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



永磁超环面电机优化三矢量模型预测电流控制

刘　欣　王正阳　王晓远

11 2024
Vol.50

北京航空航天大学学报

第 50 卷　第 11 期　（总第 381 期）　2024 年 11 月

目　　次

永磁超环面电机优化三矢量模型预测电流控制 …… 刘欣，王正阳，王晓远（3297）
基于离散事件模拟的航站楼运行韧性分析 …… 程国勇，陈实（3310）
基于 SAW-PCL 的输电线路缺销螺栓弱监督检测方法 ……
…… 赵振兵，马迪雅，丁洁涛，翟永杰，赵文清，张珂（3319）
基于多任务监督学习的室内空间布局估计模型 …… 邹一波，李涛，陈明，葛艳，赵林林（3327）
基于 Duffing 振子的伪码调相线性调频复合调制引信干扰设计 ……
…… 闫晓鹏，安泰，郝新红，赵文龙，代健（3338）
双轴冗余旋转惯导系统精对准方法 …… 王丽芬，邹涛，任元，王卫杰，朱挺（3348）
基于 GLCNet 的轻量级语义分割算法 …… 马素刚，陈期梅，侯志强，杨小宝，张子贤（3358）
基于椭圆方向和半轴长度的多伯努利扩展目标跟踪 …… 孙可，胡青霜，郑翔飞，吴孙勇（3367）
复合压电材料虚拟仿真实验软件的设计与开发 …… 耿志挺，赵鉴侨（3377）
基于滑模理论的轧机异步电机模型预测电流控制 …… 方毅芳，吴达远，刘涛，杨盼盼，李文博（3382）
高超飞行器热化学非平衡及稀薄滑移流动模拟 …… 李鹏，陈坚强，丁明松，梅杰，江涛，董维中（3391）
面向终端区的航空器绿色轨迹优化 …… 任广建，何家兴（3402）
高速折叠翼飞行器气动布局优化设计 …… 袁亚，刘君，余家泉，张程，任鹏飞（3410）
磁悬浮控制敏感陀螺转子系统在线动平衡方法 ……
…… 夏长峰，王小乐，李智，蒋成伟，王卫杰，程富强（3417）
基于自回归模型的机翼柔性基线在线预测方法 …… 刘艳红，黄艳，谭浩，叶文，董希旺（3426）
挠性陀螺 EMD-ARIMA 漂移模型设计与应用 ……
…… 蔡曜，司玉辉，王玉琢，黄涛，张亚静，杨晓龙（3434）
行星借力地木转移轨道优化与星历模型下中途修正设计 …… 陆鹏飞，王悦，齐征，刘建辉（3445）
变马赫数下的内并联式 TBCC 模态转换控制 …… 于华锋，郭迎清，王佳美（3456）
基于可达区在线预测的 GPI 中制导协同拦截策略 …… 王鹏，赵石磊，陈万春（3463）
自动驾驶水平对驾驶行为稳定时间的影响分析 …… 翟俊达，鲁光泉，陈发城（3477）
激波与湍流边界层干扰流动的马赫数效应 … 吴正园，高振勋，陈新民，蒋崇文，李椿萱，葛航（3484）
基于时频转换的管路时域随机振动分析方法 …… 王彤晖，王延荣，魏大盛（3495）
横风环境下方形建筑迎风面雨滴收集率特性分析 …… 许晨豪，皮思源，胡姝瑶，蒋崇文，李椿萱（3507）
风影响下航空器多目标最优控制航迹优化方法 …… 常哲宁，胡明华，张颖，杨磊，邹润原（3521）
基于胎内应变分析的重载轮胎垂向力与侧偏力联合估计算法 ……
…… 刘钇汛，刘志浩，高钦和，马超群，刘相新，张佳林（3532）
太阳能飞艇刚性电池阵列接收能量分析 …… 刘思宇，高健，孙康文（3542）
分流板与侧壁缝隙对 TBCC 排气系统性能影响研究 …… 张世杰，葛建辉，马钊，徐惊雷（3553）
基于传递矩阵法的柔性微定位平台动态特性研究 …… 徐伟胜，许添旗，马慧欣，曹毅（3566）
飞机燃油箱水污染物数值建模 …… 杨文举，邵垒，刘卫华，贺佳伟，陈博涵（3578）
基于信号变分分解的无线电引信抗干扰方法 …… 蔡鑫，陈齐乐，孔志杰，乔彩霞，郝新红（3587）
基于 IPSO-AM-LSTM 的飞机地面空调能耗预测 …… 刘涵，林家泉（3595）

期刊基本参数：CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 306 * zh * P * ￥50.00 * 400 * 31 * 2024-11

（**编　辑**　张　嵘　孙　芳　卞欢欢　王　茜　李亚泰　苏　磊）

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 50 No. 11 (Sum 381) November 2024

CONTENTS

Optimization three-vector-based model predictive current control for permanent magnet toroidal motor
…… LIU Xin, WANG Zhengyang, WANG Xiaoyuan (3297)
Terminal operation resilience analysis based on discrete event simulation
…… CHENG Guoyong, CHEN Shi (3310)
Weak supervision detection method for pin-missing bolts of transmission lines based on SAW-PCL
…… ZHAO Zhenbing, MA Diya, DING Jietao, ZHAI Yongjie, ZHAO Wenqing, ZHANG Ke (3319)
Indoor spatial layout estimation model based on multi-task supervised learning
…… ZOU Yibo, LI Tao, CHEN Ming, GE Yan, ZHAO Linlin (3327)
Design of pseudo-code phase modulation and LFM composite fuze interference based on Duffing oscillator
…… YAN Xiaopeng, AN Tai, HAO Xinhong, ZHAO Wenlong, DAI Jian (3338)
Fine alignment method for biaxial redundant rotating inertial navigation system
…… WANG Lifen, ZOU Tao, REN Yuan, WANG Weijie, ZHU Ting (3348)
Lightweight semantic segmentation algorithm based on GLCNet
…… MA Sugang, CHEN Qimei, HOU Zhiqiang, YANG Xiaobao, ZHANG Zixian (3358)
Multi-Bernoulli extended target tracking based on orientation and half axes lengths of an ellipse
…… SUN Ke, HU Qingshuang, ZHENG Xiangfei, WU Sunyong (3367)
Design and development of virtual simulation experiment software of composite piezoelectric materials
…… GENG Zhiting, ZHAO Jianqiao (3377)
Model predictive current control of asynchronous motor in rolling mill based on sliding mode theory
…… FANG Yifang, WU Dayuan, LIU Tao, YANG Panpan, LI Wenbo (3382)
Simulaton of therochemical nonequilibrium and rarefied-slip flows for hypersonic flight vehicles
…… LI Peng, CHEN Jianqiang, DING Mingsong, MEI Jie, JIANG Tao, Dong Weizhong (3391)
Green trajectory optimization of aircraft in terminal area
…… REN Guangjian, HE Jiaxing (3402)
Aerodynamic layout optimization design of high-speed folding-wing vehicles
…… YUAN Ya, LIU Jun, YU Jiaquan, ZHANG Cheng, REN Pengfei (3410)
Field balancing method for rotor system of magnetically suspended control and sensing gyro
…… XIA Changfeng, WANG Xiaole, LI Zhi, JIANG Chengwei, WANG Weijie, CHENG Fuqiang (3417)
On-line prediction method of wing flexible baseline based on autoregressive model
…… LIU Yanhong, HUANG Yan, TAN Hao, YE Wen, DONG Xiwang (3426)
Design and application of EMD-ARIMA drift model for flexible gyro
…… CAI Yao, SI Yuhui, WANG Yuzhuo, HUANG Tao, ZHANG Yajing, YANG Xiaolong (3434)
Gravity-assist Earth-to-Jupiter transfer trajectories optimization and midcourse correction design in ephemeris model
…… LU Pengfei, WANG Yue, QI Zheng, LIU Jianhui (3445)
Mode transition control of over-under TBCC under variable Mach number
…… YU Huafeng, GUO Yingqing, WANG Jiamei (3456)
Cooperative interception strategy for midcourse guidance of GPI based on online prediction of reachable area
…… WANG Peng, ZHAO Shilei, CHEN Wanchun (3463)
Effect analysis of automation levels on stabilization time of driving behaviors
…… ZHAI Junda, LU Guangquan, CHEN Facheng (3477)
Mach number effect in shock-wave/turbulent-boundary-layer interaction flow
…… WU Zhengyuan, GAO Zhenxun, CHEN Xinmin, JIANG Chongwen, LEE Chunhian, GE Hang (3484)
Time-domain random vibration analysis method of pipeline based on time-frequency conversion
…… WANG Tonghui, WANG Yanrong, WEI Dasheng (3495)
Analysis of catch ratio distribution on windward facade of a cubic building under a crosswind environment
…… XU Chenhao, PI Siyuan, HU Shuyao, JIANG Chongwen, LEE Chunhian (3507)
A multi-objective optimal control trajectory optimization method for aircraft under wind influence
…… CHANG Zhening, HU Minghua, ZHANG Ying, YANG Lei, ZOU Runyuan (3521)
Joint estimation algorithm of vertical force and lateral force of heavy-duty tire based on internal strain analysis of tire
…… LIU Yixun, LIU Zhihao, GAO Qinhe, MA Chaoqun, LIU Xiangxin, ZHANG Jialin (3532)
Analysis of energy receiving by rigid cell array of solar airship
…… LIU Siyu, GAO Jian, SUN Kangwen (3542)
Influence of gap between splitter plate and side wall on performance of TBCC exhaust system
…… ZHANG Shijie, GE Jianhui, MA Zhao, XU Jinglei (3553)
Dynamic characteristics of flexible micro-positioning platforms based on transfer matrix method
…… XU Weisheng, XU Tianqi, MA Huixin, CAO Yi (3566)
Numerical modeling of water contaminants in aircraft fuel tank
…… YANG Wenju, SHAO Lei, LIU Weihua, HE Jiawei, CHEN Bohan (3578)
Anti-jamming method for radio fuzes based on signal variational decomposition
…… CAI Xin, CHEN Qile, KONG Zhijie, QIAO Caixia, HAO Xinhong (3587)
Energy consumption prediction of aircraft ground air conditioning based on IPSO-AM-LSTM
…… LIU Han, LIN Jiaquan (3595)

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0833

永磁超环面电机优化三矢量模型预测电流控制

刘欣[1, 2, *]，王正阳[1]，王晓远[2]

(1. 天津工业大学 天津市现代机电装备技术重点实验室，天津 300387；2. 天津大学 电气自动化与信息工程学院，天津 300072)

摘 要：为提高传统预测电流控制下永磁超环面电机系统的稳态输出性能，研究了永磁超环面电机优化三矢量模型预测电流控制 (OTV-MPCC) 策略。基于永磁超环面电机的结构原理，在旋转坐标系下建立该电机具有时变参数的数学模型，分析结构参数对电机输出的影响。针对含有时变参数的永磁超环面电机系统，采用永磁超环面电机 OTV-MPCC 策略，在一个采样周期内作用 3 个电压矢量，同时通过遍历 5 种三矢量组合选取第二最优电压矢量，减少电流预测迭代。将永磁超环面电机 OTV-MPCC 策略与占空比模型预测电流控制 (DR-MPCC) 策略、双矢量模型预测电流控制 (TV-MPCC) 策略进行仿真对比，结果表明：OTV-MPCC 策略可有效降低永磁超环面电机的电流与转矩脉动，提高稳态输出性能。

关 键 词：永磁超环面电机；优化三矢量；模型预测控制；时变参数；电流控制
中图分类号：TM351
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3297-13

永磁同步电机具有结构简单、转矩密度大、功率因数、效率高等优点，在航空航天、机器人及交通运输等电机驱动领域中得到了广泛应用[1-3]。随着电磁与机电控制技术的快速发展，现代工业对具有空间结构的永磁电机的需求不断增加，新型空间永磁电机引起了学者的广泛研究关注。永磁超环面电机是一种具有空间结构的永磁电机，其结合了永磁同步电机及行星蜗杆驱动的特点，具有结构紧凑、承载能力高和输出转矩大等优点[4-5]。因此，永磁超环面电机在机器人及航空航天等领域具有潜在的应用前景。目前，针对永磁超环面电机的研究多集中于电磁结构设计[6-7]及磁场分析计算[8-9]，但对该电机控制策略的研究相对较少。

模型预测控制 (model predictive control，MPC) 策略以其易实现、动态响应快和多目标控制等优点被广泛应用于永磁电机的控制中[10-11]。根据预测目标的不同，MPC 策略主要分为模型预测电流控制 (model predictive current control，MPCC) 和模型预测转矩控制 (model predictive torque control，MPTC)[12]。由于 MPTC 策略涉及权重因子设计，通常选择 MPCC 策略以降低复杂性[13]。有限控制集的模型预测电流控制 (finite control set-model predictive current control，FCS-MPCC) 策略以电流作为预测目标，通过遍历离散的开关向量来实现电流的快速跟踪[14]。传统的 FCS-MPCC 策略在每个采样周期内仅作用一个电压矢量，存在电流与转矩脉动大等问题[15]。研究发现，在一个采样周期中作用多个电压矢量能够提高稳态性能[16-18]。文献 [16] 提出了永磁同步电机的最优占空比控制策略，在一个采样周期内作用一个有效电压矢量和零矢量，能够获得较小的转矩与电流脉动。文献 [17] 针对永磁同步电机提出了鲁棒双矢量 MPCC 方案，在一个控制周期内应用任意 2 个电压矢量，比传统的 MPCC 策略具有更好的稳态性能。文献 [18] 针对开绕组直线永磁

收稿日期：2022-10-04；**录用日期**：2022-11-11；**网络出版时间**：2023-01-06 08:58
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230104.1608.004
基金项目：国家自然科学基金 (51875408)；天津市研究生科研创新项目 (2021YJSB229)
* **通信作者**. E-mail：liuxin@tiangong.edu.cn

引用格式：刘欣，王正阳，王晓远. 永磁超环面电机优化三矢量模型预测电流控制 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（11）：3297-3309.
LIU X，WANG Z Y，WANG X Y. Optimization three-vector-based model predictive current control for permanent magnet toroidal motor [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（11）：3297-3309（in Chinese）.

