0°<α<20°时恒小于 0，在α>8°时趋于稳定，为−7.34 m/s，在α=20°时，为 6.42 m/s，这说明出口处的边界层没有被破坏，在出口上方出现大的分离是因为气流通过翼型前缘在上翼面流动时，法向速度过小，使得气流还没到达开槽出口就产生了分离，由于翼型过早分离，气流通过槽道注入上翼面也只能改善，并不能完全消除其分离。

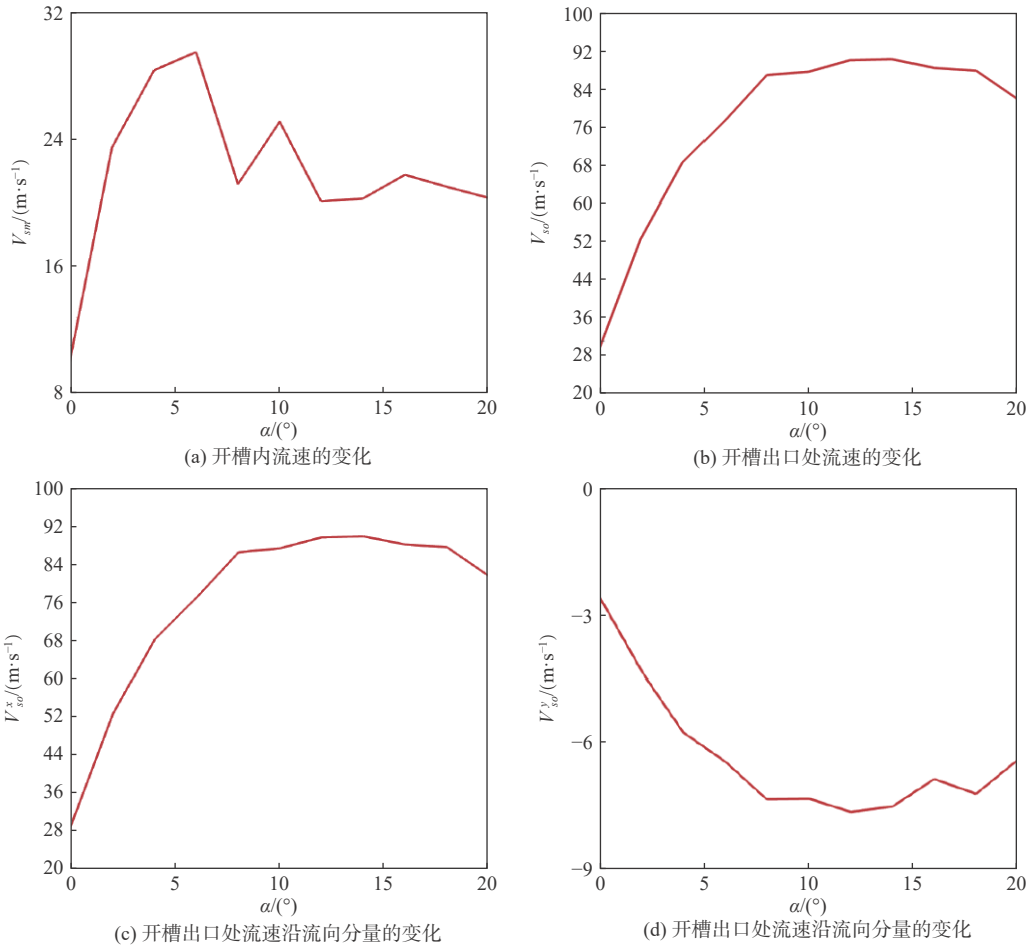


图 28　不同 α 下 1 型开槽翼型气流流速的变化

Fig. 28　The variation of airflow velocity for l-shaped slotted airfoils at different angles of attack

3　结　论

本文通过引入射流速度和射流方向, 研究了不同开槽形状和不同开槽宽度下射流速度和射流方向对开槽翼型气动特性的影响, 总结了射流速度和射流方向与开槽参数之间的关系, 进而通过优化射流速度和射流方向反演优化得到更好的开槽参数和开槽形状。相较于基准翼型, 优化后的开槽翼型失速迎角增加了 8°, 且在较大迎角时有更好的升阻比, 其升阻比相对于基准翼型升阻比的最大增量为 1 071.6%。通过引入射流速度和射流方向, 总结出如下规律:

1) 翼型通过开槽能够有效地在大迎角 (迎角大于 8°) 下提高翼型的升阻比, 提高翼型的失速迎角, 改善翼型的气动性能, 因此, 开槽可以作为一种被动流动控制来改善翼型。

2) 开槽参数决定了射流的方向和能量, 射流方向最好与上翼面相切, 射流的动能越大越好, 这样可以更好地延缓分离。开槽入口的位置和宽度决定了射流的能量, 开槽出口的方向决定了射流的方向, 开槽出口的宽度决定了射流的能量。

3) 开槽参数是开槽翼型优化的关键: 开槽入口的位置应在驻点稍向后, 且开槽入口不宜过大, 0.05c～0.08c 即可; 开槽出口位置应在分离区前, 开槽出口形状最好与上翼面相切, 所以选择弧形较好, 开槽出口应收敛一点, 根据伯努利原理, 这样可以有效提高射流的动能。

4) 开槽翼型只有在较大迎角下才有更好的气动特性, 因此, 设置阀门在开槽翼型上, 在小迎角时阀门关闭, 翼型形状为基准翼型, 在大迎角时阀门打开, 变成开槽翼型, 这样在整个工况下, 翼型都会有很好的气动系数和气动特性。

参考文献 (References)

[1] KHALED M, IBRAHIM M M, ABDEL HAMED H E, et al. Investigation of a small Horizontal-Axis wind turbine performance with and without winglet[J]. Energy, 2019, 187: 115921.

[2] ZHU B, SUN X J, WANG Y, et al. Performance characteristics of a horizontal axis turbine with fusion winglet[J]. Energy, 2017, 120: 431-440.

[3] MNAFAR-SEFIDDASHTI M, NILI-AHMADABADI M, SAEEDI-RIZI B, et al. Visualization of flow over a thick airfoil with circular cross-sectional riblets at low Reynolds numbers[J]. Journal of Visualization, 2019, 22(5): 877-888.

[4] SEFIDDASHTI M N, NILI-AHMADABADI M, RIZI B S. Experimental study of effects of circular-cross-section riblets on the aero-

dynamic performance of Risø airfoil at transient flow regime[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2018, 32(2): 709-716.

[5] BELAMADI R, DJEMILI A, ILINCA A, et al. Aerodynamic performance analysis of slotted airfoils for application to wind turbine blades[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2016, 151: 79-99.

[6] SEO S H, HONG C H. Performance improvement of airfoils for wind blade with the groove[J]. International Journal of Green Energy, 2016, 13(1): 34-39.

[7] AFUNGCHUI D, KAMOUN B, HELALI A. Vortical structures in the wake of the savonius wind turbine by the discrete vortex method[J]. Renewable Energy, 2014, 69: 174-179.

[8] LI X K, LIU W, ZHANG T J, et al. Experimental and numerical analysis of the effect of vortex generator installation angle on flow separation control[J]. Energies, 2019, 12(23): 4583.

[9] ARAMENDIA I, SAENZ-AGUIRRE A, FERNANDEZ-GAMIZ U, et al. Gurney flap implementation on a DU91W250 airfoil[C]//Proceedings of the 2nd International Research Conference on Sustainable Energy, Engineering, Materials and Environment. Basel: MDPI, 2018, 1448: 2-6.

[10] NIKOUEEYAN P, STRIKE J A, MAGSTADT A S, et al. Aerodynamic response of a wind turbine airfoil to gurney flap deployment[C]// Proceedings of the 33rd Wind Energy Symposium. Reston: AIAA, 2015.

[11] FRANCIS P H. Variable-camber rib for aeroplane-wings: US1341758[P]. 1920-06-01.

[12] WEICK F E, SHORTAL J A . The effect of multiple fixed slots and a trailing-edge flap on the lift and drag of a Clark Y airfoil, NACA-TR-427[R]. Boston: The National Advisory Committee for Aeronautics, 1933: 531-536.

[13] DIDANE D H, MOHD S, SUBARI Z, et al. An aerodynamic performance analysis of a perforated wind turbine blade[J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2016, 160: 012039.

[14] IBRAHIM M, ALSULTAN A, SHEN S H, et al. Advances in horizontal axis wind turbine blade designs: introduction of slots and tubercle[J]. Journal of Energy Resources Technology, 2015, 137(5): 051205.

[15] PRINCE S A, BADALAMENTI C, REGAS C. The application of passive air jet vortex-generators to stall suppression on wind turbine blades[J]. Wind Energy, 2017, 20(1): 109-123.

[16] RAMZI M, ABDERRAHMANE G. Passive control via slotted blading in a compressor cascade at stall condition[J]. Journal of Applied Fluid Mechanics, 2013, 6(4): 3-9.

[17] NI Z, DHANAK M, SU T. Improved performance of a slotted blade using a novel slot design[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial, 34(44): 2-9.

[18] MOHAMED O S, IBRAHIM A A, ETMAN A K, et al. Numerical investigation of Darrieus wind turbine with slotted airfoil blades[J]. Energy Conversion and Management: X, 2020, 5: 100026.

[19] SIMMS D, SCHRECK S, HAND M, et al. NREL unsteady aerodynamics experiment in the NASA-Ames wind tunnel: A comparison of predictions to measurements, NREL/TP-500-29494[R]. Golden: National Renewable Energy Laboratory, 2001: 24-51.

[20] MOSHFEGHI M, SHAMS S, HUR N. Aerodynamic performance enhancement analysis of horizontal axis wind turbines using a passive flow control method via split blade[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2017, 167: 148-159.

[21] MENTER F. Improved two-equation k-ω turbulence models for aerpdynamic flows: NASA-TM 103975[R]. Washington D. C.: NASA, 1992.

Application of inclined slot in airfoil stall control

YANG Guangyu, ZHANG Yang*, HU Lanxiang, FU Yifan

(State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: Airfoil stall is an aerodynamic phenomenon that needs to be considered in the design of wind turbines, and the main reason for stall is that the flow energy in the boundary layer is insufficient to provide sufficient adhesion. This problem can be effectively solved by injecting the high-momentum airflow under the airfoil into the upper separation zone when the airfoil is at a high angle of attack by using the internal slot of the airfoil. This research investigates the effects of two distinct slotted airfoil forms with varying widths on aerodynamic characteristics in an effort to improve the design of slotted airfoils. By observing the flow field diagram of different slotted airfoils and analyzing the flow velocity in and at the outlet of different slotted airfoils, the slotted airfoils with better aerodynamic characteristics can be optimized. In the deep stall environment, the Angle of attack of the optimized slotted airfoil increases by 8°. It has been demonstrated that the slotted airfoil can enhance the aerodynamic properties of the airfoil at larger angles of attack, as its aerodynamic performance has significantly increased when compared to the original airfoil.

Keywords: wind turbine airfoil; airfoil stall; inclined channel; boundary layer separation; flow velocity

Received: 2022-07-27; **Accepted**: 2022-10-04; **Published Online**: 2022-12-02 09:50

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221201.1449.001

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11602199)

* **Corresponding author**. E-mail: youngz@xjtu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0654

一种改进的星载 GNSS-R 森林生物量反演方法

周勋[1]，郑南山[1,2,*]，丁锐[1,2]，章恒一[1]，何佳星[1]

(1. 中国矿业大学 环境与测绘学院，徐州 221116；2. 中国矿业大学 自然资源部国土环境与灾害监测重点实验室 徐州 221116)

摘 要：基于 Tau-Omega 模型提出一种涉及地面土壤湿度修正的星载全球导航卫星系统反射测量 (GNSS-R) 森林地上生物量反演方法。选择 SMAP 卫星的土壤湿度作为辅助数据，运用 Tau-Omega 模型对旋风卫星导航系统 (CYGNSS) 反射率做出改正，提高建模参数的准确性。将 SMAP 卫星提供的植被光学深度 (VOD) 和地上植被生物量 (AGB) 地图作为生物量参考数据，比较了改正前后观测值与参考数据的相关性变化。结果表明，改正后相关系数提升明显，改正后参数较反射率与 VOD 的相关系数从 0.54 提升到了 0.67，与 AGB 的相关系数从 0.46 提升到了 0.56。随后通过人工神经网络分别基于改正后的参数和反射率建立 GNSS-R VOD 和 AGB 反演模型。结果表明，所提方法能够有效提高 VOD 和 AGB 的反演精度，且在生物量水平较低的地区改进效果更优。对于 VOD 反演，改进后相关系数从 0.70 提升到了 0.83，RMES 从 0.21 降低到了 0.17；对于 AGB 反演，改进后相关系数从 0.61 提升到了 0.71，RMES 从 74 t/hm^2 降低到了 65 t/hm^2 。

关 键 词：CYGNSS；GNSS-R；森林生物量；SMAP 卫星；土壤湿度；植被光学深度

中图分类号：P237

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)08-2619-08

陆地生态系统是人类赖以生存和发展的生命支持系统，地球陆地大约三分之一都被森林所覆盖。森林作为陆地生态系统的主体居住着 80% 左右的陆地生物，其具有控制和保持土壤质量、涵养水源、调节气候等多项功能。森林群落的生物量是森林生态系统结构优劣和功能高低的最直接表现，也是森林生态系统环境质量的综合体现。森林生物量定量估算为全球碳储量、碳循环、碳达峰、碳中和研究提供了重要的参考[1]。

目前，森林生物量的估算主要依赖于对植被结构几何性质的直接估算，如通过树木的冠层高度和直径来估计生物量[2-3]。传统方式获取树木冠层高度和直径都是通过人工野外测量，但费时、费力、只适用于小范围测量，且易受环境条件限制，不适用于大面积热带雨林。因此，对于大范围、空间复杂分布的森林生物量通过航空或航天遥感的方式来获取是最佳手段[4]。2006 年 1 月日本发射了 ALOS 卫星，作为第一颗可系统测量森林生物量的卫星，相较于光学遥感，其在获取森林垂直结构信息方面具有巨大优势，但当森林生物量高于 100 t/hm^2 时，ALOS 卫星信号不会随着生物量的变化而变化[5]，此外 ALOS 卫星的重访周期为 6 周，无法满足实时监测需求。为此欧洲航天局发布了“森林生物量观测”任务，利用合成孔径雷达来获取全球生物量[6]。Goncalves 等将光学遥感和合成孔径雷达技术结合起来获取森林生物量[7]。但光学遥感易受天气条件和云层影响难以满足热带雨林区域的森林生物量反演需求。

全球导航卫星系统反射测量(global navigation satellite system reflectometry，GNSS-R)技术是 20 世

收稿日期：2022-07-27；**录用日期**：2022-09-02；**网络出版时间**：2022-11-08 10:25

网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221107.1841.003

基金项目：国家自然科学基金 (41974039)；自然资源部国土环境与灾害监测重点实验室开放基金 (LEDM2021B11)；江苏省研究生科研与实践创新计划 (KYCX22_2595)；中国矿业大学研究生创新计划项目 (2022WLJCRCZL256)

* **通信作者**. E-mail：znshcumt@163.com

引用格式：周勋，郑南山，丁锐，等. 一种改进的星载 GNSS-R 森林生物量反演方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（8）：2619-2626. ZHOU X，ZHENG N S，DING R，et al. An improved inversion method of forest biomass based on satellite GNSS-R [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（8）：2619-2626（in Chinese）.

纪90年代发展起来的一种新型微波遥感技术。作为工作在L波段的无源双基地雷达，将GNSS卫星的反射信号作为观测量，因此，GNSS-R接收机具有质量轻、功耗小、成本低的显著优点。此外由于GNSS星座建设完备、重访周期短，因此其时空分辨率远优于传统遥感技术[8]。L波段信号可穿透云层、烟雾、植被覆盖等，对反射介质十分敏感，因此，其反演地表参数有着巨大的优势[9]。文献[10]在Mimics模型的基础上提出适用于农作物生物量的Bi-Mimic模型。Chew等分析了TDS-1卫星的有效峰值功率和植被冠层高度之间的关系，发现随着冠层高度的增加，有效峰值功率急剧下降，有效峰值功率随冠层高度的变化幅度约为3 dB[11]。Camps等利用TDS-1卫星数据定性分析了土壤湿度、地表粗糙度、地形和体积散射对TDS-1卫星信噪比(signal-to-noise ratio, SNR)的影响，还在全球尺度上分析了不同的植被覆盖程度下，TDS-1卫星SNR对土壤湿度和归一化植被指数(normalized difference vegetation index, NDVI)的敏感性，指出了利用卫星GNSS-R技术进行植被监测的可行性[12]。Carreno-Luengo等利用SMAP卫星接收的经地面反射的GPS L2波段的信号，进行了首次基于SMAP卫星的GNSS-R实验，分析了SNR、极化比、前缘斜率、后缘斜率对亚马逊雨林和北方森林生物量的敏感性，结果表明，生物量在100～350 t/hm^{2}时，随着生物量的增加对于前缘斜率、后缘斜率的宽度会变小[13]。随后Carreno-Luengo等进行了更进一步的研究，分析了旋风全球导航卫星系统(cyclone global navigation satellite system, CYGNSS)观测值与亚马逊雨林和刚果雨林的森林生物量和冠层高度之间的关系，结果表明，后缘与生物量呈正相关，而反射率与生物量呈负相关，但两者对于生物量的敏感性都会随着生物量的增加而降低[4]。文献[14]提出一种两步标定法，对CYGNSS反射率做出了修正，提高了反射率与土壤湿度的相关系数。Santi等利用TDS-1卫星和CYGNSS数据进行了全球尺度的分析，采用人工神经网络技术，反演结果与生物量和树高的相关系数约为0.8[15]。Santi等将GNSS-R应用于森林火灾探测，采用了6种机器学习的算法对森林是否烧毁进行二值分类，分类正确率均高于98%[16]。文献[17]提出一种基于CYGNSS SNR改进的水稻产量估计算法。然而传统的方法反演森林生物量都是基于由土壤表面反射的信号会被植被衰减这一原理，而没有考虑到土壤湿度对反信号的影响。GNSS信号对水分十分敏感，加上热带雨林经常发生强降雨会引起土壤湿度的变化，从而会干扰传统方法对于生物量反演的精度。所以去除土壤湿度对反射信号特征的影响，对星载GNSS-R反演森林生物量的精度提高具有十分重要的意义。

本文以亚马逊雨林为实验区域，利用Tau-Omega模型提出一种涉及地面土壤湿度修正的星载GNSS-R森林生物量反演方法。将SMAP卫星提供的土壤湿度作为辅助数据，通过菲涅尔反射系数将土壤湿度与CYGNSS反射率建立关联性，使用修正后的参数作为人工神经网络的输入进行生物量反演。

1 理论与方法

1.1 Tau-Omega模型

Tau-Omega模型本质上是一个微波辐射传递方程，其描述了辐射穿过植被时被植被衰减后的辐射量，以及辐射经土壤表面反射后的辐射量。定量给出了微波在经过植被时被植被衰减的能量，这可以很好地消除植被对土壤湿度的干扰。目前SMOS卫星[18]和SMAP卫星[19]的土壤水分产品均是通过该模型计算得到的。假设在L波段，植被内部散射忽略不计，将植被主要视为吸收层，根据文献[12]中的Tau-Omega模型可表示为

$$e^{\mathrm{soil,veg}} = \left(1-r^{\mathrm{soil}}\right)\Gamma^{\mathrm{canopy}} + [1-\Gamma^{\mathrm{canopy}}](1-\omega^{\mathrm{canopy}}) + r^{\mathrm{soil}}\Gamma^{\mathrm{canopy}}[1-\Gamma^{\mathrm{canopy}}](1-\omega^{\mathrm{canopy}}) \tag{1}$$

式中：$e^{\mathrm{soil,veg}}$为土壤和植被的总发射系数；r^{soil}为裸露土壤表面的反射系数；ω^{canopy}为植被冠层单次散射反照率；Γ^{cnaopy}为植被冠层单次透射率。这些都与植被结构、信号的极化方式和频率有关[19]。其中，$\left(1-r^{\mathrm{soil}}\right)\Gamma^{\mathrm{canopy}}$表示土壤表面发射并受植被衰减的辐射；$[1-\Gamma^{\mathrm{canopy}}](1-\omega^{\mathrm{canopy}})$表示被植被向上发射并受植被衰减和散射的辐射；$r^{\mathrm{soil}}\Gamma^{\mathrm{canopy}}[1-\Gamma^{\mathrm{canopy}}](1-\omega^{\mathrm{canopy}})$表示植被向下发射被土壤表面反射再被植被衰减和散射的辐射。

1.2 改进方法

Tau-Omega模型给出了植被对微波的衰减和土壤对微波的反射作用，若已知土壤湿度，则可利用该模型消除土壤湿度对植被参数反演的干扰。对于GNSS-R的工作模式，GNSS卫星发射信号会先被植被衰减，然后被土壤表面反射，最后再被植被衰减后被CYGNSS卫星所接收。CYGNSS卫星接收信号经过了2次衰减、1次反射。因此，根据式(1)可得到植被覆盖条件地表总反射系数：

$$R^{\mathrm{soil,veg}} = \Gamma(\theta)^{0.5} = R^{\mathrm{soil}}(\Gamma^{\mathrm{canopy}})^2(1-\omega^{\mathrm{canopy}})^2 \tag{2}$$

式中: R^{soil}为裸露土壤表面的反射系数; $\Gamma(\theta)$为CYGNSS反射率由式(3)可得:

$$P^{\text{r}}=\Gamma(\theta)\frac{\lambda^2 G^{\text{r}}G^{\text{t}}P^{\text{t}}}{(4\pi)^2(R^{\text{r}}+R^{\text{t}})^2} \tag{3}$$

式中: $P^{\text{r}}=P^{\text{peak}}-N$, P^{peak}为延迟多普勒图(delay doppler map, DDM)峰值功率, N为DDM中马蹄形上方不存在反射信号的背景噪声; $G^{\text{t}}P^{\text{t}}=E_{\text{EIRP}}$, G^{r}为CYGNSS天底天线接收增益, P^{t}为GNSS卫星发射功率, E_{EIRP}为GNSS卫星有效全向辐射功率; R^{r}和R^{t}分别为镜面反射点到CYGNSS接收机的距离和镜面反射点到GNSS卫星的距离; λ为GNSS卫星发射信号的波长, 约为0.19 m。

植被冠层单次透射率Γ^{canopy}为植被光学深度τ和入射角θ的函数, 可表示为

$$\Gamma^{\text{canopy}}=\exp(-\tau\sec(\theta)) \tag{4}$$

在L波段, 由于低矮植被单次散射反照率ω^{canopy}非常小, 因此可以假设为0[12]。对于茂密的森林则不可忽视, 不同植被类型, ω^{canopy}对应不同的值, 使用SMAP卫星所提供的ω^{canopy}值, 如表1所示。

表 1　不同植被类型单次散射反照率

Table 1　Single scattering albedo corresponding to different vegetation types

植被类型	ω^{canopy}
常绿针叶林、常绿阔叶林	0.07
落叶针叶林、落叶阔叶林	0.07
混交林	0.07
封闭的灌木地、开放的灌木地	0.05
多树草原	0.05
稀树草原	0.08
草原	0.05

将式(4)代入式(2)可得

$$\tau=-0.5\cos(\theta)\ln\left(\frac{\Gamma(\theta)^{0.5}}{R^{\text{soil}}(1-\omega^{\text{canopy}})^2}\right) \tag{5}$$

需要注意由式(5)计算得到的植被光学深度τ依赖于入射角θ和偏振方式p, τ和θ、p的关系可表示为[18]

$$\tau=\tau_{\text{NAD}}f(\theta,p) \tag{6}$$

式中: τ_{NAD}为总体光学深度的最低点估计值, τ_{NAD}与入射角θ和偏振方式p及$f(\theta,p)$都无关。因此由式(5)得到的是一个与入射角θ有关的参数, 为了获得精度更高的植被光学深度τ, 需减弱θ对τ的影响。

统计了同一位置、不同入射角的CYGNSS数据, 这些CYGNSS数据的镜面反射点之间的距离最大不超过5 km, 而CYGNSS在陆地上的分辨率为7 km, 故可认为这些镜面反射点来自同一位置。将数据代入式(5)可计算得到τ, τ与$\cos(\theta)$的关系如图1所示, 结果表明, τ与$\cos(\theta)$之间有明显的线性关系, 故将式(5)除以$\cos(\theta)$以尽可能消除入射角θ对τ的影响, 从而提高植被光学深度τ的精度。式(7)为修正入射角θ后的表达式。

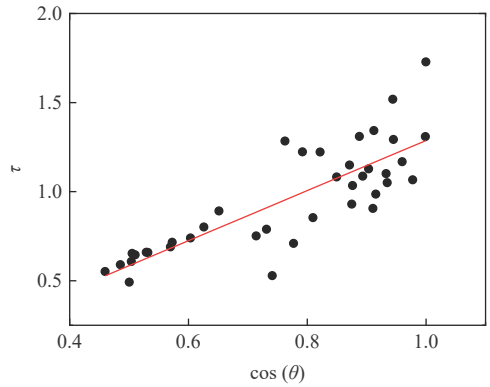


图 1　τ与$\cos(\theta)$的关系

Fig. 1　The relationship between τ and $\cos(\theta)$

$$\tau_{\text{corr}}=-0.5\ln\left(\frac{\Gamma(\theta)^{0.5}}{R^{\text{soil}}(1-\omega^{\text{canopy}})^2}\right) \tag{7}$$

注意到式(7)中未知参数R^{soil}, 由于CYGNSS接收反射信号以相干反射为主[20], 基于土壤表面光滑这一假设可认为$R^{\text{soil}}=R_{\text{LR}}$, R_{LR}为右旋入射左圆反射菲涅尔反射系数, 计算公式为

$$\begin{cases} R_{\text{LR}}=\left|\dfrac{1}{2}(R_{\text{VV}}-R_{\text{HH}})\right|^2 \\ R_{\text{VV}}=\dfrac{\varepsilon\cos\theta-\sqrt{\varepsilon-\sin^2\theta}}{\varepsilon\cos\theta+\sqrt{\varepsilon-\sin^2\theta}} \\ R_{\text{HH}}=\dfrac{\cos\theta-\sqrt{\varepsilon-\sin^2\theta}}{\cos\theta+\sqrt{\varepsilon-\sin^2\theta}} \end{cases} \tag{8}$$

式中: R_{VV}和R_{HH}分别为垂直极化和水平极化的反射系数; θ为CYGNSS的入射角; ε为土壤介电常数。对于土壤介电常数ε, 可利用Hallikainen经验模型计算, 计算时土壤湿度信息来自SMAP卫星数据。在入射角较小时, 菲涅尔反射系数几乎不受入射角的影响, 而在入射角较大时, 菲涅尔反射系数则随着入射角的增大而迅速减小。因此, 在以往的研究中, 为减少入射角的干扰只选取了一定入射角范围内的数据, 而忽略了较大入射角的数据。文献[14]只选取了入射角小于60°的数据, 文献[15]只选取了入射角小于45°的数据。

2　实验数据来源

2.1　SMAP 卫星数据

SMAP卫星是美国国家航天航空局于2015年1月发射的专注于土壤水分观测的卫星计划。SMAP卫星同时利用了主动雷达和被动微波辐射计, 每隔

2～3天即可提供全球范围的土壤湿度数据，该数据分为4个等级，每个等级代表了不同的数据处理级别。本文使用的数据是3级增强型第5版本全球每日等面积可扩展地球网格数据[21]。该数据的空间分辨率为9 km，除了土壤湿度以外，还包含了植被光学深度（vegetation optical depth, VOD）等辅助信息。每天的数据被分为升轨和降轨2组，每组又分为由3种不同算法得到的数值，本文使用的是由双通道算法返回的升降轨平均值。其中，土壤湿度数据作为模型的输入，VOD作为生物量参考数据。图2为亚马逊地区的VOD地图。

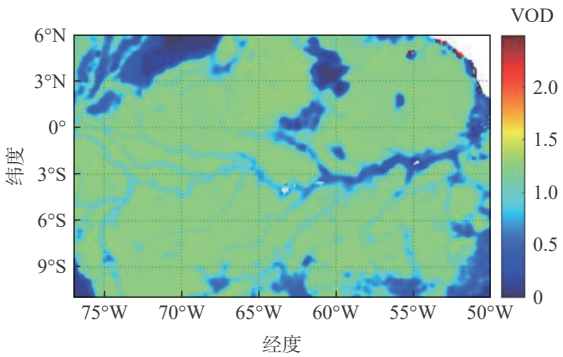


图2 SMAP植被光学深度8月至12月平均值

Fig. 2 Average VOD of SMAP from August to December

2.2 AGB数据

本文使用了由Avitabile等提出的改进后的泛热带生物量地图[22]作为参考数据。该地图提供了全球范围的泛热带的地上植被生物量（above-ground biomass, ABG）数据，空间分辨率为1 km，纬度为40°N~56°S。其基于2个现有的植被生物量数据[23-24]，并结合野外实测的独立参考数据和本地校准的高分辨率生物量图，最终得到改进后的泛热带生物量图。亚马逊地区的AGB分布，如图3所示。

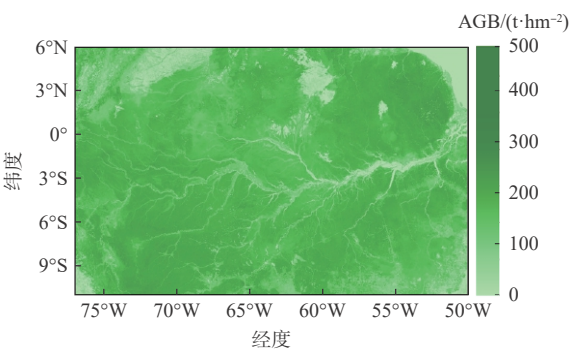


图3 亚马逊地区AGB

Fig. 3 AGB of the Amazon region

2.3 CYGNSS数据

CYGNSS由8颗微型卫星组成，每颗卫星每秒能同时接收4个GNSS反射信号，3天即可实现全球覆盖。因此，CYGNSS监测植被生物量有着高覆盖率和高时间分辨率的优势。CYGNSS提供了4种处理程度不同的数据（L0~L3），本文选用的是2019年8月～12月CYGNSS L1级v2.1版本的数据，数据来源https://podaac-tools.jpl.nasa.gov/drive/files/allData/cygnss/L1/v2.1。在数据质量控制方面，选取了接收天线增益G^r>0的数据，剔除了DDM峰值功率出现在前2个多普勒列的数据。此外，L1数据为每个观测样本提供了28个质量标志，其中一些对海洋应用至关重要，但对陆地研究并非必要[25]，选取了文献[25]所用的质量标志。亚马逊地区格网化后反射率2019年8月至12月的平均值，如图4所示。

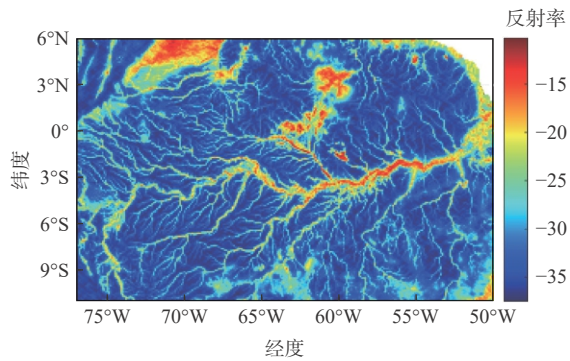


图4 CYGNSS反射率8月至12月平均值

Fig. 4 Average reflectivity of CYGNSS from August to December

3 森林地上生物量反演

3.1 实验区概况

本文选择的实验区域为亚马逊雨林，经度：50°W～77°W，纬度：11°S～6°N。美国地质调查局提供的土地覆盖类型产品，如图5所示，包含了由国际地圈生物圈土地覆盖计划提供的17种土地覆盖类型。从图中可以看出，该区域植被覆盖密集，

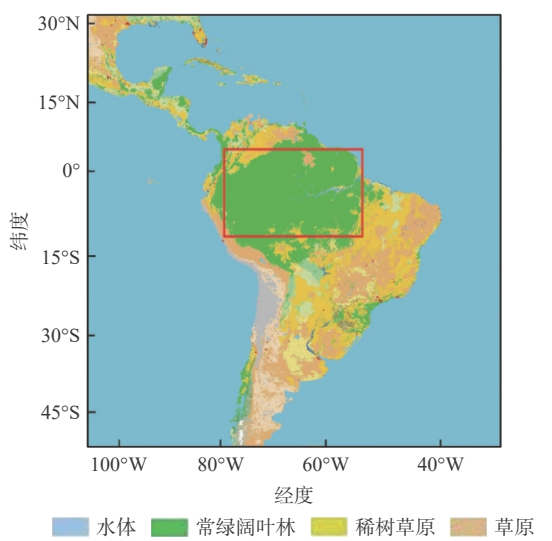


图5 实验区域

Fig. 5 Experimental area

绝大部分被常绿阔叶林所覆盖。由于地处热带雨林, 较高的云层覆盖率使光学遥感受到了限制。

3.2　改进模型效果分析

鉴于不同的空间分辨率, 将 2019 年 8 月至 2019 年 12 月的 CYGNSS 数据、SMAP 卫星数据及 AGB 数据按照 0.1°×0.1°的空间分辨率进行重采样。由于在以往的研究中认为菲涅尔反射系数受入射角影响, 因此只选取了入射角在一定范围的数据。除了影响菲涅尔反射系数外, 入射角还会改变信号在植被中传播路径的距离, 影响植被对信号的衰减程度。此外入射角的变化还会影响反射信号中相干分量和非相干分量所占的比例[4]。为分析入射角对生物量反演的影响, 以 10°为间隔将入射角 0°～80°的 CYGNSS 数据分为 8 组, 分别计算各组反射率与 VOD 和 AGB 的相关系数, 如表 2 所示。

表 2　不同入射角下的相关系数

Table 2　Correlation coefficients at different incident angles

角度/(°)	反射率与VOD	反射率与AGB
[0～10]	−0.53	−0.46
[10～20]	−0.53	−0.46
[20～30]	−0.52	−0.45
[30～40]	−0.53	−0.47
[40～50]	−0.57	−0.49
[50～60]	−0.58	−0.49
[60～70]	−0.56	−0.46
[70～80]	−0.37	−0.28

由表 2 可知, 入射角为 70°～80°时的相关系数明显比其他组要低得多, 而其他分组相关系数的差值最大不超过 0.06, 所以选择了入射角为 0°～70°的 CYGNSS 数据进行实验。分别计算了反射率、植被光学深度 τ、改正后参数 τ_{corr} 与 VOD 和 AGB 的相关系数, 如表 3 所示。结果表明, 反射率、植被光学深度 τ、改正后参数 τ_{corr} 与 VOD 的相关系数分别为−0.54、0.51、0.67; 三者与 AGB 的相关系数分别为−0.46、0.42、0.56。改正后参数 τ_{corr} 较反射率和 τ 与参考数据的相关系数均有明显提升, 故由式(5)除 $\cos\theta$ 来尽可能减小入射角对 τ 的影响是可行的。

3.3　人工神经网络反演生物量

虽然改正后相关系数有明显提升, 但还不可以直接利用改正后的参数直接进行生物量反演。

表 3　改进前后相关系数

Table 3　Correlation coefficients before and after improvement

参考数据	反射率	τ	τ_{corr}
VOD	−0.54	0.51	0.67
AGB	−0.46	0.42	0.56

CYGSNS 接收的反射信号除受土壤湿度和植被的影响外, 还受入射角、地表粗糙度的影响, 且各参数之间的关系十分复杂。人工神经网络可以拟合任何一种非线性关系, 在 GNSS-R 领域已被广泛应用, 因此, 可以利用该技术来反演生物量。

分别将反射率和改正后参数 τ_{corr} 与入射角、地表粗糙系数、SNR 作为输入, VOD 和 AGB 作为输出进行生物量反演, 改进前后 2 种方法在构建人工神经网络时的区别, 如图 6 所示。2019 年 8 月至 12 月匹配好的数据被随机分为 2 份, 其中 10% 用于神经网络构建, 90% 用于测试。

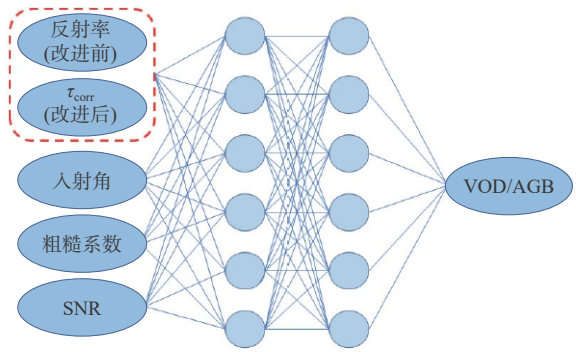
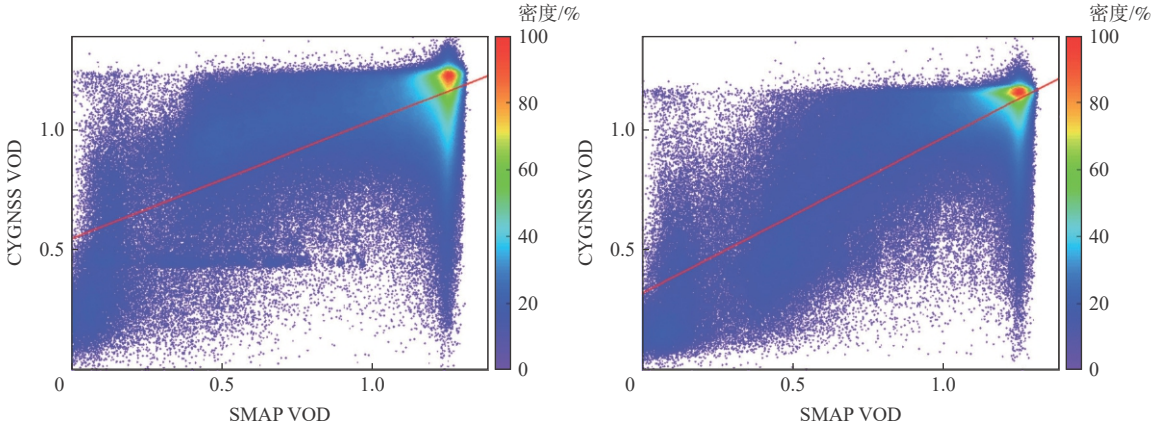


图 6　人工神经网络示意

Fig. 6　Schematic diagram of an artificial neural network

人工神经网络反演结果如图 7 和图 8 所示, 图 7 为反演 VOD 的密度散点图, 图 8 为反演 AGB 的密度散点图。对比图 7(a)和图 7(b)可以看出, 对于 VOD 反演, 改进前后密度散点图在 VOD 为 0～1 时有明显差别, 改进前由于受土壤湿度的影响导致反演的结果比真实值要高, 而改进后的反演结果值有明显下降, 与真实值更加接近, 改进后相关系数也从 0.70 提升到了 0.83; 对于 AGB 反演, 本文方法同样适用, 在 AGB 为 0～200 t/hm^2 时, 改进解决了反演结果较真实值偏高的问题, 更接近真实值, 相关系数也从 0.61 提升到了 0.71。而当 VOD 或 AGB 较高时, 如图 7 中 VOD 大于 1 和图 8 中 AGB 大于 200 t/hm^2 时, 改进前后的反演结果差别较小, 这表明本文方法对生物量较低的地区的改进效果要优于生物量较高的地区, 这一点可以从土壤湿度和植被两者共同对信号的影响看出。随着生物量的增加, CYGNSS 卫星接收的反射信号对土壤湿度的敏感性会逐渐降低[26], 而当生物量大于一定阈值后, GNSS 信号将无法穿透植被到达地面。

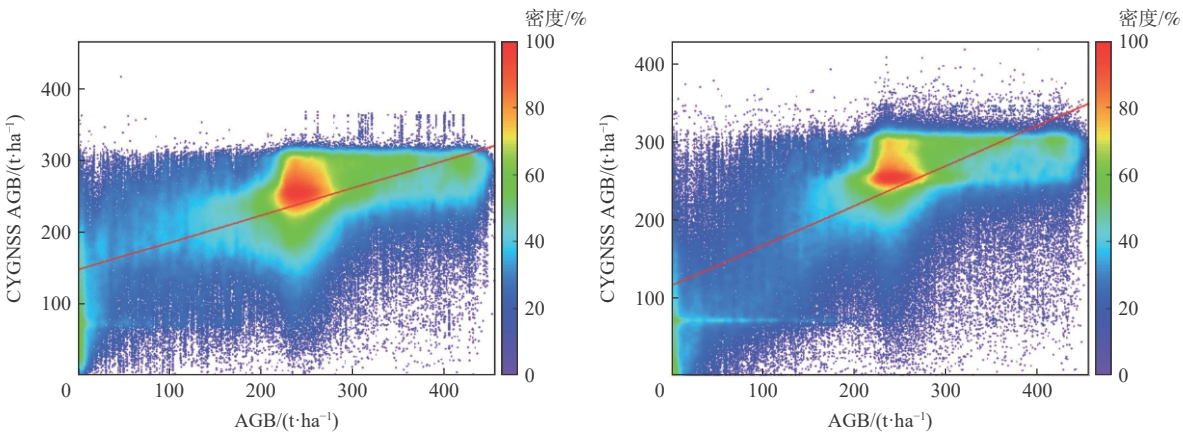
改进前后 2 种方法对 VOD 和 AGB 反演结果的相关系数和均方根误差 (root mean square error, RMSE) 如表 4 所示, 结果表明, 对于 VOD 反演, 改进后相关系数从 0.70 提升到了 0.83, RMSE 从 0.21 降低到了 0.17; 对于 AGB 反演, 改进后相关系数从 0.61



(a) 反演VOD改进前　　(b) 反演VOD改进后

图 7　人工神经网反演 VOD 结果

Fig. 7　Inversion results of VOD by artificial neural network



(a) 反演AGB改进前　　(b) 反演AGB改进后

图 8　人工神经网反演 AGB 结果

Fig. 8　Inversion results of AGB by artificial neural network

表 4　相关系数和 RMSE

Table 4　Correlation coefficient and RMSE

参考数据	相关系数		RMSE	
	VOD	AGB/(t·hm^{-2})	VOD	AGB/(t·hm^{-2})
改进前	0.70	0.61	0.21	74
改进后	0.83	0.71	0.17	65

提升到了 0.71, RMSE 从 74 t/hm^2 降低到了 65 t/hm^2。

4　结　论

本文提出一种涉及土壤湿度的星载 GNSS-R 森林生物量反演方法。利用 Tau-Omega 模型, 将 SMAP 卫星提供的土壤湿度等辅助信息作为模型输入, 最终获得基于土壤湿度改正后的参数τ_{corr}。以 10°为间隔对不同入射角的数据进行分组, 比较不同入射角下反射率与 VOD、AGB 这 2 个生物量参考数据之间的相关系数, 选择入射为 0°～70° CYGNSS 数据进行实验, 得到以下结论:

1) 改正后参数τ_{corr}较反射率与 VOD 的相关系数从 0.54 提升到了 0.67; 与 AGB 的相关系数从 0.46 提升到了 0.56。

2) 利用人工神经网络反演 VOD, 改进后相关系数从 0.70 提升到了 0.83, RMSE 从 0.21 降低到了 0.17; 人工神经网络反演 AGB, 改进后相关系数从 0.61 提升到了 0.71, RMSE 从 74 t/hm^2 降低到了 65 t/hm^2。

3)随着生物量的增加, CYGNSS 接收的反射信号对土壤湿度的敏感性会逐渐降低, 改进方法在生物量较低地区的改进效果要优于生物量高的地区。

本文为去除土壤湿度对星载 GNSS-R 反演森林生物量的影响提供了一种新方法, 提高了反演精度。但反射信号除受土壤湿度影响外, 还受地形因素影响, 此外反射信号的相干、非相干组成也是一项重要影响因素, 这是后续的研究方向之一。

参考文献（References）

[1] 范文义, 张海玉, 于颖, 等. 三种森林生物量估测模型的比较分析[J]. 植物生态学报, 2011, 35(4): 402-410.