游标电机提出了基于三矢量模型的MPCC方案，该方案基于无差拍电流控制原理，得到3个最优电压矢量，能够有效减少电流畸变与推力脉动。目前，针对三矢量MPCC策略的改进研究较多。文献[19]针对永磁同步电机提出了基于无差拍解的对称三矢量MPCC策略，通过采用对称的三矢量切换序列关系，获得了比传统MPCC策略和基于双矢量MPCC（two-vector-based model predictive current control, TV-MPCC）策略更好的稳态电流性能。文献[20]提出了基于三矢量的鲁棒MPCC策略，通过设计非常规调制方法和电流指令修正环节，降低了电流谐波分量，并增强了参数鲁棒性。文献[21]提出了永磁同步电机的复合矢量MPCC策略，通过设计具有时变控制周期的电压选择模式，有效抑制了共模电压，并提高了永磁同步电机系统的稳态性能。

本文基于永磁超环面电机特殊的空间结构，推导该电机的时变电感参数，建立永磁超环面电机的时变非线性数学模型，分析其周期性波动输出的影响因素。为改善传统MPCC策略下永磁超环面电机系统的稳态输出性能，提出永磁超环面电机优化三矢量模型预测电流控制（optimization three-vector-based model predictive current control, OTV-MPCC）策略，通过对电压矢量进行新的组合，以减少遍历电压矢量组合的数量。OTV-MPCC策略经过2次价值函数寻优，得到基于三矢量的最优合成电压矢量，该合成电压矢量方向和幅值可调，以实现直交轴蜗杆电流的无差拍控制。本文通过仿真验证了永磁超环面电机OTV-MPCC策略的可行性和有效性。

1 永磁超环面电机工作原理

永磁超环面电机的结构示意图如图1所示。永磁超环面电机主要由蜗杆内定子、行星轮、行星架转子、环面外定子组成。蜗杆内定子由不同尺寸的硅钢片叠压而成，其表面均匀分布螺旋状的电枢槽，电枢槽内放置电枢绕组。行星轮的圆周上均匀分布磁齿。成对的行星轮与行星架转子形成固定连接。环面外定子由多个NS极相间分布的空间螺旋永磁梁组成，用以产生固定磁场。图1中，ω_{1m}为行星架转子的机械角速度，ω_{2m}为行星轮自转角速度。

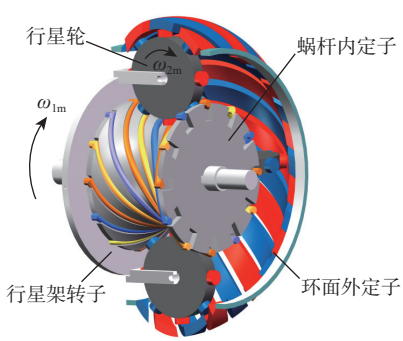


图1 永磁超环面电机的结构示意图

Fig. 1 Structural diagram of permanent magnet toroidal motor

当向蜗杆电枢绕组通入三相交流电时，蜗杆内定子表面会产生变截面空间螺旋的旋转磁场。行星轮会受到蜗杆内定子所产生的空间磁场力的驱动。空间磁场力可分解为切向力与轴向力。行星轮在切向力作用下产生自转运动，在轴向力作用下产生公转运动。行星轮的公转会驱动行星架转子转动，实现永磁超环面电机的动力输出。同时，在行星轮的旋转过程中，环面外定子与行星轮之间产生一定的磁力，有利于保证电机的平稳运行。

2 永磁超环面电机数学模型

2.1 电感参数分析

根据永磁超环面电机的工作原理，行星轮在蜗杆内定子磁场作用下公转和自转。行星轮作为电磁啮合的主要部件，其复合运动对永磁超环面电机磁路中的磁阻有重要影响，从而影响磁链对应的电感参数。行星轮磁齿的运动轨迹如图2所示。当只考虑行星轮公转时，行星轮磁齿在空间的运动轨迹为圆形，考虑行星轮自转时，行星轮磁齿在空间的运动轨迹为环形螺旋。考虑到行星轮自转与公转之间的关系，引入自转运动的影响因素，可以得到蜗杆电枢绕组的电感。

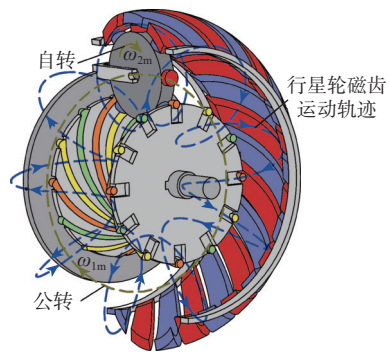


图2 行星轮磁齿的运动轨迹

Fig. 2 Motion track of magnetic teeth on planet

设行星架转子输出的机械角速度为ω_{1m}，根据转化机构法，对永磁超环面电机施加一个相同的角速度$-\omega_{1m}$，得到行星轮与环面外定子之间的传动比为

$$i_{23}^{1}=\frac{\omega_{2m}-\omega_{1m}}{\omega_{3m}-\omega_{1m}}=1-\frac{\omega_{2m}}{\omega_{1m}}=-\frac{z_3}{z_2} \tag{1}$$

式中：ω_{3m}为环面外定子旋转角速度；z_2和z_3分别为行星轮和环面外定子的磁齿数。

进而得到自转运动的影响系数为

$$k_2=\frac{\theta}{\theta_1}=\frac{n_p\omega_{2m}}{n_{p1}\omega_{1m}}=\frac{z_2+z_3}{m} \tag{2}$$

式中：θ为行星轮自转电角度；θ_1为行星架转子输出

电角度; m 为行星轮个数; n_p 为行星轮磁齿对数; n_{p1} 为行星架转子上的行星轮对数。

永磁超环面电机的蜗杆内定子具有变截面结构, 与此电枢铁芯的形状结构参数相比, 行星轮磁齿位置角度的变化对蜗杆内定子电枢绕组电感幅值的影响可以被忽略。因此, 蜗杆电枢绕组电感的平均值与二次谐波幅值可视为常数。引入自转运动的影响系数, 得到 a 相蜗杆电枢绕组的自感为

$$L_{aa(\theta_1)} = L'_{s0} - L'_{s2}\cos(2\theta_1) - L''_{s2}\cos(2k_2\theta_1) \tag{3}$$

式中: L'_{s0} 为蜗杆内定子电枢绕组自感平均值; L'_{s2} 和 L''_{s2} 分别为与公转和自转有关的蜗杆电枢绕组自感二次谐波幅值。

同理, 得到 a 相和 b 相蜗杆电枢绕组的互感为

$$M_{ab(\theta_1)} = -\frac{1}{2}L'_{s0} - L'_{s2}\cos(2(\theta_1+\pi/6)) - L''_{s2}\cos(2(k_2\theta_1+\pi/6)) \tag{4}$$

由于三相蜗杆内定子电枢绕组的对称性, 通过相位关系可得到其他两相蜗杆电枢绕组电感。

为计算蜗杆电枢绕组和行星轮之间的互感, 采用等效电流法, 将行星的磁齿等效为励磁绕组。图 3 为等效电流及其分量电流的示意图。

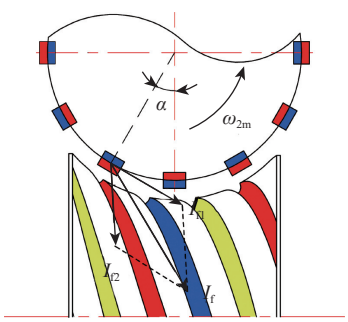


图 3　等效电流示意图

Fig. 3　Schematic diagram of equivalent current

假设行星轮磁齿等效电流 I_f 在公转和自转方向的分量分别为 I_{f1} 和 I_{f2}, 公转和自转平面的磁动势分别为 F_{f1} 和 F_{f2}。两平面的磁动势分别由蜗杆内定子包角范围内的当量磁齿和单个磁齿产生。考虑两平面内磁动势的关系, 引入磁势系数 k_1 表示此关系为: $k_1F_{f1}=F_{f2}$, 其中, k_1 为包角内当量磁齿数的倒数, $k_1=2\pi/(z_2\varphi_v)$, φ_v 为蜗杆内定子包角。进一步, 可以得到 a 相蜗杆电枢绕组和行星轮磁齿之间的互感为

$$M_{fa(\theta_1)} = L_{aad}(k_1\cos(k_2\theta_1 - 2\pi/3) + \cos(\theta_1 - 2\pi/3)) \tag{5}$$

式中: L_{aad} 为直轴与 a 相电枢绕组轴线重合时磁链对应的电感。

2.2　数学模型

在蜗杆电枢绕组电感的基础上, 通过坐标变换, 建立永磁超环面电机在旋转坐标系下的数学模型。永磁超环面电机在旋转坐标系下的电感为

$$\begin{cases} L_{d(\theta_1)} = \dfrac{3}{2}L'_{s0} + \dfrac{1}{2}L'_{s2} + \dfrac{1}{2}L''_{s2}\cos(2c\theta_1) \\ L_{q(\theta_1)} = \dfrac{3}{2}L'_{s0} - \dfrac{1}{2}L'_{s2} - \dfrac{1}{2}L''_{s2}\cos(2c\theta_1) \end{cases} \tag{6}$$

式中: $L_{d(\theta_1)}$ 和 $L_{q(\theta_1)}$ 分别为永磁超环面电机的直轴和交轴电感; $c=k_2-1$。

永磁超环面电机在旋转坐标系下的磁链方程为

$$\begin{cases} \psi_{d(\theta_1)} = L_{d(\theta_1)}i_d + \psi_f(k_1\cos(c\theta_1)+1) \\ \psi_{q(\theta_1)} = L_{q(\theta_1)}i_q + \psi_f k_1\sin(c\theta_1) \end{cases} \tag{7}$$

式中: $\psi_{d(\theta_1)}$ 和 $\psi_{q(\theta_1)}$ 分别为直轴和交轴磁链; i_d 和 i_q 分别为直轴和交轴电流; ψ_f 为永磁体磁链, $\psi_f = L_{aad}I_f$。

进一步, 得到永磁超环面电机在旋转坐标系下的电压方程为

$$\begin{cases} u_d = Ri_d - \psi_f\omega_1 k_s(\theta_1) + L_{d(\theta_1)}\dfrac{di_d}{dt} - \omega_1 L_{q(\theta_1)}i_q \\ u_q = Ri_q + \psi_f\omega_1(1+k_c(\theta_1)) + L_{q(\theta_1)}\dfrac{di_q}{dt} + \omega_1 L_{d(\theta_1)}i_d \end{cases} \tag{8}$$

式中: R 为电枢绕组的直交轴电阻; $k_s(\theta_1)=k_1k_2\sin(c\theta_1)$; $k_c(\theta_1)=k_1k_2\cos(c\theta_1)$; ω_1 为行星架输出电角速度; u_d 和 u_q 分别为直轴和交轴电压。

基于 $i_d=0$ 的控制策略, 得到永磁超环面电机的转矩方程与运动方程分别为

$$T_{e(\theta_1)} = \frac{3}{2}n_{p1}\psi_f i_q(1+k_c(\theta_1)) \tag{9}$$

$$J\frac{d\omega_{1m}}{dt} = T_{e(\theta_1)} - T_L - B\omega_{1m} \tag{10}$$

式中: T_L 为负载转矩; J 为转动惯量; B 为摩擦系数。

由式 (7)～式 (10) 可知, 永磁超环面电机在旋转坐标系下的数学模型是非线性时变的。永磁超环面电机的输出转矩和转速与时变参数 $k_c(\theta_1)$ 密切相关。为研究永磁超环面电机结构参数 m、z_3、φ_v 和 z_2 对其输出特性的影响, 取 i_d、i_q、ω_1、θ_1 为状态变量, 建立该系统状态方程为

$$\begin{cases} \dfrac{di_d}{dt} = \dfrac{1}{L_{d(\theta_1)}}(u_d - Ri_d + \omega_1 L_{q(\theta_1)}i_q + \psi_f\omega_1 k_s(\theta_1)) \\ \dfrac{di_q}{dt} = \dfrac{1}{L_{q(\theta_1)}}\left[u_q - Ri_q - \omega_1 L_{d(\theta_1)}i_d - \psi_f\omega_1(1+k_c(\theta_1))\right] \\ \dfrac{d\omega_1}{dt} = \dfrac{1}{J}(T_{e(\theta_1)} - T_L - B\omega_{1m}) \\ \dfrac{d\theta_1}{dt} = n_{p1}\omega_{1m} \end{cases} \tag{11}$$