FAN W Y, ZHANG H Y, YU Y, et al. Comparison of three models of forest biomass estimation[J]. Chinese Journal of Plant Ecology, 2011, 35(4): 402-410(in Chinese).

[2] KELLER M. Revised method for forest canopy height estimation from geoscience laser altimeter system waveforms[J]. Journal of Applied Remote Sensing, 2007, 1(1): 013537.

[3] CHAVE J, ANDALO C, BROWN S, et al. Tree allometry and improved estimation of carbon stocks and balance in tropical forests[J]. Oecologia, 2005, 145(1): 87-99.

[4] CARRENO-LUENGO H, LUZI G, CROSETTO M. Above-ground biomass retrieval over tropical forests: A novel GNSS-R approach with CyGNSS[J]. Remote Sensing, 2020, 12(9): 1368.

[5] BAGHDADI N, LE MAIRE G, BAILLY J S, et al. Evaluation of ALOS/PALSAR L-band data for the estimation of eucalyptus plantations aboveground biomass in Brazil[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2015, 8(8): 3802-3811.

[6] LE TOAN T, QUEGAN S, DAVIDSON M W J, et al. The BIOMASS mission: Mapping global forest biomass to better understand the terrestrial carbon cycle[J]. Remote Sensing of Environment, 2011, 115(11): 2850-2860.

[7] GONÇALVES F, TREUHAFT R, LAW B, et al. Estimating aboveground biomass in tropical forests: Field methods and error analysis for the calibration of remote sensing observations[J]. Remote Sensing, 2017, 9(1): 47.

[8] WU X R, GUO P, SUN Y Q, et al. Recent progress on vegetation remote sensing using spaceborne GNSS-reflectometry[J]. Remote Sensing, 2021, 13(21): 4244.

[9] ULABY F T. Microwave remote sensing, active and passive[J]. Microwave Remote Sensing Fundamentals and Radiometry, 1981, 1: 191-208.

[10] 吴学睿, 李颖, 李传龙. 基于 Bi-Mimics 模型的 GNSS-R 农作物生物量监测理论研究[J]. 遥感技术与应用, 2012, 27(2): 220-230.
WU X R, LI Y, LI C L. Research on crop biomass monitoring using GNSS-R technique based on Bi-Mimics model[J]. Remote Sensing Technology and Application, 2012, 27(2): 220-230(in Chinese).

[11] CHEW C, SHAH R, ZUFFADA C, et al. Demonstrating soil moisture remote sensing with observations from the UK TechDemoSat-1 satellite mission[J]. Geophysical Research Letters, 2016, 43(7): 3317-3324.

[12] CAMPS A, PARK H, PABLOS M, et al. Sensitivity of GNSS-R spaceborne observations to soil moisture and vegetation[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2016, 9(10): 4730-4742.

[13] CARRENO-LUENGO H, LOWE S T, ZUFFADA C, et al. Spaceborne GNSS-R from the SMAP mission: First assessment of polarimetric scatterometry[C]//Proceedings of the IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2017: 4095-4098.

[14] WAN W, JI R, LIU B J, et al. A two-step method to calibrate CYGNSS-derived land surface reflectivity for accurate soil moisture estimations[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2020, 19: 2500405.

[15] SANTI E, PALOSCIA S, PETTINATO S, et al. Remote sensing of forest biomass using GNSS reflectometry[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2993, 13: 2351-2368.

[16] SANTI E, CLARIZIA M P, COMITE D, et al. Detecting fire disturbances in forests by using GNSS reflectometry and machine learning: A case study in Angola[J]. Remote Sensing of Environment, 2022, 270: 112878.

[17] ZHAN Q, VALL-LLOSSERA M, PABLOS M, et al. Improving the rice yield estimation using SMOS and CYGNSS GNSS-R data[C]//Proceedings of the IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium. Piscataway: IEEE Press, 2020: 5254-5257.

[18] KERR Y H, WALDTEUFEL P, RICHAUME P, et al. The SMOS soil moisture retrieval algorithm[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2012, 50(5): 1384-1403.

[19] O'NEILL P, BINDLISH R, CHAN S, et al. Algorithm theoretical basis document level 2 & 3 soil moisture (passive) data products[EB/OL]. (2021-10-12)[2022-04-13]. https://nsidc.org/data/smap/data.

[20] DONG Z N, JIN S G. Evaluation of the land GNSS-reflected DDM coherence on soil moisture estimation from CYGNSS data[J]. Remote Sensing, 2021, 13(4): 570.

[21] O'NEILL P, CHAN S, NJOKU E, et al. SMAP enhanced L3 radiometer global and polar grid daily 9 km EASE-Grid soil moisture, Version 5[EB/OL]. Boulder: NASA National Snow and Ice Data Center Distributed Active Archive Center, 2021(2021-10-12)[2022-04-13]. https://doi.org/10.5067/4DQ54OUIJ9DL.

[22] AVITABILE V, HEROLD M, HEUVELINK G B M, et al. An integrated pan-tropical biomass map using multiple reference datasets[J]. Global Change Biology, 2016, 22(4): 1406-1420.

[23] SAATCHI S S, HARRIS N L, BROWN S, et al. Benchmark map of forest carbon stocks in tropical regions across three continents[J]. Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America, 2011, 108(24): 9899-9904.

[24] BACCINI A, GOETZ S J, WALKER W S, et al. Estimated carbon dioxide emissions from tropical deforestation improved by carbon-density maps[J]. Nature Climate Change, 2012, 2: 182-185.

[25] JENSEN K, MCDONALD K, PODEST E, et al. Assessing L-band GNSS-reflectometry and imaging radar for detecting sub-canopy inundation dynamics in a tropical wetlands complex[J]. Remote Sensing, 2018, 10(9): 1431.

[26] YUEH S H, SHAH R, CHAUBELL M J, et al. A semiempirical modeling of soil moisture, vegetation, and surface roughness impact on CYGNSS reflectometry data[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2020, 60: 5800117.

An improved inversion method of forest biomass based on satellite GNSS-R

ZHOU Xun[1]，ZHENG Nanshan[1, 2, *]，DING Rui[1, 2]，ZHANG Hengyi[1]，HE Jiaxing[1]

(1. School of Environment and Spatial Informatics，China University of Mining and Technology，Xuzhou 221116，China；
2. Key Laboratory of Land Environment and Disaster Monitoring，Ministry of Natural Resources，
China university of mining and technology，Xuzhou 221116，China)

Abstract: Based on the Tau-Omega model, a spaceborne global navigation satellite system relectometry (GNSS-R) forest aboveground biomass inversion method considering the correction of ground soil moisture is proposed. The cyclone global navigation satellite system (CYGNSS) reflectance was corrected using the Tau-Omega model to increase the modeling parameters' accuracy, and SMAP satellite soil moisture was chosen as supplementary data. The biomass reference data utilized was the vegetation optical depth (VOD) supplied by SMAP satellite and the above-ground biomass (AGB) maps. The correlation changes between the observed values and the reference data prior to and following improvement were compared. The results show that the correlation coefficient increases significantly after the correction. The correlation coefficient between the parameters after improvement with VOD is increased from 0.54 to 0.67 compared to the reflectivity with VOD, and the correlation coefficient with AGB is increased from 0.46 to 0.56. Then, the GNSS-R VOD and AGB inversion models were established based on the corrected parameters and reflectivity through the artificial neural network, respectively. The results show that the improved method can effectively improve the inversion accuracy of VOD and AGB, and the improvement effect is better in areas with low biomass levels. For VOD inversion, after improvement, the correlation coefficient increased from 0.70 to 0.83, and the RMES decreased from 0.21 to 0.17; for AGB inversion, after improvement, the correlation coefficient increased from 0.61 to 0.71, and the RMES decreased from 74 t/hm^2 to 65 t/hm^2.

Keywords: CYGNSS; GNSS-R; forest biomass; SMAP satellite; soil moisture; vegetation optical depth

Received：2022-07-27；**Accepted**：2022-09-02；**Published Online**：2022-11-08 10：25

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221107.1841.003

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (41974039); Open Research Fund of Key Laboratory of Land Environment and Disaster Monitoring, Ministry of Natural Resources (LEDM2021B11); Postgraduate Research & Practice Innovation Program of Jiangsu Province (KYCX22_2595); Graduate Innovation Program of China University of Mining and Technology (2022WLJCRCZL256)

*** Corresponding author**. E-mail： znshcumt@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0684

分布式电推进螺旋桨飞机旋转颤振

曹婷婷，杨佑绪*，余灵富，成志勇，叶博
(南昌航空大学 飞行器工程学院，南昌 330063)

摘　　要：由于采用多个螺旋桨动力，旋转颤振成为分布式电推进飞机面临的重要气动弹性问题之一。基于机翼/短舱/桨耦合系统的运动关系及力作用关系，考虑机翼对螺旋桨的下洗和侧洗效应，推导出机翼、短舱和螺旋桨耦合系统的运动方程。将多套短舱/螺旋桨动力的陀螺力矩和螺旋桨非定常气动力引入机翼结构动力学模型，建立分布式电推进螺旋桨飞机颤振模型。通过对动力系统展向位置和动力系统数量的变参分析，研究分布式电推进螺旋桨飞机关键动力布局参数对旋转颤振特性的影响规律，并评估了2种典型的分布式电动螺旋桨飞机布局的颤振特性。结果表明：动力系统位于0.8倍翼展附近时，旋转颤振速度明显提高，而其他安装位置的参数不敏感。从翼根向翼梢逐渐增加动力数量的过程中，当动力个数少于5时，机翼的颤振速度对动力个数参数不敏感，而当动力个数增加至6时，机翼的经典颤振速度和旋转颤振速度均显著提高。在总刚度、总质惯量、总滑流效应和总功率等总体设计指标相当的前提下，动力系统相同分布式方案更佳，更有利于提高经典颤振速度和旋转颤振速度。

关 键 词：旋转颤振；分布式电推进；螺旋桨飞机；陀螺效应；气动弹性
中图分类号：V211.47
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)08-2627-09

分布式电推进(distributed electric propulsion, DEP)飞机[1-6]由电机驱动分布在机翼或机身上的多个螺旋桨或涵道风扇提供动力，利用气动-推进耦合效应提升气动性能，具有更高的气动效率、经济性和环保性，已成为当今国内外航空领域研究的新热点。由于存在大量的电机/螺旋桨系统，相较于一般的螺旋桨飞机，DEP螺旋桨飞机的螺旋桨/短舱系统与机翼的运动耦合更加明显，螺旋桨、短舱和机翼的气动干扰更加强烈，陀螺力矩和螺旋桨非定常气动力对机翼颤振特性的影响更加复杂。按照相关军用规范和适航标准，分布式电动螺旋桨推进飞机在设计过程中必须开展旋转颤振分析和相关试验，确保飞机在飞行包线内不会发生旋转颤振的不稳定问题[7-8]。

旋转颤振是指在一定飞行条件下由机翼/发动机短舱/螺旋桨的运动耦合和非定常气动力耦合导致的不稳定振荡，最终会引起发动机、短舱乃至整个机翼的疲劳破坏甚至坠毁。历史上Lockheed的Electra Ⅱ客机先后在1959年和1960年发生过旋转颤振导致的空难。1991年Beech的1900C飞机由于螺旋颤振发生坠毁。文献[9-12]最早开始系统地研究旋转颤振，主要是关于两自由度系统建模方法、影响规律及风洞试验方法等方面，而对于桨翼耦合系统建模，仅仅考虑了两自由度解析机翼模型。Rodden和Rose[13]基于Reed的两自由度模型，在MSC/NASTRAN颤振分析模块中增加了旋转颤振的计算能力，发展出面向工程应用的旋转颤振求解方法。Cecrdle[14]在此基础上结合NASTRAN的

收稿日期：2022-08-03；录用日期：2023-02-03；网络出版时间：2023-02-28 14:50
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230227.2009.007
基金项目：江西省“双千计划”人才项目(CK202006470)
*通信作者. E-mail：zgdy_1@163.com

引用格式：曹婷婷，杨佑绪，余灵富，等. 分布式电推进螺旋桨飞机旋转颤振[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2627-2635.
CAO T T，YANG Y X，YU L F，et al. Whirl flutter on distributed electric propeller aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2627-2635 (in Chinese).

SQL200求解器针对捷克EV-55民用涡桨飞机，研究了基于旋转颤振约束的螺旋桨发动机结构优化设计问题。中国对螺旋桨飞机的旋转颤振的研究始于20世纪90年代，主要集中在螺旋桨稳定性分析和考虑机翼沉浮和俯仰自由度的四自由度螺旋桨/机翼稳定性分析方面[15-18]。Yang等[19]基于有限元机翼模型和Wilmer两自由度短舱/桨模型建立了机翼/短舱/螺旋桨耦合系统气动弹性运动方程，编制程序实现了旋转颤振频域求解和时域仿真。陈兆林等[20]基于NASTRAN旋转颤振求解模块，研究总结了关键参数对旋转颤振的影响规律。

随着美国XV-3、XV-15等倾转旋翼验证机的研制，Bell公司在飞行试验阶段率先发现了倾转旋翼机的旋转颤振问题。Johnson在20世纪70年代后期针对倾转旋翼机的高速巡航状态提出了经典的机翼/短舱/旋翼9自由度模型[21]，考虑了桨叶的变矩-挥舞、变矩-摆振和挥舞-摆振耦合效应及机翼和桨的运动耦合，并讨论了关键参数对旋转颤振的影响。Nixon[22]基于简单弹性梁有限元模型和刚体旋翼建立了一种新的适用于自由飞和风洞吹风状态的倾转旋翼机气动弹性模型及一种适用于复合材料桨叶的各向异性旋转梁分析模型，通过气动弹性剪裁提高了飞机的颤振速度。文献[23]假设旋翼桨叶具有刚体挥舞、摆振和扭转运动，通过桨叶的物理结构参数计算桨叶的挥舞和摆振频率及变距-挥舞、变距-摆振和挥舞-摆振耦合参数，并详细研究了关键设计参数对旋转颤振稳定性的影响及倾转旋翼机稳定性的被动和主动控制技术。

岳海龙[24]在文献[21-22]提出的倾转旋翼机动力学模型的基础上，采用Peters-He非定常动态入流模型，并附加桨叶尾迹弯曲的影响，建立了旋翼尾迹弯曲非定常动态入流模型，主要用于计算，并在风洞中进行了倾转过程中旋翼、短舱和机翼耦合系统的动力学响应试验。董凌华等[25]利用多体动力学方法描述动力学部件的空间运动关系，考虑倾转旋翼和弹性机翼之间非线性的气动、惯性及结构耦合，建立了倾转旋翼机气动弹性动力学分析模型，开展对倾转旋翼机倾转过渡状态的瞬时响应研究，并研制出了一套半展长倾转旋翼机动力学模型，用于开展动力学和风洞试验。

针对分布式电推进飞机，Hoover等[26-28]采用2种多体动力学软件Dymore和CAMRAD II建立了X-57分布式电推进飞机半机翼、全翼展和自由飞3种结构动力学模型，研究了对称模态、非对称模态及纵向短周期模态对旋转颤振特性的影响。短周期模态和飞机的对称面外一弯互相耦合，降低了飞机的旋转颤振稳定性。在短舱安装刚度下降时，会出现体自由度颤振。Cravana等[29]以高空长航时无人机为研究对象，对电推进飞机柔性机翼的气动弹性特性进行研究，研究表明，质量和载荷分布对挥舞频率和扭转频率有显著影响，螺旋桨展向位置可以对挥舞和扭转频率起到控制其稳定性的作用。

目前，中国尚未有关于分布式电推进螺旋桨飞机旋转颤振分析和设计方面的研究文献公开发表，更未见到对分布式电推进飞机动力布局对旋转颤振影响的研究。基于文献[19]的传统涡桨飞机旋转颤振分析方法，建立面向分布式电推进螺旋桨飞机旋转颤振分析模型，研究分布式动力布局，尤其是电机展向位置和电机个数，以及旋转颤振特性的影响规律，为分布式电推进螺旋桨飞机的研制提供理论根据和技术支持。

1 分布式电动螺旋桨推进飞机结构动力学模型

1.1 螺旋桨/短舱系统结构动力学方程

采用Wilmer两自由度动力学模型模拟螺旋桨/短舱系统，螺旋桨/短舱系统仅具有俯仰运动θ(绕俯仰轴转动的俯仰角位移)和偏航运动ψ(绕偏航轴转动的偏航角位移)，如图1所示。

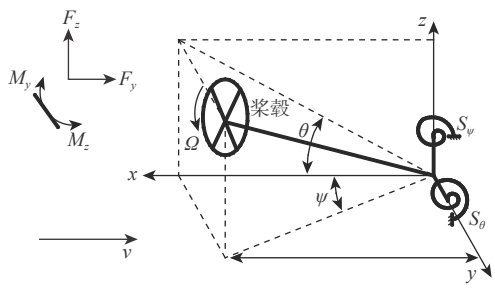


图1 螺旋桨/短舱系统的旋转颤振模型

Fig. 1 Whirl flutter model of propeller/nacelle system

运动方程为

$$\begin{cases} I_y\ddot{\theta}+I_x\Omega\dot{\psi}+S_\theta\theta+\dfrac{S_\theta g_\theta}{\omega}\dot{\theta}=M_{y,p}-lF_z \\ I_z\ddot{\psi}-I_x\Omega\dot{\theta}+S_\psi\psi+\dfrac{S_\psi g_\psi}{\omega}\dot{\psi}=M_{z,p}+lF_y \end{cases} \tag{1}$$

式中：I_x、I_y、I_z分别为螺旋桨/短舱系统的旋转、俯仰和偏航轴的转动惯量；S_θ和S_ψ分别为俯仰和偏航的旋转弹簧刚度常数；g_θ和g_ψ分别为解耦的俯仰和偏航模态阻尼系数；ω为振荡频率；l为螺旋桨转轴中心到短舱与机翼联接点的距离；Ω为螺旋桨旋转速度；$M_{y,p}$、$M_{z,p}$和F_z、F_y为螺旋桨桨叶产生的作用于转轴中心点的气动力矩和气动力，具体表达形

式为

$$\begin{cases} F_z = \dfrac{1}{2}\rho V^2 S' \left(C_{z_\theta}\bar{\theta} + C_{z_\psi}\bar{\psi} + C_{z_r}\dfrac{\dot{\bar{\psi}}R}{V} \right) \\ M_{y,p} = \rho V^2 S' R \left(C_{m_\psi}\bar{\psi} + C_{m_q}\dfrac{\dot{\bar{\theta}}R}{V} \right) \\ F_y = \dfrac{1}{2}\rho V^2 S' \left(C_{y_\psi}\bar{\psi} + C_{y_\theta}\bar{\theta} + C_{y_q}\dfrac{\dot{\bar{\theta}}R}{V} \right) \\ M_{z,p} = \rho V^2 S' R \left(C_{n_\theta}\bar{\theta} + C_{n_r}\dfrac{\dot{\bar{\psi}}R}{V} \right) \end{cases} \tag{2}$$

式中: R为螺旋桨桨盘半径; V为来流速度或飞行速度; ρ为空气密度; S'为螺旋桨桨盘面积, $S' = \pi R^2$; C_{z_θ}、C_{z_r}、C_{z_ψ}、C_{m_ψ}、C_{m_q}、C_{y_q}、C_{y_θ}、C_{y_ψ}、C_{n_r}和C_{n_θ}为螺旋桨气动力系数, 这可以通过计算或实验得到; $\bar{\theta}$和$\bar{\psi}$为螺旋桨的有效俯仰和偏航角位移。

1.2　机翼颤振运动方程

机翼颤振运动方程为

$$\boldsymbol{M}_w\ddot{\boldsymbol{\xi}} + \boldsymbol{C}_w\dot{\boldsymbol{\xi}} + \boldsymbol{K}_w\boldsymbol{\xi} = q_\infty \boldsymbol{Q}_w\boldsymbol{\xi} \tag{3}$$

式中: $\boldsymbol{M}_w$、$\boldsymbol{C}_w$和$\boldsymbol{K}_w$分别为机翼广义质量、阻尼和刚度矩阵; $\boldsymbol{Q}_w$为非定常气动力影响系数矩阵; q_∞为飞行动压; $\boldsymbol{\xi}$为机翼广义自由度, 即模态位移。

1.3　机翼/螺旋桨/短舱耦合系统动力学方程

机翼和螺旋桨/短舱系统的气动弹性耦合主要体现在 2 个方面: ①在气动耦合方面, 忽略螺旋桨运动对机翼流场的干扰, 但机翼的流场会在桨的转轴中心处诱导出下洗和侧洗速度, 从而影响螺旋桨的偏航和俯仰运动。②机翼位移扰动会使螺旋桨/短舱系统的俯仰角和偏航角发生变化, 从而改变螺旋桨上产生的气动力和力矩。同时, 螺旋桨气动力和力矩又会通过短舱的安装点传递给机翼, 从而改变机翼的载荷状态。

基于以上考虑, 螺旋桨/短舱系统方程中的有效俯仰和偏航位移为

$$\begin{cases} \bar{\theta} = \theta - \dfrac{l\dot{\theta}}{V} + \dfrac{\dot{z}}{V} - \dfrac{w}{V} + \alpha_y \\ \bar{\psi} = \psi - \dfrac{l\dot{\psi}}{V} - \dfrac{\dot{y}}{V} + \dfrac{v}{V} + \alpha_z \end{cases} \tag{4}$$

式中: $\dot{z}$为短舱在机翼上的安装点处的横向位移产生; w为飞机上其他部件如机翼和机身气动力等在桨毂处的下洗速度; α_y为短舱在机翼上的安装点处的旋转运动产生。很明显, 在单纯的螺旋桨/短舱系统运动分析中, 仅需保留θ和$l\dot{\theta}$。

设螺旋桨转轴中心的坐标为(x_h, y_h, z_h), 通过偶极子格网法计算得到翼面气动网格对转轴中心处的气动力影响系数矩阵 $\boldsymbol{D}_{hk}(k = 1,2,\cdots,N)$, N表示机翼上气动网格的数量。由翼面气动力计算得到对应于第j阶模态的每个气动网格上的压强系数为

$$\Delta \boldsymbol{c}_{p_j} = \boldsymbol{D}_w^{-1}\boldsymbol{W}_j \tag{5}$$

翼面流场在转轴中心处诱导的下洗速度为

$$w = V_\infty \begin{bmatrix} D_{h1} & D_{h2} & \cdots & D_{hN} \end{bmatrix} \boldsymbol{D}_w^{-1}\boldsymbol{W}\boldsymbol{\xi}_w \tag{6}$$

$$\boldsymbol{W}_j = \mathrm{i}\frac{k}{b}\boldsymbol{\phi}_j + \frac{\partial \boldsymbol{\phi}_j}{\partial x} \tag{7}$$

式中: i 表示虚数单位; b 表示机翼半弦长; $\boldsymbol{\phi}_j$表示第 j 阶模态列矢量

对于侧洗, 可以在转轴中心处构造铅垂网格, 即网格平面的上反角为 90°, 以转轴中心点作为该网格的控制点, 则翼面对该处的法洗即为对螺旋桨转轴中心的侧洗, 侧洗速度为

$$v = V_\infty \begin{bmatrix} D'_{h1} & D'_{h2} & \cdots & D'_{hN} \end{bmatrix} \boldsymbol{D}_w^{-1}\boldsymbol{W}\boldsymbol{\xi}_w \tag{8}$$

通过简单的数学变化, 得到机翼/螺旋桨/短舱耦合系统动力学方程:

$$\boldsymbol{M}s^2\boldsymbol{\xi} + \boldsymbol{C}s\boldsymbol{\xi} + \boldsymbol{K}\boldsymbol{\xi} = q_\infty \boldsymbol{Q}(s)\boldsymbol{\xi} \tag{9}$$

式中: $\boldsymbol{M}$、$\boldsymbol{C}$和$\boldsymbol{K}$分别为陀螺力矩、螺旋桨非定常气动力的机翼/螺旋桨/短舱耦合系统的质量、阻尼和刚度矩阵; s 为拉普拉斯变量。

$$\boldsymbol{\xi} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\xi}_w^{\mathrm{T}} & \theta & \psi \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{10}$$

式中: $\boldsymbol{\xi}_w$为机翼运动自由度。

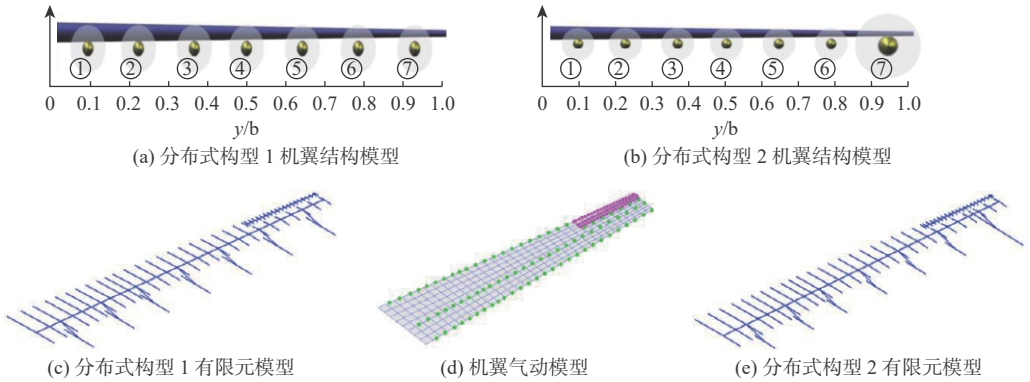
如果在机翼有限元模型建模过程中, 对螺旋桨/短舱系统的质量和刚度特性进行模拟, 那么仅需要在机翼颤振方程中考虑螺旋桨的气动刚度、气动阻尼和陀螺力矩的影响, 不过此时的气动刚度和阻尼矩阵考虑了机翼流场对螺旋桨的干扰效应。没有考虑螺旋桨滑流对机翼非定常气动力的影响, 主要是由于目前颤振计算可利用的非定常气动力计算方法的局限性。同时国内外的旋转颤振研究已经证明, 不考虑滑流效应计算得到的旋转颤振速度是准确的。

在文献 [19] 中, 通过和文献 [13] 的计算结果进行对比, 已经证明, 本文方法是正确的, 并已应用于 MA700 涡桨支线客机等机型的工程研制。

2　算例及结果分析

2.1　模型描述

以某型分布式电推进支线客机为研究对象, 建立 2 种不同的分布式构型, 沿机翼展向分别布置 7 套动力系统记为①～⑦, 其无量纲展向站位如图 2(a) 和图 2 (b) 所示。考虑到动力系统典型的大质惯量特性, 结合翼梁和肋, 尤其是加强肋的布置, 接近于沿展向均匀分布。分布式构型 1 和分布式



(a) 分布式构型 1 机翼结构模型　(b) 分布式构型 2 机翼结构模型

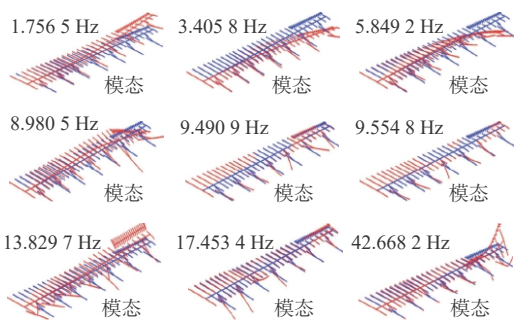
(c) 分布式构型 1 有限元模型　(d) 机翼气动模型　(e) 分布式构型 2 有限元模型

图 2　2 种不同的分布式构型模型

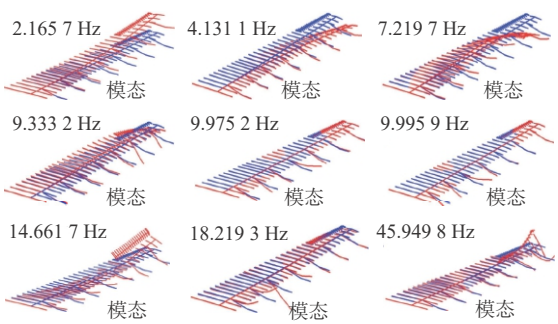
Fig. 2　Two different distributed configuration models

构型 2 的机翼梁架有限元模型如图 2(c) 和图 2 (e) 所示，采用梁单元进行建模，翼根固支。主翼面和副翼气动模型的插值节点图 2(d) 所示，计算过程中不考虑短舱的气动力。

由于分布式动力的存在，分布式构型的固有频率密集，不同动力系统俯仰、偏航、侧摆模态的混杂现象严重，与机翼耦合的模态阶数较多且频率接近。图 3 为 2 种分布式构型各自具有典型特征的部分固有模态计算结果。



(a) 分布式构型 1 固有模态结果



(b) 分布式构型 2 固有模态结果

图 3　2 种不同分布式构型的固有特性

Fig. 3　Natural characteristics of two different distributed configurations

对于该型分布式电推进支线客机，可选用的电动力系统如表 1 所示，依次命名为电动力 1～电动力 3 动力系统。其中，电动力 1 用于分布式构型 1，电动力 2 和电动力 3 均用于分布式构型 2。在构型 2 中，内侧有 6 个电动力 2 供增升使用，主要用于短距起降，在巡航飞行时关闭并且螺旋桨折叠顺气流贴合在短舱表面以降低阻力，翼梢电动力 3 供巡航飞行使用。

表 1　动力系统参数

Table 1　Motor system parameters

动力系统	桨盘半径/m	桨毂中心距机翼前缘距离/m	桨叶个数	质量/kg	转动惯量/(kg·m^2)	功率/kW
涡桨动力	2.21	2.64	6	260.09	99.49	3 780
电动力1	0.84	0.82	6	37.14	2.05	540
电动力2	0.61	0.65	6	20	0.59	290
电动力3	1.62	1.01	6	140.03	28.84	2040

动力系统根据其增升和巡航功能的不同，采用了不同的螺旋桨，桨叶弦长沿其展向分布如图 4 所示。

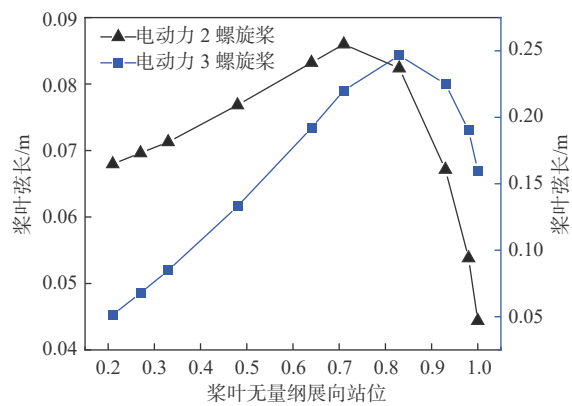
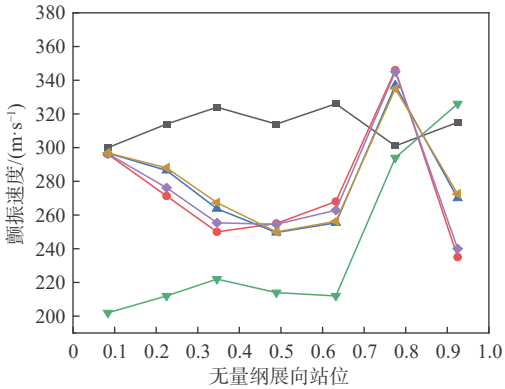


图 4　桨叶弦长沿展向站位

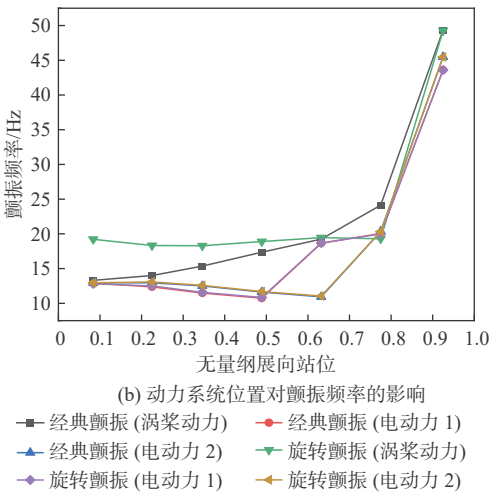
Fig. 4　Spanwise position of blade chord length

2.2　动力系统安装位置对颤振特性的影响

按照模型中的无量纲展向站位来改变单套动力系统的安装位置，并进行经典颤振和旋转颤振对比分析，研究动力系统安装位置对经典颤振和旋转颤振的影响。图 5 为单个涡桨动力、电动力 1 和电动力 2 展向位置变化对机翼经典颤振和旋转颤振



(a) 动力系统位置对颤振速度的影响



(b) 动力系统位置对颤振频率的影响

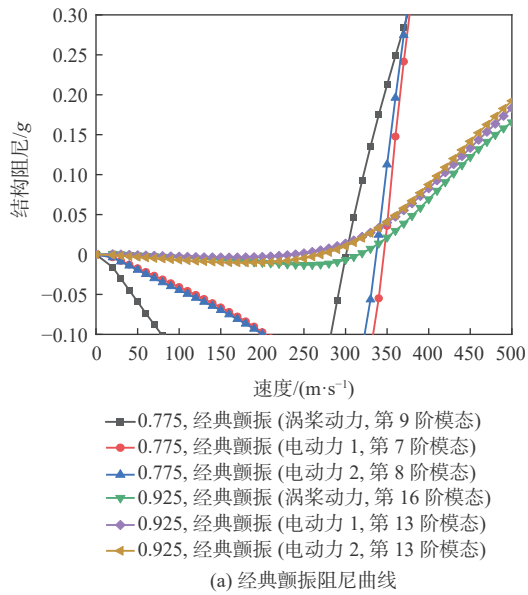
图 5　动力系统位置对经典/旋转颤振特性的影响

Fig. 5　Influence of motor system position on classical/whirl flutter characteristics

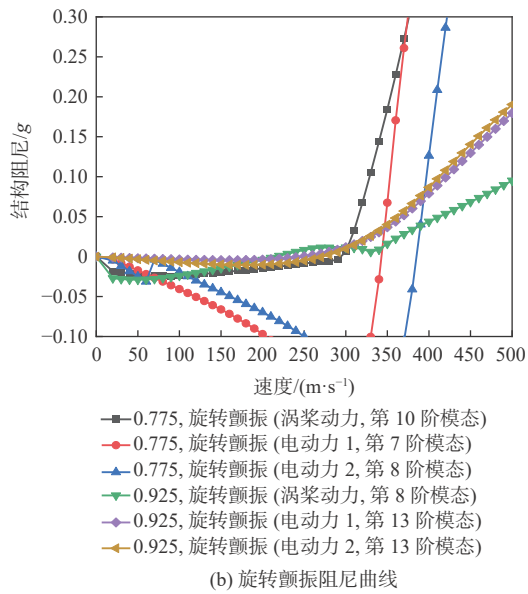
特性的影响曲线。图 6 为 3 种动力系统各自在 0.775 和 0.925 展向站位处不稳定穿越模态的阻尼曲线。结果表明:

1) 动力系统安装在翼根附近时, 3 种动力系统各自的机翼经典颤振速度与频率几乎相等, 随动力系统质惯量特性的变化并未产生较大差异, 这是由在靠近翼根处改变动力系统的质惯量特性对机翼的气动特性与固有振动特性乃至随之而来的非定常气动力影响微小所导致; 带涡桨动力的机翼旋转颤振速度及频率与经典颤振结果有较大差异, 而带电动力 1 和电动力 2 的机翼旋转颤振和经典颤振结果几乎一致, 这是因为电动力 1 和电动力 2 的质惯量特性比涡桨动力小得多, 桨的半径也明显变小, 导致螺旋桨陀螺力矩和非定常气动力效应不明显。

2) 无量纲展向站位小于 0.8 时, 带涡桨动力的机翼经典颤振速度均大于其旋转颤振速度。如在展向 0.775 位置处, 由于螺旋桨非定常气动力和陀螺力矩的作用, 第 10 阶模态在 300 m/s 附近率先出现旋转颤振不稳定, 从而早于第 9 阶模



(a) 经典颤振阻尼曲线



(b) 旋转颤振阻尼曲线

图 6　不同动力系统在动力系统展向站位 0.775 和 0.925 处穿越模态的阻尼曲线

Fig. 6　Damping curves of different motor systems crossing modes at 0.775 and 0.925 along spanwise position of motor system

态出现不稳定的经典颤振速度 320 m/s。安装电动力 1 和电动力 2 的机翼各自的经典和旋转颤振速度几乎相同, 且颤振频率一致。这说明单个电动力未明显地改变机翼的颤振特性, 这是由于电动力质惯量、几何形状小, 螺旋桨气动力和陀螺力矩效应不明显。与此同时, 安装电动力 1 和电动力 2 机翼的旋转颤振速度均大于安装涡桨动力机翼的旋转颤振速度, 旋转颤振频率均小于涡桨动力机翼的旋转颤振频率, 这与经典颤振的规律正好相反。

3) 无量纲展向站位在 0.8 附近时, 涡桨机翼

的旋转颤振速度迅速增大，接近经典颤振速度，颤振频率趋于一致，这是由于颤振穿越模态分支由第7阶变为第16阶，颤振频率也相应增大。除展向位置0.8外，涡桨动力机翼的经典颤振速度均大于安装电动力1和电动力2的电机机翼。这说明随着电机质惯量缩小，经典颤振速度明显下降。

4）无量纲展向站位大于0.8时，安装电动力1和电动力2电机的机翼的经典颤振速度下降，安装涡桨动力机翼的经典颤振速度反而上升。原因如图6(a)所示，安装电动力1和电动力2电机机翼经典颤振穿越分支为第13阶模态，而涡桨动力经典颤振穿越分支是第16阶模态，颤振穿越模态分支发生改变导致颤振速度和频率发生明显变化。与此同时，安装电动力1和电动力2电动力机翼的旋转颤振速度都下降，在翼展0.8倍附近形成一个小高峰，这说明在翼展0.8倍处有利于提高旋转颤振速度，而涡桨机翼的旋转颤振速度呈上升趋势。

5）动力系统无量纲展向站位取0.775和0.925，涡桨动力、电动力1和电动力2的模态阻尼曲线类似，仅穿越点不同，如图6所示。模态阻尼随着飞行速度的增加，先减小，随后不断增大，最后趋于不稳定。相较于0.775处展向站位，0.925位置处的颤振发生更加激烈。