选取永磁超环面电机仿真参数: R=3.8 Ω, ψ_f=0.26 Wb, J=0.001 5 kg·m^2, B=0.001 N·m·s, n_{p1}=4, m=8, L'_{s0}=0.012 H, L'_{s2}=0.004 H, L''_{s2}=0.003 H, z_2=12, z_3=28, φ_v=90°。得到输出转矩 T_e 与转速 n 受结构参数的影响, 如图 4 所示。

从图 4 可以看出, 永磁超环面电机的输出转矩

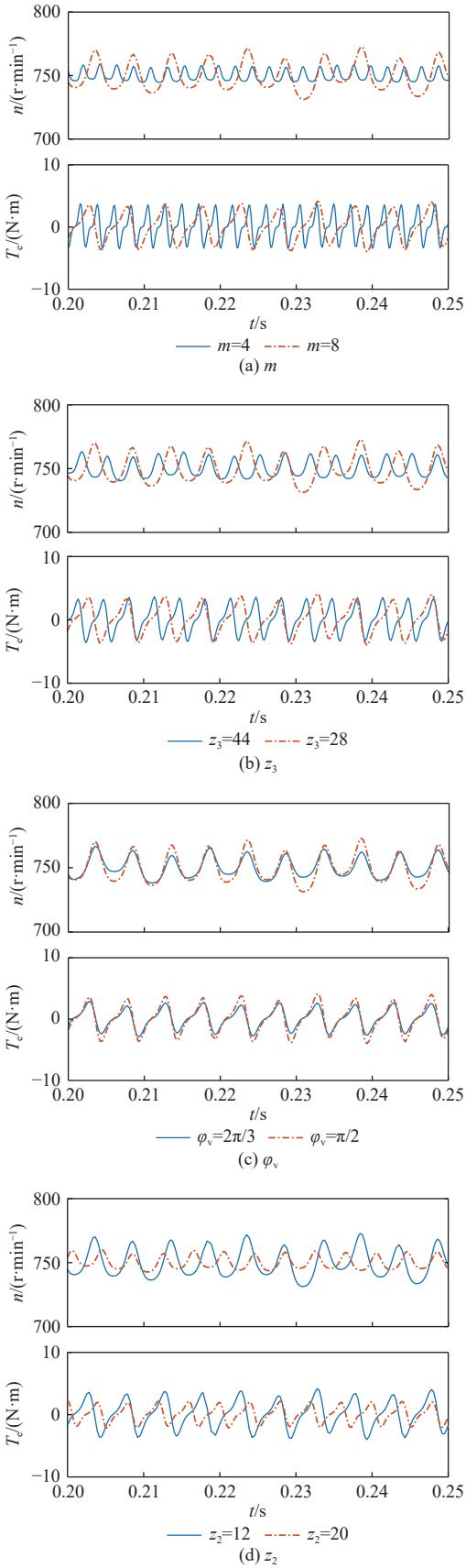


图4 输出受结构参数的影响

Fig. 4 Influence of structural parameters on output

和转速在稳态时存在周期性波动。随着行星轮个数 m 减小或环面外定子齿数 z_3 增大，转速的幅值会减小，转矩的幅值变化不明显，同时转矩和转速的频率增加。随着蜗杆内定子包角 φ_v 增大，转速及转矩的幅值会减少，但输出频率不改变。随着行星轮齿数 z_2 的增大，转速及转矩的幅值会减小，同时输出频率增加。通过上述分析可知，若要获得较小的输出波动，可选择较小的 m，较大的 z_3、z_2 及 φ_v；若要获得较低的输出频率，可选择较大的 m、较小的 z_3 及 z_2。同时可知，周期性波动是由与结构参数密切相关的时变参数所决定的。针对该含有时变参数的永磁超环面电机系统，设计合适的控制策略以提高其输出性能是有必要的。

3 双矢量模型预测电流控制策略

3.1 预测模型与价值函数

通过式 (8) 得到在旋转坐标系下永磁超环面电机的蜗杆电流状态方程为

$$\frac{\mathrm{d}i_d}{\mathrm{d}t}=\frac{1}{L_{d(\theta_1)}}(u_d-Ri_d+\psi_f\omega_1 k_s(\theta_1)+\omega_1 L_{q(\theta_1)}i_q)$$

$$\frac{\mathrm{d}i_q}{\mathrm{d}t}=\frac{1}{L_{q(\theta_1)}}\left[u_q-Ri_q-\psi_f\omega_1(1+k_c(\theta_1))-\omega_1 L_{d(\theta_1)}i_d\right]$$

在 MPCC 策略中，输出矢量与调节电流之间存在控制延时，电流预测效果会被削弱。为补偿延时问题，通过前向欧拉近似法对蜗杆电流状态方程进行离散化处理，得到 k 时刻的蜗杆电流预测补偿模型为

$$\begin{cases}i_d^{k+1}=i_d^k+\dfrac{T_s}{L_{d(\theta_1)}^k}\left(u_d^k-Ri_d^k+E_{d(\theta_1)}^k\right)\\ i_q^{k+1}=i_q^k+\dfrac{T_s}{L_{q(\theta_1)}^k}\left(u_q^k-Ri_q^k+E_{q(\theta_1)}^k\right)\end{cases}\tag{12}$$

式中：T_s 为采样周期；$i_{d,q}^k$ 和 $i_{d,q}^{k+1}$ 分别为 k 时刻和 k+1 时刻的直交轴电流分量；$u_{d,q}^k$ 和 $L_{d,q(\theta_1)}^k$ 分别为 k 时刻的直交轴电压分量和电感分量；$E_{d(\theta_1)}^k$ 和 $E_{q(\theta_1)}^k$ 分别为 k 时刻的直轴和交轴反电动势，可表示为

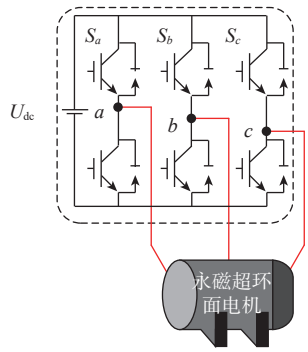
$$\begin{cases}E_{d(\theta_1)}^k=\psi_f\omega_1^k k_s(\theta_1)+\omega_1^k L_{q(\theta_1)}^k i_q^k\\ E_{q(\theta_1)}^k=-\psi_f\omega_1^k(1+k_c(\theta_1))-\omega_1^k L_{d(\theta_1)}^k i_d^k\end{cases}\tag{13}$$

进一步，可得到 k+1 时刻的蜗杆电流预测补偿模型为

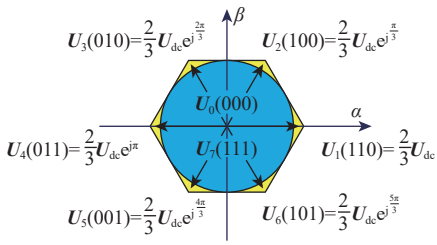
$$\begin{cases}i_d^{k+2}=i_d^{k+1}+\dfrac{T_s}{L_{d(\theta_1)}^{k+1}}(u_d^{k+1}-Ri_d^{k+1}+E_{d(\theta_1)}^{k+1})\\ i_q^{k+2}=i_q^{k+1}+\dfrac{T_s}{L_{q(\theta_1)}^{k+1}}(u_q^{k+1}-Ri_q^{k+1}+E_{q(\theta_1)}^{k+1})\end{cases}\tag{14}$$

式中：u_d^{k+1} 和 u_q^{k+1} 分别为 k+1 时刻的直交轴电压分量。

根据三相两电平逆变器中桥臂的不同开关组合形式，得到 8 个基本电压矢量，如图 5 所示。图中：$\boldsymbol{U}_1$～$\boldsymbol{U}_6$ 为有效电压矢量，$\boldsymbol{U}_0$ 与 $\boldsymbol{U}_7$ 为零电压矢量。为衡量电压矢量作用下的预测电流与参考电



(a) 结构



(b) 基本电压矢量

图 5　三相两电平逆变器及其电压矢量

Fig. 5　Three-phase two-level inverter and voltage vectors

流之间的误差，构建永磁超环面电机的价值函数为

$$g=\left(i_d^*-i_d^{k+2}\right)^2+\left(i_q^*-i_q^{k+2}\right)^2 \tag{15}$$

式中：i_d^*和i_q^*分别为蜗杆内定子的直轴和交轴参考电流值。

通过对价值函数进行寻优，判断并选择使价值函数最小化的电压矢量：

$$u_{\text{opt}}=\arg\min_{\{U_0,\cdots,U_7\}}g\left(u_{\text{s}}^k\right) \tag{16}$$

式中：u_{s}为 k 时刻定子电压。

3.2　占空比模型预测电流控制

在一个采样周期中，占空比模型预测电流控制（duty ratio model predictive current control，DR-MPCC）策略在确定最优电压矢量的基础上引入零矢量。通过合理分配最优电压矢量和零电压矢量的作用时间，使交轴蜗杆电流在下一时刻达到参考值。

首先，DR-MPCC 策略利用蜗杆电流预测模型，计算 6 个有效电压矢量作用下得到的直交轴蜗杆电流预测值。然后，通过价值函数寻优，选择最优电压矢量。最后，根据交轴电流无差拍原则计算最优电压矢量的占空比。基于无差拍原则，交轴蜗杆电流表示为

$$i_q^{k+2}=i_q^{k+1}+s_{\text{op}}t_{\text{op}}+s_0(T_{\text{s}}-t_{\text{op}})=i_q^* \tag{17}$$

式中：t_{op}为最优电压矢量在第 $(k+1)T_{\text{s}}$ 周期内的作用时间；s_{op}和s_0分别为第 $(k+1)T_{\text{s}}$ 周期内最优电压矢量和零电压矢量作用时蜗杆定子交轴电流斜率，其可以通过电流状态方程得到

$$s_0=\left.\frac{\mathrm{d}i_q}{\mathrm{d}t}\right|_{u_q=0}=\frac{1}{L_{q(\theta_1)}^{k+1}}\left(-Ri_q^{k+1}+E_{q(\theta_1)}^{k+1}\right) \tag{18}$$

$$s_{\text{op}}=\left.\frac{\mathrm{d}i_q}{\mathrm{d}t}\right|_{u_q=u_{q_\text{op}}^{k+1}}=s_0+\frac{u_{q_\text{op}}^{k+1}}{L_{q(\theta_1)}^{k+1}} \tag{19}$$

式中：$u_{q_\text{op}}^{k+1}$为第 $(k+1)T_{\text{s}}$ 周期内最优电压矢量的交轴分量。

联立式 (17)～式 (19)，得到最优电压矢量的占空比为

$$d_{\text{op}}=\frac{t_{\text{op}}}{T_{\text{s}}}=\frac{\left(i_q^*-i_q^{k+1}\right)L_{q(\theta_1)}^{k+1}+\left(Ri_d^{k+1}-E_{q(\theta_1)}^{k+1}\right)T_{\text{s}}}{u_{q_\text{op}}^{k+1}T_{\text{s}}} \tag{20}$$

由于计算得到的最优电压矢量的占空比可能不在 [0,1] 范围内，要对最优电压矢量的占空比进行限制。

$$d_{\text{op}}=\begin{cases}0 & d_{\text{op}}<0\\ 1 & d_{\text{op}}>1\end{cases} \tag{21}$$

考虑零电压矢量对应 2 种逆变器的开关状态，进一步，可得到逆变器的三相开关对应的占空比为

$$d_i=d_{\text{op}}S_{\text{op}_i}+\frac{1-d_{\text{op}}}{2} \tag{22}$$

式中：i 取 a, b, c；S_{op_i}为最优电压矢量对应的各相开关状态。

在三相开关占空比的基础上，可计算得到各相开关的切换时间为

$$T_{\text{cm}_i}=\frac{(1-d_i)T_{\text{s}}}{2} \tag{23}$$

将各相开关的切换时间与一定频率的三角载波信号进行比较，生成 PWM 脉冲信号作用于逆变器。图 6 为逆变器的三相脉冲示意图。

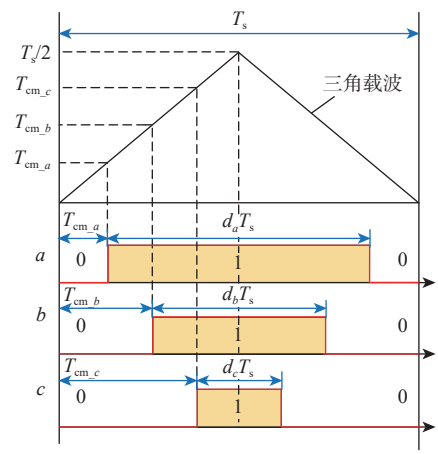


图 6　逆变器的三相脉冲示意图

Fig. 6　Three-phase pulse diagram of inverter

3.3　双矢量模型预测电流控制

在 DR-MPCC 策略中，基本电压矢量组合形式为有效电压矢量和零矢量，零矢量的存在不能保证所选择的基本电压矢量组合是最优的。TV-MPCC

策略将第2个基本电压矢量的选择范围从零矢量扩展为基本有效电压矢量与零矢量，确保了电压矢量组合是全局最优。

对于永磁超环面电机的TV-MPCC策略，首先，通过蜗杆电流预测、价值函数寻优，在8个基本电压矢量中选择出第一最优电压矢量 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{opv}}$。然后，按照相同环节对第二最优电压矢量 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{opr}}$ 进行选择。将第一最优电压矢量和其余7个基本电压矢量 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{r}}$ 分别组合，将组合电压矢量的直交轴分量作为预测时的控制量。当确定了最优的电压矢量组合时，组合中的另一电压矢量即为第二最优电压矢量。

根据交轴蜗杆电流无差拍原则可得

$$i_q^{k+2}=i_q^{k+1}+s_{\mathrm{v}}t_{\mathrm{v}}+s_{\mathrm{r}}(T_{\mathrm{s}}-t_{\mathrm{v}})=i_q^{*} \tag{24}$$

式中：t_{v} 为 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{opv}}$ 在第 $(k+1)T_{\mathrm{s}}$ 周期内的作用时间；s_{v} 和 s_{r} 分别为第 $(k+1)T_{\mathrm{s}}$ 周期内 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{opv}}$ 和 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{r}}$ 作用时交轴蜗杆电流斜率，其可以通过电流状态方程得到

$$s_{\mathrm{v}}=\left.\frac{\mathrm{d}i_q}{\mathrm{d}t}\right|_{u_q=u_{q\mathrm{v}}^{k+1}}=s_0+\frac{u_{q\mathrm{v}}^{k+1}}{L_{q(\theta_1)}^{k+1}} \tag{25}$$

$$s_{\mathrm{r}}=\left.\frac{\mathrm{d}i_q}{\mathrm{d}t}\right|_{u_q=u_{q\mathrm{r}}^{k+1}}=s_0+\frac{u_{q\mathrm{r}}^{k+1}}{L_{q(\theta_1)}^{k+1}} \tag{26}$$

式中：$u_{q\mathrm{v}}^{k+1}$ 和 $u_{q\mathrm{r}}^{k+1}$ 分别为 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{opv}}$ 和 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{r}}$ 的交轴电压分量。

联立式(24)～式(26)，可得 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{opv}}$ 在第 $(k+1)T_{\mathrm{s}}$ 周期内的作用时间为

$$t_{\mathrm{v}}=\frac{\left(i_q^{*}-i_q^{k+1}\right)L_{q(\theta_1)}^{k+1}+\left(Ri_d^{k+1}-E_{q(\theta_1)}^{k+1}-u_{q\mathrm{r}}^{k+1}\right)T_{\mathrm{s}}}{u_{q\mathrm{v}}^{k+1}-u_{q\mathrm{r}}^{k+1}} \tag{27}$$

由于 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{opv}}$ 的作用时间不能超过一个采样周期，要对作用时间进行如下限制：

$$t_{\mathrm{v}}=\begin{cases}0 & t_{\mathrm{v}}<0\\ T_{\mathrm{s}} & t_{\mathrm{v}}>T_{\mathrm{s}}\end{cases} \tag{28}$$

同时，得到 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{r}}$ 的作用时间为

$$t_{\mathrm{r}}=T_{\mathrm{s}}-t_{\mathrm{v}} \tag{29}$$

在第2次对蜗杆电流进行预测时，组合电压矢量的直交轴电压分量可表示为

$$\begin{cases}u_d^{k+1}=t_{\mathrm{v}}u_{d\mathrm{v}}^{k+1}+(T_{\mathrm{s}}-t_{\mathrm{v}})u_{d\mathrm{r}}^{k+1}\\ u_q^{k+1}=t_{\mathrm{v}}u_{q\mathrm{v}}^{k+1}+(T_{\mathrm{s}}-t_{\mathrm{v}})u_{q\mathrm{r}}^{k+1}\end{cases} \tag{30}$$

式中：$u_{d\mathrm{v}}^{k+1}$ 和 $u_{d\mathrm{r}}^{k+1}$ 分别为 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{opv}}$ 和 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{r}}$ 的直轴电压分量。

联立式(14)和式(30)，可计算不同电压矢量组合所对应的预测电流值。经过价值函数寻优得到第二最优电压矢量，但保证2个最优电压矢量不全为零矢量。通过计算2个最优电压矢量的作用时间，可得到逆变器的三相开关对应的占空比为

$$d_i=\frac{t_{\mathrm{v}}}{T_{\mathrm{s}}}S_{\mathrm{v}_i}+\frac{t_{\mathrm{r}}}{T_{\mathrm{s}}}S_{\mathrm{r}_i} \tag{31}$$

式中：S_{v_i} 和 S_{r_i} 分别为 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{opv}}$ 和 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{opr}}$ 对应的各相开关状态。

最终，通过脉冲调制以控制逆变器运行。

4 优化三矢量模型预测电流控制

TV-MPCC策略扩展了第二最优电压矢量的选择范围，但增加了预测和寻优的次数，使得计算量有所增加。为减少计算量的同时增加采样周期内作用的电压矢量个数，采用OTV-MPCC策略。

4.1 优化三矢量模型预测电流控制原理

在一个采样周期中，OTV-MPCC策略作用2个有效电压矢量和1个零电压矢量。OTV-MPCC策略会经过2次电压矢量的选择过程：第1次从6个有效电压矢量中选择出最优电压矢量 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{opx}}$；第2次将 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{opx}}$ 和其余5个有效电压矢量 $\boldsymbol{U}_y$ 及零电压矢量 $\boldsymbol{U}_z$ 分别进行组合。考虑各电压矢量的作用时间，5种不同的电压矢量组合共形成5个合成电压矢量。经过电流预测和价值函数寻优环节，可得到最优合成电压矢量 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{opt}}$。

4.2 电压矢量的选择

在永磁超环面电机OTV-MPCC策略中，利用价值函数寻优得到 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{opx}}$ 后，根据 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{opx}}$ 所在位置进行电压矢量组合。电压矢量的选取原则如表1所示。

表1 电压矢量选择

Table 1 Voltage vector selection

$\boldsymbol{U}_{\mathrm{opx}}$	$\boldsymbol{U}_y$	$\boldsymbol{U}_z$
$\boldsymbol{U}_1$	$\boldsymbol{U}_2$, $\boldsymbol{U}_3$, $\boldsymbol{U}_4$, $\boldsymbol{U}_5$, $\boldsymbol{U}_6$	$\boldsymbol{U}_0$ 或 $\boldsymbol{U}_7$
$\boldsymbol{U}_2$	$\boldsymbol{U}_1$, $\boldsymbol{U}_3$, $\boldsymbol{U}_4$, $\boldsymbol{U}_5$, $\boldsymbol{U}_6$	$\boldsymbol{U}_0$ 或 $\boldsymbol{U}_7$
$\boldsymbol{U}_3$	$\boldsymbol{U}_1$, $\boldsymbol{U}_2$, $\boldsymbol{U}_4$, $\boldsymbol{U}_5$, $\boldsymbol{U}_6$	$\boldsymbol{U}_0$ 或 $\boldsymbol{U}_7$
$\boldsymbol{U}_4$	$\boldsymbol{U}_1$, $\boldsymbol{U}_2$, $\boldsymbol{U}_3$, $\boldsymbol{U}_5$, $\boldsymbol{U}_6$	$\boldsymbol{U}_0$ 或 $\boldsymbol{U}_7$
$\boldsymbol{U}_5$	$\boldsymbol{U}_1$, $\boldsymbol{U}_2$, $\boldsymbol{U}_3$, $\boldsymbol{U}_4$, $\boldsymbol{U}_6$	$\boldsymbol{U}_0$ 或 $\boldsymbol{U}_7$
$\boldsymbol{U}_6$	$\boldsymbol{U}_1$, $\boldsymbol{U}_2$, $\boldsymbol{U}_3$, $\boldsymbol{U}_4$, $\boldsymbol{U}_5$	$\boldsymbol{U}_0$ 或 $\boldsymbol{U}_7$

4.3 作用时间的计算

在进行第2次电压矢量选择时，需要预先分配组合中各电压矢量的作用时间。根据直交轴蜗杆电流的无差拍原则，可得

$$i_d^{k+2}=i_d^{k+1}+s_{dx}t_x+s_{dy}t_y+s_{dz}t_z=i_d^{*} \tag{32}$$

$$i_q^{k+2}=i_q^{k+1}+s_{qx}t_x+s_{qy}t_y+s_{qz}t_z=i_q^{*} \tag{33}$$

式中：t_x、t_y、t_z 分别为 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{opx}}$、$\boldsymbol{U}_y$、$\boldsymbol{U}_z$ 在第 $(k+1)T_{\mathrm{s}}$ 周期内的作用时间；s_{dx}、s_{qx}、s_{dy}、s_{qy}、s_{dz}、s_{qz} 分别为第 $(k+1)T_{\mathrm{s}}$ 周期内 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{opx}}$、$\boldsymbol{U}_y$、$\boldsymbol{U}_z$ 作用时直交轴电流斜率，其可以通过电流状态方程得到

$$\begin{cases}s_{dz}=\left.\dfrac{\mathrm{d}i_d}{\mathrm{d}t}\right|_{u_d=0}=\dfrac{1}{L_{d(\theta_1)}^{k+1}}\left(-Ri_d^{k+1}+E_{d(\theta_1)}^{k+1}\right)\\ s_{qz}=\left.\dfrac{\mathrm{d}i_q}{\mathrm{d}t}\right|_{u_q=0}=\dfrac{1}{L_{q(\theta_1)}^{k+1}}\left(-Ri_d^{k+1}+E_{q(\theta_1)}^{k+1}\right)\end{cases} \tag{34}$$

$$\begin{cases}s_{dx}=\left.\dfrac{\mathrm{d}i_d}{\mathrm{d}t}\right|_{u_d=u_{dx}^{k+1}}=s_{dz}+\dfrac{u_{dx}^{k+1}}{L_{d(\theta_1)}^{k+1}}\\ s_{qx}=\left.\dfrac{\mathrm{d}i_q}{\mathrm{d}t}\right|_{u_q=u_{qx}^{k+1}}=s_{qz}+\dfrac{u_{qx}^{k+1}}{L_{q(\theta_1)}^{k+1}}\end{cases} \tag{35}$$

$$\begin{cases} s_{dy}=\left.\dfrac{\mathrm{d}i_d}{\mathrm{d}t}\right|_{u_d=u_{dy}^{k+1}}=s_{dz}+\dfrac{u_{dy}^{k+1}}{L_{d(\theta_1)}^{k+1}} \\ s_{qy}=\left.\dfrac{\mathrm{d}i_q}{\mathrm{d}t}\right|_{u_q=u_{qy}^{k+1}}=s_{qz}+\dfrac{u_{qy}^{k+1}}{L_{q(\theta_1)}^{k+1}} \end{cases} \tag{36}$$

联立式 (32)～式 (36)，可得各电压矢量的作用时间分别为

$$t_x=\frac{(s_{qz}-s_{qy})(i_d^*-i_d^{k+1})+(s_{dy}-s_{dz})(i_q^*-i_q^{k+1})+(s_{qy}s_{dz}-s_{dy}s_{qz})T_\mathrm{s}}{s_{dy}s_{qz}+s_{dz}s_{qx}+s_{dx}s_{qy}-s_{dy}s_{qx}-s_{dz}s_{qy}-s_{dx}s_{qz}} \tag{37}$$

$$t_y=\frac{(s_{qx}-s_{qz})(i_d^*-i_d^{k+1})+(s_{dz}-s_{dx})(i_q^*-i_q^{k+1})+(s_{dx}s_{qz}-s_{qx}s_{dz})T_\mathrm{s}}{s_{dy}s_{qz}+s_{dz}s_{qx}+s_{dx}s_{qy}-s_{dy}s_{qx}-s_{dz}s_{qy}-s_{dx}s_{qz}} \tag{38}$$

$$t_z=T_\mathrm{s}-t_x-t_y \tag{39}$$

为保证各电压矢量的作用时间是合理有效的，需要进一步对 t_x、t_y、t_z进行判断。主要分为如下情况：

1）如果t_x、t_y、t_z均在 $[0,T_\mathrm{s}]$ 内，则可全部采用。

2）如果t_x、t_y、t_z中任意 2 个不在 $[0,T_\mathrm{s}]$ 内，则令范围内的电压矢量作用时间为 T_s。

3）如果t_x、t_y、t_z中仅有t_x或t_y不在 $[0,T_\mathrm{s}]$ 内，假设t_x不在采样周期内，则令t_x=0，$t_z=T_\mathrm{s}-t_y$。若仅有t_z不在 $[0,T_\mathrm{s}]$ 内，且其余两者之和大于 T_s，此时需要进行过调制处理。调制后作用时间为

$$\begin{cases} t_x^*=\dfrac{t_x}{t_x+t_y}T_\mathrm{s} \\ t_y^*=\dfrac{t_y}{t_x+t_y}T_\mathrm{s} \end{cases} \tag{40}$$