综上所述，动力系统布置在0.8倍翼展处，旋转颤振速度明显提高，对其他安装位置参数不敏感。当动力系统的质惯量、几何尺寸大时，螺旋桨气动力和陀螺力矩效应会明显，旋转效应会恶化机翼颤振特性量。

2.3 动力系统数量对颤振特性的影响

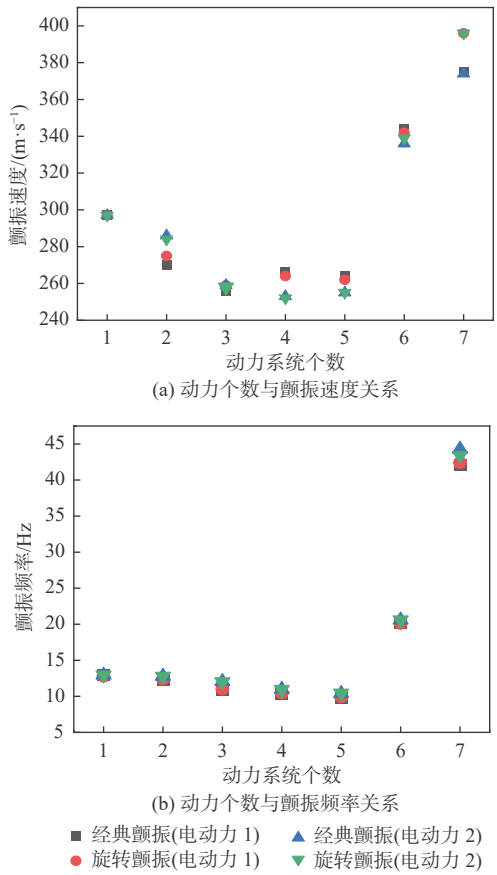
图7为电动力1和电动力2系统数量对机翼颤振特性的影响曲线，数量按照设置的无量纲展向位置从翼根向翼梢逐渐增加。

不难看出，随着动力系统数量的增加，安装电动力1和电动力2的机翼，各自的经典颤振和旋转颤振速度及频率均呈现先缓慢下降、后快速上升趋势，在动力系统个数为5时达到最低值，电动力系统个数为7时达到最大值。

由以上可知，当分布式电推进飞机设计时，动力系统个数对颤振速度有明显影响。在动力个数为前5时，颤振速度对动力个数参数不敏感，当动力个数增加到6时，经典颤振速度和旋转颤振速度均明显提高。

2.4 动力布置方案对颤振特性的影响

以第2节机翼刚度和质量为基本状态，分析涡桨和2种分布式电推进构型的颤振特性，结果如表2和图8所示。



(a) 动力个数与颤振速度关系

(b) 动力个数与颤振频率关系

图7 动力系统数量对机翼颤振特性的影响

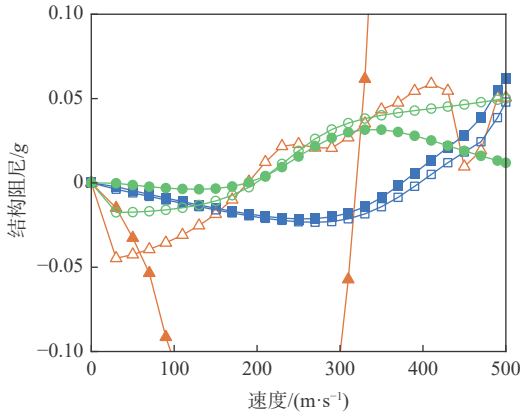
Fig. 7 Influence of electrodynamic system quantity on wing flutter characteristics

涡轮螺旋桨飞机经典颤振速度为320 m/s，颤振频率为15.05 Hz，颤振穿越分支为副翼旋转。涡轮螺旋桨飞机旋转颤振速度为219 m/s，颤振频率为18.29 Hz，颤振穿越分支为机翼三弯。很明显，陀螺力矩和螺旋桨气动力共同作用，改变了机翼颤振的动力学耦合特性，颤振穿越模态分支也发生了改变，大幅降低了机翼的颤振速度和颤振频率。这也充分说明了在涡桨飞机的研制和使用过程中考虑旋转颤振的必要性。在分布式构型2中，机翼旋转颤振速度为198 m/s，颤振频率为31 Hz，机翼第24阶模态发生穿越。很明显，相较于分布式电推进构型1，构型2的颤振速度大幅降低，颤振穿越模态

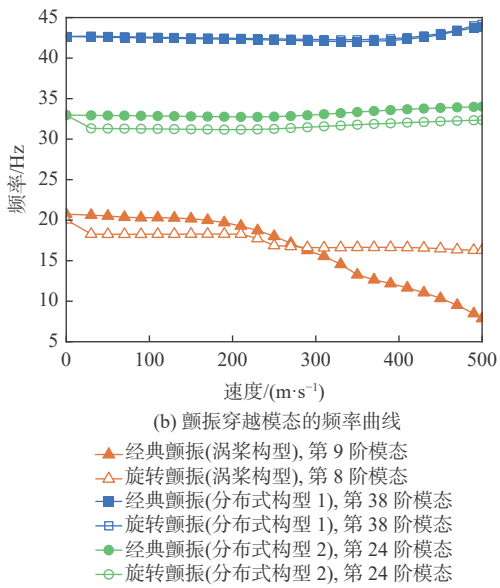
表2 不同动力构型的颤振速度

Table 2 Flutter velocity of different dynamic configurations

构型	经典颤振速度/(m·s⁻¹)	旋转颤振速度/(m·s⁻¹)
涡桨构型	320	219
分布式构型1	375	396
分布式构型2	188	198



(a) 颤振不稳定穿越模态阻尼曲线



(b) 颤振穿越模态的频率曲线

图 8　不同动力构型颤振穿越模态的频率曲线

Fig. 8　Frequency curves of flutter crossing modes in different dynamic configurations

分支发生明显变化。分布式构型 1 和构型 2 总刚度、总质惯量、总滑流效应和总功率等总体设计指标相当, 分布式构型 1, 即动力系统相同方案的颤振特性更佳。

3　结　论

1) 通过变参分析研究飞机颤振特性随动力系统的变化规律。研究表明, 动力系统在 0.8 倍翼展附近时, 旋转颤振速度明显提高, 而对其他安装位置参数不敏感。

2) 通过调整动力系统数量分析飞机颤振特性, 研究表明, 动力系统数量对机翼颤振特性有影响。当安装动力个数少于 5 时, 机翼的颤振速度对动力个数参数不敏感, 而当动力个数增加至 6 时, 机翼的经典颤振速度和旋转颤振速度都显著提高。

3) 在总刚度、总质惯量、总滑流效应和总功率等总体设计指标相当的前提下, 动力系统相同分布式方案(构型 1)更佳, 该方案有利于提高经典颤振速度和旋转颤振速度。

另外, 在旋转颤振分析中, 仅仅考虑了机翼流场对螺旋桨气动力的影响, 并没有涉及螺旋桨滑流对机翼的非定常气动力的影响, 这也是未来关于分布式电推进螺旋桨飞行器旋转颤振方法发展和相关风洞试验的主要研究方向。

参考文献（References）

[1] KIM H D, BROWN G V, FELDER J L. Distributed turboelectric propulsion for hybrid wing body aircraft[C]//Proceedings of the International Powered Lift Conference. London: Royal Aeronautical Society, 2018: 1-11.

[2] 黄俊. 分布式电推进飞机设计技术综述[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 624037.
HUANG J. Survey on design technology of distributed electric propulsion aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 624037 (in Chinese).

[3] GOHARDANI A S, DOULGERIS G, SINGH R. Challenges of future aircraft propulsion: A review of distributed propulsion technology and its potential application for the all electric commercial aircraft[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(5): 369-391.

[4] GOHARDANI A S. A synergistic glance at the prospects of distributed propulsion technology and the electric aircraft concept for future unmanned air vehicles and commercial/military aviation[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2013, 57: 25-70.

[5] 孔祥浩, 张卓然, 陆嘉伟, 等. 分布式电推进飞机电力系统研究综述[J]. 航空学报, 2018, 39(1): 021651.
KONG X H, ZHANG Z R, LU J W, et al. Review of electric power system of distributed electric propulsion aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(1): 021651(in Chinese).

[6] KIM H D, PERRY A T, ANSELL P J. A review of distributed electric propulsion concepts for air vehicle technology[C]// Processing of the AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium. Reston: AIAA, 2018: 4998.

[7] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机结构强度规范第 7 部分: 气动弹性: GJB 67.7A-2008[S]. 北京: 国家军用标准-总装备部, 2008: 1-8.
General Armaments Department of the People's Liberation Army of China. Military aircraft structural strength specification Part 7: Aeroelasticity: GJB 67.7A-2008[S] Beijing: National Military Standard-General Armaments Department, 2008:1-8(in Chinese).

[8] 中国民用航空总局运输类飞机适航标准 [M]. 北京: 中国民用航空总局, 2016: 76.
Civil Aviation Administration of China. Transport category aircraft airworthiness standards[M]. Beijing: Civil Aviation Administration of China. 2016: 76(in Chinese).

[9] REED W H, BLAND S R. An analytical treatment of aircraft propeller precession instability: NASA TN D-659[R]. Washington, D. C.: NASA, 1961: 6-26.

[10] HOUBOLT J C, REED W H. Propeller-nacelle whirl flutter[J]. Journal of the Aerospace Sciences, 1962, 29(3): 333-346.

[11] BLAND S R, BENNETT R M. Wind-tunnel measurement of pro-

peller whirl-flutter speeds and static-stability derivatives and comparison with theory: NASA TN D-1807[R]. Washington, D. C.: NASA, 1963: 7-13.

[12] REED W H. Review of propeller-rotor whirl flutter: NASA TR R-264[R]. Washington, D. C.: NASA, 1967:5-25.

[13] RODDEN W P, ROSE T L. Propeller/nacelle whirl flutter addition to MSC/NASTRAN[C]//Proceedings of the MSC World User's Conference. Los Angeles: MacNeal Schwendler Corp, 1989:1-29.

[14] CECRDLE J. Analysis of twin turboprop aircraft whirl-flutter stability boundaries[J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(6): 1718-1725.

[15] 金一忱. 螺旋颤振分析[J]. 航空学报, 1993, 14(4): 210-213.
JIN Y C. Whirl flutter analysis[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1993, 14(4): 210-213 (in Chinese).

[16] 刘济科, 赵令诚. 考虑弹性机翼影响的旋转颤振的动力学方程[J]. 机械强度, 1993, 15(4): 10-13.
LIU J K, ZHAO L C. Dynamic equations for whirl flutter considering wing elasticity[J]. Journal of Mechanical Strength, 1993, 15(4): 10-13(in Chinese).

[17] 刘济科, 赵令诚. 考虑弹性机翼影响的旋转颤振方程的来解方法[J]. 机械强度, 1994, 16(2): 32-35.
LIU J K, ZHAO L C. Solution method of rotating flutter equation considering the influence of elastic wing[J]. Journal of Mechanical Strength. 1994, 16(2): 32-35 (in Chinese).

[18] 尧振兴, 姚一龙. 某型飞机旋转颤振特性分析[C]//第八届全国空气弹性学术交流会论文. 北京: 中国空气动力学会, 2003: 117-122(in Chinese).
RAO Z X, YAO Y L. Analysis of whirl flutter characteristics of a certain aircraft[C]//Proceedings of the 8th National Aeroelasticity Academic Exchange Conference. Beijing: Chinese Aerodynamics Research Society, 2003: 117-122(in Chinese).

[19] YANG Y X, HUANG G N, ZHAO D Q, et al. A New whirl flutter analysis method[C]//Processing of the 33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2015, 2887.

[20] 陈兆林, 杨智春, 谷迎松. 机翼对螺旋桨发动机旋转颤振的影响研究[J]. 航空学报, 2016, 37(11): 3351-3360.
CHEN Z L, YANG Z C, GU Y S. Effect of wing on whirl flutter of propeller engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(11): 3351-3360(in Chinese).

[21] JOHNSON W. Dynamics of tilting proprotor aircraft in cruise fight: NASA TN D-7677[R]. Washington, D. C.: NASA, 1974:106-131.

[22] NIXON M W. Aeroelastic response and stability of tiltrotors with elastically-coupled composite rotor blades[D]. Maryland: University of Maryland, 1993.

[23] HATHAWAY E L, GANDHI F. Tiltrotor whirl flutter alleviation using actively controlled wing flaperons[J]. AIAA Journal, 2006, 44(11): 2524-2534.

[24] 岳海龙. 倾转旋翼机倾转时旋翼/短舱/机翼耦合结构气弹响应研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010: 23-27.
YUE H L. Aeroelastic responses of coupled rotor-nacelle-wing structures of tiltrotor aircraft in conversion flight[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010: 23-27 (in Chinese).

[25] 董凌华, 杨卫东, 张呈林. 倾转旋翼/机翼耦合系统过渡状态气弹动力学试验研究[J]. 振动工程学报, 2008, 21(5): 465-470.
DONG L H, YANG W D, ZHANG C L. Experiment on aeroelastic characteristics of tiltrotor aircraft in transition flight[J]. Journal of Vibration Engineering, 2008, 21(5): 465-470 (in Chinese).

[26] HOOVER C B, SHEN J W, KRESHOCK A R. Propeller whirl flutter stability and its influence on X-57 aircraft design[J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(5): 2169-2175.

[27] HOOVER C B, SHEN J W. Parametric study of propeller whirl flutter stability with full-span model of X-57 maxwell aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(6): 2530-2537.

[28] HOOVER C B, SHEN J W. Whirl flutter analysis of a free-flying electric-driven propeller aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2019, 56(2): 831-836.

[29] CRAVANA A, MANFREDA G, CESTINO E, et al. Aeroelastic behaviour of flexible wings carrying distributed electric propulsion systems[C]//SAE Technical Paper Series. Warrendale: SAE international, 2017, 1: 2061.

Whirl flutter on distributed electric propeller aircraft

CAO Tingting，YANG Youxu*，YU Lingfu，CHENG Zhiyong，YE Bo

(School of Flight Vehicle and Engineering，Nanchang Hangkong University，Nanchang 330063，China)

Abstract: Whirl flutter has become one of the essential aeroelastic problems faced by distributed electric propeller aircraft due to multiple propeller motors. Based on the motion and force relationship of the wing/nacelle/propeller coupling system, the downwash and sidewash effects of the wing on the propeller were considered, and the motion equation of the wing, nacelle, and propeller coupling system was derived. The gyroscopic moment of multiple sets of nacelle/propeller power and the unsteady propeller aerodynamic force were introduced into the wing structure dynamics model, and the flutter model of the distributed electric propeller aircraft was established. The influence of the critical dynamic layout parameters of the distributed electric propeller aircraft on the whirl flutter characteristics was studied through the variable parameter analysis of the spanwise position of the motor system and the number of motor systems. The flutter characteristics of two typical distributed electric propeller aircraft layouts were evaluated. The results show that when the motor system is located near 0.8 times the wingspan, the whirl flutter velocity is significantly improved, while other installation position parameters are insensitive. In the process of gradually increasing the motor quantity from the wing root to the wingtip, when the motor quantity is less than 5, the flutter speed of the wing is insensitive to the motor quantity parameter; when the motor quantity increases to 6, both the classical flutter velocity and the whirl flutter velocity of the wing are significantly improved. Under the premise that the overall design indicators such as total stiffness, total mass inertia, total slip flow effect, and total power are equivalent, the distributed scheme of the same motor system is better, which is beneficial to improving the classical flutter velocity and whirl flutter velocity.

Keywords: whirl flutter; distributed electric propulsion; propeller aircraft; gyroscopic effect; aeroelasticity

Received：2022-08-03；**Accepted**：2023-02-03；**Published Online**：2023-02-28 14：50

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230227.2009.007

Foundation item： Jiangxi Province“Double Thousand Plan” Talent Project (CK202006470)

* **Corresponding author**. E-mail：zgdy_1@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0686

基于自适应高斯变异的多目标哈里斯鹰优化算法

闫晓斌[1]，方洋旺[1,2,*]，彭维仕[3]

(1. 西安邮电大学 计算机学院，西安 710121；2. 西北工业大学 无人系统技术研究院，西安 710072；
3. 武警工程大学 装备管理与保障学院，西安 710086)

摘 要：针对哈里斯鹰优化算法在求解多目标优化问题时种群多样性差导致算法容易陷入局部最优的问题，提出一种基于自适应高斯变异的多目标哈里斯鹰优化算法。为使解决方案更好地向Pareto前沿收缩，提出基于网格划分法的猎物位置定位方法；为提升算法收敛性能，将超出区间的种群个体位置更新为猎物位置；采用自适应高斯变异策略提高算法多样性和Pareto前沿种群粒子的均匀性。仿真结果表明：所提算法在求解多目标优化问题时，与多目标遗传算法(NSGA-Ⅱ)、多目标粒子群算法(MOPSO)、多目标灰狼算法(MOGWO)和多目标哈里斯鹰优化算法(MOHHO)比较，寻优精度增加了8.02%～51.34%，收敛速度增加了16.67%～40.74%，显著提升了所提算法的收敛速度和精度。

关 键 词：多目标优化；群智能；哈里斯鹰优化算法；高斯变异；网格划分
中图分类号：TP18
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)08-2636-10

许多实际工程的优化问题存在多个优化目标，在问题中必须同时优化多个目标才能获得最佳解决方案。通常，多个目标之间相互影响，即提升任意一个目标性能可导致其他目标性能下降，这类优化问题称为多目标优化问题(multi-objective optimization problem, MOP)。近年来，针对多目标优化问题，研究者提出了许多群智能算法来寻求最佳解决方案，如麻雀算法[1]、黏菌算法[2]和海洋捕食者算法[3]等。

哈里斯鹰优化算法(Harris hawks optimizer, HHO)是于2019年由Heidari、Mirjalili提出的一种新型的群智能优化算法[4]。算法思想来源于哈里斯鹰种群进行独特的合作觅食活动。HHO具有参数少，结构简单和较强的探索和开发机制等特点，易于实现，并被用于许多优化问题，如配电系统中配电网发电(DG)的最优位置[5]、电池模块的参数识别[6-7]和数据传输[8]。

目前，HHO的研究处于起步阶段，在解决多目标优化问题时存在一些问题，如难以平衡收敛精度与Pareto前沿分布的均匀性、搜索后期易陷入局部最优和收敛速度较慢等问题。为了改进多目标哈里斯鹰优化算法，Selim等[5]利用灰色关联分析对非支配Pareto解集根据与各目标函数关联度进行排序，获得解集中的最佳折中解，改善了Pareto解集的均匀性；Du等[9]提出一种新的轮盘赌方法，即将某个解附近其他解的数量作为参数，通过引入一种新的概率确定解被选择概率，提高外部存档中解决方案分布的均匀性。

为了弥补算法收敛速度较慢和容易陷入局部最优的不足，蔡雪冰[10]引入逻辑混沌序列加快算法收敛速度以及跳出局部最优。杜沛[11]在选择最优解决方案时，采用邻域解数量越少，被确定为最优解决方案的概率越大的方法提高最优解决方案质量。Devarapalli等[12]提出一种逃逸能量控制公式，

收稿日期：2022-08-04；**录用日期**：2022-11-25；**网络出版时间**：2023-01-04 11:29
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230103.0834.006
基金项目：国家自然科学基金(61973253)
*通信作者. E-mail：17792018598@163.com

引用格式：闫晓斌，方洋旺，彭维仕. 基于自适应高斯变异的多目标哈里斯鹰优化算法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2636-2645. YAN X B，FANG Y W，PENG W S. Multi-objective Harris Hawk optimization algorithm based on adaptive Gaussian mutation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2636-2645 (in Chinese).

通过引入指数函数提高收敛速度, 并平衡了勘探与开发之间的关系, 提高了收敛精度。Elgamal 等[13]首先将混沌映射运用于种群初始化阶段, 以提高解决方案的多样性, 其次将模拟退火算法与 HHO 算法结合, 提高算法利用率的同时有效解决局部最优问题。为解决哈里斯鹰优化算法在求解多目标优化问题时种群多样性差导致算法容易陷入局部最优的问题, 本文提出基于自适应高斯变异的多目标哈里斯鹰优化算法 (multi-objective Harris hawks optimization based on adaptive Gaussian mutations, MOHHO-AGM)。首先分析了哈里斯鹰优化算法的基本原理及优缺点, 然后提出基于自适应高斯变异的多目标哈里斯鹰优化算法, 最后通过仿真实验验证上述改进算法的有效性和可行性。

1　哈里斯鹰优化算法原理及优缺点分析

1.1　哈里斯鹰优化算法的基本原理分析

哈里斯鹰优化算法主要包括三个阶段: 全局搜索阶段、转换阶段和局部开发阶段。

1.1.1　全局搜索阶段

全局搜索阶段主要由哈里斯鹰的位置信息决定, 其更新策略为

$$\boldsymbol{X}(t+1)=\begin{cases}\boldsymbol{X}_{\text{rand}}(t)-r_1|\boldsymbol{X}_{\text{rand}}(t)-2r_2\boldsymbol{X}(t)| & q\geqslant 0.5\\ (\boldsymbol{X}_{\text{rab}}(t)-\boldsymbol{X}_{\text{m}}(t))-r_3(b_{\text{l}}+r_4(b_{\text{u}}-b_{\text{l}})) & q<0.5\end{cases}\tag{1}$$

$$\boldsymbol{X}_{\text{m}}(t)=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{X}_i(t)\tag{2}$$

式中: $\boldsymbol{X}(t)$、$\boldsymbol{X}(t+1)$分别为种群在当前迭代t次、下一次迭代$(t+1)$次时的位置; $\boldsymbol{X}_{\text{rab}}(t)$为猎物的位置; $\boldsymbol{X}_{\text{rand}}(t)$为随机选择鹰的位置; r_1、r_2、r_3、r_4、q分别为区间 [0,1] 内的随机数; $\boldsymbol{X}_{\text{m}}(t)$为第$t$次迭代时, 种群的平均位置; $\boldsymbol{X}_i(t)$为种群内第i个鹰在第t次迭代时的位置; n为哈里斯鹰的总数; b_{u}、b_{l}分别为哈里斯鹰搜索空间的上、下限。

1.1.2　转换阶段

哈里斯鹰优化算法的转换阶段是指算法从全局探索到局部开发的转变, 由追逐过程中猎物的逃逸能量控制。其中控制猎物逃逸的能量方程为

$$E=2E_0\left(1-\frac{t}{T}\right)\tag{3}$$

式中: E 为猎物的逃逸能量; E_0为猎物的随机初始能量, $E_0\in[-1,1]$。当$E\geqslant 1$时, 猎物有逃跑的能力, 哈里斯鹰处于全局探索阶段, 否则处于局部开发阶段; T为最大迭代次数。

1.1.3　局部开发阶段

哈里斯鹰优化算法的局部开发阶段是指算法捕捉猎物的策略。常用的策略为软围攻、硬围攻、渐进式快速俯冲软包围和渐进式快速俯冲硬包围, 四种策略如表 1 所示。

表 1　局部开发阶段位置更新策略

Table 1　Location update strategy in local development stage

策略	位置更新	条件
软围攻	$\boldsymbol{X}(t+1)=\Delta\boldsymbol{X}(t)-E\lvert J\boldsymbol{X}_{\text{rab}}(t)-\boldsymbol{X}(t)\rvert$	$r\geqslant 0.5,\lvert E\rvert\geqslant 0.5$
硬围攻	$\boldsymbol{X}(t+1)=\boldsymbol{X}_{\text{rab}}(t)-E\lvert\Delta\boldsymbol{X}(t)\rvert$	$r\geqslant 0.5,\lvert E\rvert<0.5$
渐进式快速俯冲软包围	$\boldsymbol{Y}=\boldsymbol{X}_{\text{rab}}(t)-E\lvert J\boldsymbol{X}_{\text{rab}}(t)-\boldsymbol{X}(t)\rvert$ $\boldsymbol{Z}=\boldsymbol{Y}+\boldsymbol{S}\times\text{LF}(D)$ $\boldsymbol{X}(t+1)=\begin{cases}\boldsymbol{Y} & F(\boldsymbol{Y})<F(\boldsymbol{X}(t))\\ \boldsymbol{Z} & F(\boldsymbol{Z})<F(\boldsymbol{X}(t))\end{cases}$	$r<0.5,\lvert E\rvert\geqslant 0.5$
渐进式快速俯冲硬包围	$\boldsymbol{Y}=\boldsymbol{X}_{\text{rab}}(t)-E\lvert J\boldsymbol{X}_{\text{rab}}(t)-\boldsymbol{X}_{\text{m}}(t)\rvert$ $\boldsymbol{Z}=\boldsymbol{Y}+\boldsymbol{S}\times\text{LF}(D)$ $\boldsymbol{X}(t+1)=\begin{cases}\boldsymbol{Y} & F(\boldsymbol{Y})<F(\boldsymbol{X}(t))\\ \boldsymbol{Z} & F(\boldsymbol{Z})<F(\boldsymbol{X}(t))\end{cases}$	$r<0.5,\lvert E\rvert<0.5$

注: $\Delta\boldsymbol{X}(t)$为第t次迭代时哈里斯鹰与猎物之间的距离; J为猎物逃逸时随机跳跃的距离; D为问题维度; $\text{LF}(D)$为利用Levy函数(LF)[14]模拟猎物的逃逸行为; $\boldsymbol{S}$为D的随机向量。

1.2　哈里斯鹰优化算法存在的问题

根据无免费午餐定理[15] 可知, 在有限搜索空间内, 没有任意一种算法能够在优于其他算法的情况下解决所有优化问题。下列为算法寻优时存在的问题。

1) 哈里斯鹰优化算法中全局搜索和局部开发之间的转变是由逃逸能量E控制, 但参数E不能完全反映搜索过程, 会使算法重复收敛直至落入局部最优的解决方案中, 并且算法基于随机参数[16] 选择不同局部开发策略, 使得算法的收敛速度慢, 稳定性受影响。因此, 该算法在处理高维复杂的优化问题时收敛精度低, 容易陷入局部最优。

2) 哈里斯鹰优化算法由全局搜索阶段过渡到局部开发阶段是利用逃逸能量E控制的, 能量E的更新方式为由 2 线性减少到 0, 即当算法迭代后半部分时, 算法只进行局部搜索, 使得算法全局搜索和局部开发能力难以平衡。若无法保证算法在全局搜索阶段种群聚集最优值附近, 则会造成算法过早停滞和早熟收敛[17]。

2　基于自适应高斯变异的多目标哈里斯鹰优化算法

为了解决哈里斯鹰算法在求解多目标优化问题时种群多样性差导致算法容易陷入局部最优的问题, 提出一种基于自适应高斯变异的多目标哈里斯鹰优化算法。首先, 通过网格划分, 即通过拥挤度计算距离, 采用粒子越拥挤, 选择概率越低的方

法从外部存档中确定猎物位置，为算法提供更优个体，避免算法陷入局部最优；其次，当粒子超出边界时，对该值赋予猎物的位置；最后，引入基于高斯分布的变异策略，保证解的多样性，并且为了提高外部存档中种群的利用率和改善其拥挤距离，在基于高斯的变异策略基础上增加自适应因子，改进算法中的变异距离，使粒子更快地向Pareto前沿进行变异，平衡算法全局探索和局部开发的同时，提高多样性和收敛性。因此，本文提出一种基于自适应高斯变异的多目标哈里斯鹰优化算法。

2.1 网格划分法

为了选择更优的猎物位置，首先，将目标空间划分为若干网格，任意一个网格都为考察对象，并计算外部存档内种群个体的适应度值；其次，计算每个网格内粒子个数，并将其作为分布密度，分布密度的倒数即为网格被选择概率，通过轮盘赌方式选择网格；最后，在被选中的网格中随机确定猎物位置。

2.1.1 目标空间划分

对目标空间进行划分时，需确定目标空间中每个维度的最大、最小边界。网格宽度$\Delta \boldsymbol{F}_i$的计算式为

$$\Delta \boldsymbol{F}_i = \frac{\max \boldsymbol{F}_i - \min \boldsymbol{F}_i}{M} \tag{4}$$

式中：$\boldsymbol{F}_i$为第i个维度的目标函数值，$i = 1,2,\cdots,n$；M为第i个维度要划分的网格数；$\min \boldsymbol{F}_i$、$\max \boldsymbol{F}_i$分别为第i个维度的最小、最大边界。

2.1.2 计算网格内粒子数

遍历外部存档中的粒子，计算粒子所在网格编号。对于第i个粒子，通过公式(5)计算网格位置。

$$\left(\mathrm{Int}\left(\frac{\boldsymbol{F}_1 - \min \boldsymbol{F}_1}{\Delta \boldsymbol{F}_1}\right) + 1, \mathrm{Int}\left(\frac{\boldsymbol{F}_2 - \min \boldsymbol{F}_2}{\Delta \boldsymbol{F}_2}\right) + 1, \cdots, \mathrm{Int}\left(\frac{\boldsymbol{F}_n - \min \boldsymbol{F}_n}{\Delta \boldsymbol{F}_n}\right) + 1\right) \tag{5}$$

通过粒子编号可以确定粒子所处的网格位置，以此来确定，每个网格被选择的概率$\boldsymbol{p}_k$为

$$\boldsymbol{p}_k = 1/\boldsymbol{N}_k \tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{N}_k$为第k个网络的粒子数。

2.1.3 基于轮盘赌确定网格和猎物位置

通过轮盘赌方式确定网格。首先，需要将每个网格被选中的概率归一化处理，即

$$\boldsymbol{P}_k = \boldsymbol{p}_k \Big/ \sum_{i=1}^{n} \boldsymbol{p}_i \tag{7}$$

式中：$\boldsymbol{P}_k$为将每个网格被选中的概率$\boldsymbol{p}_k$归一化后的结果。

其次，计算各网格累积概率$\boldsymbol{Q}_k$为

$$\boldsymbol{Q}_k = \sum_{i=1}^{k} \boldsymbol{P}_i \tag{8}$$

最后，通过生成随机数选择网格内的粒子。

通过网格划分法确定猎物位置避免算法陷入局部最优的同时，为提升算法收敛速度，当种群超出边界时，算法不对个体直接赋边界值，而是超出界限的相应值赋予猎物位置，避免算法重复搜索边界位置。计算式为

$$\boldsymbol{X}(t+1) = \begin{cases} \boldsymbol{X}(t+1) & \boldsymbol{X}_{\min} \leqslant \boldsymbol{X}(t+1) \leqslant \boldsymbol{X}_{\max} \\ \boldsymbol{X}_{\mathrm{rab}}(t) & \boldsymbol{X}(t+1) < \boldsymbol{X}_{\min} \\ \boldsymbol{X}_{\mathrm{rab}}(t) & \boldsymbol{X}(t+1) > \boldsymbol{X}_{\max} \end{cases} \tag{9}$$

网格划分法基于划分网格内粒子数对网格进行选取，为算法提供了更优猎物位置，使算法的Pareto前沿分布更加均匀。而且对超出搜索边界的个体位置选取返回猎物位置的更新方法而不是采取返回边界位置的更新方法，更加有效地提升了算法收敛速度。但对超出边界粒子返回猎物位置的处理也限制了粒子的多样性。为了提高粒子多样性，提出基于自适应的高斯变异策略。

2.2 基于自适应的高斯变异策略

2.2.1 基于高斯的变异策略

变异是在当前解决方案的可视范围内，进行进一步开发，实现在搜索范围内进一步寻优，提高算法收敛精度，同时，避免种群个体在局部最优值附近过早停滞，聚集造成算法早熟收敛。文献[18]中提出了一种新的基于高斯分布的变异策略来探索和利用当前解周围的解。本文利用该变异策略通过广泛的探索和局部利用当前解提高种群多样性并向Pareto前沿快速收敛。该变异策略不仅有助于加速收敛，而且能够使当前的Pareto前沿通过变异向真正的Pareto前沿收缩，从而找到更好的非支配解决方案。除此之外，当前解陷入局部最小值时，该变异策略利用其勘探能力进行长距离更新，直至每个变量的上界，或向下更新至下界，从而避免陷入局部最优解。高斯方程为

$$g = \sigma \times \sqrt{-2.0 \times \log_2(r_1)} \times \sin(2.0 \times \pi \times r_2) \tag{10}$$

式中：g为将在当前解添加的变异值；σ用于确定搜索距离的长度，$\sigma \in [0,1]$；r_1、r_2为0～1的随机值。

外部存档利用哈里斯鹰优化算法更新之后，继续对其执行基于高斯的变异操作。首先确定搜索距离是否在第i个维度与相同维度的下限或上限之间，使处于不同维度粒子的变异距离各不相同；再通过对变异距离$\boldsymbol{D}$进行不同程度的利用，增加了解决方案变异的多样性，计算式为

$$\boldsymbol{D}=\begin{cases}\boldsymbol{X}_i-\boldsymbol{X}_{\mathrm{L}i} & r_3<M_{\mathrm{P}},r_4<0.5\\ \boldsymbol{X}_{\mathrm{U}i}-\boldsymbol{X}_i & r_3<M_{\mathrm{P}},r_4\geqslant 0.5\\ 0 & r_3\geqslant M_{\mathrm{P}}\end{cases}\tag{11}$$

$$\boldsymbol{X}_i=\begin{cases}\boldsymbol{X}_i+g\times\boldsymbol{D} & \sigma\in[0,0.3],\ r_5<E_{\mathrm{P}}\\ \boldsymbol{X}_i+g\times\boldsymbol{D} & \sigma\in[0.3,1],\ r_5\geqslant E_{\mathrm{P}}\end{cases}\tag{12}$$

式中: M_{P}为变异率; E_{P}为利用率; $\boldsymbol{X}_{\mathrm{U}i}$、$\boldsymbol{X}_{\mathrm{L}i}$分别为该维度的上、下边界。

2.2.2　自适应变异策略

自适应变异策略通过对式(10)的σ值和利用率EP进行处理, 进而确定变异值g的范围。该策略首先使用由拥挤度距离排序后的外部存档作为初始群体, 并降序排列粒子。前 20% 的等级的粒子接近 Pareto 前沿, 不容易陷入局部最优, 故将其在小范围内进行变异, 并给一个较小变异值使σ值可以突变至边界, 同时给定较小概率使突变距离范围扩大, 增加种群多样性; 后 20% 等级的粒子远离 Pareto 前沿, 并且粒子容易陷入局部最优解, 故将其在较大范围内进行变异; 中间 60% 等级的粒子介于两者之间, 通过利用率EP在上述两种范围内随机确定, 增加种群多样性。

$$\sigma=\begin{cases}\sigma_{\mathrm{u}} & R(\boldsymbol{X})<0.2\times R_{\max}\\ \sigma_{\mathrm{m}} & 0.2\times R_{\max}\leqslant R(\boldsymbol{X})\leqslant 0.8\times R_{\max}\\ \sigma_{\mathrm{l}} & R(\boldsymbol{X})>0.8\times R_{\max}\end{cases}\tag{13}$$

$$\sigma_{\mathrm{u}}=\begin{cases}0.3+0.4\times r & r_5\geqslant 0.05\\ 1 & r_5<0.05\end{cases}\tag{14}$$

$$\sigma_{\mathrm{m}}=\begin{cases}0.3+0.4\times r & r<E_{\mathrm{P}}\\ 0.7+0.3\times r & r\geqslant E_{\mathrm{P}}\end{cases}\tag{15}$$

$$\sigma_{\mathrm{l}}=0.7+0.3\times r\tag{16}$$

式中: σ_{u}、σ_{m}、σ_{l}分别为对排序后的前 20%、中间 60%、后 20% 种群进行变异的距离; r为 0～1 的随机值; $R(\boldsymbol{X})$为解决方案$\boldsymbol{X}$的 Pareto 等级; $R_{\max}$为当前外部存档内最大 Pareto 等级。

自适应变异策略对不同位置的粒子进行不同范围的变异, 并且通过调节利用率提高算法粒子的多样性, 使粒子跳出局部最优, 并向 Pareto 前沿快速收敛。

2.2.3　改进算法的执行流程

基于自适应高斯变异的多目标哈里斯鹰优化算法的流程如下:

步骤 1　初始化种群参数(种群数量、当前迭代次数、最大迭代次数、种群位置、猎物位置)。

步骤 2　计算种群个体的适应度值, 并按 Pareto 等级排序, 将非支配解存入档案。

步骤 3　运用网格划分法更新猎物位置。

步骤 4　更新算法参数。

步骤 5　根据逃逸能量和随机数选择全局开发策略或局部开发策略更新种群, 并检查边界, 若种群个体超出边界位置, 则返回猎物位置。

步骤 6　计算新种群的适应度值, 并按 Pareto 等级排序, 若存档未满, 将非支配解存入档案; 若存档已满, 将 Pareto 等级较高的种群删除。

步骤 7　对存档进行自适应高斯变异, 并按 Pareto 等级排序, 更新存档。

步骤 8　若没有到达最大迭代次数, 返回步骤 3。

步骤 9　返回存档内的非支配解。

算法流程如图 1 所示。

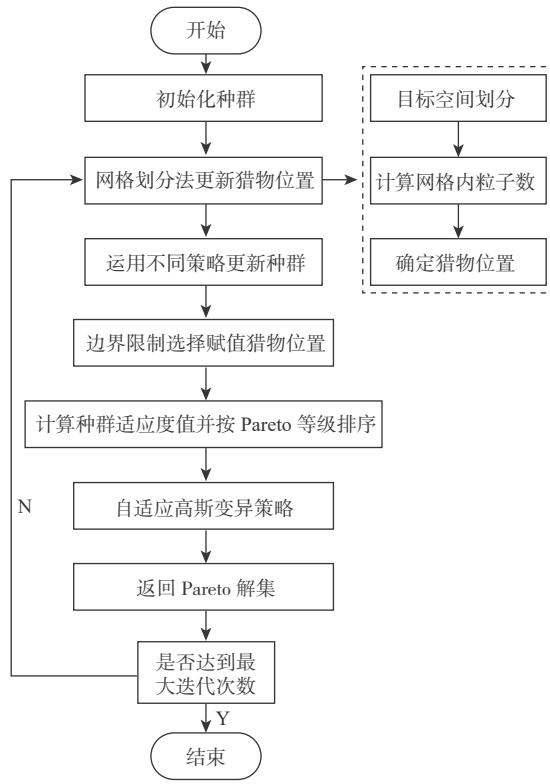


图 1　MOHHO-AGM 算法流程

Fig. 1　MOHHO-AGM algorithm flowchart

3　仿真验证

为验证本文算法的有效性, 除多目标哈里斯鹰优化算法, 选取 3 种典型的多目标进化算法: NSGA-Ⅱ算法[19]、MOPSO 算法[20]、MOGWO 算法[21]。

3.1　参数设置

所有算法的主要参数设置如下: 外部存档规模$A=100$、种群数量$N=100$、最大迭代次数$T_{\max}=300$。对比算法的主要参数如表 2 所示。

3.2　实验环境和测试函数

为了测试 MOHHO-AGM 算法性能, 实验所选操作系统为 Windows10, 64 位; 处理器为 Intel 品牌, i5-6300HQ 型号频率为 2.30 GHz; 硬件为 8 G 内存; 仿真软件为 Matlab R2021a。

表2 算法参数设置

Table 2 Algorithm parameter setting

算法	参数设置
NSGA-Ⅱ	交叉率$P_c=0.8$、变异率$P_m=0.1$、突变概率$\mu=0.2$、突变步长$\sigma=0.1\times(b_u-b_l)$
MOPSO	权重$w=0.5$、学习因子$c_1=1.5$、$c_2=1.5$
MOGWO	$a_{max}=2$、$a_{min}=0$
MOHHO	$E_0\in[-1,1]$、$E_1\in[0,2]$
MOHHO-GM	$E_0\in[-1,1]$、$E_1\in[0,2]$、变异率$M_P=0.1$、利用率$E_P=0.5$
MOHHO-AGM	$E_0\in[-1,1]$、$E_1\in[0,2]$、变异率$M_P=0.1$、利用率$E_P=0.5$

为了验证算法有效性，本文测试函数选取ZDT系列[22]的4个函数和UF系列[23]的3个函数，这些测试函数真正的Pareto前沿形状各不相同，分别为ZDT1、ZDT2、ZDT3、ZDT4、UF3、UF5和UF6，测试函数如表3所示。

表3 标准测试函数

Table 3 Standard test functions

名称	目标函数个数	说明	名称	目标函数个数	说明
ZDT1	2	凸，连续	UF3	2	凸，连续
ZDT2	2	凹，连续	UF5	2	不连续
ZDT3	2	凹，不连续	UF6	2	不连续
ZDT4	2	凸，连续			

3.3 性能指标

在多目标优化问题中，反世代距离I_{GD}是一种评价算法收敛性和多样性的综合评价指标，该性能指标[24]通过计算获得的Pareto前沿和真正的Pareto前沿之间的最小距离和评价算法的收敛性能和分布性能，值越小，算法的收敛性和多样性越好，I_{GD}计算式为

$$I_{GD}=\sum_{i=1}^{N}d_i\Big/U \tag{17}$$

$$d_i=\sqrt{\sum_{j=1}^{m}(f_{i,j}^{x}-f_j^{\text{true}})^2} \tag{18}$$

式中：U为获得的Pareto最优解的数量；d_i为真正的Pareto前沿上第i个解与算法求解得到的非支配解集中个体i之间的最小欧氏距离之和的根；m为测试问题中的目标数量；$f_{i,j}^{x}$为通过算法x获得的第i个解的第j个目标值；f_j^{true}为从$f_{i,j}^{x}$到真正Pareto前沿最近的非支配解。

3.4 仿真结果与分析

通过选取测试函数ZDT1和UF6进行实验，计算I_{GD}，验证单个改进策略的有效性以及对算法的影响。将提出的带有网格划分方法的算法与未改进前算法的性能进行比较，结果如表4所示。

表4 运用网格划分法前后算法对比

Table 4 Comparison of algorithms before and after grid division

测试函数	平均值		标准差	
	未改进算法	基于网格划分法算法	未改进算法	基于网格划分法算法
ZDT1	8.76×10^{-3}	6.30×10^{-3}	0.82×10^{-3}	0.48×10^{-3}
UF6	3.27×10^{-3}	3.03×10^{-3}	0.58×10^{-3}	0.30×10^{-3}

由表4结果可知，与未改进前算法相比，运用网格划分法算法的*IGD*平均值和标准差在同数量级上有所减小，改进效果有较大提升，为算法提供更优个体，避免算法陷入局部最优，使解决方案更好地向Pareto前沿收缩，提高算法的收敛精度。

针对超出搜索边界的个体位置选取返回猎物位置的更新方法，为了验证该方法对算法收敛速度的提升作用，与超出搜索边界的个体位置选取返回边界位置的更新方法进行对比，如图2所示。

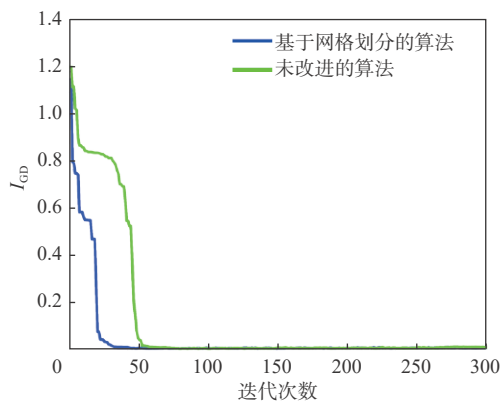


图2 不同位置更新方法的算法收敛速度对比

Fig. 2 Comparison of algorithm convergence speed of different position update methods

由图2可知，个体超出搜索边界时采取返回边界位置更新方法的算法需要迭代至50次左右I_{GD}趋于稳定，而选取返回猎物位置更新方法的算法迭代至30次左右I_{GD}趋于稳定。结果表明，超出搜索边界的个体位置选取返回猎物位置的更新方法有效提升了算法的收敛速度。

为验证自适应变异策略的有效性以及对算法性能的影响，将该策略与未应用变异策略的算法和应用基于高斯的变异策略的算法进行I_{GD}对比，结果如表5所示。

由表5可知，运用自适应变异策略的算法相比于运用基于高斯的变异策略和未应用变异策略的算法在同一个数量级上改进效果有明显提升，说明自适应变异策略使Pareto前沿种群粒子的均匀性得到提升，并且由各算法的标准差可知，自适应策

表 5　不同变异策略算法的性能对比

Table 5　Performance comparison of different mutation strategy algorithms

测试函数	平均值			标准差		
	未应用变异策略	基于高斯变异策略	自适应变异策略	未应用变异策略	基于高斯变异策略	自适应变异策略
ZDT1	9.27×10^{-3}	8.42×10^{-3}	7.56×10^{-3}	6.40×10^{-3}	0.53×10^{-3}	0.39×10^{-3}
UF6	3.38×10^{-3}	3.15×10^{-3}	2.95×10^{-3}	0.41×10^{-3}	0.30×10^{-3}	0.26×10^{-3}

略使得算法比其他算法更加稳定。

6 种算法在 7 个测试函数上的 I_{GD} 结果如表 6 所示。由表 6 可知, MOHHO-AGM 算法在测试函数 ZDT1 和 ZDT4 上取得最优 I_{GD} 均值, 在测试函数 ZDT3 上取得 I_{GD} 次优均值。测试函数 ZDT1 和 ZDT4 为凸函数, MOHHO-AGM 算法相比于 NSGA-Ⅱ算法、MOPSO 算法和 MOGWO 算法效果提升一至两个数量级, 说明 HHO 算法在解决多目标优化问题时具有更好的收敛性和稳定性, MOHHO-AGM 算法相比于 MOHHO 算法和 MOHHO-GM 算法, 具有更优的 I_{GD} 最优值和最差值, 并且 I_{GD} 平均值在相同的数量级上也有所减小, 其改进效果有较好的提升。MOHHO-AGM 算法采用基于自适应高斯变异的策略, 对外部存档内不同 Pareto 等级下的粒子运用不同程度的利用率, 使得算法的解决方案跳出局部最优解, 提高了解决方案的多样性和算法的收敛精度。测试函数 ZDT2 为连续的凹函数, MOHHO-AGM 算法的寻优能力与 MOHHO-GM、MOHHO 和 MOGWO 3 种算法处于同一个数量级, 改进的效果有一定的局限。测试函数 ZDT3 为不连续的凹函数, MOHHO-AGM 算法的寻优能力仅次于 MOGWO 算法, 且同处于一个数量级。

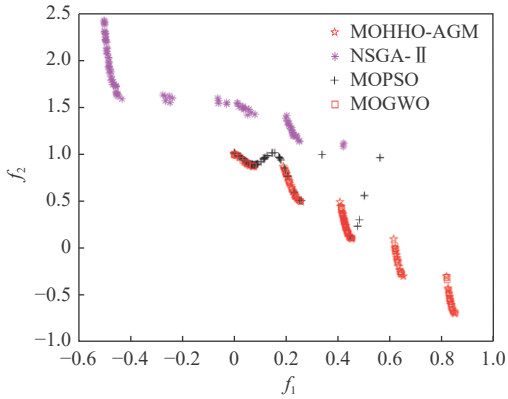
为了直观展现算法均匀性, MOHHO-AGM 算法与其他算法在测试函数 ZDT3 和 ZDT4 上的 Pareto 前沿如图 3 所示。由图 3(a) 可知, MOGWO 算法与 MOHHO-AGM 算法在测试函数 ZDT3 上均表现出较好的分布性, NSGA-Ⅱ算法分布性最差。由图 3(b) 可知, MOHHO-AGM 算法在测试函数 ZDT4 上展现出最好的 Pareto 前沿, 其他对比算法的结果与本文改进算法有较大差距。

不同算法在测试函数 ZDT3 和 ZDT4 上的收敛情况如图 4 所示。由图 4(a) 可知, NSGA-Ⅱ算法的收敛速度最慢, MOGWO 和 MOHHO-AGM 两种算法在迭代 20 次以后收敛至较优并趋于平稳。MOPSO 算法在迭代 50 次以后算法收敛到较优并趋于平稳, 展现了较优的收敛速度和精度, 但 MOPSO 算法寻优的稳定性较差。由图 4(b) 可知, MOHHO-AGM 算法迭代 70 次以后已趋于平稳, 并和其他算法比较, 收敛精度明显优于其他算法。本文提出的 MOHHO-AGM 算法在收敛速度和精度方

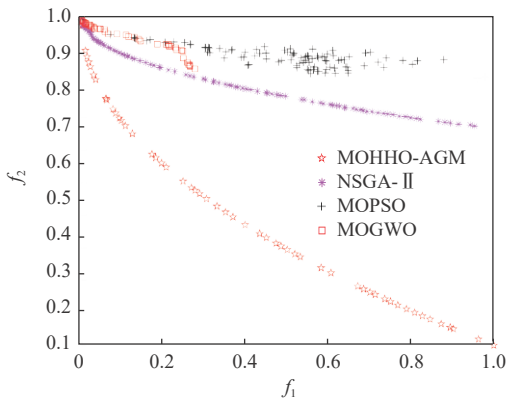
表 6　*IGD* 测试结果

Table 6　Test results of *IGD*

测试函数	算法	最优值	平均值	最差值	标准差	等级
ZDT1	NSGA-Ⅱ	2.89×10^{-1}	4.13×10^{-1}	4.56×10^{-1}	4.07×10^{-3}	6
	MOPSO	7.98×10^{-3}	9.10×10^{-3}	1.65×10^{-2}	3.17×10^{-3}	3
	MOGWO	1.02×10^{-2}	1.72×10^{-2}	2.10×10^{-2}	8.67×10^{-2}	5
	MOHHO	9.67×10^{-3}	9.12×10^{-3}	1.08×10^{-2}	2.61×10^{-1}	4
	MOHHO-GM	7.68×10^{-3}	8.51×10^{-3}	9.71×10^{-3}	7.10×10^{-4}	2
	MOHHO-AGM	7.55×10^{-3}	8.37×10^{-3}	9.22×10^{-3}	6.36×10^{-4}	1
ZDT2	NSGA-Ⅱ	1.78×10^{-0}	2.31×10^{-0}	2.87×10^{-0}	3.51×10^{-1}	6
	MOPSO	1.01×10^{-2}	1.29×10^{-0}	2.14×10^{-0}	7.20×10^{-1}	5
	MOGWO	1.50×10^{-2}	5.06×10^{-1}	1.94×10^{-0}	7.54×10^{-1}	4
	MOHHO	8.90×10^{-3}	4.79×10^{-1}	6.13×10^{-1}	2.66×10^{-1}	3
	MOHHO-GM	7.35×10^{-3}	3.80×10^{-1}	6.13×10^{-1}	3.12×10^{-1}	2
	MOHHO-AGM	7.16×10^{-3}	2.50×10^{-1}	6.13×10^{-1}	3.12×10^{-1}	1
ZDT3	NSGA-Ⅱ	7.02×10^{-1}	8.84×10^{-1}	1.20×10^{-0}	2.04×10^{-1}	6
	MOPSO	1.21×10^{-1}	2.76×10^{-1}	1.40×10^{-0}	3.93×10^{-1}	3
	MOGWO	1.24×10^{-1}	1.30×10^{-1}	1.34×10^{-1}	5.02×10^{-3}	1
	MOHHO	1.80×10^{-1}	4.89×10^{-1}	8.51×10^{-1}	2.98×10^{-1}	5
	MOHHO-GM	1.80×10^{-1}	2.92×10^{-1}	8.51×10^{-1}	2.73×10^{-1}	4
	MOHHO-AGM	1.79×10^{-1}	2.40×10^{-1}	7.20×10^{-1}	1.80×10^{-1}	2
ZDT4	NSGA-Ⅱ	2.66×10^{-1}	3.20×10^{-1}	3.95×10^{-1}	4.85×10^{-2}	4
	MOPSO	3.77×10^{-1}	5.06×10^{-1}	5.51×10^{-1}	5.56×10^{-2}	6
	MOGWO	3.28×10^{-1}	4.89×10^{-1}	5.88×10^{-1}	7.77×10^{-1}	5
	MOHHO	6.26×10^{-3}	8.54×10^{-3}	1.16×10^{-2}	1.72×10^{-3}	2
	MOHHO-GM	7.97×10^{-3}	9.66×10^{-3}	1.06×10^{-2}	1.03×10^{-3}	3
	MOHHO-AGM	6.14×10^{-3}	8.08×10^{-3}	9.93×10^{-3}	9.87×10^{-4}	1
UF3	NSGA-Ⅱ	7.54×10^{-3}	1.30×10^{-2}	2.10×10^{-2}	5.45×10^{-3}	5
	MOPSO	44.07×10^{-3}	8.47×10^{-3}	1.20×10^{-2}	3.43×10^{-3}	4
	MOGWO	6.94×10^{-3}	1.43×10^{-2}	2.38×10^{-2}	6.35×10^{-3}	6
	MOHHO	7.32×10^{-3}	7.32×10^{-3}	9.42×10^{-3}	1.43×10^{-3}	3
	MOHHO-GM	6.04×10^{-3}	7.45×10^{-3}	8.07×10^{-3}	1.42×10^{-3}	2
	MOHHO-AGM	4.71×10^{-3}	6.05×10^{-3}	7.21×10^{-3}	9.04×10^{-4}	1
UF5	NSGA-Ⅱ	1.82×10^{-3}	3.78×10^{-2}	5.61×10^{-2}	1.56×10^{-2}	6
	MOPSO	5.64×10^{-2}	7.25×10^{-2}	7.42×10^{-2}	1.41×10^{-2}	5
	MOGWO	1.29×10^{-2}	1.26×10^{-2}	1.85×10^{-2}	5.17×10^{-2}	1
	MOHHO	1.34×10^{-2}	1.90×10^{-2}	2.41×10^{-2}	4.18×10^{-3}	4
	MOHHO-GM	1.31×10^{-2}	1.84×10^{-2}	2.21×10^{-2}	3.46×10^{-3}	3
	MOHHO-AGM	1.11×10^{-2}	1.63×10^{-2}	1.99×10^{-2}	3.41×10^{-3}	2
UF6	NSGA-Ⅱ	5.11×10^{-3}	6.35×10^{-3}	7.72×10^{-3}	1.26×10^{-3}	5
	MOPSO	5.50×10^{-3}	6.30×10^{-3}	7.12×10^{-3}	7.41×10^{-4}	4
	MOGWO	1.63×10^{-2}	1.68×10^{-2}	1.74×10^{-2}	5.33×10^{-4}	6
	MOHHO	3.14×10^{-3}	3.57×10^{-3}	4.01×10^{-3}	3.81×10^{-4}	3
	MOHHO-GM	2.89×10^{-3}	3.53×10^{-3}	4.36×10^{-3}	4.74×10^{-4}	2
	MOHHO-AGM	2.48×10^{-3}	3.28×10^{-3}	3.86×10^{-3}	3.94×10^{-4}	1



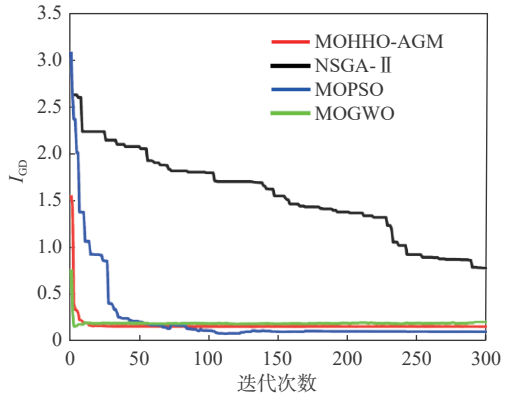
(a) 测试函数 ZDT3



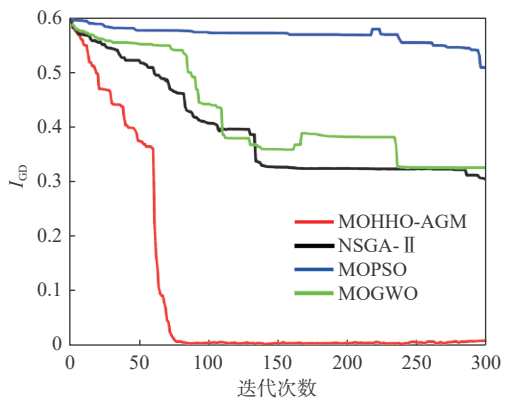
(b) 测试函数 ZDT4

图 3 不同算法在测试函数 ZDT3、ZDT4 上的分布情况

Fig. 3 Distribution of different algorithms on test functions ZDT3 and ZDT4



(a) 测试函数 ZDT3



(b) 测试函数 ZDT4

图 4 不同算法在测试函数 ZDT3、ZDT4 上的收敛情况

Fig. 4 Convergence of different algorithms on test functions ZDT3 and ZDT4

面都显著优于其他对比算法。

MOHHO-AGM 算法的个体在超出搜索边界时采取两种位置更新方法的收敛情况如图 5 所示。由图 5 可知，当 MOHHO-AGM 算法的个体超出搜索边界时，将超出边界个体位置更新为猎物位置的方法在算法迭代 30 次时，收敛曲线已经趋于平稳。而采用将超出边界个体位置更新为边界位置的方法在算法迭代 150 次时，收敛曲线趋于平稳状态。结果表明，MOHHO-AGM 算法的个体超出搜索边界时，将位置更新为猎物位置能显著提高算法收敛性能。

运用不同策略 MOHHO 改进算法在测试函数 UF5 和 UF6 上的分布如图 6 所示。由图 6(a) 可知，MOHHO-AGM 算法在测试函数 UF5 上相比于 MOHHO 算法和 MOHHO-GM 算法展现出了更好的 Pareto 前沿分布和均匀性。由图 6(b) 可知，各算法都具有较好的 Pareto 前沿分布。不同算法在测试函数 UF5 和 UF6 上的收敛情况如图 7 所示，对于测试函数 UF5 和 UF6，MOHHO-AGM 算法比改进前算法有较优的收敛精度。在收敛速度方面，对于测试函数 UF5，MOHHO-AGM 算法在迭代 150 次以后已经慢慢趋于平稳达到较优，而 MOHHO 算法和

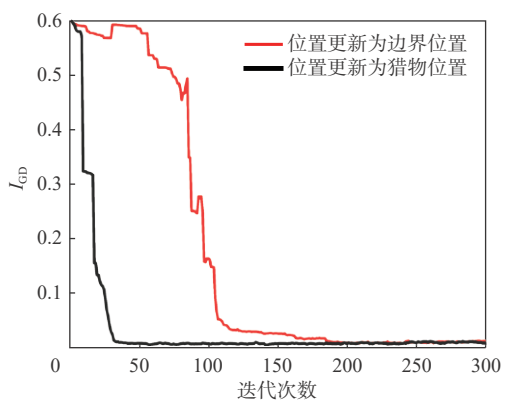


图 5 粒子超出边界时采取不同位置更新方法在 ZDT4 上的收敛情况

Fig. 5 Convergence of different position update methods on ZDT4 when particles exceed the boundary

MOHHO-AGM 算法在迭代 250 次以后趋于平稳，并且精度与 MOHHO-AGM 算法相比较差。

实验结果表明，MOHHO-AGM 算法在多类测试函数上能够有更好的结果。I_{GD} 统计结果表明算法的收敛性能与种群的分布情况。MOHHO-AGM 算法的高收敛性能主要受自适应高斯变异策略影响，算法能在早期迭代时充分遍历整个搜索空间，

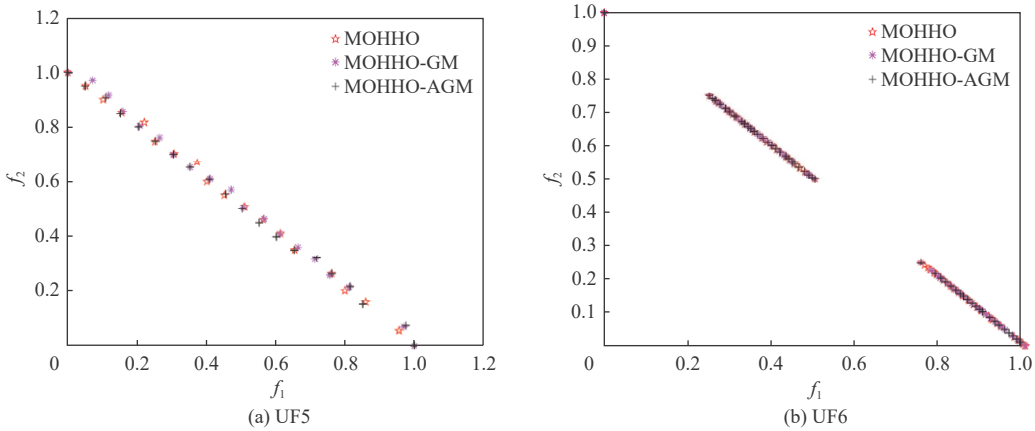


图 6　运用不同策略的 MOHHO 改进算法在 UF5、UF6 上的分布情况

Fig. 6　The distribution of MOHHO improved algorithm using different strategies on UF5 and UF6

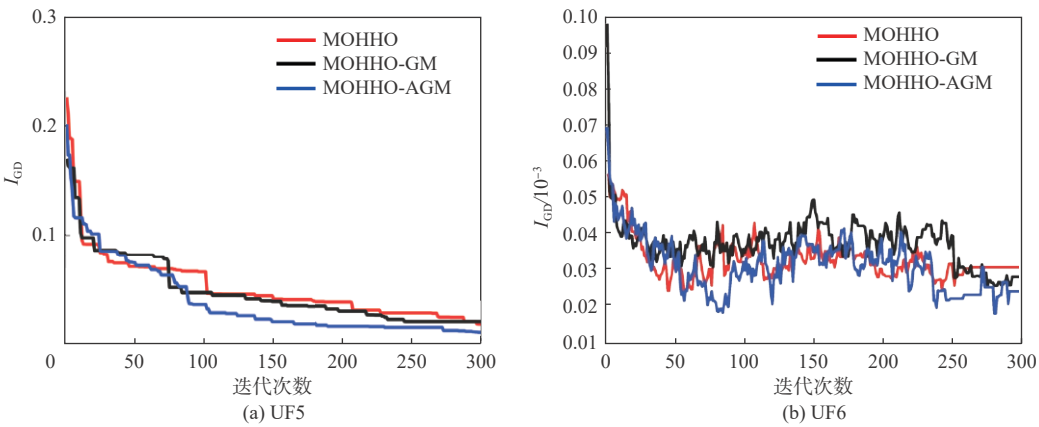


图 7　运用不同策略的 MOHHO 改进算法在 UF5、UF6 上的收敛情况

Fig. 7　The convergence of MOHHO improved algorithms using different strategies on UF5 and UF6

并且当算法陷入局部最优时，能够通过变异使算法跳出局部最优，使种群向真正的 Pareto 前沿靠近。MOHHO-AGM 算法在非凸测试问题上其改进效果有一定的提升，但对于凸测试问题的提升效果增强一至两个数量级，改进算法具有更明显优势。

4　结　论

1）MOHHO-AGM 算法提高了种群利用率和算法寻优能力，算法收敛速度提升了 16.67%～40.74%，且利用 I_{GD} 性能指标验证算法的寻优精度增加了 8.02%～51.34%。

2）MOHHO-AGM 算法提出的自适应高斯变异策略提高了种群多样性，使算法的收敛速度和精度有较大的提升。

3）MOHHO-AGM 算法在处理多目标优化问题时具有更好的优化性能，可以应用于求解实际问题，如配电系统中配电网发电的最优位置、天线设计[25]、电气工程中耗时计算的问题[26]和其他 EM 应用[27]等。

为使本文算法能够处理更多实际问题，仍需要对种群初始化方法进行改进。

参考文献（References）

[1] XUE J K, SHEN B. A novel swarm intelligence optimization approach: sparrow search algorithm[J]. Systems Science & Control Engineering, 2020, 8(1): 22-34.

[2] LI S M, CHEN H L, WANG M J, et al. Slime mould algorithm: a new method for stochastic optimization[J]. Future Generation Computer Systems, 2020, 111: 300-323.

[3] FARAMARZI A, HEIDARINEJAD M, MIRJALILI S, et al. Marine predators algorithm: a nature-inspired metaheuristic[J]. Expert Syst Appl, 2020, 152: 113377.

[4] HEIDARI A A, MIRJALILI S, FARIS H, et al. Harris Hawks optimization: algorithm and applications[J]. Future Generation Computer Systems, 2019, 97: 849-872.

[5] SELIM A, KAMEL S, ALGHAMDI A S, et al. Optimal placement of DGs in distribution system using an improved Harris Hawks optimizer based on single- and multi-objective approaches[J]. IEEE Access, 2020, 8: 52815-52829.

[6] MENESY A S, SULTAN H M, SELIM A, et al. Developing and applying chaotic Harris Hawks optimization technique for extracting parameters of several proton exchange membrane fuel cell stacks[J]. IEEE Access, 2020, 8: 1146-1159.

[7] CHEN H L, JIAO S, WANG M J, et al. Parameters identification of photovoltaic cells and modules using diversification-enriched Har-

ris Hawks optimization with chaotic drifts[J]. Journal of Cleaner Production, 2020, 244: 118778.

[8] HOSSAIN M A, NOOR R M, YAU K L A, et al. Multi-objective Harris Hawks optimization algorithm based 2-hop routing algorithm for CR-VANET[J]. IEEE Access, 2021, 9: 58230-58242.

[9] DU P, WANG J Z, HAO Y, et al. A novel hybrid model based on multi-objective Harris Hawks optimization algorithm for daily $PM_{2.5}$ and PM_{10} forecasting[J]. Applied Soft Computing, 2020, 96: 106620.

[10] 蔡雪冰. 毫米波网络中用户多关联和下行功率分配的联合优化研究[D]. 温州: 温州大学, 2021.
CAI X B. Joint optimal multi-connectivity enabled user association and power allocation in mmwave networks[D]. Wenzhou: Wenzhou University, 2021 (in Chinese).

[11] 杜沛. 空气污染物浓度混合预测模型的研究及其在健康经济效益评估中的应用[D]. 大连: 东北财经大学, 2021.
DU P. Research on air pollutant concentration hybrid prediction model and its application in health economic benefit evaluation[D]. Dalian: Dongbei University of Finance and Economics, 2021 (in Chinese).

[12] DEVARAPALLI R, BHATTACHARYYA B. Optimal parameter tuning of power oscillation damper by MHHO algorithm[C]// 2019 20th International Conference on Intelligent System Application to Power Systems (ISAP). Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-7.

[13] ELGAMAL Z M, YASIN N B M, TUBISHAT M, et al. An improved Harris Hawks optimization algorithm with simulated annealing for feature selection in the medical field[J]. IEEE Access, 2020, 8: 186638-186652.

[14] MIRJALILI S, GANDOMI A H. Chaotic gravitational constants for the gravitational search algorithm[J]. Applied Soft Computing, 2017, 53: 407-419.

[15] WOLPERT D H, MACREADY W G. No free lunch theorems for optimization[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 1997, 1(1): 67-82.

[16] ALABOOL H M, ALARABIAT D, ABUALIGAH L, et al. Harris Hawks optimization: a comprehensive review of recent variants and applications[J]. Neural Computing and Applications, 2021, 33(15): 8939-8980.

[17] 赵凯. 樽海鞘与哈里斯鹰优化算法的改进及应用[D]. 郑州: 郑州轻工业大学, 2021.
ZHAO K. Improvement and application of salp swarm algorithm and Harris Hawks optimization algorithm[D]. Zhengzhou: Zhengzhou University of Light Industry, 2021 (in Chinese).

[18] ABDEL-BASSET M, MOHAMED R, MIRJALILI S, et al. MOEO-EED: a multi-objective equilibrium optimizer with exploration–exploitation dominance strategy[J]. Knowledge-Based Systems, 2021, 214: 106717.

[19] DEB K, PRATAP A, AGARWAL S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-Ⅱ[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197.

[20] COELLO C A C, PULIDO G T, LECHUGA M S. Handling multiple objectives with particle swarm optimization[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2004, 8(3): 256-279.

[21] MIRJALILI S, MIRJALILI S M, LEWIS A. Grey wolf optimizer[J]. Advances in Engineering Software, 2014, 69: 46-61.

[22] ZITZLER E, DEB K, THIELE L. Comparison of multiobjective evolutionary algorithms: empirical results[J]. Evolutionary Computation, 2000, 8(2): 173-195.

[23] ZHANG Q, ZHOU A, ZHAO S, et al. Multiobjective optimization test instances for the CEC 2009 special session and competition [C]//Special Session on Performance Assessment of Multi-objective Optimization Algorithms. Colchester: University of Essex, 2008: 1-30.

[24] RIQUELME N, VON LÜCKEN C, BARAN B. Performance metrics in multi-objective optimization[C]// 2015 Latin American Computing Conference (CLEI). Piscataway: IEEE Press, 2015: 1-11.

[25] JIAO R W, SUN Y Z, SUN J Q, et al. Antenna design using dynamic multi-objective evolutionary algorithm[J]. IET Microwaves, Antennas & Propagation, 2018, 12(13): 2065-2072.

[26] TAN Q L, LU F, JI Y H, et al. LC temperature-pressure sensor based on HTCC with temperature compensation algorithm for extreme 1100 ℃ applications[J]. Sensors and Actuators A: Physical, 2018, 280: 437-446.

[27] GODIO A, SANTILANO A. On the optimization of electromagnetic geophysical data: application of the PSO algorithm[J]. Journal of Applied Geophysics, 2018, 148: 163-174.

Multi-objective Harris Hawk optimization algorithm based on adaptive Gaussian mutation

YAN Xiaobin[1]，FANG Yangwang[1, 2, *]，PENG Weishi[3]

(1. School of Computer Science & Technology，Xi'an University of Posts & Telecommunications，Xi'an 710121，China；
2. Unmanned System Research Institute，Northwestern Polytechnical University，Xi'an 710072，China；
3. School of Equipment Management and Support，People Armed Police Engineering University，Xi'an 710086，China)

Abstract：The Harris Hawk optimization algorithm tends to fall into local optimum due to poor population diversity when solving multi-objective optimization problems. To address this issue, a multi-objective Harris Hawk optimization algorithm based on adaptive Gaussian mutation was proposed. To make the solution shrink to the Pareto frontier better, a prey location method based on the grid division method was proposed. To improve the convergence performance of the algorithm, the individual location of the population beyond the interval was updated to the prey location. An adaptive Gaussian mutation strategy was used to improve the algorithm diversity and the uniformity of the Pareto frontier population particles. The simulation results show that when the algorithm solves the multi-objective optimization problem, compared with multi-objective genetic algorithm (NSGA-Ⅱ), multi-objective particle swarm optimization (MOPSO), multi-objective gray wolf optimization (MOGWO), and multi-objective Harris Hawk optimization (MOHHO), the optimization accuracy is improved by 8.02%～51.34%, and the convergence speed is improved by 16.67%～40.74%. The research work provides new methods and technical means for solving multi-objective optimization problems.

Keywords：multi-objective optimization；swarm intelligence；Harris Hawk optimization algorithm；Gaussian mutation；grid division

Received：2022-08-04；**Accepted**：2022-11-25；**Published Online**：2023-01-04 11：29

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230103.0834.006

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (61973253)

*** Corresponding author**. E-mail：17792018598@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0693

髂静脉压迫综合征血流动力学数值模拟

李超群[1]，詹焱青[2,3]，汪忠明[1]，高永新[1]，仇鹏[4]，姚程[1,*]

(1. 合肥工业大学 土木与水利工程学院，合肥 230009；2. 安徽医科大学第一附属医院北区 普外科，合肥 230011；
3. 安徽省公共卫生临床中心 普外科，合肥 230011；4. 上海交通大学医学院附属第九人民医院 血管外科，上海 200011)

摘 要：为了探究伴侧支血管的髂静脉压迫综合征出现典型症状的原因，对一典型伴侧支血管的髂静脉血流场进行了数值研究。通过调节多孔介质模型的黏性阻力系数模拟髂静脉压迫综合征发展阶段中的第二阶段和第三阶段，分析和对比了两个阶段的压力梯度、血液螺旋度和壁面切应力等血流动力学特征。研究结果表明，第三阶段的左髂静脉和下腔静脉之间的压力梯度为107 Pa，远大于第二阶段的31 Pa，但小于髂静脉压迫综合征的判断标准266 Pa。在第三阶段，侧支血管代替了左髂静脉进行回流。随着血流路径的改变，侧支血管和右髂静脉的血液螺旋度和壁面切应力远大于第二阶段。左髂静脉的长期堵塞，改变了红细胞的输运路径，延长了输运时间。尽管伴侧支血管的髂静脉压迫综合征能够进行下肢回流，患者仍呈现典型症状的原因可能是较大的压力梯度、较大的血液螺旋度、异常壁面切应力以及红细胞的输运迟滞长期的共同作用。

关 键 词：髂静脉压迫综合征；血流动力学；数值模拟；多孔介质；血液螺旋度
中图分类号：O357.1；Q66
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)08-2646-09

髂静脉压迫综合征是髂动脉对左髂静脉的搏动压迫导致的下肢静脉回流受阻等一系列临床症状。患者多为18～30岁的年轻女性[1]。早期症状为下肢静脉曲张和肿胀，进一步表现为静脉血栓，最终发展为静脉性溃疡，严重影响患者的日常生活和工作[2]。

根据髂静脉压迫综合征的临床表现，可将其分为3个发展阶段。第1阶段是无症状的髂静脉压迫。髂静脉受到髂动脉的压迫，但静脉腔内未生成阻碍血液流动的特殊结构，患者也未出现任何临床症状。第2阶段是管腔内特殊结构的形成[3]。大量研究表明在受压的左髂静脉腔内存在一种阻碍下肢静脉回流的特殊结构。早期研究认为该结构是先天生成的，是静脉在发育过程中的遗留[4-5]。然而，后续的解剖结果表明该特殊结构是后天生成的[3,6]。这种能够在解剖学上观察但医学影像技术难以详细捕捉的结构造成了数值建模的困难。第3阶段是侧支静脉循环的建立。医学影像数据表明78%的髂静脉压迫综合征患者会生成连接左髂静脉和右髂静脉的侧支血管建立静脉循环[7]。对于未建立侧支循环的患者，下肢静脉回流受阻是患者出现典型临床症状的主要原因。对于建立了侧支静脉循环的患者，在髂静脉压迫综合征的第2阶段，下肢静脉回流正常，患者腿部未出现典型临床症状。而在髂静脉压迫综合征第3阶段，患者却因出现水肿、疼痛和静脉性溃疡等严重的临床症状就医。这种现象的原因尚不清晰，需要进一步研究。

近年来，数值模拟方法被广泛应用于血管疾病研究。目前，关于髂静脉数值模拟研究的报道较少。本文以计算机断层影像建立髂静脉数值模型，

收稿日期：2022-08-07；**录用日期**：2022-12-17；**网络出版时间**：2023-04-10 17:42
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230410.1510.002
基金项目：国家自然科学基金(51906054)
*通信作者. E-mail：YaoCheng@hfut.edu.cn

引用格式：李超群，詹焱青，汪忠明，等. 髂静脉压迫综合征血流动力学数值模拟 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（8）：2646-2654. LI C Q，ZHAN Y Q，WANG Z M，et al. Numerical simulation of iliac vein compression syndrome in hemodynamics [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（8）：2646-2654（in Chinese）.

采用多孔介质模型模拟特殊结构对血流的阻碍作用, 通过改变多孔介质的黏性阻力系数来模拟左髂静脉的堵塞和通畅, 描述髂静脉压迫综合征病程发展的第 2 阶段和第 3 阶段。通过对比第 2 阶段和第 3 阶段下髂静脉血流动力学特性, 分析了伴侧支血管的髂静脉压迫综合征患者出现典型症状的可能原因。

1　数值方法

1.1　数值离散方法

血液是非牛顿流体, 但当入口处血管的直径大于 0.5 mm, 牛顿流体与非牛顿流体之间的差异小于 2%[8]。基于上述理论, 很多研究者[9-11]将血液假设为牛顿流体进行研究。本文同样将血液假设为不可压缩的牛顿流体, 密度为 1 410 kg/m^3, 动力黏度系数为 0.002 9 Pa·s[12]。采用不可压缩流体 N-S 方程描述髂静脉血流特性, 即:

$$\nabla\cdot\boldsymbol{u}=0 \tag{1}$$

$$\rho(\boldsymbol{u}\cdot\nabla)\boldsymbol{u}=-\nabla p+\mu\cdot\nabla^2\boldsymbol{u}+\boldsymbol{S} \tag{2}$$

式中: $\boldsymbol{u}$ 为速度矢量; ρ 为流体密度; ∇p为作用在单位容积上的表面力; μ 为流体的动力黏度; ∇^2为拉普拉斯算子; $\boldsymbol{S}$ 为动量方程源项。

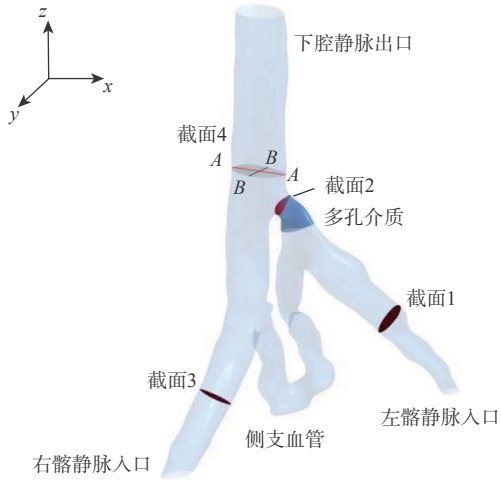
1.2　几何模型和边界条件

将安徽医科大学附属医院一典型髂静脉压迫综合征患者的计算机断层造影图像导入三维重构软件中, 通过鉴别图像灰度值设定分割阈值, 手动擦除无用组织, 从而得到目标血管。重构的髂静脉几何模型如图 1(a) 所示。当髂静脉压迫综合征进入第三阶段时, 受压迫的左髂静脉几乎无血液流动现象, 如图 1(b) 所示。本文采用多孔介质模型模拟髂静脉压迫造成的无血液流动状态, 多孔介质区域如图 1(a) 所示。

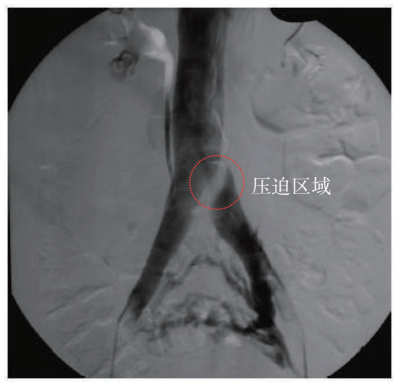
髂静脉入口为速度入口边界条件。根据临床病例 B 超数据, 给定左髂静脉入口速度为 0.099 m/s, 右髂静脉入口速度为 0.127 m/s, 皆为患者静息状态下实测血流速度。左、右髂静脉入口段直径分别约为 9 mm、10 mm。对髂静脉不同位置特征点计算局部流动雷诺数。可知, 髂静脉血流场的最大雷诺数为 1 022, 小于 2 300[9]。髂静脉内血液的流动状态为层流。下腔静脉出口为出流边界条件。由于血流速度恒定不变, 可忽略血管壁在血液流动过程中的变形, 因此血管壁面采用无滑移边界条件。

1.3　多孔介质模型

当髂静脉压迫综合征从第 2 阶段发展到第 3 阶段, 髂动脉的搏动压迫促使髂静脉腔内生成阻碍血液流动的特殊结构 (嵴或粘连)[3], 最终阻碍下肢静脉的血液回流。医学影像技术只能采集髂静脉血管外壁的几何特征, 不能详细描述特殊结构的几何特征。为了模拟特殊结构对血流的影响, 本文采用多孔介质模型模拟流动堵塞情况下的血液流动特性。多孔介质模型的控制方程为



(a) 髂静脉几何模型



(b) 第3阶段血管造影图像[13]

图 1　血管几何模型及造影[13]

Fig. 1　Geometry and angiography of vein[13]

$$S_i=-\left(\sum_{j=1}^{3}L_{ij}\mu u_j+\sum_{j=1}^{3}J_{ij}\frac{1}{2}\rho|u|u_j\right) \tag{3}$$

式中: $\boldsymbol{L}$、$\boldsymbol{J}$ 为各向异性矩阵。右侧第一项为黏性损失项, 第二项为惯性损失项。

对于均匀多孔介质, 式 (3) 可简化为

$$S_i=-\left(\theta\mu u_i+\eta\frac{1}{2}|u|u_i\right) \tag{4}$$

式中: θ 为黏性阻力系数; η 为惯性阻力系数。

层流中, 压力降通常与速度成正比, 惯性阻力系数 η 可被认为是 0。髂静脉血流场为层流状态, 故不考虑惯性损失。式 (4) 进一步被简化为

$$S_i=-\theta\mu u_i \tag{5}$$

在工业应用中, 一般通过测量多孔介质区域的速度和压力降, 取 20 组相应数据并进行拟合, 得到

黏性阻力系数 θ 值。然而，对于髂静脉无法通过手术改变髂静脉的血流速度进行压力测量。本文参考患者的血管造影图像，采用一种流量近似法来确定黏性阻力系数 θ 值。图 1(b) 所示血管造影图像显示左髂静脉受压区附近无血液流动现象。通过模拟髂静脉压迫造成的无血液流动状态可确定黏性阻力系数 θ 值。

为了定量描述该无血流状态，本文定义了压迫区域的血液质量流量比 $a=m_2/m_1$。m_1、m_2 分别为“截面 1”和“截面 2”的质量流量，如图 1(a) 所示。通过调节黏性阻力系数 θ 来实现特殊结构对髂静脉不同程度的流动阻塞，从而模拟髂静脉压迫综合征的病程发展。参数 a 随黏性阻力系数 θ 的变化曲线如图 2 所示。由图 2 可见，随着 θ 增大，a 显著降低，特殊结构阻碍血流的作用越明显。θ=0 表征髂静脉腔内特殊结构开始形成，侧支血管逐渐代替左髂静脉血液回流。此时，患者的髂静脉压迫综合征发展到第 2 阶段。假设 a<2.5% 时的血流状态符合图 1(b) 所示的无血流状态；当 $\theta=1.0\times10^9$ 时，髂静脉压迫区域的血液流动接近图 1(b) 所示的无血流状态，即髂静脉压迫综合征的第 3 阶段；当 θ=0～1.0×10^9 时，表示第 2 阶段到第 3 阶段的过渡状态。