4.4　电压矢量的合成与输出

在各电压矢量作用时间的基础上，可以得到合成电压矢量的直交轴分量为

$$\begin{cases} u_d^{k+1}=\dfrac{t_x^{k+1}}{T_\mathrm{s}}u_{dx}^{k+1}+\dfrac{t_y^{k+1}}{T_\mathrm{s}}u_{dy}^{k+1}+\dfrac{t_z^{k+1}}{T_\mathrm{s}}u_{dz}^{k+1} \\ u_q^{k+1}=\dfrac{t_x^{k+1}}{T_\mathrm{s}}u_{qx}^{k+1}+\dfrac{t_y^{k+1}}{T_\mathrm{s}}u_{qy}^{k+1}+\dfrac{t_z^{k+1}}{T_\mathrm{s}}u_{qz}^{k+1} \end{cases} \tag{41}$$

联立式 (14) 和式 (41)，计算不同合成电压矢量所对应的预测电流值。经过价值函数寻优得到第二最优电压矢量 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{opy}}$，以减少开关损耗为原则选取零电压矢量 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{opz}}$。同理，进一步对逆变器的三相开关对应的占空比进行求解。

$$d_i=\frac{t_x}{T_\mathrm{s}}S_{x_i}+\frac{t_y}{T_\mathrm{s}}S_{y_i}+\frac{1}{2}\cdot\frac{t_z}{T_\mathrm{s}} \tag{42}$$

式中：S_{x_i}、S_{y_i} 分别为 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{opx}}$、$\boldsymbol{U}_{\mathrm{opy}}$ 对应的各相开关状态。

最终，通过脉冲调制以控制逆变器运行。进一步给出永磁超环面电机 OTV-MPCC 系统的结构框图与流程，分别如图 7 和图 8 所示。

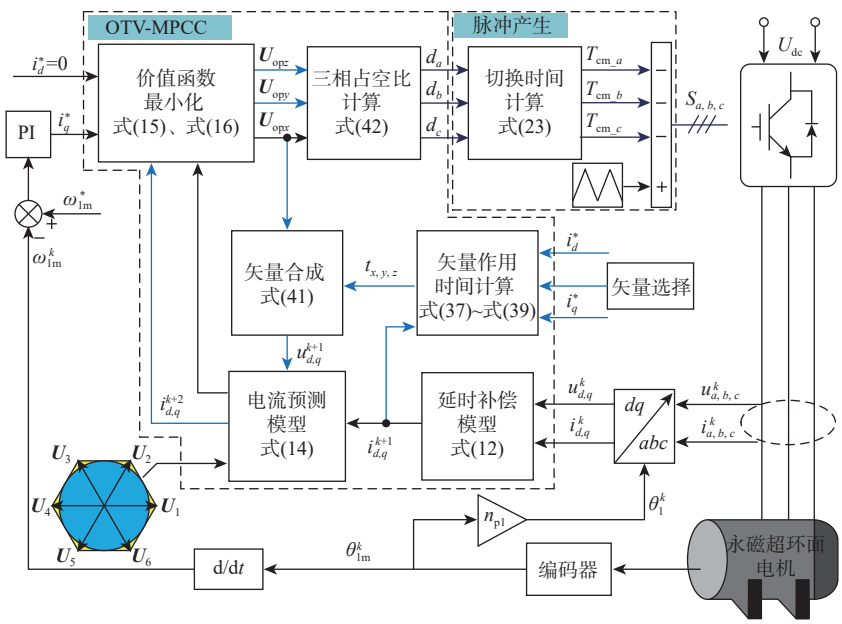


图 7　永磁超环面电机 OTV-MPCC 系统结构框图

Fig. 7　Block diagram of OTV-MPCC system for permanent magnet toroidal motor

4.5　控制策略的比较

为进一步对比 DR-MPCC、TV-MPCC、OTV-MPCC 这 3 种控制策略，从电压矢量的数目、选择范围、作用时间计算方式及电流预测次数 4 个方面进行分析，如表 2 所示。

结合表 2 可得出以下结论：

1）在一个采样周期内，DR-MPCC 与 TV-MPCC 策略均作用 2 个基本电压矢量。但相较于 DR-MPCC 策略，由于备选电压矢量增加，导致 TV-MPCC 策略的预测次数增大。相较于其他 2 种控制策略，OTV-MPCC 策略在一个采样周期内作用的电压矢量增加，有助于获得更好的控制效果；同时保证了 OTV-MPCC 策略的预测次数比 TV-MPCC 策略少，有助于减小计算量。

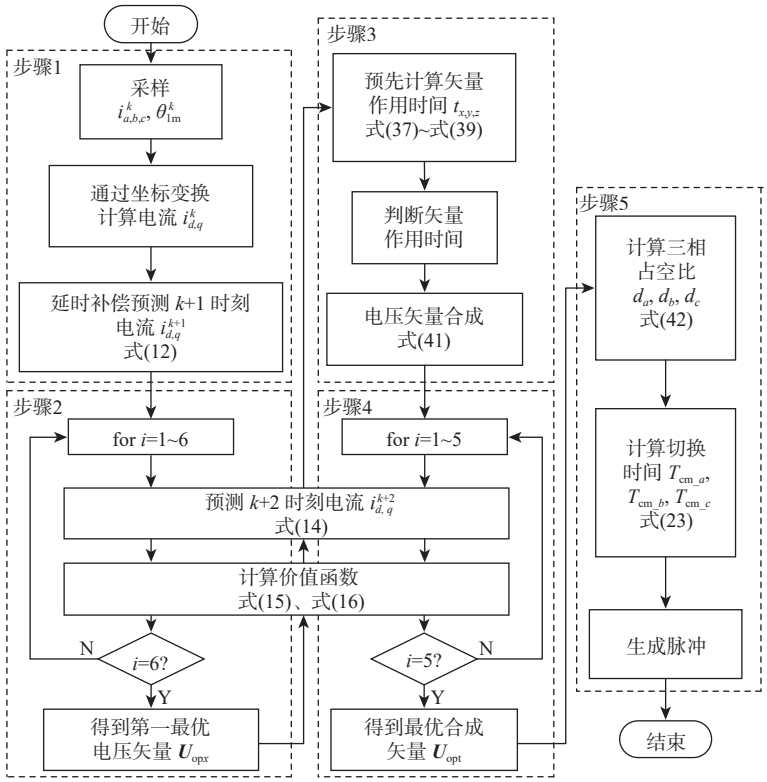


图 8 永磁超环面电机 OTV-MPCC 系统流程

Fig. 8 Flow diagram of OTV-MPCC system for permanent magnet toroidal motor

表 2 控制策略的比较

Table 2 Comparison of control strategies

控制策略	电压矢量数目	电流预测次数	电压矢量的选择范围	作用时间的计算方式
DR-MPCC	2	6	方向固定 幅值可调	q轴电流 无差拍
TV-MPCC	2	15	方向可调 幅值可调	q轴电流 无差拍
OTV-MPCC	3	11	方向可调 幅值可调	d-q轴电流 无差拍

2）3 种控制策略的电压矢量选择范围如图 9 所示。对于 DR-MPCC 策略，电压矢量选择范围为图 9(a) 中 6 条幅值可调、方向固定的直线。在 TV-MPCC 与 OTV-MPCC 策略中，可调节电压矢量的幅值与方向。对于 TV-MPCC 策略，电压矢量选择范围为图 9(b) 中整个扇形区域。对于 OTV-MPCC 策略，假设第一最优电压矢量为 $\boldsymbol{U}_2$，则可能合成电压矢量的组合有 ($\boldsymbol{U}_2$, $\boldsymbol{U}_1$, $\boldsymbol{U}_7$)、($\boldsymbol{U}_2$, $\boldsymbol{U}_3$, $\boldsymbol{U}_0$)、($\boldsymbol{U}_2$, $\boldsymbol{U}_4$, $\boldsymbol{U}_7$)、($\boldsymbol{U}_2$, $\boldsymbol{U}_5$, $\boldsymbol{U}_0$)、($\boldsymbol{U}_2$, $\boldsymbol{U}_6$, $\boldsymbol{U}_7$)。上述电压矢量组合的选择范围仅占扇形区域的一半。因此，与 TV-MPCC 策略相比，OTV-MPCC 策略可减少电压矢量选择范围，加快电压矢量的选择速度。

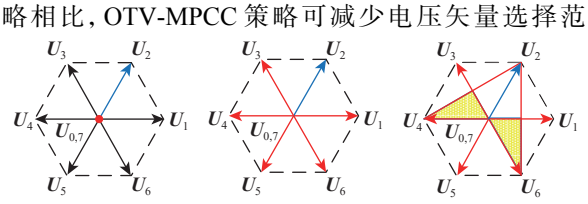


图 9 电压矢量选择范围示意图

Fig. 9 Schematic diagram of voltage vector selection range

5 仿真分析

为验证本文提出的 OTV-MPCC 策略的可行性，在 MATLAB/Simulink 中对永磁超环面电机 DR-MPCC、TV-MPCC 及 OTV-MPCC 策略进行对比研究。3 种控制策略的采样周期设置为 T_s=5×10^{-5} s；转速环 PI 参数设置相同。用于仿真分析的永磁超环面电机参数如表 3 所示。

表 3 永磁超环面电机参数

Table 3 Parameters of permanent magnet toroidal motor

参数	数值
R/Ω	3.8
n_{p1}	4
z_3	28
z_2	12
$\varphi_{\sqrt{}}$/(°)	90
k_1	0.3
k_2	5
B/(N·m·s)	0.001
J/(kg·m^2)	0.001 5
L'_{s0}/H	0.012
L'_{s2}/H	0.004
L''_{s2}/H	0.003
U_{dc}/V	380
ψ_f/Wb	0.26

5.1 稳态性能分析

图 10 为 3 种控制策略下永磁超环面电机的三相蜗杆电流波形，此时给定转速为 1 000 r/min，负载为

4 N·m。通过图 10 可以看出，3 种控制策略下的蜗杆电流波形存在周期性的小波动，这是受到永磁超环面电机时变参数的影响。同时，由于蜗杆内定子的变截面结构的特殊性，三相电流的波形存在差异。DR-MPCC、TV-MPCC 及 OTV-MPCC 策略下的蜗杆电流脉动依次减小，OTV-MPCC 策略下的电流波形最为平滑。为进一步验证 3 种控制策略对电流的控制效果，通过 FFT 分析得到 *a* 相蜗杆电流频谱，如图 11 所示。可知，DR-MPCC、TV-MPCC 及 OTV-MPCC 策略下的 *a* 相蜗杆电流总谐波畸变率分别为 22.04%、20.07% 及 18.15%。相比于 DR-MPCC 与 TV-MPCC 策略，OTV-MPCC 策略下的 *a* 相蜗杆电流总谐波畸变率相对减少了 17.65% 与 9.57%，因此，本文提出的 OTV-MPCC 策略能更好地抑制电流谐波。

图 12 为稳态条件下采用 3 种控制策略的永磁超环面电机的转速、转矩和直交轴电流波形。可知，3 种控制策略下的转速、转矩及直交轴电流在稳态运行时均存在周期性波动。3 种控制策略下，转速波形一致。与 DR-MPCC 策略相比，TV-MPCC 策略下转矩脉动及直交轴电流脉动相对减少，但远