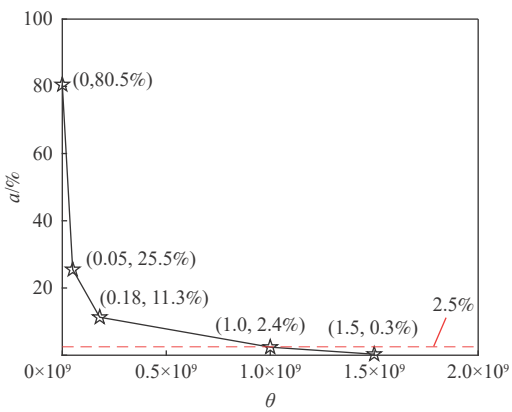


图 2 参数 a 随黏性阻力系数 θ 的变化曲线

Fig. 2 Variation curve of parameter a with viscous resistance coefficient θ

2 网格无关性验证及数值验证

采用四面体和五面体混合网格对髂静脉模型进行离散化。在血管壁面附近生成 10 层五面体网格。第 1 层网格高度为 0.02 mm，逐层增长倍数为 1.2。以 4 组不同数量的网格划分方案进行网格无关性验证，具体网格数如表 1 所示。计算后获取“截面 4”上的速度分布，如图 3 所示。“截面 4”位于下腔静脉，如图 1(a) 所示。网格Ⅲ的速度分布接近于精细化网格Ⅳ，故采用网格Ⅲ可以满足计算精度要求。

表 1 4 组网格方案

Table 1 Four groups of mesh schemes

类型	网格数n	类型	网格数n
Ⅰ	4 040 840	Ⅲ	8 484 195
Ⅱ	6 314 302	Ⅳ	10 904 253

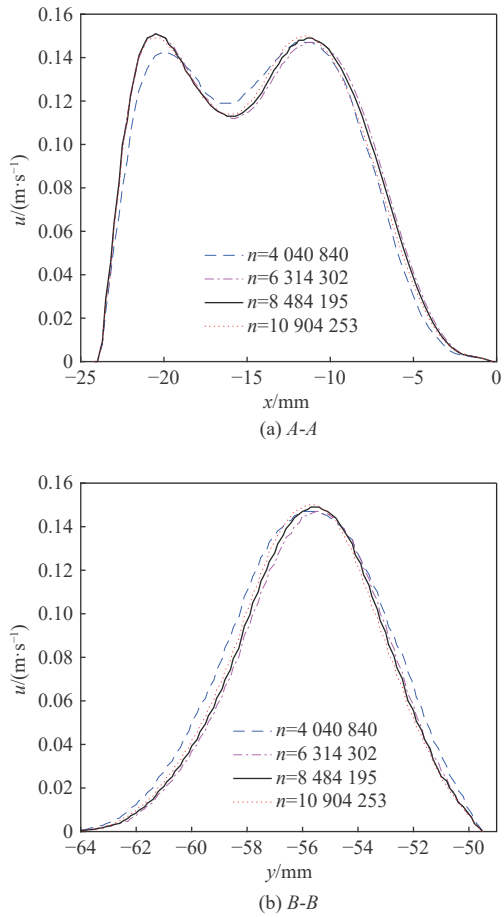


图 3 不同网格方案下“截面 4”的速度分布

Fig. 3 Velocity distribution of “Section 4” with different mesh schemes

本文采用与髂静脉结构相似的血管分叉流动实验[12]验证数值模型，如图 4 所示。在该实验中，入口采用速度入口边界条件。入口速度为 0.129 m/s，与髂静脉入口速度 0.127 m/s 接近。分叉结构的入口直径为 8 mm，与髂静脉的入口直径为 9 mm 接

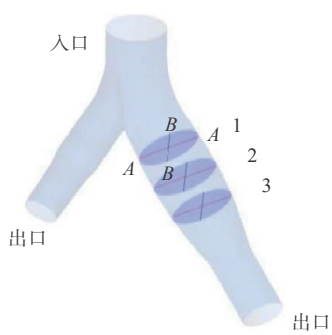


图 4 分叉血管

Fig. 4 Bifurcated vessel

近。因此, 分叉结构与髂静脉的雷诺数接近, 根据相似性原理, 本文采用血管分叉流动实验类比验证了髂静脉的血液流动特性。计算后获取 3 个截面上的速度分布, 数值结果和实验结果沿 AA 和 BB 方向进行对比, 如图 5 所示, 图 5 中, $\beta=2r/d$, r 为测量点到截面中心的距离, d 为截面的直径。由图 5 可知, 数值结果和实验结果误差很小, 在 3 个截面上吻合较好。

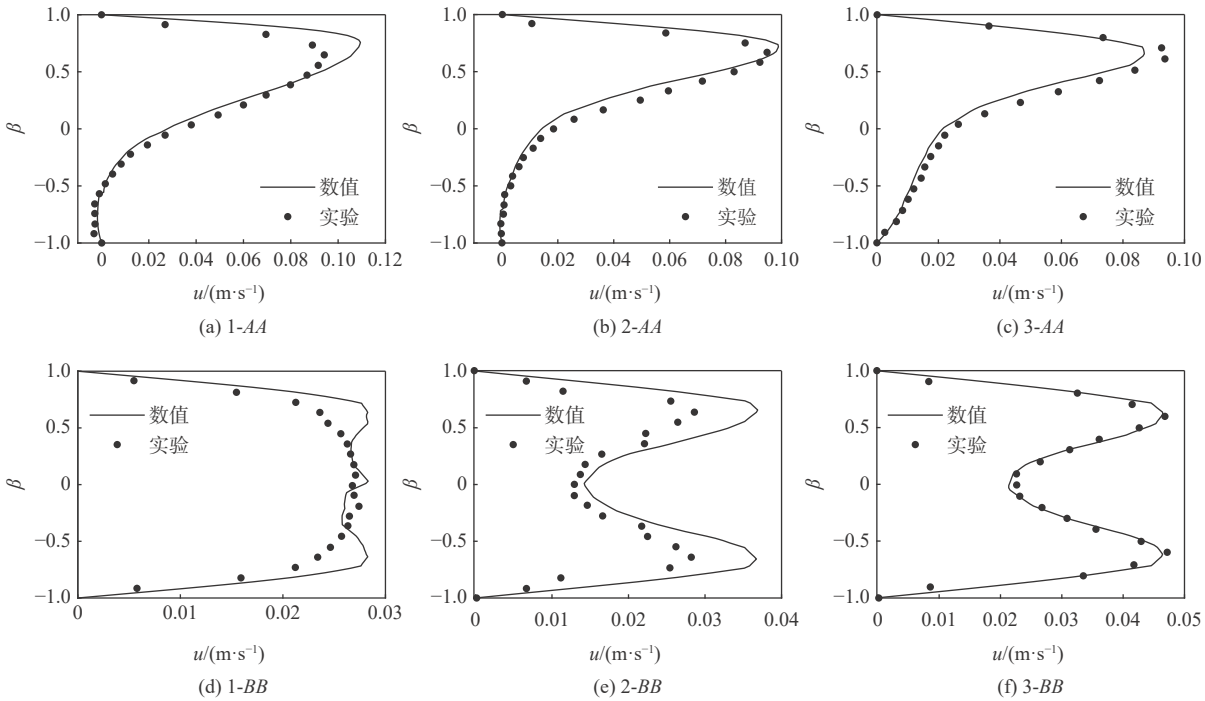


图 5　数值结果和实验结果的对比

Fig. 5　Comparison of numerical and experimental results

3　结果和分析

量化血流参数可以用来研究髂静脉压迫综合征。本文对比了髂静脉压迫综合征病程发展的第 2 阶段和第 3 阶段下髂静脉的压力梯度、血管流量、血液螺旋度、壁面切应力和红细胞的输运时间, 分析了伴侧支血管的髂静脉压迫综合征出现典型症状的可能原因。

3.1　压力梯度

左髂静脉和下腔静脉之间的压力梯度是髂静脉压迫综合征的一个重要指标。在临床讨论中, 压力梯度大于 266 Pa 是治疗的判断标准[1,14-15]。髂静脉血管壁面上的压力分布如图 6 所示, 图中还呈现了左髂静脉和下腔静脉之间的压力梯度。由图 6 可知, 第 3 阶段下髂静脉压迫区域两端的压力梯度为 107 Pa, 远大于第 2 阶段的 31 Pa, 且未超过 266 Pa。然而, 该患者却因腿部出现髂静脉压迫综合征的典型症状来就医。这说明过大的压力梯度不足以完全导致典型症状, 还有其他的因素导致了髂静脉压迫综合征。

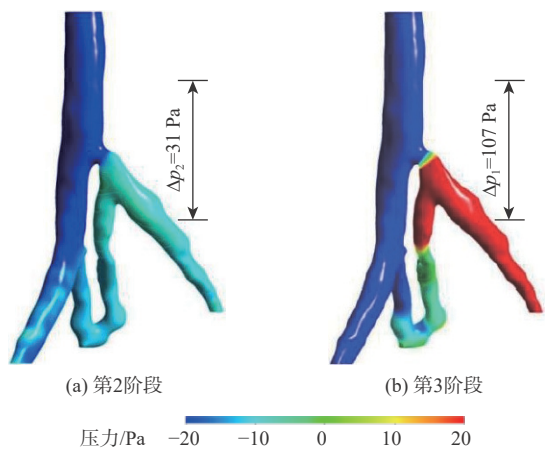


图 6　髂静脉壁面压力分布

Fig. 6　Pressure distribution on iliac vein wall

3.2　血管流量

临床上多采用血管造影术来展示髂静脉内部的血流状况, 但无法定量描述髂静脉的血流场。数值仿真能够进一步量化髂静脉的各血管流量。速度流线图能够直观地表现出流动轨迹, 显示出流动的旋转过程, 并反映出流量的分布。髂静脉的速度流线如图 7 所示。由图 7 可知, 随着髂静脉压迫综合征的发展, 血流难以通过左髂静脉压迫部位, 同时增强了左髂静脉 C 处和下腔静脉 D 处的涡旋强度。第 3 阶段时, 侧支血管承担了左髂静脉的血液回流, 97.6% 的血流由侧支血管汇入右髂静脉, 如

图 7(b) 所示。侧支血管多由毛细血管形成，故直径小，血流速度大。随着右髂静脉的血流量增加，血流速度增大。左髂静脉 C 处出现血管截面扩张，该处出现流动分离，从而出现涡旋。压迫区域的血流量少且速度小，在汇入下腔静脉后，同样出现了流动分离，在下腔静脉 D 处出现涡旋。第 2 阶段时，80.6% 的血流直接由压迫部位汇入下腔静脉，19.4% 的低速血流仍然通过侧支血管汇入右髂静脉，同时 C 处和 D 处的涡旋强度降低，如图 7(a) 所示。

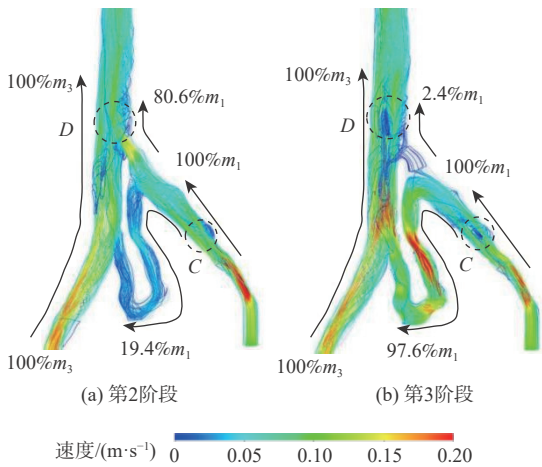


图 7 髂静脉速度流线

Fig. 7 Velocity streamlines of iliac vein

3.3 血液螺旋度

血液螺旋度与静脉血管的扭曲和血管壁强度损失有关。髂静脉的血液螺旋度如图 8 所示。由图 8 可知，第 3 阶段时髂静脉局部最大血液螺旋度显著大于第 2 阶段。第 3 阶段时髂静脉局部最大血液螺旋度出现在侧支血管 E 和 F 处以及右髂静脉的 G 处，最大值为 27.86 m/s^2，如图 8(b) 所示。第 2 阶段时，局部最大血液螺旋度出现在右髂静脉 G 处和下腔静脉 D 处，最大值为 17.68 m/s^2，如图 8(a) 所示。血液螺旋度 H 计算式为

$$H=\int_{\Omega}(\boldsymbol{u}\cdot\nabla\times\boldsymbol{u})\mathrm{d}V=\int_{\Omega}(\boldsymbol{u}\cdot\boldsymbol{\Phi})\mathrm{d}V \tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{\Phi}$为涡量矢量，即速度矢量的旋度。

由式 (6) 可以看出，血液螺旋度与速度密切相关。侧支血管 E 处的血管截面直径小，该处大血流速度导致了局部最大的血液螺旋度。F 处位于侧支血管的弯曲处，该处血流出现旋转，造成了较大涡量，同时血流速度大，从而造成了大的血液螺旋度。右髂静脉 G 处和下腔静脉 D 处有血流交汇，两股血流流向不同，导致涡量增加，同时血液流量增大导致了血流速度增大，从而造成较大的血液螺旋度。

血管研究表明[16-17]，合适的血液螺旋度能够抑制乱流，并使用更少的能量实现血液在狭窄段的快速输运。如，主动脉的众多血管分叉导致了复杂的血流场，螺旋流用较少的能量驱动血液快速通过众多分叉。螺旋流还可阻止动脉粥样硬化颗粒在动脉表面的积累[18]。然而，大的血液螺旋度不仅加重静脉的扭曲[19-20]，导致血管扩张和能量损失，且降低了血管的壁面强度[21]。左髂静脉的长期堵塞导致了大的血液螺旋度出现在 E、F、G 处。大的血液螺旋度驱动血液快速通过 U 型侧支血管，但新生的侧支血管更容易被大的血液螺旋度破坏。过大血液螺旋度的长期作用导致了血管壁面强度的损失和更大的病变风险。当髂静脉压迫综合征的病程发展到第 2 阶段时，尽管患者未因腿部典型的临床症状就医，但在右髂静脉 G 处和下腔静脉 D 处仍出现较大的血液螺旋度。这表明髂静脉的病变可能对右髂静脉和下腔静脉产生不利影响。

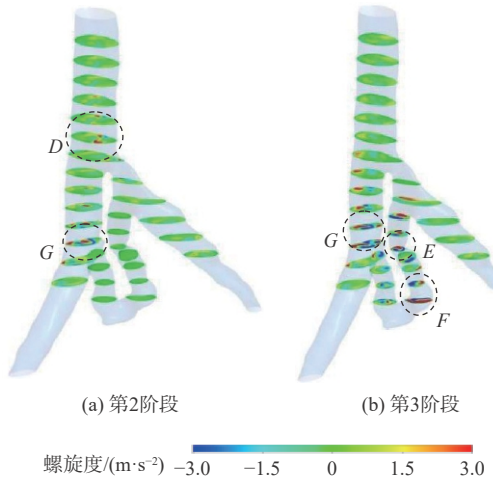


图 8 髂静脉血液螺旋度

Fig. 8 Blood helicity of iliac vein

3.4 壁面切应力

血管的壁面切应力会影响血管壁细胞和血细胞的生理状态，故壁面切应力的大小和作用区域应着重进行讨论。髂静脉的血管壁面切应力分布如图 9 所示。由图 9 可知，第 3 阶段时髂静脉的壁面切应力显著高于第 2 阶段。第 3 阶段时，局部最大切应力出现在侧支血管为 2.99 Pa，如图 9(b) 所示。第 2 阶段时，局部最大切应力出现在压迫部位为 1.63 Pa，如图 9(a) 所示。合适的壁面切应力才能保证细胞的正常生理状态。在动脉研究中，壁面切应力的正常值为 1.5～2.0 Pa[22]。大于 2.0 Pa 的壁面切应力将损坏血管壁细胞和血细胞。关于髂静脉的血管壁面切应力的合理范围鲜有报道。本文参考动脉的血管壁面切应力，认为大于 2.0 Pa 的壁面切应力会损伤髂静脉。当髂静脉压迫综合征发展到第 3 阶段时，左髂静脉处于长期压迫，髂静脉壁面

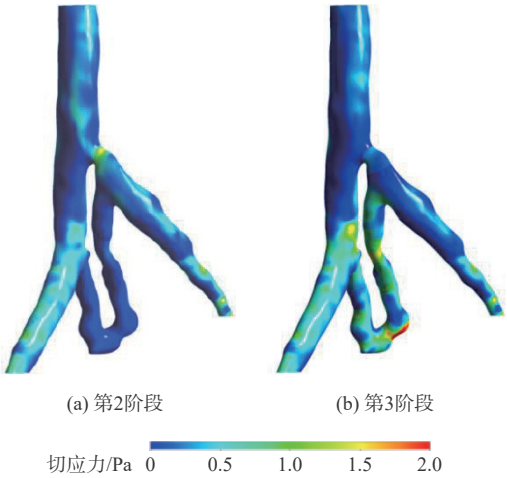


图 9　髂静脉壁面切应力分布

Fig. 9　Wall shear stress distribution of iliac vein

的大切应力 (>2.0 Pa) 作用区域为 65.6 mm^2, 病变风险较高。第二阶段时, 髂静脉壁面未出现大切应力 (>2.0 Pa) 作用区域。该疾病从第 2 阶段向第 3 阶段发展时, 髂静脉壁面出现大切应力 (>2.0 Pa) 作用区域, 增加了髂静脉的病变风险。

3.5　红细胞输运时间

前面讨论了血液螺旋度和壁面切应力等对血管的影响。髂静脉的主要功能是将包含氧气和二氧化碳的血液输送至心脏。红细胞是氧气和二氧化碳的主要载体。在血液中, 大部分的氧气与红细胞中的血红蛋白结合为氧合血红蛋白来输运。大部分的二氧化碳与红细胞中的水结合为碳酸氢盐进行输运[23]。左髂静脉的长期堵塞不仅增加了压力梯度、血液螺旋度和壁面切应力, 也不利于红细胞的输运。左髂静脉堵塞的影响可以通过红细胞的输运过程来描述。

血液中包含红细胞、白细胞、血小板和血浆。本文采用式 (1) 和式 (2) 将血液模拟为不可压缩的流体, 忽略了血液各成分之间的相互作用, 如红细胞之间的相互碰撞和红细胞对血浆的影响。为了研究红细胞的输运过程, 本文采用了单向耦合的离散相模型来描述红细胞的输运。

红细胞粒子从左髂静脉和右髂静脉入口被释放, 到达下腔静脉出口的时间被记录。红细胞在髂静脉的输运时间曲线如图 10 所示, 图中, γ 为到达出口的粒子数和总粒子数的比值。由图 10(a) 可知, 第 3 阶段时, 13% 的红细胞粒子在 5 s 内从左髂静脉入口到达了下腔静脉出口。第 2 阶段时, 80% 的红细胞粒子在 5 s 内从左髂静脉入口到达了下腔静脉出口。由图 10(b) 可知, 患者右髂静脉始终处于健康状态。左髂静脉的长期堵塞对右髂静脉的影响很小。因此, 第 3 阶段和第 2 阶段的红细胞输运时间曲线很接近。然而, 图 10(a) 中左髂静脉的两种阶段下时间曲线有明显的区别。第 3 阶段的时间曲线位于第 2 阶段的下方。这说明左髂静脉的长期堵塞造成了红细胞的输运迟滞。

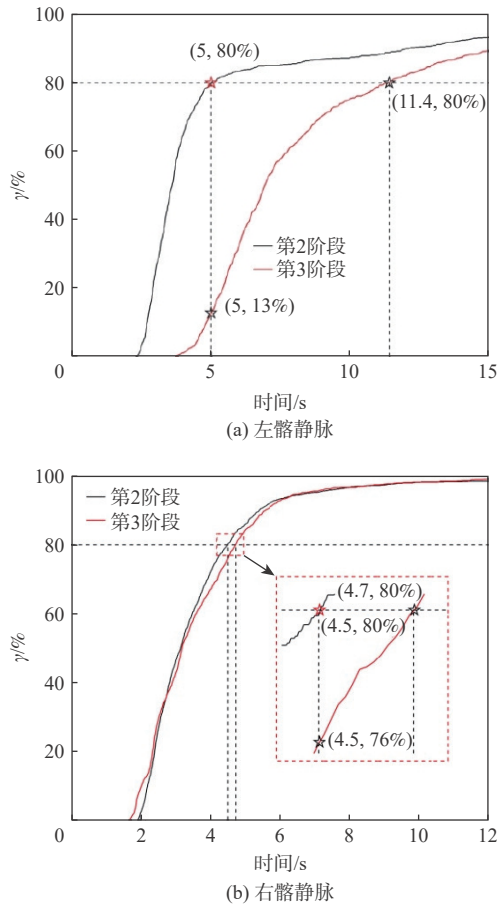


图 10　红细胞输运时间

Fig. 10　Transport time of erythrocytes

为了定量地描述红细胞的输运过程, 80% 的红细胞粒子从入口到出口的时间被定义为红细胞的输运时间。图 10(b) 显示了右髂静脉的红细胞平均输运时间为 4.6 s。右髂静脉一直处于健康状态, 故此时间可被认为是健康状态下的髂静脉的输运时间。在髂静脉压迫综合征从第 2 阶段向第 3 阶段发展过程中, 左髂静脉的红细胞输运时间从 5 s 升至 11.4 s, 第 2 阶段的红细胞输运时间接近于右髂静脉的平均输运时间 4.6 s。第 2 阶段时左髂静脉的红细胞的输运时间接近右髂静脉, 证明了采用 θ=0 模拟第 2 阶段中左髂静脉压迫的合理性。

3.6　讨　论

髂静脉压迫综合征的直接原因是下肢静脉回流受阻。一些病人生成侧支血管来实现下肢的静脉回流, 但另一部分病人不会生成侧支血管。本文研究了带侧支血管的典型病例。该病患下肢静脉回流正常, 但仍呈现髂静脉压迫综合征的典型症状。下面详细讨论该现象的可能原因。

临床研究认为左髂静脉和下腔静脉之间的压力梯度超过266 Pa是髂静脉压迫综合征的典型特征。在本案例中,第3阶段的压力梯度仅为107 Pa,该值小于266 Pa,但大于第2阶段的31 Pa。根据266 Pa的标准,该患者应处于健康状态,但却因腿部的典型症状就医。本文认为有两个可能的原因:①266 Pa不能作为伴侧支血管髂静脉压迫综合征的评判标准;②其他因素和压力梯度共同作用导致了髂静脉压迫综合征。本文倾向于第2种。

对于其他因素的讨论,应该对比该病人患病前后髂静脉的血流动力学特性。然而,该病人患病前的髂静脉血流动力学特性难以获得。本文通过数值模拟认为第2阶段时左髂静脉接近正常的人体状态(3.5节),以第2阶段的髂静脉血流动力学特性作为参考。该参考方式的依据是第2阶段时的左髂静脉的红细胞输运时间与健康状态下的右髂静脉的输运时间接近。右髂静脉的红细胞输运时间为4.62 s,第2阶段的左髂静脉输运时间为5 s。导致髂静脉压迫综合征的其他因素可能有如下几个方面:

1)红细胞的输运迟滞。第3阶段下的左髂静脉输运时间为11.4 s,第2阶段的时间为5 s。第1种可能原因是红细胞粒子通过压迫区域的时间过长。第2种原因是红细胞粒子输运路径延长。由图7和图10可知,第2种原因导致了红细胞的输运迟滞。红细胞在腿部长时间的输运,使得氧气在输运过程中被组织细胞耗散。二氧化碳无法及时排出体外,造成红细胞的pH值升高[24]。长期的输运迟滞可能是左腿的血流瘀滞的原因。

2)异常的壁面切应力。壁面切应力在静脉研究中鲜有报道,但在动脉研究中报道很多[22,25-27]。动脉研究认为健康人体的壁面切应力为1.5~2.0 Pa。大于2.0 Pa的壁面切应力会破坏血管的内皮细胞。图9反映了左髂静脉的长期堵塞不仅导致了髂静脉的壁面切应力增大,而且增加了大壁面切应力的作用区域。这对髂静脉的内皮细胞显然是不利的。

3)过大的血液螺旋度。左髂静脉的长期堵塞使得侧支血管和右髂静脉的血液螺旋度增大。大的血液螺旋度虽然保证了血流快速通过U型侧支血管,但是大的螺旋度会破坏侧支血管和右髂静脉的血管壁面强度。

从压力梯度和静脉回流来看,该患者不应该出现髂静脉压迫综合征的典型症状。过大的压力梯度、红细胞输运迟滞、异常壁面切应力和过大的血液螺旋度的长期共同作用才是出现髂静脉压迫综合征典型症状的主要原因。

本文采用数值模拟方法探讨了病程发展对髂静脉压迫综合征的影响,为该疾病的下一步研究提供参考。然而,本研究仍存在一定的局限性:① 由于作者暂未找到髂静脉压迫综合征血流速度实验相关文献,采用血管分叉流动实验类比验证了髂静脉的数值模型。后续研究中,将采用PIV(粒子图像测速法)技术测量髂静脉的血流场速度分布,并与数值结果进行对比,进一步提高数值模型的准确性。② 本文探讨了髂静脉压迫区域两端的压力梯度,但由于测量方法局限性,并未给出实验测量结果。在后续研究中,为了进一步提高对髂静脉压迫区域两端压力梯度的认识,将采用更加准确的测压方法对髂静脉压迫综合征患者进行大样本测量和分析,并与数值结果进行对比。

4 结 论

本文采用数值模拟方法分析了病程发展对伴侧支循环髂静脉压迫综合征的影响,可得以下结论:

1)髂静脉压迫综合征从第二阶段发展到第三阶段后,压迫区域两端的压力梯度、血液螺旋度和壁面切应力显著增加,红细胞输运迟滞时间延长。

2)对于伴侧支循环髂静脉压迫综合征,尽管侧支血管代偿了左髂静脉的血液回流,但过大的压力梯度、红细胞输运迟滞、异常壁面切应力和过大的血液螺旋度在病程发展中显著增加,可能导致患者腿部典型症状的发生。

参考文献(References)

[1] COCKETT F B, LEA THOMAS M. The iliac compression syndrome[J]. British Journal of Surgery, 2005, 52(10): 816-821.

[2] BRINEGAR K N, SHETH R A, KHADEMHOSSEINI A, et al. Iliac vein compression syndrome: clinical, imaging and pathologic findings[J]. World Journal of Radiology, 2015, 7(11): 375-381.

[3] MAY R, THURNER J. The cause of the predominantly sinistral occurrence of thrombosis of the pelvic veins[J]. Angiology, 1957, 8(5): 419-427.

[4] MCMURRICH J P. The occurrence of congenital adhesions in the common iliac veins, and their relation to thrombosis of the femoral and iliac veins[J]. The American Journal of the Medical Sciences, 1908, 135(3): 342-345.

[5] JOHNSSON K Å, GÖTHMAN B, NORDSTRÖM S. The iliac compression syndrome[J]. Acta Radiologica Diagnosis, 1974, 15(5): 539-545.

[6] EHRICH W E, KRUMBHAAR E B. A frequent obstructive anomaly of the mouth of the left common iliac vein[J]. American Heart Journal, 1943, 26(6): 737-750.

[7] 王崟, 陈敬杰, 卢简言. 下肢深静脉顺行造影中侧支循环对髂静脉压迫综合征的诊断意义[J]. 中国临床医学影像杂志, 2014,

25(12): 903-905.
WANG Y, CHEN J J, LU J Y. Diagnostic significance of collateral circulation for iliac vein compression syndrome in ascending venography of lower extremity[J]. Journal of China Clinic Medical Imaging, 2014, 25(12): 903-905 (in Chinese).

[8] AENIS M, STANCAMPIANO A P, WAKHLOO A K, et al. Modeling of flow in a straight stented and nonstented side wall aneurysm model[J]. Journal of Biomechanical Engineering, 1997, 119(2): 206-212.

[9] 刘赵淼, 南斯琦, 史艺. 中等严重程度冠状动脉病变模型的血流动力学参数分析[J]. 力学学报, 2015, 47(6): 1058-1064.
LIU Z M, NAN S Q, SHI Y. Hemodynamic parameters analysis for coronary artery stenosis of intermediate severity model[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2015, 47(6): 1058-1064 (in Chinese).

[10] 王庆虎, 杨少雄, 许怡隽, 等. 颈动脉分叉处血管粥样硬化斑块的体内应力分析[J]. 医用生物力学, 2019, 34(3): 268-276.
WANG Q H, YANG S X, XU Y J, et al. In vivo stress analysis of an atherosclerotic plaque at carotid bifurcation[J]. Journal of Medical Biomechanics, 2019, 34(3): 268-276 (in Chinese).

[11] 韩嘉玮, 胡义锋. 基于流固耦合的载瘤血管内血液流动及血管损伤分析[J]. 医用生物力学, 2019, 34(4): 372-378.
HAN J W, HU Y F. Analysis of blood flow and vascular injury in aneurysm-carrying vessels based on fluid-structure interaction method[J]. Journal of Medical Biomechanics, 2019, 34(4): 372-378 (in Chinese).

[12] GIJSEN F J, ALLANIC E, VAN DE VOSSE F N, et al. The influence of the non-Newtonian properties of blood on the flow in large arteries: unsteady flow in a 90 degrees curved tube[J]. Journal of Biomechanics, 1999, 32(7): 705-713.

[13] CAVALCANTE L P, DOS SANTOS SOUZA J E, PEREIRA R M, et al. Iliac vein compression syndrome: literature review[J]. Jornal Vascular Brasileiro, 2015, 14(1): 78-83.

[14] O'SULLIVAN G J, SEMBA C P, BITTNER C A, et al. Endovascular management of iliac vein compression (May-Thurner) syndrome[J]. Journal of Vascular and Interventional Radiology: JVIR, 2000, 11(7): 823-836.

[15] LIU Z J, GAO N, SHEN L G, et al. Endovascular treatment for symptomatic iliac vein compression syndrome: a prospective consecutive series of 48 patients[J]. Annals of Vascular Surgery, 2014, 28(3): 695-704.

[16] LIU X, SUN A Q, FAN Y B, et al. Physiological significance of helical flow in the arterial system and its potential clinical applications[J]. Annals of Biomedical Engineering, 2015, 43(1): 3-15.

[17] STONEBRIDGE P A, BROPHY C M. Spiral laminar flow in arteries?[J]. Lancet, 1991, 338(8779): 1360-1361.

[18] CHIU T L, TANG A Y S, CHENG S W K, et al. Analysis of flow patterns on branched endografts for aortic arch aneurysms[J]. Informatics in Medicine Unlocked, 2018, 13: 62-70.

[19] GABBERT D D, TROTZ P, KHERADVAR A, et al. Abnormal torsion and helical flow patterns of the neo-aorta in hypoplastic left heart syndrome assessed with 4D-flow MRI[J]. Cardiovascular Diagnosis and Therapy, 2021, 11(6): 1379-1388.

[20] GARCIA J, BARKER A J, COLLINS J D, et al. Volumetric quantification of absolute local normalized helicity in patients with bicuspid aortic valve and aortic dilatation[J]. Magnetic Resonance in Medicine, 2017, 78(2): 689-701.

[21] CONDEMI F, CAMPISI S, VIALLON M, et al. Fluid- and biomechanical analysis of ascending thoracic aorta aneurysm with concomitant aortic insufficiency[J]. Annals of Biomedical Engineering, 2017, 45(12): 2921-2932.

[22] CHANDRAN K B, YOGANATHAN A P, RITTGERS S E. Biofluid mechanics: the human circulation [M]. 2nd ed. Boca Raton: CRC Press, 2011.

[23] CHERNIACK N S, LONGOBARDO G S. Oxygen and carbon dioxide gas stores of the body[J]. Physiological Reviews, 1970, 50(2): 196-243.

[24] JENSEN F B. Red blood cell pH, the Bohr effect, and other oxygenation-linked phenomena in blood O_2 and CO_2 transport[J]. Acta Physiologica Scandinavica, 2004, 182(3): 215-227.

[25] SAMADY H, ESHTEHARDI P, MCDANIEL M C, et al. Coronary artery wall shear stress is associated with progression and transformation of atherosclerotic plaque and arterial remodeling in patients with coronary artery disease[J]. Circulation, 2011, 124(7): 779-788.

[26] DHAWAN S S, AVATI NANJUNDAPPA R P, BRANCH J R, et al. Shear stress and plaque development[J]. Expert Review of Cardiovascular Therapy, 2010, 8(4): 545-556.

[27] ZARINS C K, GIDDENS D P, BHARADVAJ B K, et al. Carotid bifurcation atherosclerosis. Quantitative correlation of plaque localization with flow velocity profiles and wall shear stress[J]. Circulation Research, 1983, 53(4): 502-514.

Numerical simulation of iliac vein compression syndrome in hemodynamics

LI Chaoqun[1]，ZHAN Yanqing[2, 3]，WANG Zhongming[1]，GAO Yongxin[1]，QIU Peng[4]，YAO Cheng[1, *]

(1. College of Civil Engineering，Hefei University of Technology，Hefei 230009，China；
2. Department of General Surgery，North District of First Affiliated Hospital of Anhui Medical University，Hefei 230011，China；
3. Department of General Surgery，Anhui Public Health Clinical Center，Hefei 230011，China；
4. Department of Vascular Surgery，Shanghai Ninth People's Hospital Affiliated to School of Medicine of Shanghai Jiao Tong University，Shanghai 200011，China)

Abstract: To investigate the reasons for the typical symptoms of iliac vein compression syndrome with the collateral veins, a typical iliac vein blood flow field with a collateral vein was numerically studied. The viscous resistance coefficient of the porous media model was adjusted to simulate the second and third development stages of iliac vein compression syndrome. The hemodynamic characteristics in the two stages were analyzed and compared, e.g., pressure gradient, blood helicity, and wall shear stress. The results show that the pressure gradient between the left iliac vein and the inferior vena cava is 107 Pa in the third stage, which is far greater than 31 Pa in the second stage but less than the criterion of iliac vein compression syndrome, i.e., 266 Pa. In the third stage, the left iliac vein is replaced by the collateral vein to realize the venous blood flow. When the blood flow pathway changes, the blood helicity and wall shear stress in the collateral vein and right iliac vein are much greater than those in the second stage. The obstruction of the left iliac vein changes the transport pathway of the erythrocyte and prolongs the transport time. Although the venous blood flow in iliac vein compression syndrome with the collateral vein is normal, the patient still presents the typical symptoms due to the combined effort of the excessive pressure gradient, large blood helicity, abnormal wall shear stress, and transport hysteresis of erythrocytes.

Keywords: iliac vein compression syndrome; hemodynamics; numerical simulation; porous media; blood helicity

Received：2022-08-07；**Accepted**：2022-12-17；**Published Online**：2023-04-10 17：42
URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230410.1510.002
Foundation item：National Natural Science Foundation of China (51906054)
* **Corresponding author**. E-mail：YaoCheng@hfut.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0696

基于自适应UKF的卫星星座自主导航方法

王栋[1]，杨静[1,*]，熊凯[2]

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100191；
2. 北京控制工程研究所 空间智能控制技术重点实验室，北京 100094)

摘 要：针对卫星星座自主导航系统中存在的模型不确定性及难以准确获取的时变系统噪声统计特性影响导航精度的问题，提出了一种系统噪声在线自适应调整的UKF算法。基于所提出的自适应UKF算法设计了一种基于星间相对测量的卫星星座自主导航方法，该方法结合奇异值分解和比例修正的采样策略，解决了应用UKF时易出现状态误差方差阵丧失正定性而导致的Cholesky分解无法进行的问题。通过在低轨区域星座和中轨全球星座上的仿真实验，验证了该算法在提高滤波精度以及改善状态估计置信度方面的有效性，所提算法的定轨精度优于EKF算法、自适应EKF算法以及基于对称采样策略的UKF算法。采用CRLB分析法对导航算法的估计性能进行了分析验证。

关 键 词：星座自主导航；EKF；UKF；自适应滤波；CRLB
中图分类号：V324
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)08-2655-12

随着“北斗”卫星导航定位系统的建成，中国成为全球拥有卫星数量最多的国家。由于我国的地面测控站主要集中在境内，分布范围有限，所以仅能在有限弧段内对卫星进行测控；随着卫星数量的逐年增加，地面站有限的运算传输能力极易造成信息阻塞；此外，当地面站遭到打击时，将失去对空间飞行器的支持能力。因此，星座自主执行任务能力的不断提升对不依赖地面站的星座自主导航能力提出了更高的要求。

目前，基于星间测向、测距的星座自主导航方法成为实现星座自主轨道参数确定的重要途径之一。除不可观因素以外，星座自主定轨精度主要受星间观测信息的精度和所选择卫星的空间几何分布的影响。要获得有效星间测量，不仅需要考虑有效测距范围、地球遮挡等对卫星可见性的影响[1]，还要考虑卫星天线安装的几何结构对卫星双向可见性的限制条件[2]。通过最小化几何精度因子(geometric dilution of precision, GDOP)以及采用顺序式检索方式可以优化选星策略，在天线固定安装情况下选出几何结构最优的卫星组合，获得最佳的观测信息以改善定轨精度。

在滤波算法方面，卡尔曼滤波算法所能达到的估计性能依赖于系统模型、初始状态、噪声统计特性等先验信息的准确性[3]。卫星在轨运行时受到各种摄动和未知环境的影响，导致噪声特性时变且难以被准确获取，这意味着难以提前确定最优值。为了提高定轨精度，对基于噪声统计特性在线自适应调整的滤波方法开展了大量的研究工作[4-7]。

在卫星自主导航系统中，由星载导航设备获取的测量输出中包含与安装、结构畸变等相关的误差分量以及随机测量噪声，往往难以准确建模，由此带来的模型的不确定性对导航精度产生重要影响。针对这一问题，可以在基于卡尔曼滤波方法设计自主导航算法的过程中，建立系统误差的模型，

收稿日期：2022-08-09；录用日期：2022-11-19；网络出版时间：2022-12-24 11:06
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221213.1037.001
基金项目：民用航天技术预先研究项目 (D020403)
*通信作者. E-mail：jing.yang@buaa.edu.cn

引用格式：王栋，杨静，熊凯. 基于自适应UKF的卫星星座自主导航方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(8)：2655-2666.
WANG D，YANG J，XIONG K. Autonomous navigation method of satellite constellation based on adaptive UKF[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(8)：2655-2666 (in Chinese).