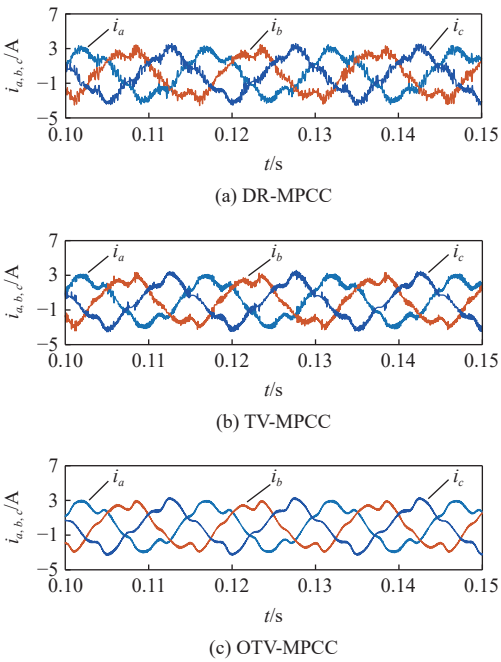


图 10　三相蜗杆电流波形

Fig. 10　Three-phase worm currents waveform

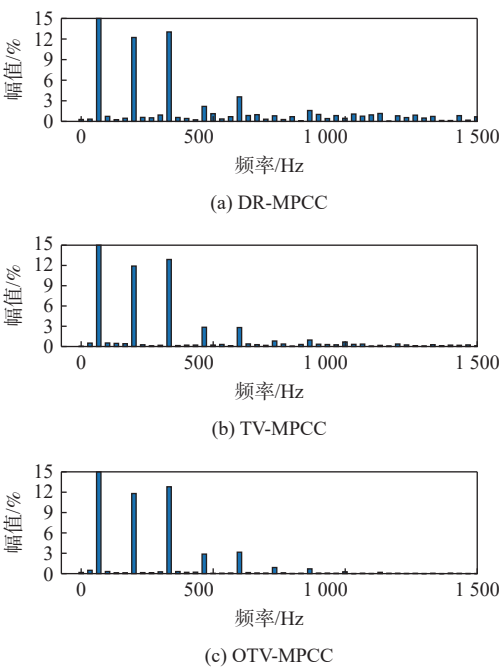


图 11　*a* 相蜗杆电流频谱

Fig. 11　Harmonic spectra of *a*-phase worm current

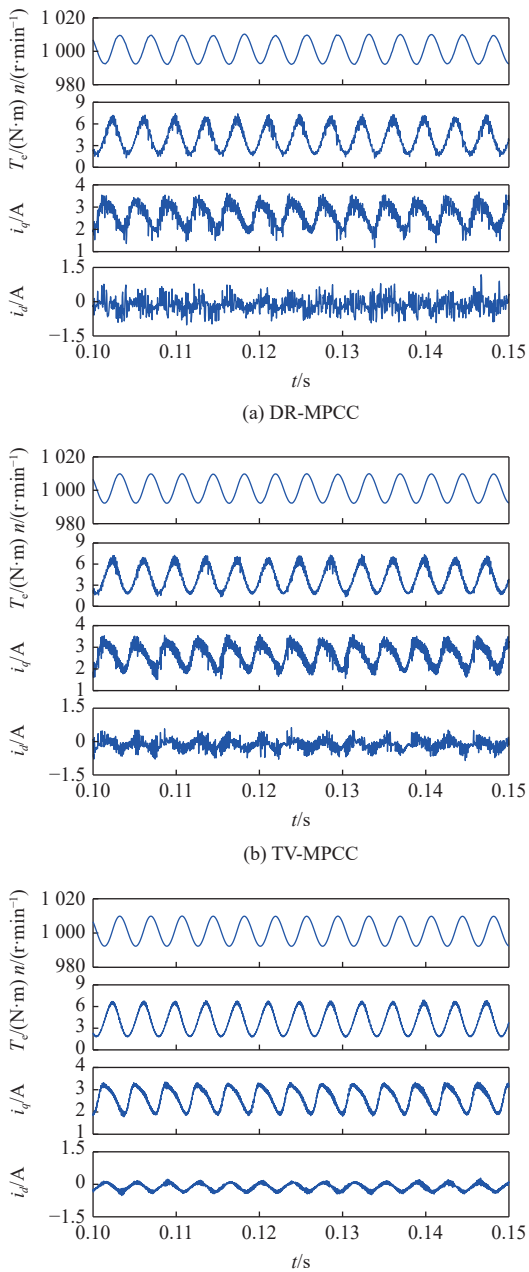


图 12　稳态条件下的输出波形

Fig. 12　Output waveforms at steady-state conditions

大于 OTV-MPCC 策略下的转矩脉动和电流脉动。这是由于 OTV-MPCC 策略下作用电压矢量的个数更多，且同时采用直交轴电流无差拍控制，导致输出脉动有所降低。因此，与 DR-MPCC 和 TV-MPCC 策略相比，采用 OTV-MPCC 策略的永磁超环面电机具有更好的稳态性能。

为进一步评价不同转速下采用 3 种控制策略的永磁超环面电机的稳态性能，对电机空载运行于 200, 600, 1 000, 1 400, 1 800 r/min 工况下的直交轴电流进行仿真分析。利用标准差公式计算 3 种控制策略下永磁超环面电机的直交轴电流脉动，其直轴与交轴电流的标准差为

$$\begin{cases}\sigma_{i_d}=\sqrt{\dfrac{1}{N}\displaystyle\sum_{x=1}^{N}(i_d(x)-i_{d_\mathrm{av}})^2}\\ \sigma_{i_q}=\sqrt{\dfrac{1}{N}\displaystyle\sum_{x=1}^{N}(i_q(x)-i_{q_\mathrm{av}})^2}\end{cases}\tag{43}$$

式中：σ 为标准差；N 为采样个数；$i_d(x)$和$i_q(x)$分别为直轴和交轴电流的采样数据；i_{d_av}和i_{q_av}分别为直轴和交轴电流的采样平均值。

由标注差公式得到不同转速时 3 种控制策略下的电流脉动，如图 13 所示。可以看出，不同转速时 TV-MPCC 策略下的直交轴电流脉动值均小于 DR-MPCC 策略，但大于 OTV-MPCC 策略下的直交轴电流脉动。相比于 DR-MPCC 策略，相同转速时 OTV-MPCC 策略下的直轴与交轴电流脉动分别最大降低 335% 与 202%，最小降低 45.1% 与 7%。相比于 TV-MPCC 策略，相同转速时 OTV-MPCC 策略下的直轴与交轴电流脉动分别最大降低 142% 与 141%，最小降低 13.8% 与 6%。因此，进一步验证了相比其他 2 种控制策略，OTV-MPCC 策略在提高永磁超环面电机的稳态性能方面更有优势。

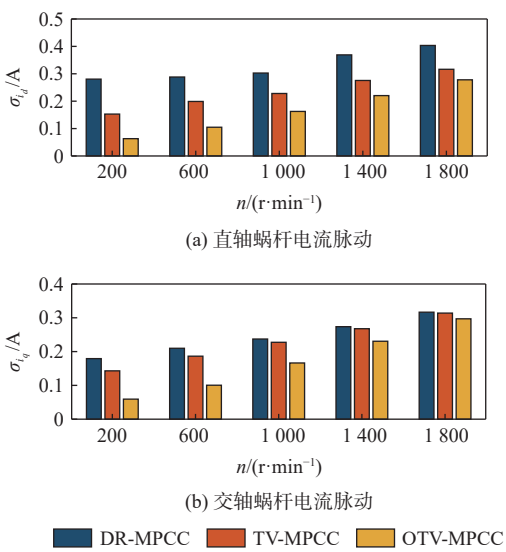


图 13 不同转速时 3 种控制策略下的电流脉动

Fig. 13 Current ripples with three control strategies at different speeds

5.2 动态性能分析

图 14 为转速变化时采用 3 种控制策略的永磁超环面电机的动态响应。永磁超环面电机空载运行，在 0.12 s 时转速从 1 000 r/min 加速至 1 200 r/min。通过图 14 可看出，在永磁超环面电机的变速运行阶段，DR-MPCC、TV-MPCC 及 OTV-MPCC 策略下的转速、转矩及交轴电流会产生超调，其动态调整时间均为 46 ms。同时，由于 OTV-MPCC 策略下输出脉动更低，该策略下转矩与交轴电流超调量有所减少。3 种控制策略下的直轴电流受转速变化的影

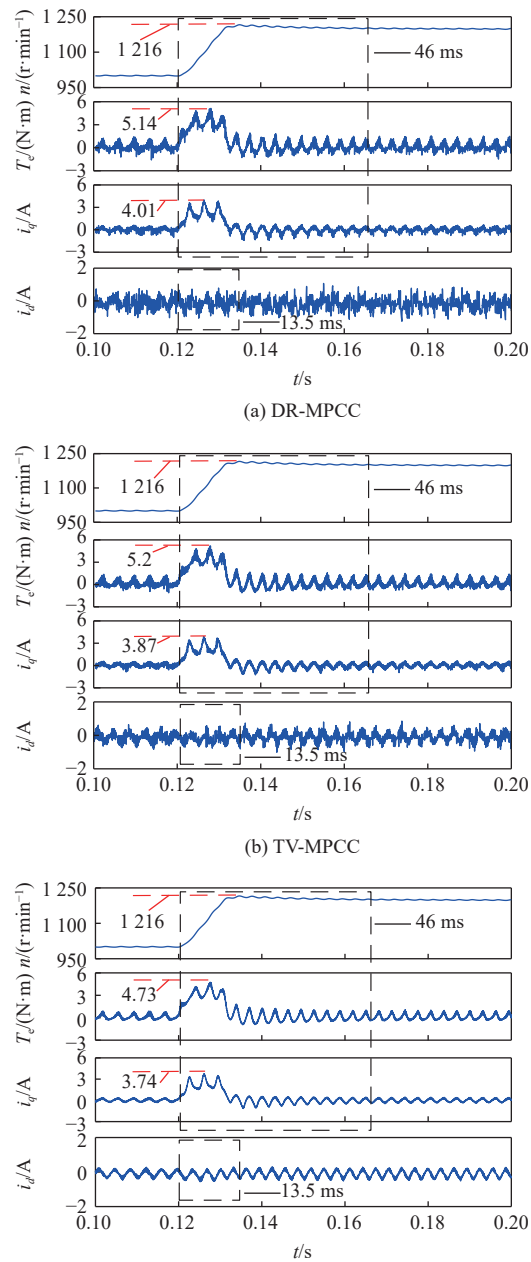
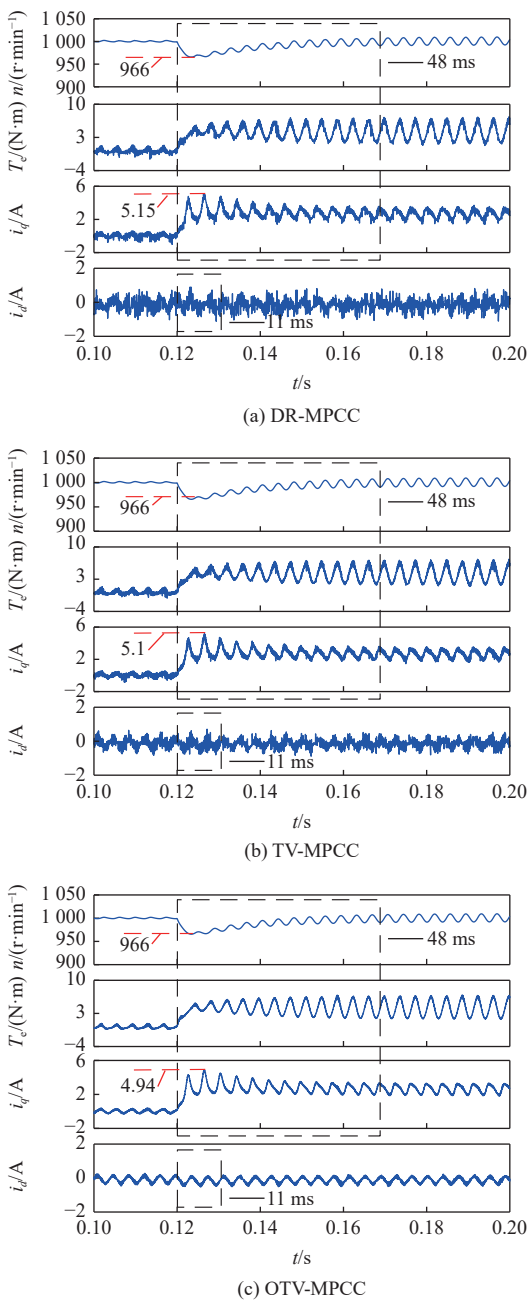


图 14 转速变化时的动态响应

Fig. 14 Dynamic response at speed change

响很小, 其动态调整时间为 13.5 ms。因此, OTV-MPCC 策略具有与 DR-MPCC 及 TV-MPCC 策略相似的动态响应。

图 15 为突加负载时采用 3 种控制策略的永磁超环面电机的动态响应。永磁超环面电机转速恒定为 1 000 r/min, 在 0.12 s 时, 负载转矩从 0 N·m 突变至 4 N·m。仿真结果表明, 在突加负载后, 3 种控制策略下的转速、转矩及交轴电流经过短暂的调整过程后快速恢复至稳态值, 其动态调整的时间为 48 ms。3 种控制策略下的直轴电流经过 11 ms 恢复至参考值, 且变化幅度很小。因此, 与 DR-MPCC 及 TV-MPCC 策略相比, OTV-MPCC 策略同样具有快速的响应速度和良好的抗干扰能力。同时, 在永磁超环面电机的运行过程中, OTV-MPCC 与 TV-MPCC 策略的稳态性能要优于 DR-MPCC 策略。但与 TV-MPCC 策略相比, OTV-MPCC 策略通过减少电流预测的次数来降低计算量。同时, OTV-MPCC 策略有更优越的稳态性能, 并具有与 TV-MPCC 策略相当的动态性能。



(a) DR-MPCC

(b) TV-MPCC

(c) OTV-MPCC

图 15　突加负载时的动态响应

Fig. 15　Dynamic response at sudden load application

6　结　论

1) 基于永磁超环面电机的结构原理, 建立了时变非线性的数学模型。研究发现, 周期性波动输出受到行星轮个数、环面外定子齿数、蜗杆内定子包角及行星轮齿数的影响。

2) 为提高传统预测控制策略下永磁超环面电机的稳态性能, 研究了 OTV-MPCC 策略, 并通过仿真分析验证了 OTV-MPCC 策略的有效性。研究结果表明, OTV-MPCC 策略下, 永磁超环面电机在变转速与变转矩阶段具有快速的响应速度, OTV-MPCC 策略具有与 DR-MPCC 及 TV-MPCC 策略相同的动态性能。

3) 与 DR-MPCC 及 TV-MPCC 策略相比, OTV-MPCC 策略下的永磁超环面电机具有更小的电流总谐波畸变率、电流脉动及转矩脉动。因此, 本文提出的 OTV-MPCC 策略在提高永磁超环面电机的稳态性能方面更有优势。

参考文献 (References)

[1] 刘佳敏, 葛召炎, 吴轩, 等. 基于占空比调制的永磁同步电机预测电流控制[J]. 中国电机工程学报, 2020, 40(10): 3319-3328.
LIU J M, GE Z Y, WU X, et al. Predictive current control of permanent magnet synchronous motor based on duty-cycle modulation[J]. Proceedings of the CSEE, 2020, 40(10): 3319-3328(in Chinese).

[2] LIU S Y, LIU C H. Virtual-vector-based robust predictive current control for dual three-phase PMSM[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2021, 68(3): 2048-2058.

[3] 赵亚辉, 冯明, 李卫文. 基于 SMO 的改进型转子位置检测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(12): 2329-2338.
ZHAO Y H, FENG M, LI W W. Improved rotor position detection method based on SMO[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(12): 2329-2338(in Chinese).

[4] ZENG X L, YAO L G, ZHANG J, et al. Mathematical modeling and characteristics analysis of the toroidal drive with elastic deformation in the conjugating process[J]. IEEE Access, 2020, 7: 131234-131247.

[5] 郝秀红, 朱学军, 许立忠. 机电集成超环面传动系统参数振动研究[J]. 振动与冲击, 2013, 32(22): 113-118.
HAO X H, ZHU X J, XU L Z. Parametric vibration of an electromechanical integrated toroidal drive[J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 32(22): 113-118(in Chinese).

[6] XU L Z, FU L P. Toroidal drive with half stator[J]. Advances in

Mechanical Engineering, 2015, 7(6): 1687814015589270.

[7] XU L Z, LI R, SONG W T. Permanent magnetic toroidal drive with half stator[J]. Advances in Mechanical Engineering, 2017, 9(1): 1687814016686316.

[8] LIU X, SUN M P, WANG X Y. Analysis of end-effect force and weakening method for permanent magnet toroidal motor[J]. IEEE Transactions on Magnetics, 2020, 56(12): 8200707.

[9] 刘欣, 许立忠, 聂岭. 新型超环面混合励磁电机的结构及特性分析[J]. 中国电机工程学报, 2015, 35(20): 5335-5343.
LIU X, XU L Z, NIE L. Structure and characteristic analysis of a novel toroidal motor with hybrid excitation[J]. Proceedings of the CSEE, 2015, 35(20): 5335-5343(in Chinese).

[10] 李争, 安金峰, 肖宇, 等. 基于自适应观测器的永磁同步直线电机模型预测控制系统设计[J]. 电工技术学报, 2021, 36(6): 1190-1200.
LI Z, AN J F, XIAO Y, et al. Design of model predictive control system for permanent magnet synchronous linear motor based on adaptive observer[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2021, 36(6): 1190-1200(in Chinese).

[11] ZHANG Y Q, YIN Z G, LI W, et al. Adaptive sliding-mode-based speed control in finite control set model predictive torque control for induction motors[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2021, 36(7): 8076-8087.

[12] 徐艳平, 王极兵, 张保程, 等. 永磁同步电机三矢量模型预测电流控制[J]. 电工技术学报, 2018, 33(5): 980-988.
XU Y P, WANG J B, ZHANG B C, et al. Three-vector-based model predictive current control for permanent magnet synchronous motor[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2018, 33(5): 980-988(in Chinese).

[13] SUN X D, LI T, TIAN X, et al. Fault-tolerant operation of a six-phase permanent magnet synchronous hub motor based on model predictive current control with virtual voltage vectors[J]. IEEE Transactions on Energy Conversion, 2022, 37(1): 337-346.

[14] XIE H T, WANG F X, XUN Q, et al. A low-complexity gradient descent solution with backtracking iteration approach for finite control set predictive current control[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2022, 69(5): 4522-4533.

[15] ZHANG Y C, JIANG H, YANG H T. Model predictive control of PMSM drives based on general discrete space vector modulation[J]. IEEE Transactions on Energy Conversion, 2021, 36(2): 1300-1307.

[16] YUAN J, WEN D D, ZHANG Y. Model predictive current control strategy with reduced computation burden[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2021, 2021: 6677543.

[17] ZHANG X G, ZHAO Z H, CHENG Y, et al. Robust model predictive current control based on inductance and flux linkage extraction algorithm[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2020, 69(12): 14893-14902.

[18] XU D Z, ZHAO W X, TANG H Y, et al. Three-vector-based model predictive current control with zero-sequence current suppression for open-winding LPMVM drives[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2021, 70(1): 225-236.

[19] KANG S W, SOH J H, KIM R Y. Symmetrical three-vector-based model predictive control with deadbeat solution for IPMSM in rotating reference frame[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2020, 67(1): 159-168.

[20] ZHANG Q K, YI Y P, LIU P. Robust model predictive current control without dead-zone compensation[J]. IET Electric Power Applications, 2020, 14(11): 2193-2201.

[21] ZHANG X G, YAN K, ZHANG W H. Composite vector model predictive control with time-varying control period for PMSM drives [J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2021, 7(3): 1415-1426.

Optimization three-vector-based model predictive current control for permanent magnet toroidal motor

LIU Xin[1, 2, *]，WANG Zhengyang[1]，WANG Xiaoyuan[2]

(1. Tianjin Key Laboratory of Modern Electromechanical Equipment Technology，Tiangong University，Tianjin 300387，China；
2. School of Electrical and Information Engineering，Tianjin University，Tianjin 300072，China)

Abstract：To improve the steady-state output performance of permanent magnet toroidal motor system with traditional predictive current control, the optimization three-vector-based model predictive current control (OTV-MPCC) strategy for toroidal motor was studied in this paper. A mathematical model of a toroidal motor with time-varying parameters was created in a rotating coordinate system, based on the structural principle of a toroidal motor. The influence of structural parameters on output was analyzed for toroidal motor. For toroidal motor system with time-varying parameters, the OTV-MPCC strategy was adopted. Three voltage vectors were applied in one sampling period. In the meantime, the current prediction iteration is decreased by selecting the second optimal voltage vector through a traversal of five groups of three vector combinations. Three strategies for toroidal motors were simulated and compared: the OTV-MPCC approach, the duty ratio model predictive current control (DR-MPCC) strategy, and the two-vector-based model predictive current control (TV-MPCC) method. The research results show that OTV-MPCC strategy can reduce current and torque ripple for toroidal motor effectively, and it can improve steady-state output performance.

Keywords：permanent magnet toroidal motor；optimization three-vector；model predictive control；time-varying parameters；current control

Received：2022-10-04；**Accepted**：2022-11-11；**Published Online**：2023-01-06 08：58

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230104.1608.004

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (51875408); Tianjin Research Innovation Project for Postgraduate Students (2021YJSB229)

* **Corresponding author**. E-mail：liuxin@tiangong.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0825

基于离散事件模拟的航站楼运行韧性分析

程国勇*，陈实
(中国民航大学 交通科学与工程学院，天津 300300)

摘 要：提高航站楼运行韧性是减少偶然事件下人员财产损失、减轻破坏程度、尽快恢复功能的最佳办法。目前，对航站楼缺乏基于运行性能指标时变过程的韧性定量分析理论与技术。基于此，提出综合体现鲁棒性、快速性与系统性能损失的航站楼系统综合韧性指标的航站楼运行韧性理论框架，基于离散事件模拟，得出航站楼运行系统在设备损坏、人员缺席2种扰动情景及不同扰动时间、旅客到达率下的韧性变化规律，并提出提高安检效率及设备冗余率2种韧性提升策略。结果表明：系统鲁棒性指标、性能损失指标均与扰动时间及旅客到达率呈负相关；对于设备损坏和人员缺席2种情景，提升安检效率使系统综合韧性水平分别从原有的0.325、0.054提升至0.834、0.913，提升设备冗余率使系统综合韧性水平从0.22提升至0.638。

关 键 词：航站楼运行；离散事件模拟；韧性理论；综合韧性指标；提升策略
中图分类号：U8; V351.17
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3310-09

机场航站楼是机场安全运行的物质基础。极端天气或灾变等偶然事件会造成航站楼部分设备损坏及部分工作人员无法到达岗位，同时，作为救援枢纽，航站楼旅客流量将长时间维持在高位，影响服务效率。在以上事件不能绝对避免的情况下，提高航站楼等基础设施的韧性是减少损失、减轻破坏程度、尽快恢复功能的最佳办法。韧性设计也越来越被视为关键基础设施设计的原则和政策要求，其目标是：确保在受到重大灾害或突发事件影响时，关键基础设施能够维持最低功能，并快速安全地恢复全面运营[1]。

当前，民航领域对韧性问题的关注点主要集中于航空运输网络。Clark等[2]研究美国机场网络拓扑特征，从鲁棒性及恢复策略2方面对机场网络韧性进行定量描述。王兴隆和刘洋[3]创建了航空多层网络模型，对航空多层网络在失效条件下的韧性进行测度。郭九霞[4]采用基于拓扑和数据驱动的方法对中国机场网络韧性、网络节点强度进行韧性评估，研究不同预防和控制策略对机场网络安全韧性的影响。在机场航站楼等民航基础设施韧性研究上，Huang等[5]从检测能力、抵抗能力、救援能力、恢复能力4个维度构建评价指标体系，通过计算各方案与期望水平之间的差距，计算中国台湾某机场的韧性。Bao和Zhang[6]从脆弱性和应急响应能力2方面选取指标，使用集对分析法分别计算机场空侧及陆侧韧性水平。黄润建[7]从自然环境、技术设施、服务链条和管理体系4个维度构建评价指标体系，通过集对分析法进行机场灾害韧性评价。可见，民航基础设施韧性研究尚处于起步阶段，且多是借助指标体系从多个维度评价系统抵御、吸收扰动的能力，缺乏以系统性能指标时变过程为数值表征的韧性定量评价理论方面的研究。而系统性能指标时变过程的分析对航站楼运行韧性的定量分析、薄弱环节的甄别及韧性的提升技术具有重要

收稿日期：2022-09-29；录用日期：2023-04-22；网络出版时间：2023-05-05 16:04
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230505.1154.004
基金项目：国家重点研发计划 (2021YFB2600500)
*通信作者. E-mail：gy_cheng@126.com

引用格式：程国勇，陈实. 基于离散事件模拟的航站楼运行韧性分析[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(11)：3310-3318.
CHENG G Y，CHEN S. Terminal operation resilience analysis based on discrete event simulation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(11)：3310-3318 (in Chinese).

的理论价值和指导意义。

航站楼作为旅客办理各种手续的场所, 具有旅客行动路线序列性强的特点, 其系统性能指标可通过离散事件模拟行人交通微观仿真方法获得。离散事件模拟能准确模拟客流, 将旅客活动分为旅客生成源、步行目标、使用服务(值机、安检)等过程, 并进一步连成旅客活动链, 从而分析得到旅客排队时间、客流密度等航站楼性能指标数值[8]。离散事件模拟的方法在航站楼旅客流程优化中被大量应用, 但在航站楼运行韧性定量分析方面并不常见。

基于上述背景, 本文以北方某机场 T2 航站楼为研究对象, 提出基于离散事件模拟的航站楼运行韧性分析理论。该理论可通过航站楼性能指标时变情况分析航站楼运行韧性的演化规律、薄弱环节及提升策略。本文方法可为航站楼运行韧性分析、定量评价及韧性提升提供参考。

1　航站楼系统综合韧性指标

“韧性”一词最早来源于拉丁语“resilio”, 意为恢复到原始的状态。随着韧性在不同学科领域的应用, 其由最初表示系统应对扰动时保持自身状态的能力, 到系统吸收扰动而依旧维持运转的能力[9], 发展到包括学习、适应、自组织的能力[10] 等更广泛的、不断演进的内涵。结合不同领域韧性研究现状, 本文将航站楼运行韧性定义为: 在受到突发事件或自然灾害影响时, 航站楼系统能够维持其基本服务功能, 并用最短时间和最小代价恢复甚至超过其原有功能的能力。相比其他韧性, 航站楼运行韧性侧重研究在突发事件或自然灾害影响下, 在人、机、环、管相互作用及约束下, 航站楼保持基本服务功能、维持运行状态的能力, 而不过多关注航站楼建筑工程构件的物理韧性。

航站楼运行韧性可用如图 1 所示的韧性三角形进行表征。系统初始性能水平为 P_0, 在 t_1 时刻, 系统遭受扰动, t_2 时刻系统性能水平达到最低点 $P_{\min}$, t_3 时刻系统性能水平恢复到扰动前水平 P_0, $P(t)$ 为系统性能水平时变函数。参考以往研究, 本文提出改进的鲁棒性指标 R_a、快速性指标 R_b、性能损失指标 R_c, 用于定量表征航站楼运行韧性, 表示为