并将相应的误差参数扩维到状态向量中，与导航状态分量同时估计再补偿，以抑制其对导航精度的影响。采用扩维卡尔曼滤波方法可以在一定程度上解决测量模型中存在的未建模误差和不确定性的问题，但仅当扩维后的系统具有良好的可观测性时，才能获得可靠的误差估计。与此同时，往往也面临着根据经验确定与误差参数相关的噪声统计特性的合理取值问题[8]。

为提高卫星星座自主导航系统在存在未建模误差和不确定性情况下的状态估计精度，研究人员采用了自适应卡尔曼滤波[9]、鲁棒卡尔曼滤波[10]、多模型自适应估计[11-12]、并行卡尔曼滤波[13]以及基于强化学习的卡尔曼滤波[14]等方法。其中，鲁棒卡尔曼滤波方法不要求噪声统计特性准确已知，而通过在系统方程或测量方程中引入不确定误差项使其对估计精度的影响最小化。该方法用估计误差阵的上界代替估计误差阵，降低了理想情况下的状态估计精度[10]，具有一定的保守性。在应对系统模型时变的情况时，依靠在设计阶段考虑的鲁棒性，鲁棒卡尔曼滤波器仅能有效抑制在标称值附近变化的系统模型对状态估计精度的影响。多模型自适应估计方法[11-12]通过建立具有不同噪声统计特性的滤波器模型集，同时运行若干个滤波器并对其状态估计进行融合，以抑制模型不确定性的影响，这种近似贝叶斯估计的方法计算量大，不利于实现星座自主导航算法的实时性要求。并行卡尔曼滤波方法[13]仅同时运行标准卡尔曼滤波器和带有未知参数估计的扩维卡尔曼滤波器两个滤波器，通过大幅减小滤波器的个数来降低计算量。基于强化学习的卡尔曼滤波方法[14]在建立与过程噪声相关联的状态集和动作集基础上，用标准滤波器新息和搜索滤波器新息的差值建立奖励函数更新学习表格，进而根据噪声的变化依据学习表格中的价值函数选择动作，实现对噪声特性参数的实时调整[15]，但是基于强化学习构建的学习表格依赖于设置的奖励函数以及设计的状态集和动作集，在工程应用中仍然依赖经验值的选择。

随着星载处理器计算能力的不断提升，为sigma采样点卡尔曼滤波(sigma point Kalman filter, SPKF)这一类计算量大、但具有一定技术成熟度的非线性滤波算法的工程应用提供了强大的技术支撑，使其满足实时性的需求成为可能。无迹卡尔曼滤波(unscented Kalman filter, UKF)作为一种重要的SPKF方法，通过无迹变换，选择一定数量的采样点直接近似状态均值和协方差的后验分布，无须计算雅克比矩阵，在解决强非线性问题方面具有优势[16]。然而该方法在系统状态维数较高时会产生非局部效应，滤波过程中方差阵易失去对称正定性。与扩展卡尔曼滤波(extended Kalman filter, EKF)一样，UKF在滤波模型存在误差时的估计性能下降，严重时会造成滤波发散。

本文根据基于星间相对测量的星座自主导航系统的特点，对基于UKF的导航参数估计方法展开研究。①通过引入比例修正和奇异值分解(singular value decomposition, SVD)来提高算法的稳定性；②通过引入系统噪声和新息协方差阵的遗忘因子实现对系统噪声特性参数的在线自适应调整，提高存在模型不确定性情况下的算法性能。结构安排如下：建立基于星间测向和测距的卫星星座自主导航系统模型；介绍基于SVD的自适应UKF算法原理和克拉美罗下界(Cramer-Rao lower bounds, CRLB)方差下界的滤波算法性能评价方法；以低轨区域星座和高轨全球星座为应用对象，对所提方法的有效性进行全面分析与验证，并将其与采用其他滤波方法的算法性能进行了对比分析。后文用AUKF和AEKF分别表示采用文中自适应调整系统噪声思想的UKF算法和EKF算法。

1 卫星星座自主导航系统模型建立

星座中的卫星通过星间链路传送信息，协同完成电子侦察、地面观测等空间任务，需要准确获取星座卫星的位置和速度等导航参数，用于星座保持稳定任务构型以实现卫星间的高效合作。

1.1 状态方程的建立

在轨运行的卫星受复杂摄动力的作用，通过提升模型精度可以提高导航参数的估计精度，但这不仅需要获取准确的模型结构和参数，往往还伴随着模型复杂度和计算量的增加，故在保证导航精度的前提下，应尽可能降低模型的复杂度。

卫星在轨运行时主要受地球非球形引力以及日月引力的作用，基于理想二体模型，忽略各引力之间的相关性，在地心惯性坐标系下，采用位置和速度表示卫星的轨道状态，利用轨道动力学模型建立星座中的第 i 颗卫星的状态方程如下：

$$\dot{\boldsymbol{x}}_i(t)=\boldsymbol{f}_i[\boldsymbol{x}_i(t)]+\boldsymbol{w}_i(t) \tag{1}$$

式中：

$$\boldsymbol{f}_i[\boldsymbol{x}_i(t)]=\begin{bmatrix} v_{xi} \\ v_{yi} \\ v_{zi} \\ f_{ix}^{\mathrm{e}}+f_{ix}^{\mathrm{s}}+f_{ix}^{\mathrm{m}} \\ f_{iy}^{\mathrm{e}}+f_{iy}^{\mathrm{s}}+f_{iy}^{\mathrm{m}} \\ f_{iz}^{\mathrm{e}}+f_{iz}^{\mathrm{s}}+f_{iz}^{\mathrm{m}} \end{bmatrix} \tag{2}$$

其中, f_{ix}^{e}、f_{iy}^{e}、f_{iz}^{e}为地心引力及J_2摄动项在地心惯性坐标系中 3 轴的分量; f_{ix}^{s}、f_{iy}^{s}、f_{iz}^{s}为太阳引力的 3 轴分量; f_{ix}^{m}、f_{iy}^{m}、f_{iz}^{m}为月球引力的 3 轴分量, 分别满足:

$$\begin{cases} f_{ix}^{\mathrm{e}} = -\dfrac{\mu r_{xi}}{r^3}\left\{1+\dfrac{3}{2}J_2\left(\dfrac{R_{\mathrm{e}}}{r_i}\right)^2\left[1-5\left(\dfrac{r_{zi}}{r_i}\right)^2\right]\right\} \\ f_{iy}^{\mathrm{e}} = -\dfrac{\mu r_{yi}}{r^3}\left\{1+\dfrac{3}{2}J_2\left(\dfrac{R_{\mathrm{e}}}{r_i}\right)^2\left[1-5\left(\dfrac{r_{zi}}{r_i}\right)^2\right]\right\} \\ f_{iz}^{\mathrm{e}} = -\dfrac{\mu r_{zi}}{r_i^3}\left\{1+\dfrac{3}{2}J_2\left(\dfrac{R_{\mathrm{e}}}{r_i}\right)^2\left[3-5\left(\dfrac{r_{zi}}{r_i}\right)^2\right]\right\} \end{cases} \tag{3}$$

$$\begin{cases} f_{ix}^{\mathrm{s}} = -\mu_{\mathrm{s}}\left(\dfrac{r_{xi}-x_{\mathrm{s}}}{\Delta_{\mathrm{s}i}^3}+\dfrac{x_{\mathrm{s}}}{r_{\mathrm{s}}^3}\right) \\ f_{iy}^{\mathrm{s}} = -\mu_{\mathrm{s}}\left(\dfrac{r_{yi}-y_{\mathrm{s}}}{\Delta_{\mathrm{s}i}^3}+\dfrac{y_{\mathrm{s}}}{r_{\mathrm{s}}^3}\right) \\ f_{iz}^{\mathrm{s}} = -\mu_{\mathrm{s}}\left(\dfrac{r_{zi}-z_{\mathrm{s}}}{\Delta_{\mathrm{s}i}^3}+\dfrac{z_{\mathrm{s}}}{r_{\mathrm{s}}^3}\right) \end{cases} \tag{4}$$

$$\begin{cases} f_{ix}^{\mathrm{m}} = -\mu_{\mathrm{m}}\left(\dfrac{r_{xi}-x_{\mathrm{m}}}{\Delta_{\mathrm{m}i}^3}+\dfrac{x_{\mathrm{m}}}{r_{\mathrm{m}}^3}\right) \\ f_{iy}^{\mathrm{m}} = -\mu_{\mathrm{m}}\left(\dfrac{r_{xi}-y_{\mathrm{m}}}{\Delta_{\mathrm{m}i}^3}+\dfrac{y_{\mathrm{m}}}{r_{\mathrm{m}}^3}\right) \\ f_{iz}^{\mathrm{m}} = -\mu_{\mathrm{m}}\left(\dfrac{r_{xi}-z_{\mathrm{m}}}{\Delta_{\mathrm{m}i}^3}+\dfrac{z_{\mathrm{m}}}{r_{\mathrm{m}}^3}\right) \end{cases} \tag{5}$$

其中, 状态向量为 $\boldsymbol{x}=\left[\boldsymbol{r}_i^{\mathrm{T}}\quad \boldsymbol{v}_i^{\mathrm{T}}\right]^{\mathrm{T}}(i=1,2,\cdots,n_{\mathrm{s}},n_{\mathrm{s}}$为星座中卫星的数量); $E[\boldsymbol{w}_i(k)\boldsymbol{w}_i(j)^{\mathrm{T}}]=\boldsymbol{Q}_k\delta_{kj}$和$\boldsymbol{v}_i=\left[\boldsymbol{v}_{xi}\quad \boldsymbol{v}_{yi}\quad \boldsymbol{v}_{zi}\right]^{\mathrm{T}}$分别为卫星在地心惯性坐标系下的位置和速度; $\boldsymbol{r}_{\mathrm{s}}=\left[x_{\mathrm{s}}\quad y_{\mathrm{s}}\quad z_{\mathrm{s}}\right]^{\mathrm{T}}$和$\boldsymbol{r}_{\mathrm{m}}=\left[x_{\mathrm{m}}\quad y_{\mathrm{m}}\quad z_{\mathrm{m}}\right]^{\mathrm{T}}$分别为太阳和月亮在地心惯性坐标系下的位置; $r_i=|\boldsymbol{r}_i|$、$r_{\mathrm{s}}=|\boldsymbol{r}_{\mathrm{s}}|$和$r_{\mathrm{m}}=|\boldsymbol{r}_{\mathrm{m}}|$分别表示卫星、太阳和月球的地心距; $\Delta \mathrm{s}i=r|\boldsymbol{r}_{\mathrm{s}}-\boldsymbol{r}_i|$和$\Delta \mathrm{m}i=r|\boldsymbol{r}_{\mathrm{m}}-\boldsymbol{r}_i|$分别表示卫星 i 与日、月的距离; μ为地心引力常数, μ_{m}为月球引力常数, μ_{s}为太阳引力常数; R_{e}为地球半径; $\boldsymbol{w}_i(t)$为卫星 i 的摄动噪声, 包含未建模的摄动力及随机扰动等, 若仅考虑随机扰动, 则其统计特性为: $E(\boldsymbol{w}_i(t))=0$, $E[\boldsymbol{w}_i(k)\boldsymbol{w}_i(j)^{\mathrm{T}}]=\boldsymbol{Q}_k\delta_{kj}$, $\boldsymbol{Q}_k$为k时刻的过程噪声阵, δ_{kj}为狄拉克函数, 满足:

$$\delta_{kj}=\begin{cases} 1 & k=j \\ 0 & k\neq j \end{cases} \tag{6}$$

根据上述单颗卫星的动力学模型, 建立星座的整体模型如下:

$$\dot{\boldsymbol{x}}(t)=\begin{bmatrix} \boldsymbol{f}_1[\boldsymbol{x}_1(t)] \\ \boldsymbol{f}_2[\boldsymbol{x}_2(t)] \\ \vdots \\ \boldsymbol{f}_{n_{\mathrm{s}}}\left[\boldsymbol{x}_{n_{\mathrm{s}}}(t)\right] \end{bmatrix}+\begin{bmatrix} \boldsymbol{w}_1(t) \\ \boldsymbol{w}_2(t) \\ \vdots \\ \boldsymbol{w}_{n_{\mathrm{s}}}(t) \end{bmatrix} \tag{7}$$

式中, $\boldsymbol{x}=[\ \boldsymbol{x}_1^{\mathrm{T}}\quad \boldsymbol{x}_2^{\mathrm{T}}\quad \cdots\quad \boldsymbol{x}_{n_{\mathrm{s}}}^{\mathrm{T}}\ ]^{\mathrm{T}}$。

1.2　测量方程的建立

基于星间测距的星座自主导航方案尽管可以在有限时间段内实现一定精度的自主定轨, 但是星座整体依然存在亏秩问题, 随着时间的增加, 无法检测出星座的整体漂移以及漂移的程度。因此, 引入星间方向矢量测量信息, 在融合星间距离和方向矢量两类相对测量信息的基础上, 设计星座自主导航算法。通过在卫星间建立通讯链路或光链路等方式可以获得星间距离的测量信息, 而星间方向矢量测量信息则可以通过星相机照相观测方式获得。利用非线性滤波算法, 在基于轨道动力学模型递推得到的预测状态基础上, 融合测量信息实现对预测状态误差的修正, 进而得到当前的星座卫星的导航状态。

设基于星间链路获取的卫星i和卫星j的相对距离测量为r_{ij}, 由此建立测距模型为

$$r_{ij}=\left|\boldsymbol{r}_i-\boldsymbol{r}_j\right|+v_{\mathrm{r}} \tag{8}$$

式中, v_{r}为基于星间链路的相对距离测量噪声, 设为零均值的高斯白噪声。在不同的测距方式下, 可以获得不同的距离测量精度。

设基于星相机照相观测获得的卫星i和卫星j间的方向矢量测量为$\boldsymbol{U}_{ij}$, 建立测向模型为

$$\boldsymbol{U}_{ij}=\frac{\boldsymbol{r}_j-\boldsymbol{r}_i}{r_{ij}}+\boldsymbol{v}_u \tag{9}$$

式中, $\boldsymbol{v}_u$为星相机获得的星间方向矢量的测量噪声, 将其设为零均值的高斯白噪声。

根据式 (8) 和式 (9) 建立的星间距离和方向矢量的测量模型, 将其与式 (7) 一起构成基于星间测向测距的星座自主导航的系统模型。显然, 该模型是非线性的, 需要采用适用于非线性系统的状态估计方法。

2　基于 SVD 比例修正对称采样方法

本文基于 UKF 算法来实现星座自主导航下轨道状态的估计。在滤波过程中, 由于计算机字长有限导致迭代计算过程存在截断误差, 同时滤波模型本身存在误差, 这使得误差方差阵极易丧失对称正定性, 从而无法使用 Cholesky 分解的方法进行无迹变换。与 Cholesky 分解相比, 奇异值分解不要求被分解的矩阵为正定阵, 故其数值稳定性更好[17]。因此, 用奇异值分解代替 Cholesky 分解进行无迹变换, 并采用比例修正后的对称采样策略实现 UKF 算法, 以保证滤波的稳定性。奇异值分解在 UKF 算法中的具体实现公式将在第 3 章给出。

假设系统状态向量的维数为n, 对称采样策略选择$2n+1$个采样点来近似状态向量的均值和方差

阵，能够达到二阶泰勒展开的精度。但是如果状态向量的维数很高，采样点到均值中心的距离很远，将产生非局部效应。而传统的对称采样也难以保持方差阵的正定性，因此在工程应用中通常引入比例修正算法，本文在对称采样策略和超球体单形采样策略中均增加了比例修正环节。

基于比例修正的对称采样策略如下：

$$\boldsymbol{\chi}^i=\begin{cases}\bar{\boldsymbol{x}}+\left(\sqrt{(n+\lambda)\boldsymbol{P}_x}\right)^i & i=1,\cdots,n\\ \bar{\boldsymbol{x}}-\left(\sqrt{(n+\lambda)\boldsymbol{P}_x}\right)^i & i=n+1,\cdots,2n\\ \bar{\boldsymbol{x}} & i=0\end{cases}\tag{10}$$

式中，$\boldsymbol{\chi}^i$表示第i个采样点；$\boldsymbol{P}_x$为状态估计误差方差阵；$\bar{\boldsymbol{x}}$为采样的中心点；λ为比例系数。

求解状态均值权重系数的公式为

$$w_{\mathrm{m}}^i=\begin{cases}\lambda/(n+\lambda) & i=0\\ 1/2(n+\lambda) & i\neq 0\end{cases}\tag{11}$$

求解状态估计误差方差阵权重系数的公式为

$$w_{\mathrm{c}}^i=\begin{cases}\lambda/(n+\lambda)+1+\beta-\alpha^2 & i=0\\ 1/2(n+\lambda) & i\neq 0\end{cases}\tag{12}$$

式中：$\kappa=\begin{cases}3-n & n\geqslant 2\\ 0 & n=1\end{cases}$，参数$\lambda=\alpha^2(n+k)-n$是用来降低总预测误差的比例系数；$\alpha$为调节采样点到均值中心距离的参数；$\beta$通过合并方程中高阶项的动差来抑制高阶项的影响，它与系统先验信息有关，对于高斯随机系统，取值为2。

在采用奇异值分解法构建采样点时，对$k-1$时刻估计误差方差阵$\boldsymbol{P}_{k-1}$进行SVD分解可得

$$\boldsymbol{P}_{k-1}=\boldsymbol{U}_{k-1}\boldsymbol{\Lambda}_{k-1}\boldsymbol{V}_{k-1}^{\mathrm{T}}\tag{13}$$

式中，$\boldsymbol{U}_{k-1}$和$\boldsymbol{V}_{k-1}$分别为$\boldsymbol{P}_{k-1}$的左、右奇异矩阵；$\boldsymbol{\Lambda}_{k-1}$为奇异值构成的对角矩阵，$\boldsymbol{\Lambda}_{k-1}=\boldsymbol{D}_{k-1}\boldsymbol{D}_{k-1}^{\mathrm{T}}$，$\boldsymbol{D}_{k-1}$为$\boldsymbol{\Lambda}_{k-1}$经平方根分解后的矩阵。由此，基于对称采样策略得到关于$k-1$时刻的估计状态$\hat{\boldsymbol{x}}_{k-1}$的采样点如下：

$$\boldsymbol{\chi}_{k-1}^i=\begin{cases}\hat{\boldsymbol{x}}_{k-1}+\sqrt{(n+\lambda)}(\boldsymbol{U}_{k-1}\boldsymbol{D}_{k-1})^j & i=1,\cdots,n\\ \hat{\boldsymbol{x}}_{k-1}-\sqrt{(n+\lambda)}(\boldsymbol{U}_{k-1}\boldsymbol{D}_{k-1})^j & i=n+1,\cdots,2n\\ \hat{\boldsymbol{x}}_{k-1} & i=0\end{cases}\tag{14}$$

式中，$(\boldsymbol{U}_{k-1}\boldsymbol{D}_{k-1})^j$表示取$\boldsymbol{U}_{k-1}\boldsymbol{D}_{k-1}$矩阵的第$j$列。

3 改进的自适应UKF算法

在星座自主导航系统中，采用了精度有限的轨道动力学模型来建立状态方程，系统噪声的统计特性是时变的且难以准确获取。为了保证滤波稳定且尽可能提高状态估计精度，一般采用人工整定参数的方法，基于经验对噪声阵大小进行设置。然而，人工整定的参数一般会设置得偏大以包容未建模误差的影响，保证滤波的稳定性，而估计性能不一定能达到最优；卫星在轨运行时处于十分复杂且时变的摄动和干扰环境中，使用固定的系统噪声参数值不利于导航精度的改善[18]。

针对这一问题，本文采用的AUKF算法借鉴了Sage-Husa法中对系统噪声阵的在线估计方法，引入遗忘因子实时修正噪声统计特性以减小模型误差，提高模型的准确程度。在此基础上，增加对新息方差阵估计值的平滑处理，来保证滤波的稳定。算法的具体实现过程如下。

在k时刻，离散系统的状态方程和测量方程可以表示为

$$\boldsymbol{x}_k=\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}_{k-1})+\boldsymbol{w}_k\tag{15}$$

$$\boldsymbol{z}_k=\boldsymbol{h}(\boldsymbol{x}_k)+\boldsymbol{v}_k\tag{16}$$

式中；$\boldsymbol{x}_k$为状态向量；$\boldsymbol{z}_k$为量测向量；$\boldsymbol{f}(\cdot)$为状态方程；$\boldsymbol{h}(\cdot)$为测量方程；$\boldsymbol{w}_k$为过程噪声均值向量；$\boldsymbol{v}_k$为测量噪声均值向量。

根据基于比例修正的对称采样策略选择采样点，并进行时间更新如下：

$$\boldsymbol{\chi}_{k|k-1}^i=\boldsymbol{f}(\boldsymbol{\chi}_{k-1}^i)\tag{17}$$

$$\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}=\sum_{i=0}^{2n}w_{\mathrm{m}}^i\boldsymbol{\chi}_{k|k-1}^i\tag{18}$$

$$\boldsymbol{P}_{k|k-1}=\sum_{i=0}^{2n}w_{\mathrm{c}}^i(\boldsymbol{\chi}_{k|k-1}^i-\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1})(\boldsymbol{\chi}_{k|k-1}^i-\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1})^{\mathrm{T}}+\hat{\boldsymbol{Q}}_k\tag{19}$$

式中，$\boldsymbol{\chi}_{k|k-1}^i$为经过状态方程传播后的采样点；$\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1}$为状态向量的一步预测值；$\boldsymbol{P}_{k|k-1}$为状态预测向量的协方差矩阵；$\hat{\boldsymbol{Q}}_k$为估计的过程噪声阵。

对经过时间更新后的状态再次进行采样得到$\zeta_{k|k-1}^i$，采样点$\zeta_{k|k-1}^i$经测量方程传播后得到$\boldsymbol{\gamma}_{k|k-1}^i$，然后进行量测更新。先求出量测的预测值$\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1}$及其协方差矩阵$\boldsymbol{P}_{k|k-1}^{zz}$，再利用量测更新的结果求解增益矩阵$\boldsymbol{K}_k$，并计算状态估计值$\hat{\boldsymbol{x}}_k$以及状态估计协方差矩阵$\boldsymbol{P}_k$：

$$\boldsymbol{\gamma}_{k|k-1}^i=\boldsymbol{h}(\zeta_{k|k-1}^i)\tag{20}$$

$$\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1}=\sum_{i=0}^{2n}\boldsymbol{w}_{\mathrm{m}}^i\boldsymbol{\gamma}_{k|k-1}^i\tag{21}$$

$$\boldsymbol{P}_{k|k-1}^{zz}=\sum_{i=0}^{2n}\boldsymbol{w}_{\mathrm{c}}^i(\boldsymbol{\gamma}_{k|k-1}^i-\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1})(\boldsymbol{\gamma}_{k|k-1}^i-\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1})^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{R}_k\tag{22}$$

$$\boldsymbol{P}_{k|k-1}^{xz}=\sum_{i=0}^{2n}\boldsymbol{w}_{\mathrm{c}}^i(\boldsymbol{\chi}_{k|k-1}^i-\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1})(\boldsymbol{\gamma}_{k|k-1}^i-\hat{\boldsymbol{z}}_{k|k-1})^{\mathrm{T}}\tag{23}$$

$$\boldsymbol{K}_k = \boldsymbol{P}_{k|k-1}^{xz}(\boldsymbol{P}_{k|k-1}^{zz})^{-1} \tag{24}$$

$$\hat{\boldsymbol{x}}_k = \hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1} + \boldsymbol{K}_k(z_k - \hat{z}_{k|k-1}) \tag{25}$$

$$\boldsymbol{P}_k = \boldsymbol{P}_{k|k-1} - \boldsymbol{K}_k\boldsymbol{P}_{k|k-1}^{zz}\boldsymbol{K}_k^{\mathrm{T}} \tag{26}$$

对当前滤波时刻噪声估计的递推公式如下:

$$\boldsymbol{\varepsilon}_k = z_k - \boldsymbol{h}(\hat{\boldsymbol{x}}_{k/k-1}) \tag{27}$$

$$\hat{\boldsymbol{x}}_k = \hat{\boldsymbol{x}}_{k/k-1} + \boldsymbol{K}_k\boldsymbol{\varepsilon}_k \tag{28}$$

$$\hat{\boldsymbol{V}}_k = (1-c_k)\hat{\boldsymbol{V}}_{k-1} + c_k(\boldsymbol{\varepsilon}_k\boldsymbol{\varepsilon}_k^{\mathrm{T}}) \tag{29}$$

$$\hat{\boldsymbol{Q}}_k = (1-d_k)\hat{\boldsymbol{Q}}_{k-1} + d_k(\boldsymbol{K}_k\hat{\boldsymbol{V}}_k\boldsymbol{K}_k^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{P}_k - \boldsymbol{\Phi}_{k/k-1}\boldsymbol{P}_{k/k-1}\boldsymbol{\Phi}_{k/k-1}^{\mathrm{T}}) \tag{30}$$

$$c_k = \frac{1-b_2}{1-b_2^{k+1}} \tag{31}$$

$$d_k = \frac{1-b_1}{1-b_1^{k+1}} \tag{32}$$

式中, $\boldsymbol{R}_k$为测量噪声方差阵; $\boldsymbol{\Phi}_{k/k-1}$为关于状态一步预测值的状态方程雅克比矩阵; $\boldsymbol{\varepsilon}_k$为量测值与量测预测值之差, 即新息; $\hat{\boldsymbol{V}}_k$为新息协方差矩阵; b_1、b_2分别为系统噪声方差阵和新息方差阵的遗忘因子, 为保证系统具有良好的跟踪性和平滑性, 遗忘因子一般在 0.95 到 1 之间取值[19]。

4　基于 CRLB 的算法有效性分析

CRLB 是一种衡量算法有效性的指标, 它根据系统模型和噪声统计特性等先验信息计算出状态估计误差的下界, 因此也称为方差下界分析法。对于给定的随机系统模型, 如果计算出的 CRLB 幅值越小, 则所采用的滤波算法的可靠性越高。与基于可观测性矩阵的可观性判别等传统方法相比, 基于 CRLB 的分析有两大优势: 1)CRLB 不仅可以应用于线性系统, 也适用于非线性系统; 2)CRLB 可以计算状态变量各维度的方差下界, 最终定量给出每一维状态量估计精度。

如果所建立的系统模型与实际情况相符合, 则根据此模型计算的 CRLB 可以表征该系统状态估计能达到的最高精度。因此, 如果所采用的滤波算法得到的估计精度与 CRLB 相近, 则说明该算法在给定的系统模型下是接近最优的。CRLB 的具体定义如下。

设系统状态向量序列为 $\boldsymbol{x}_{1:k} = \{\boldsymbol{x}_1, \boldsymbol{x}_2, \cdots, \boldsymbol{x}_k\}$, 观测序列为 $\boldsymbol{y}_{1:k} = \{\boldsymbol{y}_1, \boldsymbol{y}_2, \cdots, \boldsymbol{y}_k\}$, 二者的联合概率密度函数为 $p(\boldsymbol{y}_{1:k}, \boldsymbol{x}_{1:k})$, 根据已知的观测序列对系统状态进行估计。设 k 时刻的状态估计误差为 $\tilde{\boldsymbol{x}}_k = \boldsymbol{x}_k - \hat{\boldsymbol{x}}_k$, 则状态估计误差的方差下界可以表示为

$$\boldsymbol{E}(\tilde{\boldsymbol{x}}_k\tilde{\boldsymbol{x}}_k^{\mathrm{T}}) \geqslant \boldsymbol{J}_k^{-1} \tag{33}$$

$$\boldsymbol{J}_k = E\left\{-\frac{\partial^2 \ln(\boldsymbol{p}(\boldsymbol{y}_{1:k}, \boldsymbol{x}_{1:k}))}{\partial \boldsymbol{x}_k^2}\right\} \tag{34}$$

式中, $\boldsymbol{J}_k$被称为费雪信息矩阵, 它表征了系统模型、观测信息等先验知识中信息量的大小, 其所包含信息量越多, 可达到的状态估计精度就越高。

对于非线性随机系统, 采用下式递推计算费雪信息矩阵:

$$\boldsymbol{J}_{k+1} = \boldsymbol{D}_k^{22} - (\boldsymbol{D}_k^{12})^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{J}_k + \boldsymbol{D}_k^{11})^{-1}\boldsymbol{D}_k^{12} \tag{35}$$

式中, $\boldsymbol{D}_k^{11} = E\left\{\boldsymbol{F}_k^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}_k^{-1}\boldsymbol{F}_k\right\}$; $\boldsymbol{D}_k^{12} = -E\left\{\boldsymbol{F}_k^{\mathrm{T}}\right\}\boldsymbol{Q}_k^{-1}$; $\boldsymbol{D}_k^{22} = \boldsymbol{Q}_k^{-1} + E\left\{\boldsymbol{H}_k^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}_k^{-1}\boldsymbol{H}_k\right\}$; $\boldsymbol{F}_k$和 $\boldsymbol{H}_k$分别由状态方程和测量方程得到的雅可比矩阵。

在对卫星星座自主导航滤波算法的性能进行分析时, 取初始值 $\boldsymbol{J}_0 = \boldsymbol{P}_0^{-1}$, $\boldsymbol{P}_0$为初始状态误差协方差阵, 在计算 $\boldsymbol{F}_k$和 $\boldsymbol{H}_k$时代入状态向量的真值, 可近似计算出非线性滤波情况下的 CRLB。

5　仿真实验验证与分析

本章将所提出的基于 AUKF 的卫星星座自主导航算法分别应用于低轨局域星座和中轨全球星座中, 在分析遗忘因子对滤波性能的影响基础上, 通过数学仿真实验进一步验证该算法的有效性。

5.1　实验条件和基本参数设置

低轨局域星座是以“白云”星座的轨道参数为参考设计的, 由距离在 100 km 和 500 km 之间构型相对稳定的 4 颗卫星组成。每颗卫星均安装有星间测距设备和星相机用来分别测量两两卫星之间的距离和星间方向矢量, 结构如图 1 所示, 轨道参数列在表 1 中。其中, 卫星 1 和卫星 4 的轨道倾角相同, 升交点赤经相差 0.85°, 卫星 2 和卫星 3 位于同一轨道面上, 星座内通过建立星间链路来实现信息的交互。

中轨全球星座由分布在 3 个轨道面上的 6 颗卫星组成, 每个轨道上有升交点赤经相差 45°的两颗

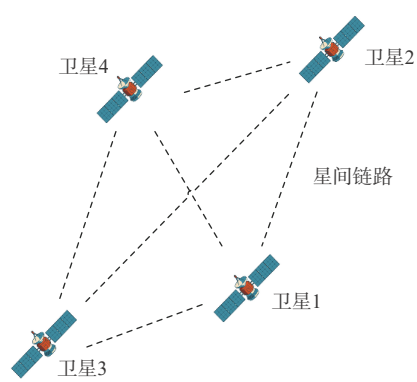


图 1　局域星座构型示意图

Fig. 1　Local constellation configuration

表1 星座卫星初始轨道参数

Table 1 Initial orbit parameters of constellation satellites

卫星编号	轨道半长轴/km	偏心率	轨道倾角/(°)	近地点幅角/(°)	升交点赤经	真近点角/(°)
1	7 478.14	0.00	63.14	0.00	0.85	0.50
2	7 478.14	0.00	62.00	0.00	0.00	3.00
3	7 478.14	0.00	62.00	0.00	0.00	359.20
4	7 478.14	0.00	63.14	0.00	0.00	1.80

卫星，星座构型如图2所示，具体参数见文献[20]。由于同轨的两颗卫星的相对位置关系比较稳定，故在其中一颗卫星上搭载星相机，在满足照相观测可见性的条件下，可以对其同轨相邻的卫星照相以获得星间方向矢量测量信息。此外，星座中每颗卫星均可利用星载无线电测距设备获得星间伪距测量信息。

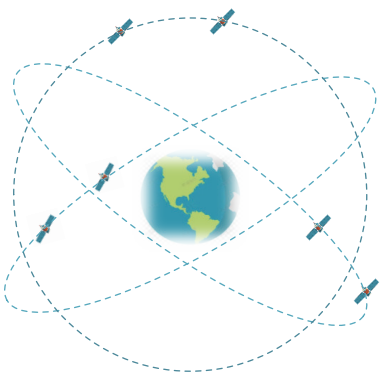


图2 全球星座构型示意图

Fig. 2 Global constellation configuration

采用STK专业航天工具软件建立卫星星座场景，应用高精度轨道模型(high precision orbit propagator, HPOP)仿真得到4天的星座卫星轨道数据，作为后续仿真分析的标称值。根据经验和多次试验可以确定较为理想的过程噪声取值，其中位置噪声的标准差为0.05 m，速度在(x, y, z)轴向上的噪声标准差分别为(0.000 1, 0.009, 0.001)m/s。为了在非理想的噪声统计特性下,考察基于AUKF的星座自主导航算法的有效性，在后续的仿真实验中，将Y轴速度的噪声标准差放大10倍，取0.09 m/s。滤波周期和测量周期均为1 s，测距精度是10 m，测向精度是0.2″。初始位置误差为1 000 m，初始速度误差为1 m/s，在滤波算法中的初始状态方差阵中的位置误差标准差和速度误差标准差分别为1 000 m和1 m/s。在仿真过程中，分别统计每颗星座卫星在整个滤波过程中各轴向的位置、速度均方根误差(root mean square error, RMSE)，将星座中所有卫星位置和速度RMSE的平均值作为评价其导航精度的指标。

5.2 遗忘因子的优选

在低轨局域星座的仿真实验中，为了获得能使滤波精度更高的遗忘因子取值，在过程噪声遗忘因子b_1和新息遗忘因子b_2取不同值的情况下，观察星座的位置均方根误差的变化趋势，选取均方根误差最小点对应的遗忘因子。

过程噪声遗忘因子b_1用来平滑过程噪声协方差，若取值较小，则光滑性较差容易引起噪声阵负定，若取值过大，则易造成滤波发散。在固定b_2的取值的条件下，选取不同的b_1得到对应的位置估计误差均值绘制出折线图，如图3所示。遗忘因子b_2通过平滑新息协方差的变化趋势来抑制新息突变的影响。在固定b_1取值的条件下，选取不同的b_2得到对应位置估计误差均值，绘制出折线图，如图3所示。经过分析可知，在遗忘因子的选值变化范围内，随着遗忘因子的增大，位置估计误差均呈现出先下降后上升的趋势，这是因为当遗忘因子取值较小时，状态估计值的波动性较大、平滑性较差，而当遗忘因子较大时，算法不能即时检测到方差的变化趋势，会产生跟踪延迟，导致状态估计精度下降。综合上述分析，为兼顾平滑性和跟踪性，选择b_1的取值为0.999 96，b_2的取值为0.96。

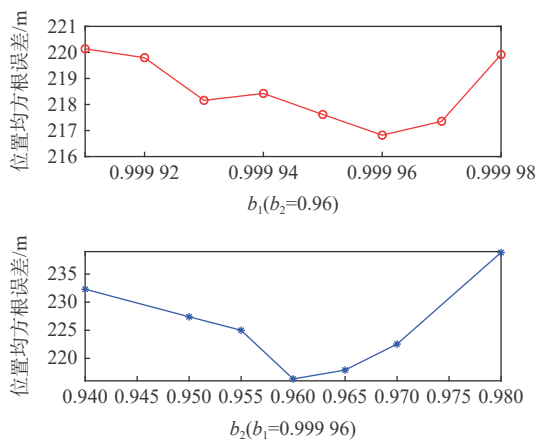


图3 位置均方根误差随遗忘因子变化的曲线

Fig. 3 Variation of RMSE of position with forgetting factor

考虑到在卫星星座实际运行的过程中，因卫星真实位置未知而无法准确计算估计位置与真实位置的均方根误差，这给遗忘因子的确定带来了困难。进一步根据星间测距新息的均方根误差统计值，采用同样的方法优化得到的遗忘因子b_1和b_2的取值分别为0.999 96和0.96，图4和图5为新息统计值随遗忘因子的变化趋势。由此可见，尽管新息统计值的波动性较大，但据此优选的遗忘因子与以位置均方根误差为标准选择的遗忘因子大小基本一致。

为进一步验证所选遗忘因子的有效性，对中轨

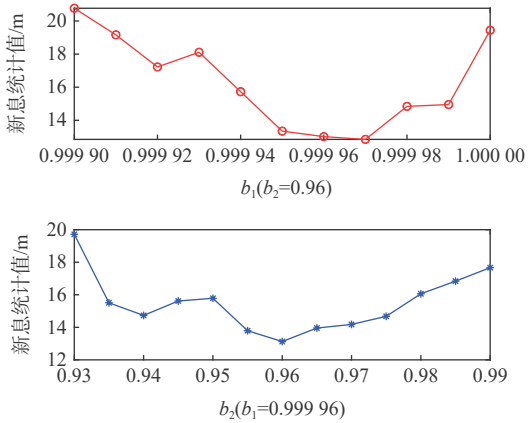


图 4　新息统计值随遗忘因子的变化趋势

Fig. 4　Variation of innovation statistics with forgetting factor

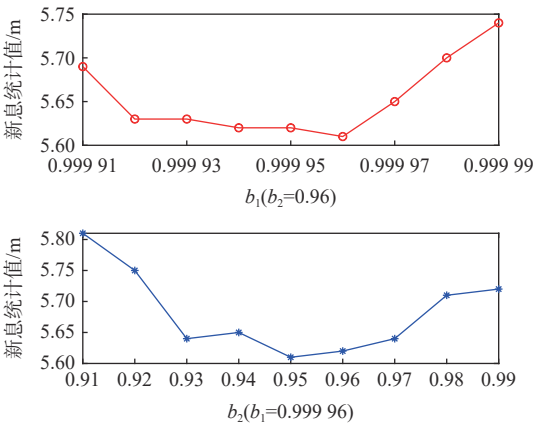


图 5　新息统计值随遗忘因子变化的趋势

Fig. 5　Variation of innovation statistics with forgetting factor

全球星座, 以新息均方根误差统计值为指标, 得到新息统计值随遗忘因子的变化趋势, 如图 5 所示, 据此可得遗忘因子b_1和b_2优化后的取值分别为 0.999 96 和 0.95, 与低轨局域星座的取值非常接近。从图中可以看出, 遗忘因子b_2在 0.93～0.97 内取值时, 对滤波精度的影响不大。

当采用由低轨局域星座确定的遗忘因子b_1=0.999 96 和b_2=0.96 时, 将 EKF、AEKF、UKF、AUKF 等算法分别应用于两种构型星座的自主导航算法中, 通过蒙特卡洛仿真实验, 将星座内所有卫星的位置和速度 RMSE 的均值统计在表 2 中。

分析表 2 中的数据可以看出, 与低轨局域星座相比, 中轨全球星座采用自适应算法比采用传统算法对导航精度的改进更加明显, 这是由于低轨局域星座的构型相对稳定, 四颗卫星的相对位置关系变化不大; 而在中轨全球星座中, 仅同轨的两颗相邻卫星能够保持比较稳定的相对位置关系。此外, 将在低轨局域星座中根据新息统计值确定的遗忘因子直接应用于中轨全球星座, 仍然可以有效提高导航精度, 进一步验证了所确定的遗忘因子具有较广泛的适用性, 可以应用于具有不同构型的星座。同时由表 2 可知, 在相同的仿真条件下, 中轨全球星座比低轨局域星座的导航精度高, 其原因为: 1) 与低轨局域星座相比, 中轨全球星座中卫星的距离更远, 在相同的测距和测向精度下测量信息信噪比更低; 2) 中轨全球星座中卫星的分布与规模能够对星座构型保持较好的几何约束; 3) 低轨局域星座由于轨道高度较低, 因此大气阻力扰动对其导航精度影响较大[21], 而中轨全球星座受大气阻力的影响较小。

表 2　不同星座构型下的导航误差统计

Table 2　Statistics of navigation errors under different constellation configurations

星座构型	滤波方法	位置误差/m	速度误差/(m·s^{-1})
低轨局域星座	UKF	272.74	0.332 3
	AUKF	207.03	0.216 7
	EKF	280.24	0.344 2
	AEKF	215.21	0.227 6
中轨全球星座	UKF	50.01	0.012 0
	AUKF	20.06	0.002 6
	EKF	54.63	0.014 0
	AEKF	29.58	0.005 3

5.3　基于不同滤波方法的导航性能对比分析

由于篇幅限制, 本节以低轨局域星座为例, 对基于不同滤波方法的星座自主导航算法性能进行详细分析, 并采用 CRLB 方差下界分析法进一步验证 AUKF 算法的有效性。分别采用 EKF、AEKF、UKF、AUKF 来实现星座自主导航算法, 以卫星 1 为例, 图 6 和图 7 为采用传统 UKF 算法[22]得到的位置、速度误差曲线, 图 8 和图 9 为采用 AUKF 算法得到的位置、速度误差曲线, 图 10 和图 11 更加

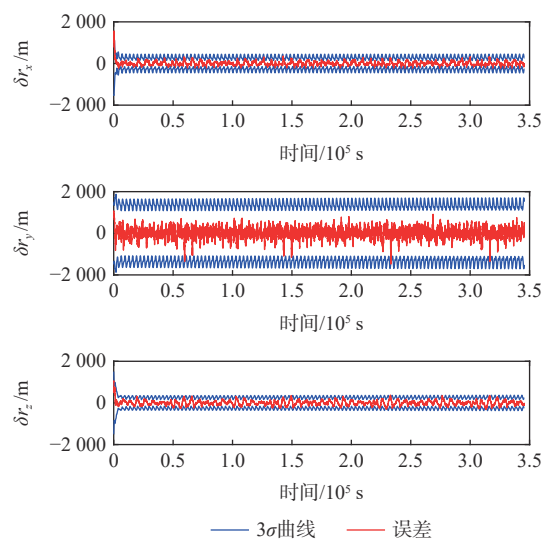


图 6　基于 UKF 算法的卫星 1 的位置误差

Fig. 6　Position error of satellite 1 based on UKF algorithm

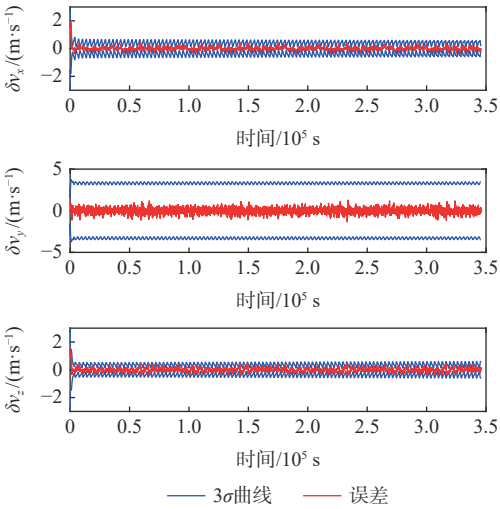


图 7 基于 UKF 算法的卫星 1 的速度误差

Fig. 7 Velocity error of satellite 1 based on UKF algorithm

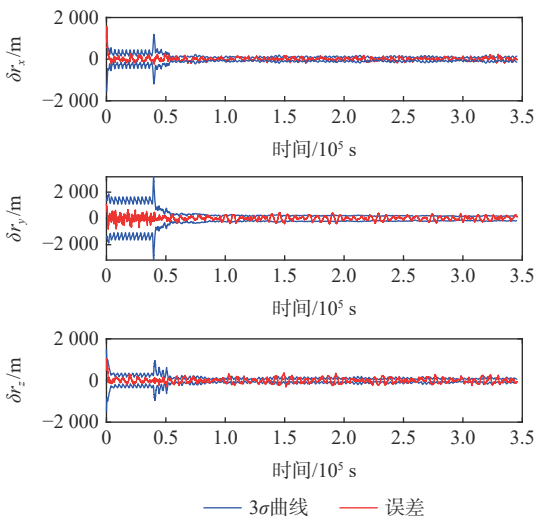


图 8 基于 AUKF 算法的卫星 1 位置误差

Fig. 8 Position error of satellite 1 based on AUKF algorithm

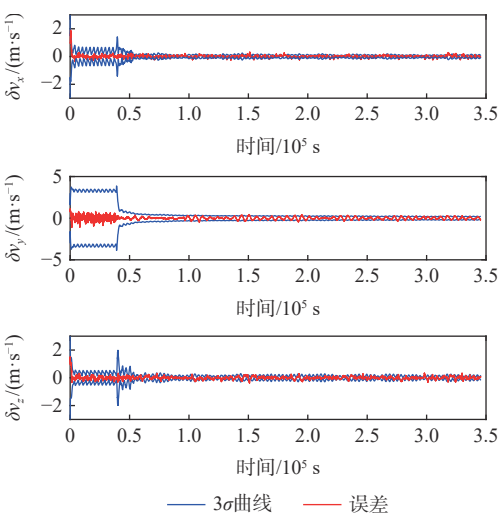


图 9 基于 AUKF 算法的卫星 1 速度误差

Fig. 9 Velocity error of satellite 1 based on AUKF algorithm

清晰地展示了自适应算法切换前后误差曲线的变化趋势，图 12 和图 13 对自适应算法切换后误差曲

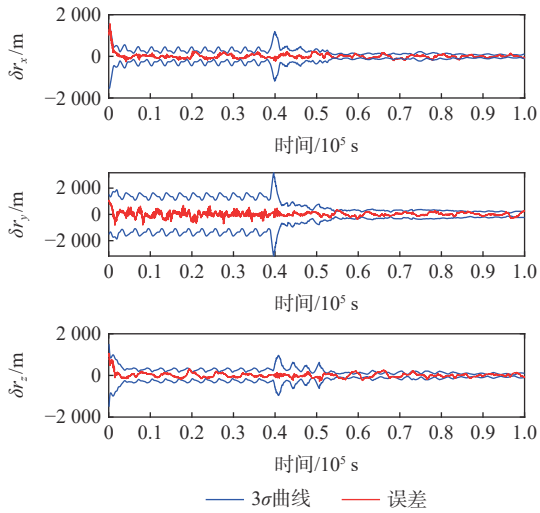


图 10 AUKF 算法切换前后卫星 1 位置误差

Fig. 10 Position error of satellite 1 before and after AUKF algorithm switching

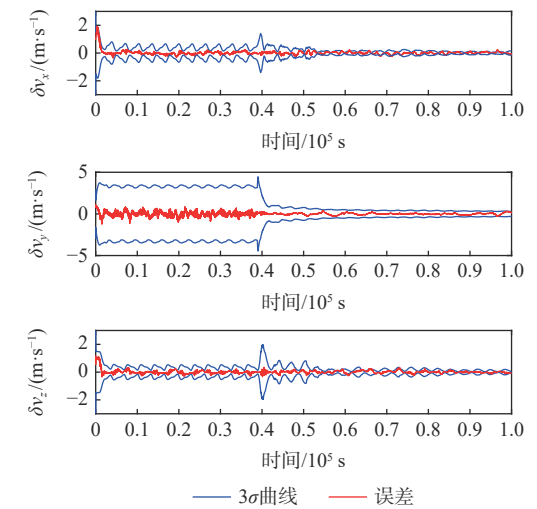


图 11 AUKF 算法切换前后卫星 1 速度误差

Fig. 11 Velocity error of satellite 1 before and after AUKF algorithm switching

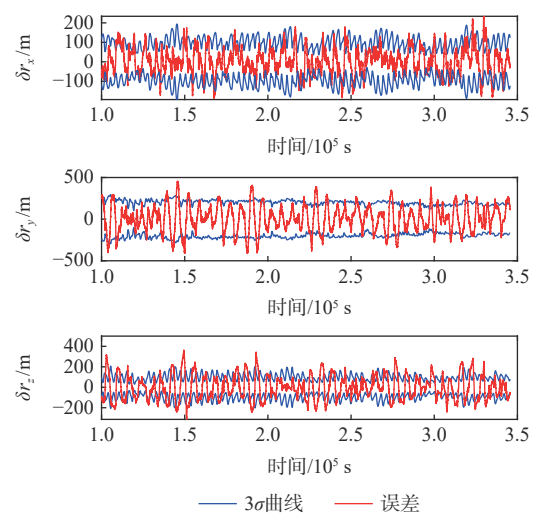


图 12 AUKF 算法切换后卫星 1 位置误差

Fig. 12 Position error of satellite 1 after AUKF algorithm switching

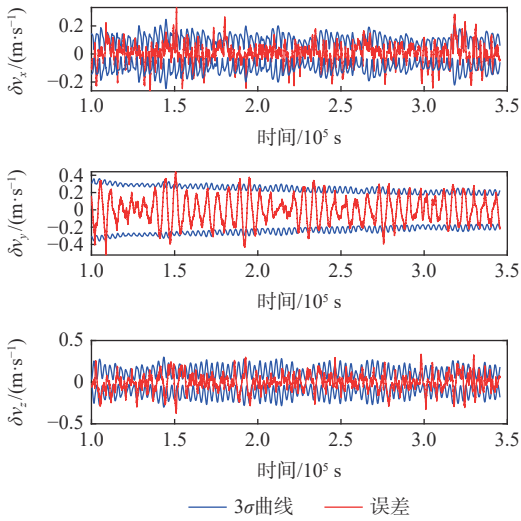


图 13　AUKF 算法切换后卫星 1 速度误差

Fig. 13　Velocity error of satellite 1 after AUKF algorithm switching

线的变化趋势做了局部放大。

需要说明的是,在滤波初始阶段, 由于状态的估计精度有限且样本数据较少, 如果直接应用自适应滤波算法, 会导致对系统噪声的估计不准, 容易造成较大的状态估计误差, 严重情况下甚至可能会导致滤波发散。因此, 为了兼顾滤波的稳定性和精度, 在大约 6 个轨道周期后, 滤波明显趋于稳定时, 才将星座自主导航算法由普通 EKF 或 UKF 切换为 AEKF 或 AUKF 算法。与采用传统 UKF 算法得到的估计误差曲线图 6 和图 7 相比, 由图 8 和图 9 可以看出当切换到自适应算法后, 卫星 1 的位置和速度估计误差的波动明显减小, 且状态估计的置信度也明显增加, 导航精度明显提升。

为了验证非理想噪声统计特性下自适应算法的有效性, y 轴向的速度噪声设置得较大。从图 10～图 13 可以看出, 在切换到自适应算法之前, 与 x 轴和 z 轴的估计误差方差带相比, y 轴的估计误差方差带较大, 且位置误差和速度误差波动较大, 这是由于 y 轴速度噪声设置较大使得估计精度下降, 同时状态估计的置信度也低于其他两轴。在切换到自适应算法后, 3 个轴向的位置和速度估计误差波动性均减小, 且估计误差方差带的范围均变小, 这验证了自适应算法能有效提高状态的估计精度和置信度。其中 y 轴向误差波动性和方差带范围的变化最为明显, 这说明了当设置的噪声统计特性和实际情况不符时, 自适应算法与传统扩展卡尔曼滤波算法相比具有更明显的优势。

为定量比较各滤波算法的精度, 将四颗卫星的导航误差统计到附录表 A1 中, 并将各卫星的位置和速度总误差对比绘制在图 14 和图 15 中。为评

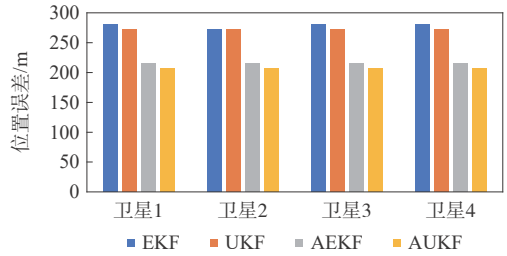


图 14　不同滤波算法下位置误差对比

Fig. 14　Comparison of position error under different filtering algorithms

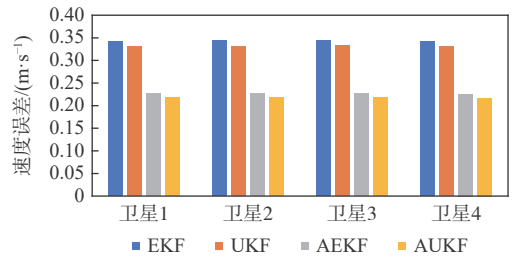


图 15　不同滤波算法下速度误差对比

Fig. 15　Comparison of velocity errors under different filtering algorithms

估各种算法的实时性, 将每种滤波算法下的任务执行的仿真时间统计在表 3 中。从表中数据可以看出: ①采用对称采样策略的 AUKF 算法得到的导航精度最高, AEKF 的估计精度次之, 传统的 EKF 算法和 UKF 算法滤波精度较差。②各种滤波算法在实时性方面, AEKF 和传统 EKF 算法耗时较短、实时性较好; 对称采样 AUKF 算法尽管精度最高, 但耗时最长。

表 3　不同算法的仿真耗时统计

Table 3　Simulation time statistics of different algorithms

滤波算法	仿真时长/s
EKF	89.72
UKF	1 407.31
AEKF	94.21
AUKF	1 408.59

绘制出采用 AUKF 算法得到的卫星 1 的速度、位置误差曲线以及 CRLB 的 3σ 曲线如图 16 和图 17 所示, 从图中可以看出, 卫星 1 的速度和位置误差的波动均在 CRLB 的 3σ 曲线范围内, 且 AUKF 算法得到的估计精度与 CRLB 计算的估计精度接近, 这验证了 AUKF 算法的有效性。在 y 轴的速度噪声设置为非理想值和理想值的情况下, 将 CRLB 计算的位置和速度误差各分量的方差下界均值统计在表 4 中。

本文为验证自适应算法的有效性, 在非理想的噪声情况下对各种滤波算法的估计结果进行统

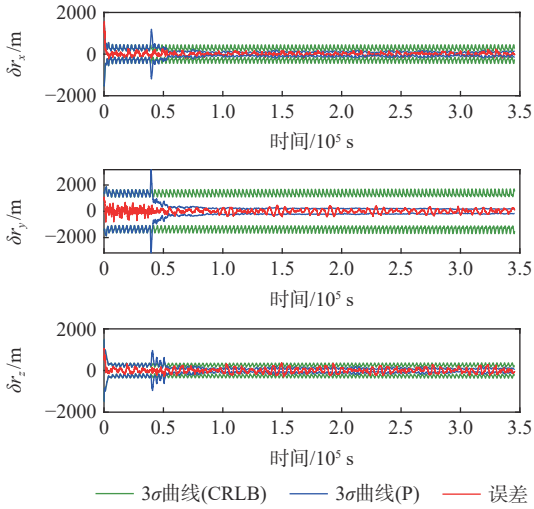


图 16 基于 AUKF 的位置误差和 CRLB 曲线

Fig. 16 Position error and CRLB curve based on AUKF

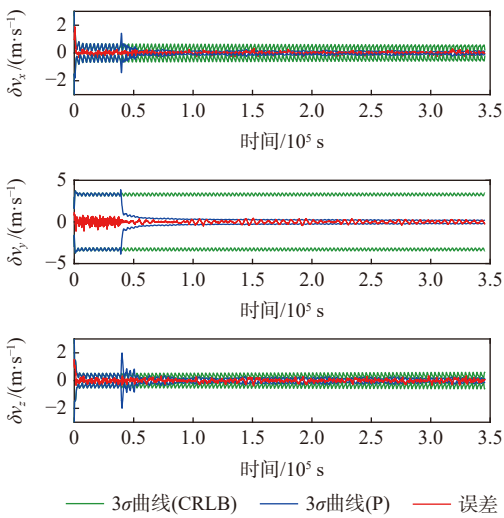


图 17 基于 AUKF 的速度误差和 CRLB 曲线

Fig. 17 Velocity error and CRLB curve based on AUKF

表 4 CRLB 方差下界统计

Table 4 CRLB statistics of variance

噪声情况	均值	δr_x/m	δr_y/m	δr_z/m	δv_x/(m·s^{-1})	δv_y/(m·s^{-1})	δv_z/(m·s^{-1})
非理想	1σ	96.22	456.01	89.08	0.132 2	1.100 8	0.120 8
	3σ	283.83	1 364.04	261.17	0.390 3	3.304 1	0.352 6
理想	1σ	47.57	59.04	60.97	0.052 7	0.055 9	0.056 6
	3σ	142.70	177.11	182.90	0.158 2	0.167 7	0.169 8

计。从 CRLB 分析结果可以看出，与其他轴向相比，卫星 1 的 y 轴位置误差和速度较大，这是因为该轴向的过程噪声设置与实际系统不相符，这也验证了尽管 CRLB 的计算与滤波算法无关，但与系统模型如噪声统计特性等先验知识密切相关。

从图 16 和图 17 可以看出，在给定的系统模型下，AUKF 滤波算法得出的卫星位置误差和速度误差的波动均在基于 CRLB 误差下界的 3σ 曲线范围内；对比分析附表和附录表中的数据可知，几种滤波算法得出的卫星位置和速度在各个轴向上的均方根误差也均小于方差下界的变化均值。这验证了所采用的滤波算法的有效性，并且用 AUKF 算法得到的估计精度与 CRLB 最接近。

6 结 论

1）在估计精度方面，通过对系统噪声的实时自适应调整以及对新息协方差的平滑处理，AUKF 算法的导航精度最高，AEKF 的估计精度次之，而传统的 EKF 算法和 UKF 算法的估计精度最差。

2）在算法实时性方面，AEKF 和传统 EKF 算法耗时较短、实时性好，采用对称采样策略的 AUKF 算法耗时最长。

3）AUKF 算法的估计精度与基于 CRLB 方差下界分析得到的估计精度最为接近，从而验证了其有效性。

4）在不同星座构型下，分别采用新息统计值和位置估计均方根误差最小为目标得到的遗忘因子优化取值非常接近，其中新息协方差阵的遗忘因子在 0.93～0.97 内取值时对滤波精度影响最小。

在今后的研究中，将考虑根据各个噪声分量变化趋势的快慢自适应调整遗忘因子的大小，使算法具有更强的自适应能力。

参考文献（References）

[1] PSIAKI M L. Absolute orbit and gravity determination using relative position measurements between two satellites[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(5): 1285-1297.

[2] KIHARA M, OKADA T. A satellite selection method and accuracy for the global positioning system[J]. Navigation, 1984, 31(1): 8-20.

[3] GARCÍA-FERNÁNDEZ Á F, SVENSSON L. Gaussian MAP filtering using Kalman optimization[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2015, 60(5): 1336-1349.

[4] CHEN L, JIANG B W, LIU Y Q, et al. Application of adaptive EKF in real-time orbit determination[J]. Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering, 2021, 43(4): 187.

[5] XU Y, SHEN T, CHEN X Y, et al. Predictive adaptive Kalman filter and its application to INS/UWB-integrated human localization with missing UWB-based measurements[J]. International Journal of Automation and Computing, 2019, 16(5): 604-613.

[6] CAO L, YANG W W, LI H N, et al. Robust double gain unscented Kalman filter for small satellite attitude estimation[J]. Advances in Space Research, 2017, 60(3): 499-512.

[7] LIU X H, GUAN J W, GAO X, et al. Adaptive robust unscented Kalman filter for power system dynamic state estimation[C]// 2021 40th Chinese Control Conference (CCC). Piscataway: IEEE Press, 2021: 6793-6798.

[8] SHAN C H, ZHOU W D, YANG Y F, et al. Multi-fading factor and updated monitoring strategy adaptive Kalman filter-based variational Bayesian[J]. Sensors, 2020, 21(1): 198.

[9] MEHRJOUYAN A, ALFI A. Robust adaptive unscented Kalman filter for bearings-only tracking in three dimensional case[J]. Applied Ocean Research, 2019, 87: 223-232.

[10] QI W J, SHENG Z B, WANG S G. Robust centralized fusion Kalman filters with uncertain noise variances[C]// 2019 Chinese Control and Decision Conference (CCDC). Piscataway: IEEE Press, 2019: 4028-4033.

[11] ABDUL SALAM A O, SHERIFF R E, HU Y F, et al. Automatic modulation classification using interacting multiple model Kalman filter for channel estimation[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2019, 68(9): 8928-8939.

[12] MALEKZADEH P, SALIMIBENI M, MOHAMMADI A, et al. MM-KTD: multiple model Kalman temporal differences for reinforcement learning[J]. IEEE Access, 2020, 8: 128716-128729.

[13] XIONG K, WEI C L, ZHANG H Y. Parallel model adaptive Kalman filtering for autonomous navigation with line-of-sight measurements[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(11): 4017-4031.

[14] KIUMARSI B, VAMVOUDAKIS K G, MODARES H, et al. Optimal and autonomous control using reinforcement learning: a survey[J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2018, 29(6): 2042-2062.

[15] XIONG K, WEI C L, ZHANG H Y. Q-learning for noise covariance adaptation in extended Kalman filter[J]. Asian Journal of Control, 2021, 23(4): 1803-1816.

[16] PENG S M, CHEN C, SHI H B, et al. State of charge estimation of battery energy storage systems based on adaptive unscented Kalman filter with a noise statistics estimator[J]. IEEE Access, 2017, 5: 13202-13212.

[17] HAJIYEV C, SOKEN H E, GULER D C. Q-adaptation of SVD-aided UKF algorithm for nanosatellite attitude estimation[J]. IFAC-PapersOnLine, 2017, 50(1): 8273-8278.

[18] SOKEN H E, HACIZADE C, SAKAI S I. Simultaneous adaptation of the process and measurement noise covariances for the UKF applied to nanosatellite attitude estimation[J]. IFAC Proceedings Volumes, 2014, 47(3): 5921-5926.

[19] HAVANGI R. Adaptive robust unscented Kalman filter with recursive least square for state of charge estimation of batteries[J]. Electrical Engineering, 2022, 104(2): 1001-1017.

[20] 李瑞鹏. 基于测向测距的星座自主导航方法仿真研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2018: 23-24.
LI R P. Simulation Research on autonomous navigation method of constellation based on directions and ranging[D]. Beijing: Beihang University, 2018: 23-24(in Chinese).

[21] 何丽娜. 不同摄动力对低中高轨航天器轨道的影响分析[J]. 大地测量与地球动力学, 2017, 37(11): 1156-1160,1165.
HE L N. Perturbation forces analysis for spacecraft of different orbit altitudes[J]. Journal of Geodesy and Geodynamics, 2017, 37(11): 1156-1160,1165 (in Chinese).

[22] LIU F, LIU Y B, SUN X J, et al. A new multi-sensor hierarchical data fusion algorithm based on unscented Kalman filter for the attitude observation of the wave glider[J]. Applied Ocean Research, 2021, 109: 102562.

附录 A

表 A1　不同滤波算法的导航误差统计

Table A1　Navigation error statistics under different filtering algorithms

卫星编号	滤波算法	δr_x/m	δr_y/m	δr_z/m	δr/m	δv_x/(m·s^{-1})	δv_y/(m·s^{-1})	δv_z/(m·s^{-1})	δv/(m·s^{-1})
1	EKF	109.82	231.22	115.93	281.01	0.130 6	0.294 9	0.115 9	0.342 7
	UKF	95.77	229.98	110.67	272.03	0.106 5	0.295 6	0.103 2	0.330 7
	AEKF	80.54	166.61	109.83	215.19	0.085 3	0.183 9	0.100 4	0.226 4
	AUKF	77.51	161.87	103.46	207.16	0.084 1	0.176 5	0.094 2	0.217 1
2	EKF	110.04	231.34	116.17	273.11	0.129 4	0.296 3	0.115 7	0.343 4
	UKF	96.03	230.15	110.52	272.77	0.105 1	0.297 1	0.102 9	0.331 5
	AEKF	80.50	166.79	109.42	215.11	0.084 0	0.184 6	0.100 4	0.226 3
	AUKF	77.46	161.87	103.46	207.08	0.083 0	0.177 7	0.093 1	0.217 1
3	EKF	109.65	231.34	116.17	281.14	0.131 4	0.296 2	0.115 7	0.344 1
	UKF	95.58	230.11	110.91	272.74	0.107 5	0.296 9	0.103 1	0.332 2
	AEKF	80.51	166.60	110.09	215.31	0.086 1	0.184 7	0.101 4	0.227 6
	AUKF	77.49	161.86	103.72	207.27	0.084 8	0.178 0	0.094 6	0.218 7
4	EKF	109.90	231.23	115.79	280.99	0.130 1	0.298 4	0.115 8	0.342 4
	UKF	95.85	229.98	110.53	272.61	0.106 5	0.295 6	0.130 7	0.330 4
	AEKF	80.52	166.59	109.60	215.06	0.084 8	0.183 8	0.099 9	0.225 7
	AUKF	77.49	161.85	103.72	207.03	0.083 7	0.176 6	0.093 6	0.216 7

Autonomous navigation method of satellite constellation based on adaptive UKF

WANG Dong[1]，YANG Jing[1,*]，XIONG Kai[2]

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China；
2. Science and Technology on Space Intelligent Control Laboratory，Beijing Institute of Control Engineering，Beijing 100094，China)

Abstract：The autonomous satellite constellation navigation system faces model uncertainty and is difficult to accurately obtain statistical characteristics of the time-varying system noise, thus affecting the navigation accuracy. To address this issue, an unscented Kalman filter (UKF) algorithm based on the online adaptive adjustment of system noise was proposed. An autonomous satellite constellation navigation method based on the relative measurement between satellites was designed according to the proposed adaptive UKF algorithm. This method combined the sampling strategy of singular value decomposition and scale correction to solve the problem that Cholesky decomposition cannot be carried out due to the loss of positive definiteness of the state error variance matrix when UKF was applied. Through the simulation results on a low earth orbit (LEO) local constellation and a middle earth orbit (MEO) global constellation, the effectiveness of the algorithm in improving the filtering accuracy and the confidence of state estimation was verified. Its orbit determination accuracy was better than the extended Kalman filter (EKF) algorithm, adaptive EKF algorithm, and UKF algorithm based on symmetrical sampling strategies. Finally, the Cramer-Rao lower bounds (CRLB) analysis method was used to verify the estimation performance of the algorithm.

Keywords：autonomous constellation navigation；EKF；UKF；adaptive filtering；CRLB

Received：2022-08-09；**Accepted**：2022-11-19；**Published Online**：2022-12-24 11：06

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221213.1037.001

Foundation item：Civil Aerospace Advance Research Project(D020403)

* **Corresponding author**. E-mail：jing.yang@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0697

基于 LES 的射流火焰湍流辐射交互作用研究

宋绪光[1]，金捷[1, 2, 3]，张敏琦[1]，王方[1, 2, 3, *]

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院，北京 100191；2. 北京航空航天大学 江西研究院，南昌 330096；
3. 北京航空航天大学 成都航空动力创新研究院，成都 611930)

摘　　要：在大涡模拟中，研究了亚格子湍流辐射交互作用 (SGS-TRI) 对 Sandia Flame D 和 Flame 4D(Scaled Sandia flame D) 辐射源项的影响。模拟中，采用概率密度函数输运方程 (TPDF) 湍流燃烧模型模拟湍流燃烧过程，球谐函数 (P1 近似) 法、灰气体加权和模型 (WSGGM) 模拟辐射换热。采用湍流涡团光学薄脉动近似 (OTFA) 处理滤波吸收项，分别采用考虑和忽略 SGS-TRI 的方法求解滤波发射项。结果显示，SGS-TRI 仅在辐射源项本身数值较小的区域对时均辐射源项有相对较大的影响 (最大为 25%)；考虑和忽略 SGS-TRI 计算得到的时均温度以及 CO_2 浓度等径向分布基本重合 (相对差别小于 3%)。因此，亚格子湍流辐射交互作用对无碳烟湍流射流火焰 (Flame D 和 Flame 4D) 的影响较小。

关　键　词：湍流辐射交互作用；亚格子；大涡模拟；概率密度函数输运方程模型；辐射传热
中图分类号：V231.2
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)08-2667-10

辐射换热是湍流燃烧中一种重要的传热方式,与火焰温度、组分浓度分布及壁面温度分布密切相关。研究表明,温度场预测值 50℃ 的误差会导致污染物预报值远远偏离实际值[1]。因此必须对热辐射进行合理的估计。

湍流燃烧中,湍流脉动会引起组分浓度场和温度场的脉动,进而引起辐射场的脉动,这些脉动之间的交互作用称为湍流辐射交互作用(turbulence-radiation interactions, TRI)[2]。这种交互作用有两种表现形式:辐射换热影响湍流、湍流流动影响辐射换热。

有众多学者[2-4]在雷诺平均模拟(Reynolds-averaged Navier-Stokes, RANS)框架下研究了 TRI。在 RANS 框架下,忽略 TRI 会导致辐射源项、火焰温度和组分浓度等预测值产生较大误差。

大涡模拟(Large-Eddy Simulation, LES)是一种比 RANS 更精确的模拟方法,是模拟湍流流动的常用方法。在 LES 框架下,TRI 可以分为可求解尺度 TRI 和亚格子湍流辐射交互作用(subgrid-scale turbulence-radiation interaction, SGS-TRI)。可求解尺度 TRI 无须模化。而 SGS-TRI 是未封闭的,需要近似,其可以分为吸收项 SGS-TRI(SGS absorption TRI)和发射项 SGS-TRI(SGS emission TRI)[5]。输运概率密度函数方法是求解 SGS-TRI 对辐射源项影响较为精确的方法[6]。然而,在大涡模拟框架下,SGS-TRI 对湍流火焰辐射源项计算的影响的研究较少,且国内鲜有报道。

国外学者研究表明,在 LES 中可以忽略吸收项 SGS-TRI[7-9]。特别是,Gupta 等[9]在对 Sandia Flame D 衍生出的不同光学厚度的无碳烟火焰和碳烟火焰进行研究后得到此结果。

而发射项 SGS-TRI 对辐射源项计算的影响尚

收稿日期：2022-08-09；**录用日期**：2023-01-13；**网络出版时间**：2023-01-18 09:49
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230117.1224.002
基金项目：国家科技重大专项 (2017-Ⅰ-0004-0005)；国家自然科学基金 (91741125)
* **通信作者**. E-mail：fwang@buaa.edu.cn

引用格式：*宋绪光，金捷，张敏琦，等. 基于 LES 的射流火焰湍流辐射交互作用研究 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（8）：2667-2676.*
SONG X G，JIN J，ZHANG M Q，et al. Turbulence-radiation interaction in turbulent jet flame based on large-eddy simulation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（8）：2667-2676（in Chinese）.

未达成共识。Consalvi 等[8]研究发现，对于典型的工程应用滤波尺度，亚格子发射 TRI 不可以忽略。Gupta 等[9]对 Flame D 和扩展火焰 Flame 4D 进行了研究，结果表明，亚格子发射 TRI 对辐射源项的影响是至关重要的，甚至超过可求解尺度发射 TRI 对辐射源项的影响。而 Miranda 等[6, 10]研究发现，忽略亚格子发射 TRI 所引起的误差几乎为零。Miranda 等[10]运用 LES 和火焰面（flamelet-generated manifolds, FGM）模型模拟湍流燃烧过程，有限体积法（finite volume method, FVM）和灰气体加权和模型（weighted-sum-of-gray-gases method, WSGGM）求解辐射换热，对 Flame D 和 Flame 4D 进行研究。结果表明：SGS-TRI 对辐射源项的影响可以忽略不计，且其影响取决于滤波尺度。

为了进一步定量研究 SGS-TRI，本文以 Sandia Flame D 和扩展火焰 Flame 4D 为研究对象，分别进行了耦合和非耦合模拟，采用 LES 方法高精度分辨湍流，输运概率密度函数（transported probability density function, TPDF）湍流燃烧模型高精度再现湍流燃烧过程，探究 SGS-TRI 对辐射源项计算的重要性。本文在基于 LES-TPDF 方法的 AECSC 程序平台，构建 P1 辐射模型和灰气体加权和模型，采用 OTFA 近似滤波吸收项，应用欧拉随机场解法求解发射项 SGS-TRI，详细讨论发射项 SGS-TRI 对辐射源项、温度场以及 CO_2 浓度的影响。虽然本文工作与 Miranda 等[10]的研究相似，但本文采用新的燃烧模型和辐射模型，并进行检验，这为将来模型应用打下了坚实的基础。

1 软件与模型

1.1 AECSC 程序

AECSC 程序是基于 LES-TPDF 方法的湍流燃烧数值模拟程序，初版来自于 Jones[11]等的 BOFFIN 程序[11]，由北航仿真中心使用并发展了气相、两相并行版本。该程序已广泛应用于湍流燃烧模拟中，包括射流、旋流以及两相燃烧的真实航空发动机燃烧室的模拟，其可靠性得到了充分的验证。

1.2 辐射换热

在湍流燃烧的大涡模拟中，当考虑辐射换热时，需要计算滤波辐射源项，即

$$\widetilde{S}_{\mathrm{rad}}=-\int_0^{\infty}\left(4\pi\widetilde{\kappa_\lambda I_{\mathrm{b}\lambda}}-\int_{4\pi}\widetilde{\kappa_\lambda I_\lambda}\mathrm{d}\Omega\right)\mathrm{d}\lambda \tag{1}$$

式中：S_{rad}为辐射源项；“～”表示 Favre 平均；κ_λ为燃烧气体的光谱吸收系数；$I_{\mathrm{b}\lambda}$为黑体光谱辐射强度，下标 λ 为波数，表示各物理量的光谱性；Ω 为立体角；I_λ为光谱辐射强度由辐射传递方程（radiative transfer equation, RTE）求解。

在吸收-发射、非散射气体介质中，滤波后的光谱辐射传递方程[7]为

$$\frac{\mathrm{d}\tilde{I}_\lambda(\boldsymbol{r},\hat{\boldsymbol{s}})}{\mathrm{d}\boldsymbol{r}}=-\widetilde{\kappa_\lambda I_\lambda}+\widetilde{\kappa_\lambda I_{\mathrm{b}\lambda}} \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{r}$表示辐射传输方向；$\widetilde{\kappa_\lambda I_\lambda}$为滤波吸收项；$\widetilde{\kappa_\lambda I_{\mathrm{b}\lambda}}$为滤波发射项。

应用湍流涡团光学薄脉动近似（optically thin fluctuation approximation, OTFA），即忽略吸收项 SGS-TRI，滤波吸收项$\widetilde{\kappa_\lambda I_\lambda}\approx\tilde{\kappa}_\lambda\tilde{I}_\lambda$。其中，$\tilde{\kappa}_\lambda$和$\tilde{I}_\lambda$均为可直接求解量。

将滤波发射项$\widetilde{\kappa_\lambda I_{\mathrm{b}\lambda}}$的各变量表示为滤波值及其脉动量之和，可以展开为

$$\widetilde{\kappa_\lambda I_{\mathrm{b}\lambda}}=\widetilde{\tilde{\kappa}_\lambda\tilde{I}_{\mathrm{b}\lambda}}+\widetilde{\tilde{\kappa}_\lambda I'_{\mathrm{b}\lambda}}+\widetilde{\kappa'_\lambda\tilde{I}_{\mathrm{b}\lambda}}+\widetilde{\kappa'_\lambda I'_{\mathrm{b}\lambda}} \tag{3}$$

式中：“′”表示脉动量；右侧第 1 项为滤波值的关联项，右侧第 2 项和第 3 项分别为滤波值与脉动量的关联项，右侧第 4 项为脉动量的关联项。其中，第 1 项$\widetilde{\tilde{\kappa}_\lambda\tilde{I}_{\mathrm{b}\lambda}}$可直接求解，其余均为未封闭关联项，即发射项 SGS-TRI。

采用球谐函数（P1 近似）法求解 RTE，灰气体加权和模型计算燃烧气体介质的辐射特性，并应用 OTFA 假设，则式 (2) 可以写为

$$\nabla\left(\frac{1}{3\tilde{\kappa}_j}\nabla\tilde{G}_j\right)-\tilde{\kappa}_j\tilde{G}_j+4\widetilde{\kappa_j\alpha_j I_{\mathrm{b}}}=0 \tag{4}$$

式中：吸收系数κ_j由压力吸收系数$\kappa_{p,j}$与辐射参与气体（H_2O 和 CO_2）的分压相乘得到：$\kappa_j=(p_{\mathrm{w}}+p_{\mathrm{c}})\kappa_{p,j}$，下标 j 表示 WSGGM 模型中第 j 种灰气体；加权因子$\alpha_j(T)$为温度的函数，即

$$\alpha_j(T)=\sum_{i=1}^{I}b_{ji}\left(\frac{T}{T_{\mathrm{ref}}}\right)^{i-1} \tag{5}$$

$$\alpha_0(T)=1-\sum_{j=1}^{J}\alpha_j \tag{6}$$

式中：$T_{\mathrm{ref}}=1\,200$ K；多项式系数b_{ji}与组分浓度有关；J 为灰气体加权和模型中灰气体的总个数。本文压力吸收系数$\kappa_{p,j}$和多项式系数b_{ji}采用 Chungen Yin[12]的研究结果。

滤波辐射源项则可以写为

$$\widetilde{S}_{\mathrm{rad}}=-\sum_{j=0}^{J}(4\pi\widetilde{\kappa_j\alpha_j I_b}-\tilde{\kappa}_\lambda\tilde{G}_\lambda) \tag{7}$$

1.3 TPDF 模型

AECSC 程序中 TPDF 方程采用欧拉随机场解法，具体求解过程见文献 [11]。经过推导得到的随

机场解法的 TPDF 方程为

$$\bar{\rho}\frac{\partial \xi_\alpha^m}{\partial t}=-\bar{\rho}\tilde{u}_j\frac{\partial \xi_\alpha^m}{\partial x_j}+\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\Gamma'\frac{\partial \xi_\alpha^m}{\partial x_j}\right]-\frac{\bar{\rho}}{2\tau_{\text{sgs}}}(\xi_\alpha^m-\tilde{\phi}_\alpha)+Q_\alpha^m+\frac{\bar{\rho}}{\mathrm{d}t}\sqrt{\frac{2\Gamma'}{\bar{\rho}}}\frac{\partial \xi_\alpha^m}{\partial x_j}\mathrm{d}W_j^m \tag{8}$$

式中: $\xi_\alpha^m=[\xi_\alpha^1,\xi_\alpha^2,\cdots,\xi_\alpha^N]$, $[\xi_\alpha^1,\xi_\alpha^2,\cdots,\xi_\alpha^N]$表示由 N 个互相独立的随机场构成的集合; $\Gamma'=\frac{\mu}{\sigma}+\frac{\mu_{\text{sgs}}}{\sigma_{\text{sgs}}}$; $\mathrm{d}W_j^m$表示第 m 个随机过程中的维纳过程, $\mathrm{d}W_j^m=N(0,1)\sqrt{\Delta t}$。

对于组分输运方程, 式 (8) 中 $Q_\alpha^m=\bar{\rho}\dot{\omega}_\alpha^m$。对于总焓输运方程, $Q_\alpha^m=S_{\text{rad}}^m$。$\dot{\omega}_\alpha^m$表示化学反应速率, 可通过阿雷尼乌斯公式求得。$S_{\text{rad}}^m$表示辐射源项。

任意标量ϕ_α的滤波值可以通过一系列随机场表示为

$$\tilde{\phi}_\alpha=\frac{1}{N}\sum_{n=1}^{N}\xi_\alpha^n \tag{9}$$

1.4　P1 辐射模型程序验证

选取灰色三维矩形炉膛, 验证 AECSC 程序中耦合的 P1 辐射模型程序的正确性。炉膛外尺寸为 L_x=L_y=2 m, L_z=4 m; 炉膛内介质的吸收系数为 κ=0.5 m^{-1}, 内热源为 5 kW/m^3。在边界处, z=0, T=1 200 K, ε=0.85; z=L_z, T=400 K, ε=0.70; 其余边界处, T=900 K, ε=0.70。采用 P1 辐射模型计算稳定得到的三维温度云图如图 1 所示。图 2 为不同高度的温度对比。

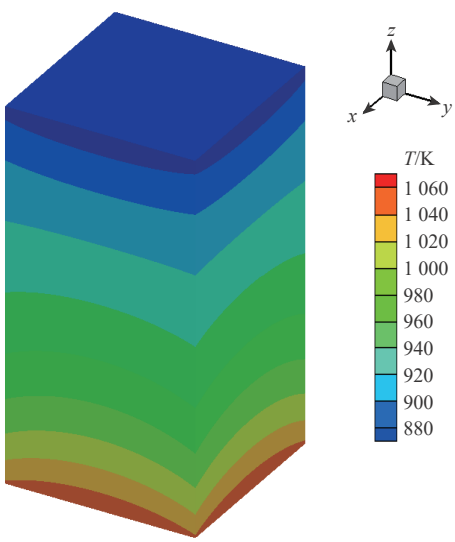


图 1　矩形炉膛温度分布

Fig. 1　Rectangular furnace temperature distribution

从图 2 可以看到, 程序计算结果在不同截面均与区域法 (zone method, ZM)[13] 和 FVM[14] 的计算结果吻合良好。验证了 P1 辐射模型程序的正确性, 为后续研究打下了基础。

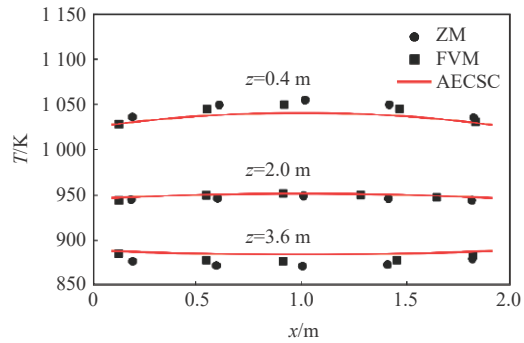


图 2　不同高度温度对比

Fig. 2　Comparison of temperature at different heights

2　算例设置

2.1　Sandia Flame D

Flame D[15] 是美国 Sandia 实验室 TNF(Turbulent Non-premixed Flames)的高雷诺数部分预混射流火焰, 也是所有 Sandia 火焰中唯一具有辐射相关实验数据的火焰。其几何结构以及具体尺寸如图 3 所示。

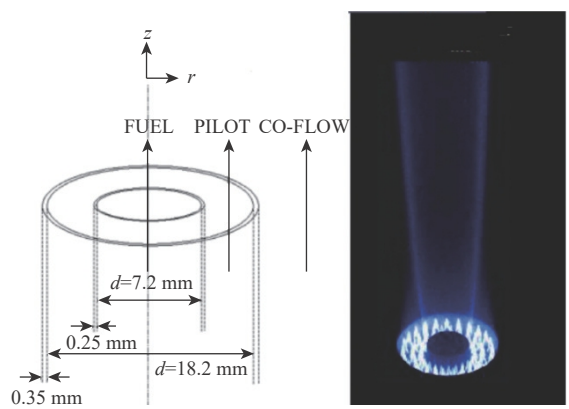


图 3　Flame D 几何结构示意图

Fig. 3　Geometric structure of Flame D

为了进一步扩大热辐射的影响, 又研究了基于 Flame D 的扩展火焰, 即 Flame 4D[2]。对于 Flame 4D, 为了保证雷诺数相同, 将进口直径扩大 4 倍, 进口速度降低 4 倍。Flame D 和 Flame 4D 边界条件设置如表 1 所示。

2.2　计算网格和设置

Flame D 和 Flame 4D 网格均采用 ICEM-CFD 软件划分。中心轴线附近为化学反应的主要发生区域, 对进口和中心射流区域进行了一定加密。网格划分示意图如图 4 所示。本次模拟 Flame D 使用的计算网格节点约为 170 万, 最小网格尺寸为 0.4 mm, 最大网格尺寸为 4 mm。计算域轴向长度为 0.8 m, 径向长度为 0.3 m。为了加速计算, 将网格划分成 64 个 block, 每个 block 内数目基本相平衡。模拟

表1 Flame D和Flame 4D边界条件

Table 1 Boundary conditions of Flame D and Flame 4D

边界	Flame D	Flame 4D
FUEL	温度T=293 K, 速度U=49.6 m/s 体积分数甲烷0.25, 空气0.75	温度T=293 K, 速度U=12.4 m/s 体积分数甲烷0.25, 空气0.75
PILOT	温度T=1 880 K, 速度U=11.4 m/s 已燃气	温度T=1 880 K, 速度U=2.85 m/s 已燃气
CO-FLOW	温度T=293 K, 速度U=0.9 m/s 空气	温度T=293 K, 速度U=0.225 m/s 空气
出口边界	压力出口边界	压力出口边界
其他边界	T=300 K, ε=1.0	T=300 K, ε=1.0

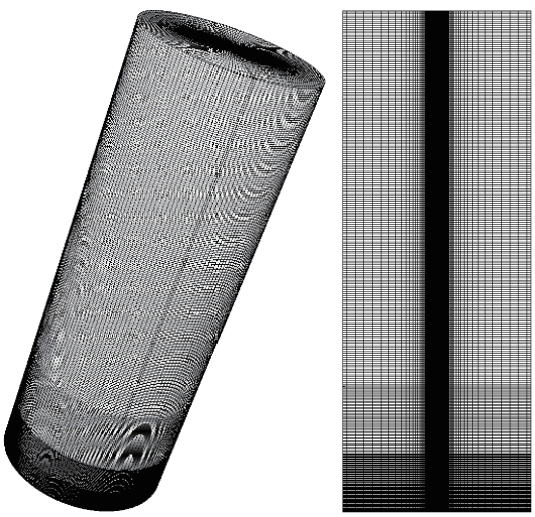


图4 网格划分示意图

Fig. 4 Grid division

Flame 4D使用的计算网格节点约为500万,最小网格尺寸为0.6 mm,最大网格尺寸为8 mm。计算域轴向长度为2.4 m,径向长度为1.0 m,将网格划分为120个block。

模拟采用两个随机场,选用甲烷单步不可逆总包机理[16]。单步反应机理反应式如式(10)所示,构成的Arrhenius表达式如式(11)所示。指前因子$A=3.2\times10^{14}$ cm^3/(mol·s),活化能E=36 560 cal/mol,反应级数均为1。

$$CH_4+2O_2\rightarrow CO_2+2H_2O \tag{10}$$

$$\omega=A\exp(-\frac{E}{R_cT})[CH_4][O_2] \tag{11}$$

2.3 滤波发射项不同计算方法说明

为了分析SGS-TRI对辐射源项计算的影响,分别采用3种方法求解滤波发射项$\widetilde{\kappa_j\alpha_jI_b}$,如表2所示。

第1种方法直接采用瞬时滤波值计算滤波发射项,完全忽略吸收系数κ_j、权重系数α_j和普朗克函数I_b的亚格子关联项,并且忽略α_j和I_b与温度的非线性相关性,即记为method1。该方法完全忽略SGS-TRI。因此,滤波发射项写为

表2 滤波发射项的不同近似方法

Table 2 Different approximation methods used to calculate filtering emission term

参考名称	发射项
method 1	$\tilde{\kappa}_j\alpha_j(\tilde{T})I_b(\tilde{T})$
method 2	$\tilde{\kappa}_j\alpha_j(\tilde{T})\tilde{I}_b$
method 3	$\widetilde{\kappa_j\alpha_jI_b}$

$$\widetilde{\kappa_j\alpha_jI_b}=\tilde{\kappa}_j\alpha_j(\tilde{T})I_b(\tilde{T})=\frac{1}{N}\sum_{n=1}^{N}(\kappa_j^n)\cdot\frac{1}{N}\sum_{n=1}^{N}(\alpha_j^n)\cdot4\sigma\left[\frac{1}{N}\sum_{n=1}^{N}(T^n)\right]^4 \tag{12}$$

式中:σ为斯忒藩-玻耳兹曼常数。

第2种方法同样采用瞬时滤波值计算滤波发射项,但考虑了普朗克函数I_b与温度的非线性关系,记为method2。该方法部分考虑了SGS-TRI。因此,滤波发射项可以写为

$$\widetilde{\kappa_j\alpha_jI_b}=\tilde{\kappa}_j\alpha_j(\tilde{T})\tilde{I}_b=\frac{1}{N}\sum_{n=1}^{N}(\kappa_j^n)\cdot\frac{1}{N}\sum_{n=1}^{N}(\alpha_j^n)\cdot\frac{1}{N}\sum_{n=1}^{N}(I_b{}^n) \tag{13}$$

第3种方法完全考虑吸收系数κ_j、权重系数α_j和普朗克函数I_b的亚格子关联项,同时考虑α_j和I_b与温度的非线性相关性,记为method3。该方法完全考虑SGS-TRI。因此,滤波发射项可以写为

$$\widetilde{\kappa_j\alpha_jI_b}=\frac{1}{N}\sum_{n=1}^{N}(\kappa_j^n\alpha_j^nI_b{}^n) \tag{14}$$

3 模拟结果

分别从耦合和非耦合模拟两种情况,对Flame D和Flame 4D的时均结果进行分析。以FUEL区射流平均速度为特征速度,计算域轴向长度为特征长度,大约从第7个流动周期开始时均统计,经过15个流动周期时均结果达到统计稳定状态。

3.1 非耦合模拟结果分析

采用表2列出的3种方法计算滤波发射项,进而计算得到的辐射源项,但不将其加入总焓输运方程中。即对于总焓输运方程(见式(8)),$Q_\alpha^m=0$。当辐射场达到统计稳定状态后,分析了采用上述3种方法计算得到的辐射分数、辐射源项、发射项和吸收项的区别,探究SGS-TRI对辐射场的影响。

3.1.1 净辐射热损失和辐射分数

净辐射热损失$\widetilde{Q}_{net}$和辐射分数f_{rad}是描述火焰整体辐射场的重要的参数。表3列出了时均总发射辐射能量、总吸收辐射能量、净辐射热损失,以

及辐射分数。其中辐射分数的定义为火焰净辐射热损失与燃烧过程中释放的总热量之比, 即

$$f_{\mathrm{rad}}=\frac{\left\langle \widetilde{Q}_{\mathrm{net}}\right\rangle}{\left\langle \widetilde{m}_{\mathrm{fuel}}\Delta\widetilde{h}_{\mathrm{comb}}\right\rangle} \tag{15}$$

式中: 符号〈〉表示时均值; $\widetilde{m}_{\mathrm{fuel}}$为燃料的质量流量; $\Delta\widetilde{h}_{\mathrm{comb}}$为单位质量燃料燃烧释放热量。

从表 3 可以看到, 对于 Flame D, 辐射分数为 6% 左右; 对于 Flame 4D, 辐射分数为 59% 左右。因此随着光学厚度的增大, 辐射分数增大, 即热辐射对模拟结果的影响也会增大。对于 Flame D 算例, 采用 method1 和 method3 计算得到的辐射分数相对差值仅为 1.80%; 而对于 Flame 4D 算例, 采用 method1 和 method3 计算得到的辐射分数相对差值仅为 1.24%。

3.1.2　辐射源项

图 5 为 Flame 4D 时均辐射源项在 z/D 为 7.5、15、30、45 截面的对比。采用 method1、method2 和 method3 计算的辐射源项基本重合。本文主要研究考虑和忽略 SGS-TRI 对模拟结果的影响, 因此只对 method1 和 method3 的计算结果进行分析。采用 method1 和 method3 计算得到的时均吸收项和时均发射项在不同截面的对比如图 6 所示。可以看到, 采用两种方法计算的时均吸收项、发射项在不同截面也几乎重合。

为了更直观地观察 method1 和 method3 计算的时均辐射源项的差别, 引入无量纲参数$R(S_{\mathrm{r}})$:

$$R(S_{\mathrm{r}})=\frac{\left\langle \widetilde{S}_{\mathrm{r,method1}}\right\rangle}{\left\langle \widetilde{S}_{\mathrm{r,method3}}\right\rangle} \tag{16}$$

表 3　非耦合情况下辐射计算结果总结

Table 3　Summary of radiation calculation results for non-coupled case

火焰	$\langle\tilde{Q}_{\mathrm{em}}\rangle$/kW	$\langle\tilde{Q}_{\mathrm{abs}}\rangle$/kW	$\langle\tilde{Q}_{\mathrm{net}}\rangle$/kW	f_{rad}/%
D(method1)	1.094 1	0.164 8	0.929 4	6.12
D(method2)	1.096 3	0.165 0	0.931 4	6.14
D(method3)	1.116 9	0.165 8	0.951 1	6.23
4D(method1)	39.473 3	12.308 3	27.165 1	58.73
4D(method2)	39.533 6	12.323 7	27.209 9	58.82
4D(method3)	39.891 6	12.388 5	27.503 1	59.46

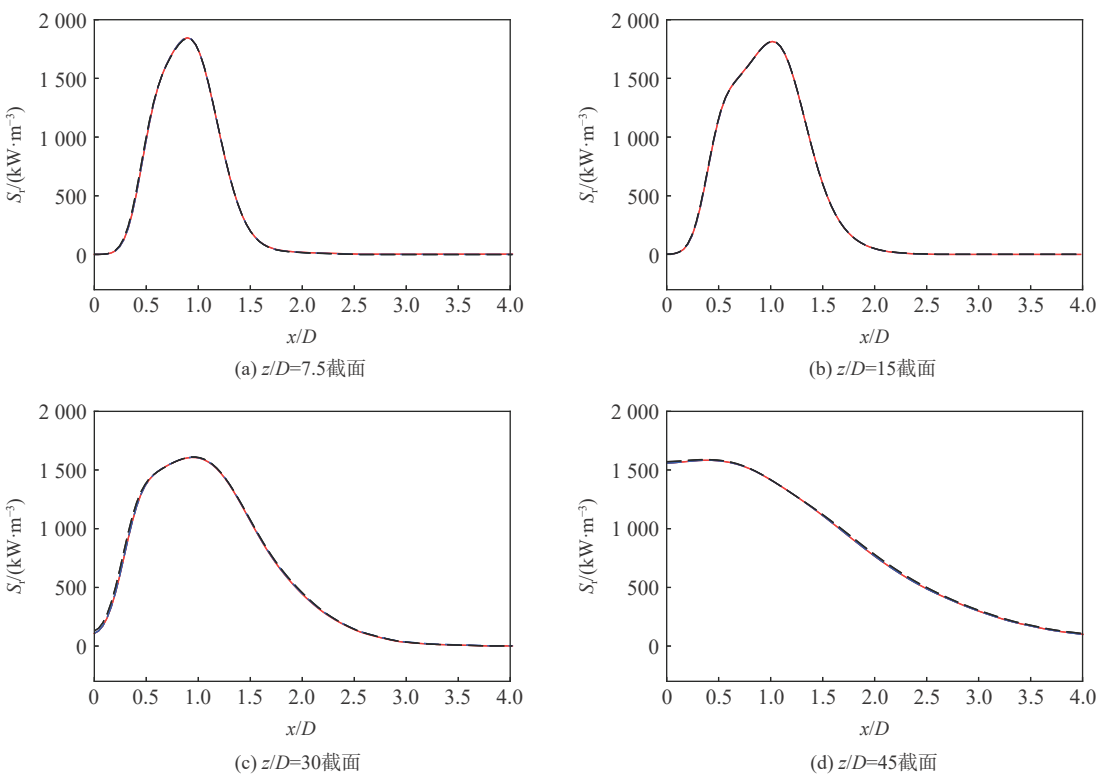


图 5　非耦合情况下 Flame4D 平均辐射源项对比

Fig. 5　Comparison of average radiation source term of Flame 4D in non-coupled case

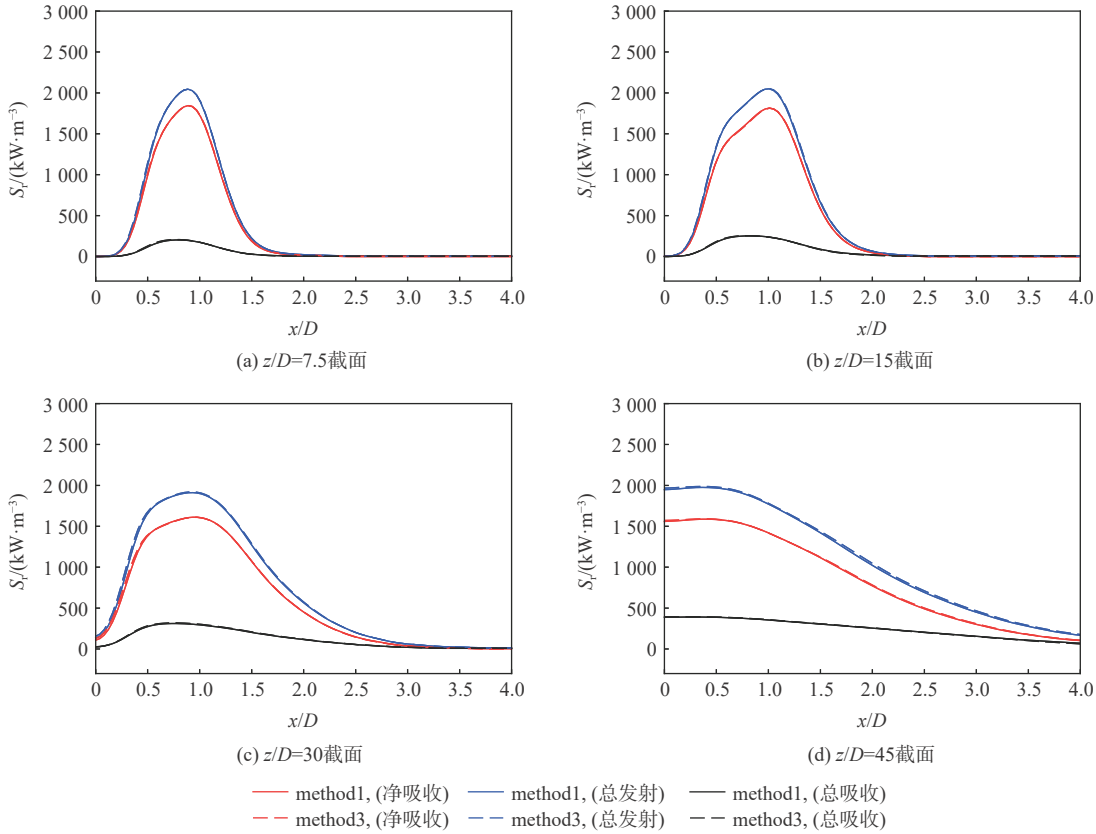


图 6 非耦合情况下 Flame 4D 平均吸收项和发射项对比

Fig. 6 Comparison of average absorption and emission terms of Flame 4D in non-coupled case

$R(S_r)$在不同轴向截面径向分布如图 7 所示。可以看到，各个截面$R(S_r)$偏离 1 较大的位置均在时均辐射源项本身较小的区域。只有辐射源项的绝对值很小时，method1 和 method3 的相对差异才会变大，相对差值最大为 25%。在各个轴向截面中辐射源项大于其最大值 1% 的区域(>1%* $S_{r,max}$)，$R(S_r)$偏离 1 最大的值分别为：0.88(z/D=7.5)、0.9(z/D=15)、0.86(z/D=30)、0.97(z/D=45)，而且在 3 个轴向截面中，$R(S_r)$均小于或等于 1。因此，考虑和忽略 SGS-TRI 得到的辐射源项虽然差异较小，但 SGS-TRI 增强了辐射换热。

3.2 耦合模拟结果分析

为了进一步探究上述发现的 method1 和 method3 计算辐射源项的不同是否会对流场产生影响，本文进行了耦合分析。将根据式 (7) 计算得到的辐射源项加入总焓输运方程中，并采用表 2 列出的 3 种方法计算滤波发射项。分析了不同方法计算的辐射源项、火焰温度和组分浓度的区别，探究 SGS-TRI 对湍流射流火焰的影响。

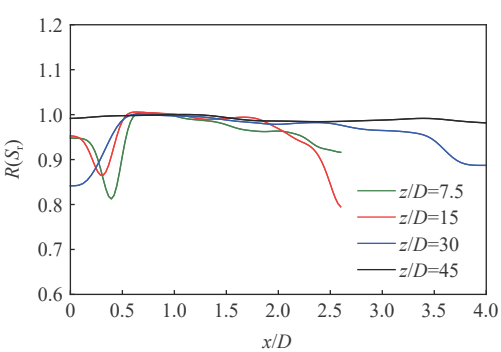


图 7 非耦合情况下$R(S_r)$分布

Fig. 7 $R(S_r)$ distribution in non-coupled case

3.2.1 净辐射热损失和辐射分数

表 4 中列出了采用 method1 和 method3 得到的 Flame D 和 Flame 4D 时均总辐射发射项、总吸收项、净辐射热损失以及辐射分数。对于 Flame D，实验测量辐射分数为 5.1%，总辐射热为 0.887 kW。Li 和 Modest[2] 得到的计算结果是 0.798 kW，徐晓[17] 报道的计算结果是 1.005 kW。本文采用完全考虑 SGS-TRI 的方法计算得到的辐射分数为 6.09%，全场总辐射热为 0.930 7 kW，比实验值[15] 高出 4.9%，且计算结果与同类报告结果符合良好。

表 4 耦合情况下辐射计算结果总结

Table 4 Summary of radiation calculation results for coupled case

火焰	$\langle\bar{Q}_{em}\rangle$/kW	$\langle\bar{Q}_{abs}\rangle$/kW	$\langle\bar{Q}_{net}\rangle$/kW	f_{rad}/%
D(method1)	1.105 9	0.169 1	0.936 9	6.01
D(method3)	1.103 6	0.168 1	0.935 5	6.09
4D(method1)	39.125 8	14.571 2	24.554 6	46.40
4D(method3)	39.604 1	14.676 0	24.928 1	46.73

从表 4 可以看到, 无论 Flame D 还是 Flame 4D, 采用 method1 和 method3 计算得到的净辐射热损失和辐射分数相差均较小(相对差值均在 2% 以下)。因此, SGS-TRI 对净辐射热损失和辐射分数的影响较小。

3.2.2　辐射源项

为了进一步说明 SGS-TRI 对辐射源项的影响, 图 8(a)、图 8(b) 给出了 Flame 4D 时均辐射源项在 z/D=15,30 截面的径向分布。可见, method1 和 method3 计算得到的时均辐射源项在不同轴向截面的径向分布均基本重合。为了量化两种方法计算得到的时均辐射源项的差别, 定义相对误差为

$$\mathrm{Diff}(S_\mathrm{r})_{1,3}=\frac{\left|\left\langle\widetilde{S}_{\mathrm{r,method3}}\right\rangle-\left\langle\widetilde{S}_{\mathrm{r,method1}}\right\rangle\right|}{\max\left(\left|\left\langle\widetilde{S}_{\mathrm{r,method3}}\right\rangle\right|\right)}\tag{17}$$

图 8(c)(d) 为 Flame 4D 算例在 z/D=15,30 截面无量纲参数 $\mathrm{Diff}(S_\mathrm{r})_{1,3}$ 的径向分布。可以看到, 采用 method1 和 method3 得到的辐射源项相对差值均在 3% 以下。Miranda 等[10] 采用 LES-FGM 模型模拟湍流燃烧过程, 采用 FVM 和 WSGG[18] 求解辐射换热过程, 同样采用欧拉随机场解法的输运概率密度函数方法求解 SGS-TRI, 而且采用网格尺度相似。根据 Miranda 报道, 考虑和忽略 SGS-TRI 得到时均辐射源项的相对差别在 4% 以下。本文研究结果与 Miranda 等研究结果相似。因此, 在本文研究条件下, SGS-TRI 对辐射源项的影响较小, 且 SGS-TRI 对辐射源项的影响与燃烧模型和辐射模型基本无关。

3.2.3　Flame D 时均温度

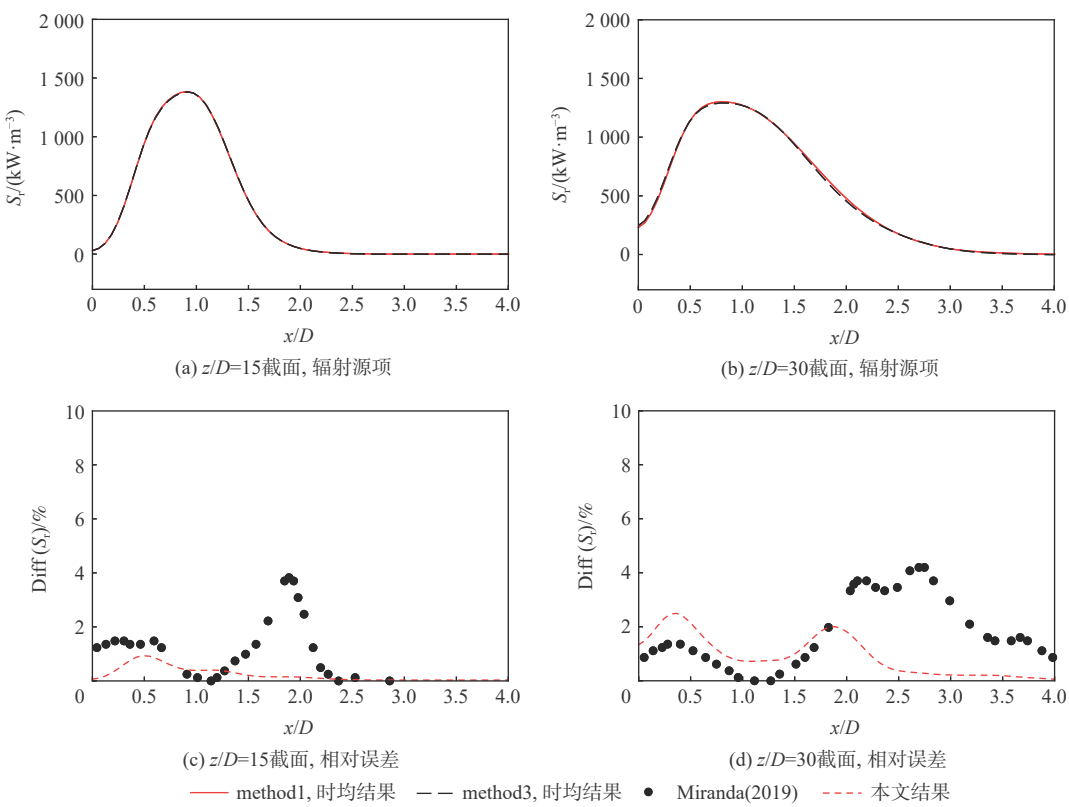
忽略辐射换热和考虑辐射换热采用 method1 和 method3 计算得到的 Flame D 时均温度在 z/D 为 15、30、45 3 个截面的径向分布如图 9(a)～图 9(c) 所示。从图中可以看到, 考虑热辐射的数值模拟结果比忽略热辐射更接近实验值, 采用 method1 和 method3 计算得到的时均温度径向分布基本重合。

图 9 (d)～图 9(f) 给出了按照等式 (17) 计算得到的时均温度相对差值径向分布, 其中不考虑辐射换热的计算结果用下标 0 表示。从图中可以看出, 考虑和忽略辐射换热计算得到的时均温度的相对差值最大为 4%, 而分别采用 method1 和 method3 计算得到的时均温度的相对差值均小于 1%。SGS-TRI 对时均温度的影响远小于辐射换热对时均温度的影响。

3.2.4　Flame 4D 时均温度

Flame 4D 在不同轴向截面时均温度径向对比如图 10(a)～图 10(c) 所示。从图中可以看到, 考虑和忽略辐射换热计算得到的时均温度径向分布存在显著差异。但采用 method1 和 method3 计算得到的时均温度径向分布基本重合。

同样按照式 (17) 计算得到的时均温度相对差



(a) z/D=15截面, 辐射源项　(b) z/D=30截面, 辐射源项

(c) z/D=15截面, 相对误差　(d) z/D=30截面, 相对误差

图 8　耦合情况下 Flame 4D 时均辐射源项径向分布图与 $\mathrm{Diff}(S_\mathrm{r})_{1,3}$ 径向分布

Fig. 8　Radial distribution of time-averaged radiation source term of Flame 4D and Radial distribution of $\mathrm{Diff}(S_\mathrm{r})_{1,3}$ for coupled case

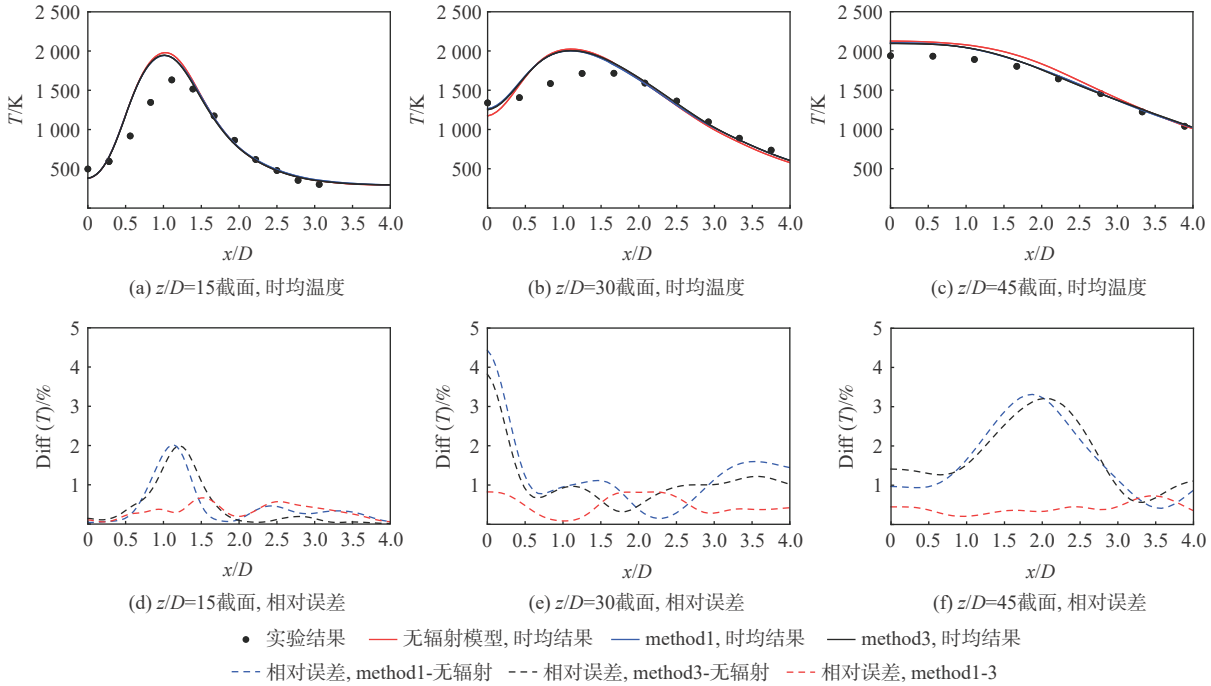


图 9 Flame D 时均温度对比图与 Flame D 时均温度相对差值对比

Fig. 9 Time-averaged temperature comparison of Flame D and relative difference of time-averaged temperature of Flame D

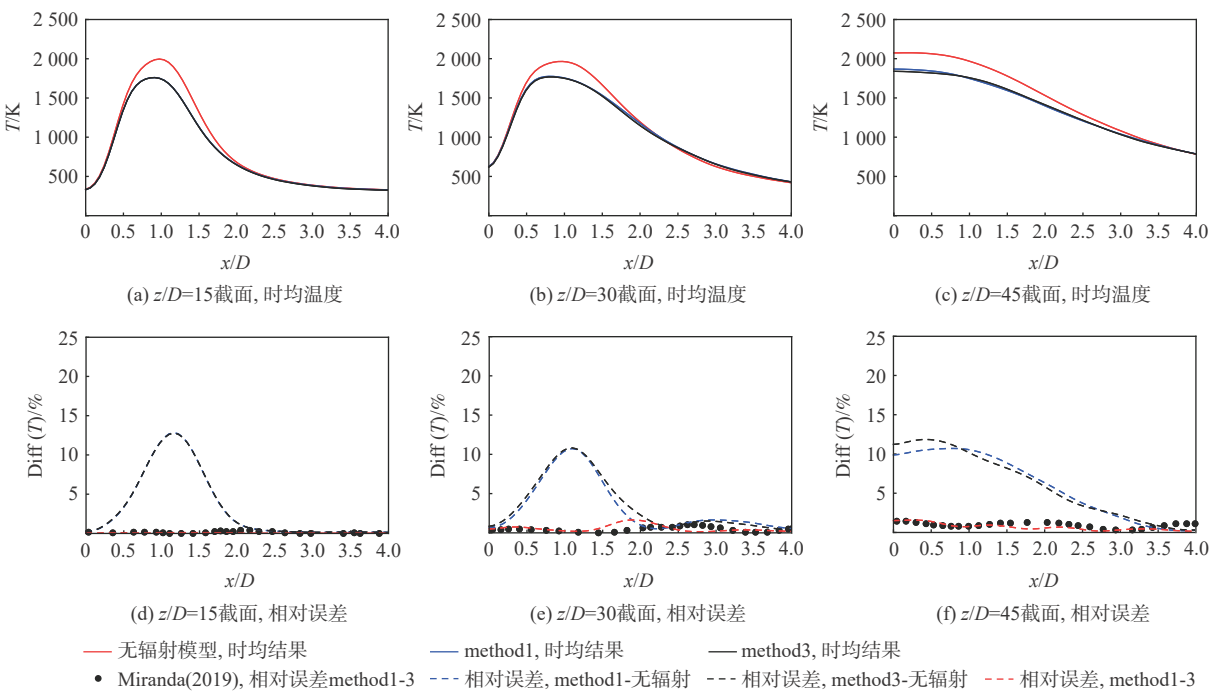


图 10 Flame 4D 时均温度对比图与 Flame 4D 时均温度相对差值对比

Fig. 10 Time-averaged temperature comparison of Flame 4D and relative difference of time-averaged temperature of Flame 4D

值在 z/D 为 15、30、45 3 个轴向截面的径向分布如图 10(d)～图 10(f) 所示，不考虑辐射换热的计算结果用下标 0 表示。可以看到，与 Flame D 结果相比，3 个截面中辐射换热对 Flame 4D 时均温度的影响显著增大，最大为 14%。然而采用 method1 和 method3 计算的时均温度分布相差仍较小，3 个截面中两种方法计算温度相对差值均在 3% 以下。因此，辐射换热对时均温度的影响随着光学厚度的增加而增大，SGS-TRI 对 Flame 4D 时均温度的影响较小。

3.2.5 Flame 4D 时均二氧化碳质量分数

图 11(a)～图 11(c) 为不同截面 Flame 4D 时均二氧化碳质量分数 Y_{CO_2} 对比，图 11(d)～图 11(f) 为按照式 (17) 计算得到时均二氧化碳质量分数相对误差对比。从图中可以看到，辐射换热对 CO_2 分布的影响最大为 7%，而采用 method1 和 method3 计算的 CO_2 相对误差较小，均在 3% 以下。根据 Miranda

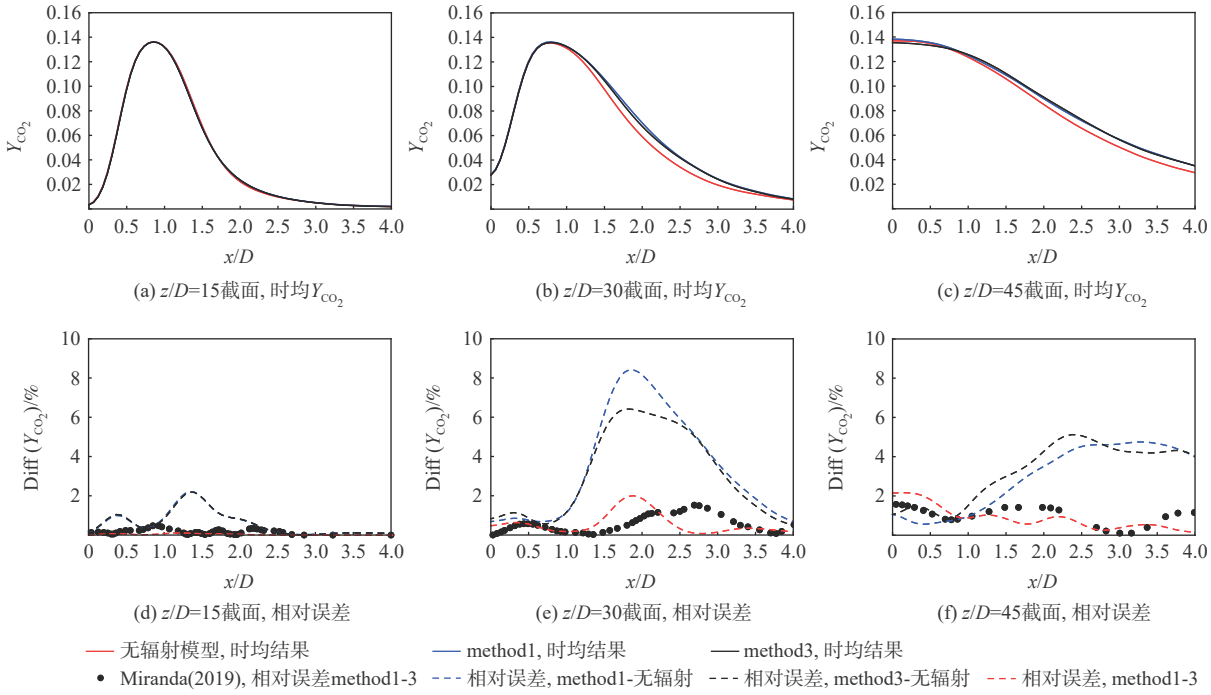


图 11　Flame4D 时均二氧化碳质量分数对比图与时均二氧化碳质量分数相对误差对比图

Fig. 11　Time-averaged CO_2 concentration comparison of Flame 4D and relative difference of time-averaged CO_2 concentration

等[10]的报道, 考虑和忽略 SGS-TRI 两种方法计算得到的时均温度相对差值在 3% 以下, 二氧化碳质量分数相对误差在 2% 以下。本文研究结果与 Miranda 等研究结果相似。因此, 在本文研究条件下, SGS-TRI 对无碳烟射流火焰(Flame 4D)时均温度和二氧化碳的影响较小, 且与燃烧模型和辐射模型的选择基本无关。

4　结　论

1) SGS-TRI 对湍流射流火焰 Flame 4D 时均辐射源项的影响较小, 仅对辐射源项数值较小的区域略有影响(最大为 25%)。

2) 对于 Flame D, 与不考虑辐射换热模拟结果相比, 考虑辐射换热计算得到的时均温度分布更接近实验值, 但 SGS-TRI 对时均温度的影响较小(小于 1%)。

3) 对于 Flame 4D, 增加光学厚度后, 亚格子湍流辐射交互作用对辐射源项、火焰温度、组分浓度的影响仍较小。SGS-TRI 对 Flame 4D 时均辐射源项、时均温度以及时均二氧化碳浓度的影响均小于 3%。

4) 在本文研究条件下, SGS-TRI 对 Flame 4D 辐射源项等的影响较小, 这与燃烧模型和辐射模型的选择基本无关。

参考文献（References）

[1] LEFEBVRE A H. Gas turbine combustion[M]. 2nd ed. Philadelphia: Taylor & Francis, 1999.

[2] LI G N, MODEST M F. Importance of turbulence-radiation interactions in turbulent diffusion jet flames[J]. Journal of Heat Transfer, 2003, 125(5): 831-838.

[3] WANG A Q, MODEST M F, HAWORTH D C, et al. Monte Carlo simulation of radiative heat transfer and turbulence interactions in methane/air jet flames[J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 2008, 109(2): 269-279.

[4] 刘玉英, 吴辉霞, 薛然然, 等. TRI 对湍流火焰模拟中辐射源项的影响[J]. 燃烧科学与技术, 2011, 17(2): 121-125.
LIU Y Y, WU H X, XUE R R, et al. Influence of TRI on radiation source term during turbulent flame simulation[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2011, 17(2): 121-125 (in Chinese).

[5] FRAGA G C, MIRANDA F C, FRANCA F H R, et al. Assessment of a model for emission subgrid-scale turbulence-radiation interaction applied to a scaled Sandia flame DD[J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 2020, 248: 106986.

[6] MIRANDA F C, COELHO P J, STRÖHLE J, et al. Large-eddy simulation of a bluff-body stabilised nonpremixed flame with radiation heat transfer[J]. Combustion Theory and Modelling, 2020, 24(4): 632-649.

[7] COELHO P J. Approximate solutions of the filtered radiative transfer equation in large eddy simulations of turbulent reactive flows[J]. Combustion and Flame, 2009, 156: 1099-1110.

[8] CONSALVI J L, NMIRA F, KONG W J. On the modeling of the filtered radiative transfer equation in large eddy simulations of lab-scale sooting turbulent diffusion flames[J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 2018, 221: 51-60.

[9] GUPTA A, HAWORTH D C, MODEST M F. Turbulence-radiation interactions in large-eddy simulations of luminous and nonluminous nonpremixed flames[J]. Proceedings of the Combustion In-

stitute, 2013, 34(1): 1281-1288.

[10] MIRANDA F C, COELHO P J, DI MARE F, et al. Study of turbulence-radiation interactions in large-eddy simulation of scaled Sandia flame D[J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 2019, 228: 47-56.

[11] JONES W P, PRASAD V N. Large Eddy Simulation of the Sandia Flame Series (D–F) using the Eulerian stochastic field method[J]. Combustion and Flame, 2010, 157(9): 1621-1636.

[12] YIN C G. Refined weighted sum of gray gases model for air-fuel combustion and its impacts[J]. Energy & Fuels, 2013, 27(10): 6287-6294.

[13] MENGÜÇ M P, VISKANTA R. Radiative transfer in three-dimensional rectangular enclosures containing inhomogeneous, anisotropically scattering media[J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 1985, 33(6): 533-549.

[14] 郝金波. 非均匀各向异性散射介质内辐射传递求解的有限体积法[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
HAO J B. Finite volume method for solving radiative transfer in inhomogeneous anisotropic scattering media[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013 (in Chinese).

[15] MASRI A R, DIBBLE R W, BARLOW R S. Turbulent nonpremixed flames stabilished on a piloted jet burner[C]//Proceedings of the International Workshop on Measurement and Computation of Turbulent Nonpremixed Flames. California: Sandia National Laboratories, 1996: 41-46.

[16] ZHOU L X, QIAO L, ZHANG J. A unified second-order moment turbulence-chemistry model for simulating turbulent combustion and NOx formation[J]. Fuel, 2002, 81: 1703-1709.

[17] 徐晓. 湍流非预混火焰中热辐射影响的数值研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2006.
XU X. Numerical investigation of thermal radiation effects of non-premixed flames[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2006 (in Chinese).

[18] DORIGON L J, DUCIAK G, BRITTES R, et al. WSGG correlations based on HITEMP2010 for computation of thermal radiation in non-isothermal, non-homogeneous H_2O/CO_2 mixtures[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2013, 64: 863-873.

Turbulence-radiation interaction in turbulent jet flame based on large-eddy simulation

SONG Xuguang[1], JIN Jie[1, 2, 3], ZHANG Minqi[1], WANG Fang[1, 2, 3, *]

(1. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Jiangxi Research Institute, Beihang University, Nanchang 330096, China;
3. Chengdu Innovation Research Institute on Aircraft Power of Beihang University, Chengdu 611930, China)

Abstract: In large eddy simulation (LES), the influence of subgrid-scale turbulence-radiation interaction (SGS-TRI) on the radiative source term for Sandia Flame D and the scaled Sandia flame D (Flame 4D) was studied. The transport probability density function (TPDF) method was used to simulate the turbulence combustion, and the spherical harmonics (P1 approximation) method and the weighted-sum-of-gray-gases model (WSGGM) were employed to simulate the radiation heat transfer. The optically thin fluctuation approximation (OTFA) of the turbulent vortex group was applied for processing the filtered absorption term, and different methods considering or omitting the SGS-TRI were used for solving the filtered emission term. The results show that the SGS-TRI has a relatively large effect on the time-averaged radiation source term (up to 25%) only in areas where the source term itself is small. The radial distributions of the time-averaged temperature and CO_2 concentration calculated by considering and ignoring the SGS-TRI largely overlap (The relative difference is less than 3%). Therefore, the influence of SGS-TRI on the non-sooting turbulent jet flames (Flame D and Flame 4D) is small.

Keywords: turbulence-radiation interaction; subgrid-scale; large eddy simulation; transport probability density function; radiation heat transfer

Received: 2022-08-09; **Accepted**: 2023-01-13; **Published Online**: 2023-01-18 09:49

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230117.1224.002

Foundation items: National Science and Technology Major Project (2017-I-0004-0005); National Natural Science Foundation of China (91741125)

* **Corresponding author**. E-mail: fwang@buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,公式符号标准规范,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码(作者顺序始终不得更改),中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5 ~ 8 个),中图分类号,引言,正文,参考文献,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投其他刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 《北京航空航天大学学报》编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407 房间

电　　话:(010)82316698,82316981,82315499,82317448

E-mail: jbuaa@ buaa. edu. cn

http://bhxb. buaa. edu. cn

http://www. buaa. edu. cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主　任（主　编）：赵沁平

（以下按姓氏笔画为序）

副主任（副主编）：丁希仑　王少萍　孙志梅　李秋实　李焕喜　杨嘉陵
苗俊刚　相　艳　徐立军　钱德沛　曹晋滨

编　委：马殿富　王　琪　王　聪　邓小燕　王青云　王荣明　刘　宇
刘　红　江　洁　刘　强　闫　鹏　朱天乐　刘铁钢　齐铂金
陈万春　邹正平　苏东林　杨世春　沈成平　邱志平　宋知人
杨树斌　张晓林　杨晓奕　杨继萍　李惠峰　吴新开　张瑞丰
杨照华　宋凝芳　周　锐　林宇震　林贵平　战　强　姚仰平
胡庆雷　赵秋红　段海滨　赵巍胜　席　平　郭　宏　徐　洁
徐世杰　郭洪波　康　锐　翟　锦　熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

（原《北京航空学院学报》）

（月刊　1956 年创刊）

第50卷 第8期　2024年8月

主管单位　中华人民共和国工业和信息化部
主办单位　北京航空航天大学
主　　编　赵沁平
编辑出版　《北京航空航天大学学报》编辑部
邮　　编　100191
地　　址　北京市海淀区学院路37号
印　　刷　北京科信印刷有限公司
发　　行　《北京航空航天大学学报》编辑部
发行范围　国内外发行
联系电话　(010) 82316698 82316981
82315499 82317448
电子信箱　jbuaa@ buaa.edu.cn

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.50 No.8　August 2024

Administrated by　Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
Sponsored by　Beijing University of Aeronautics and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100191, P. R. China)
Chief Editor　ZHAO Qinping
Edited and Published by　Editorial Board of JBUAA
Printed by　Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by　Editorial Board of JBUAA
Telephone　(010) 82316698 82316981
82315499 82317448
E-mail　jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

中国标准连续出版物号：ISSN 1001-5965 / CN 11-2625/V

ISSN 1001-5965

08>

9 771001 596243

国内定价：50.00元／期

微信公众号　超星电子书　QQ群