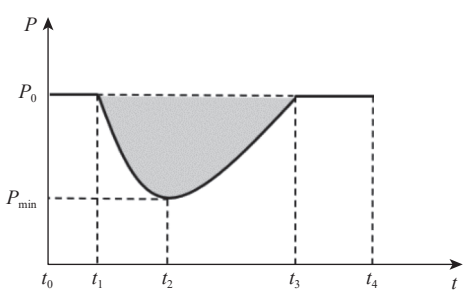


图 1　航站楼运行韧性三角形

Fig. 1　Terminal operation resilience triangle

$$R_a = \frac{P_{\min}}{P_0} \tag{1}$$

$$R_b = \frac{t_3 - t_2}{t_3 - t_1} \tag{2}$$

$$R_c = 1 - \frac{\int_{t_1}^{t_3} P(t)\mathrm{d}t}{P_0(t_3 - t_1)} \tag{3}$$

改进的鲁棒性指标反映系统的受损程度, 弥补了传统指标只能反映系统最小性能水平的问题, 但也同时存在不能反映恢复时间的缺点; 改进的快速性指标不再采用系统性能损失时间与总时间的比值, 而采用系统恢复时间占性能损失时间的比值, 更能反映系统的恢复速度; 改进的性能损失指标用系统性能损失部分与正常部分面积的比值表示, 避免了传统指标直接用性能损失部分面积表示韧性时可能出现的性能损失相同、系统韧性却不同的情况, 但存在不能反映系统恢复快慢及受扰动情况大小的缺点。因此, 将 R_a、R_b、R_c 这 3 个指标进行调整, 使其值在 0～1 之间, 且 0 代表低韧性, 1 代表高韧性, 得到新的鲁棒性指标 R_1、快速性指标 R_2、性能损失指标 R_3, 并提出综合考虑以上指标, 能反映系统受损情况、恢复快慢及性能损失大小的综合韧性指标 R, 4 个指标表示为

$$R_1 = R_a = \frac{P_{\min}}{P_0} \tag{4}$$

$$R_2 = 1 - R_b = \frac{t_2 - t_1}{t_3 - t_1} \tag{5}$$

$$R_3 = 1 - R_c = \frac{\int_{t_1}^{t_3} P(t)\mathrm{d}t}{P_0(t_3 - t_1)} \tag{6}$$

$$R = R_1 R_2 R_3 = \frac{P_{\min}(t_2 - t_1)\int_{t_1}^{t_3} P(t)\mathrm{d}t}{P_0^2(t_3 - t_1)^2} \tag{7}$$

2　航站楼运行韧性仿真分析

2.1　建模方法及研究对象

航站楼运行仿真采用 AnyLogic 软件进行。AnyLogic 行人库建模包含“环境”与“逻辑”。环境部分通过点、线画出图像, 用功能模块定义图像, 将所要模拟的行为图像化; 逻辑部分将行人库模块连接成流程图以实现模型所要模拟的旅客行为流程。建模步骤如下:

步骤 1　导入底图, 设置墙壁, 建立模型图像环境。

步骤 2　配置值机柜台、安检柜台等设施。

步骤 3 建立行为流程图。使用 pedSource、pedService、selectOutput 等模块构建行为流程图，设置旅客属性、行走路线、旅客产生地、旅客目标地等。

步骤 4 建立数据统计模块。使用 timeMeasureStart、timeMeasureEnd 等模块读取值机、安检服务平均用时等数据。

研究对象选取北方某机场 T2 航站楼离港层。平面范围为国内离港旅客进入航站楼至离开安检区部分，该部分参数如表 1 所示。建模区域环境如图 2 所示，旅客离港逻辑如图 3 所示。该机场 T2 航站楼的设计旅客吞吐量为 24 000 000 人/a，由高峰日平均旅客量≈年旅客量/300[11] 可得，T2 航站楼高峰日离港旅客量为 40 000/d=33 人/min。而航站楼离港旅客平均到达率可近似认为呈泊松分布[12]，故在模型中设置 pedSource = poisson(33)，即旅客到达率为 33 人/min 且服从泊松分布。通过实地调研，得到模型其他基础数据如表 2 所示。

表 1 仿真区域相关参数

Table 1 Relevant parameters of simulation area

参数	数值
航站楼入口/个	5
自助值机设备/台	28
人工值机设备/台	72
安检通道/条	20
行李安检仪/台	40
仿真区域宽度/m	150
仿真区域长度/m	318

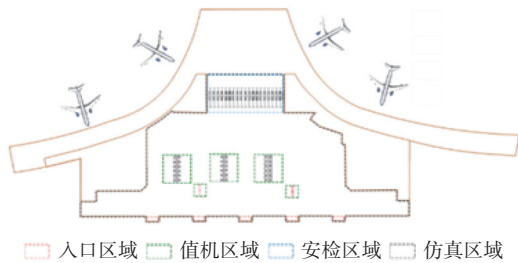


图 2 仿真区域环境

Fig. 2 Environment of simulation area

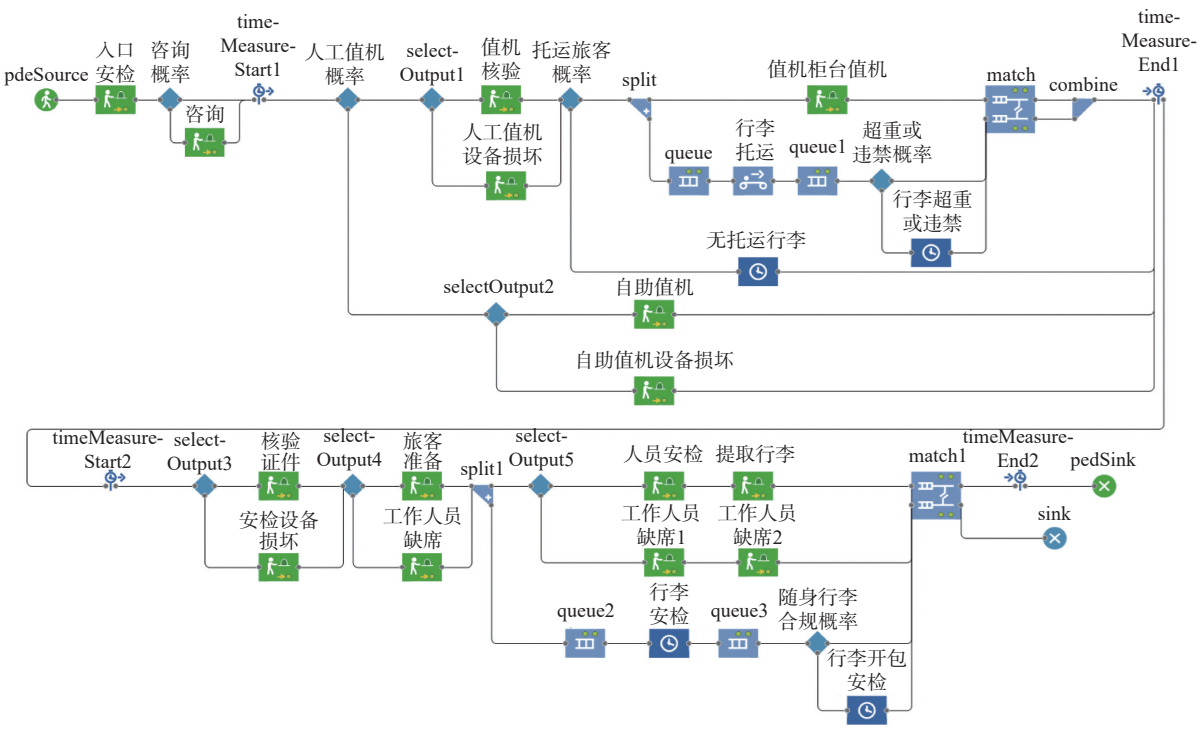


图 3 旅客离港逻辑

Fig. 3 Passenger departure logic

为提高模型运算效率，结合实际情况作如下假设：

1）开始运算前，航站楼内的旅客数为 0，且各设备运转正常。

2）仿真运算时间为航站楼一天内的运行时间 20 h。

3）旅客没有性别、年龄之分，旅客的步行速度和尺寸统一为标准成人属性。

4）进入航站楼的旅客均属办理登机手续且熟悉值机和安检所有服务流程的旅客，不考虑其他非乘机旅客的流程情况。

5）值机和安检的服务方式均为先到先服务。

6）值机柜台、安检通道无普通旅客和 VIP 旅客之分，值机柜台无航空公司值机岛之分。

表 2　旅客行为相关参数

Table 2　Relevant parameters of passenger behavior

服务流程	参数名称	服务时间/s	产生比例/%
入口检测	航站楼入口爆炸物检测	uniform(2,3)	
咨询服务	咨询时间	uniform(30,90)	5
值机服务	是否自助值机		是, 20; 否, 80
	自助值机时间	triangular(30,75,40)	
	值机核验时间	uniform(15,20)	
	行李是否托运		是, 70; 否, 30
	等待取票时间	uniform(10,15)	
	办理行李托运及取票	uniform(30,40)	
	行李是否超重或违禁		是, 20; 否, 80
	超重或违禁行李处理	triangular(25,45,30)	
安检服务	核验登机牌及证件	uniform(10,15)	
	旅客准备	uniform(10,15)	
	人员安检	uniform(30,55)	
	行李是否合规		是, 85; 否, 15
	违规行李检查	triangular(25,45,35)	
	提取行李	uniform(20,45)	

7) 不考虑候机和登机流程及中转旅客, 仅把离开安检区作为离港服务流程的终点。

2.2　模型验证

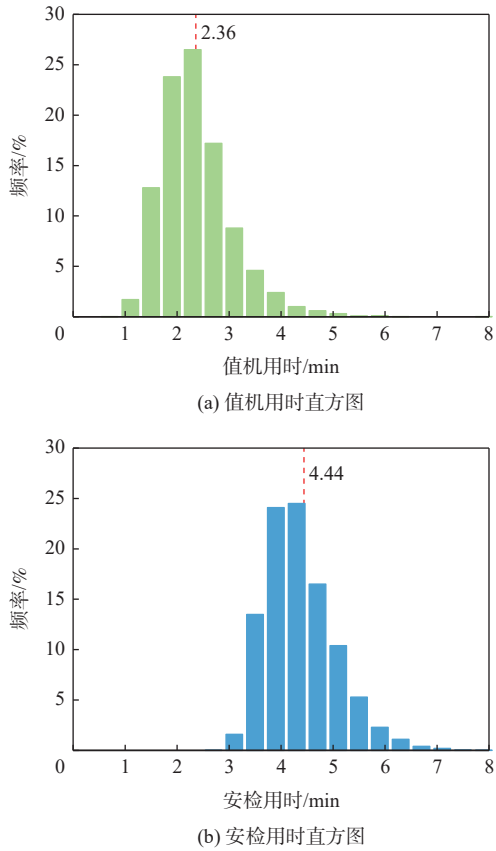
运行仿真模型, 通过 10 000 个事件模拟得出离港旅客值机平均用时为 2.36 min, 安检平均用时为 4.44 min(见图 4)。与文献 [13-15] 仿真结果相比(见表 3), 值机平均用时最大误差为−5.97%, 安检平均用时最大误差为−5.53%, 输出结果误差较小, 仿真模型可靠。

2.3　航站楼运行韧性仿真方案

基于航站楼灾害背景, 设定航站楼主要扰动情景为安检和值机设备损坏 30%、主要工作人员缺席 30%(30% 大致对应灾难中的历史记录, 且该值足够大, 可以与正常情景进行对比)[16]。选取旅客系统时间(离港旅客从进入航站楼到离开安检区所用时间)、安检出口每小时通过旅客数量、航站楼内旅客数量(指航站楼入口至安检出口范围内旅客数量)为系统性能指标, 对不同扰动情景下的航站楼离港旅客流程进行仿真, 仿真方案如下:

1) 方案 1。对航站楼系统在不同旅客到达率下, 遭受部分设备损坏、部分人员缺席 2 种扰动情景, 且扰动时间不同时的运行情况进行模拟, 得出系统各韧性指标数值。研究系统韧性在不同扰动情景、扰动时间与旅客到达率下的演化规律。

2) 方案 2。对航站楼系统在不同安检效率及设备冗余率下的运行情况进行模拟, 研究提高安检效率、设备冗余率 2 种韧性提升策略对系统韧性的影响。



(a) 值机用时直方图

(b) 安检用时直方图

图 4　值机和安检服务用时直方图

Fig. 4　Histograms of service time of check-in and security check

表 3　仿真输出结果对比

Table 3　Comparison of simulation output results

仿真软件	样本数	服务名称	平均服务用时/min	输出误差/%	数据来源
iGrafx	10 000	值机服务	2.51		文献[13]
AnyLogic	2 500	值机服务	2.38	−5.98 −0.84	文献[14]
	10 000	值机服务	2.36		本文
	20 000	安检服务	4.7		文献[15]
	10 000	安检服务	4.44	−5.53	本文

3　韧性演化规律分析

依据初步仿真结果, 设定扰动时间为 1, 2, 3, 4 h, 旅客到达率为 27, 30, 33, 36, 39 人/min, 所有扰动均在仿真开始后的第 6 h 通过控制按钮施加。设定旅客系统时间达到 90 min 或 3 个性能指标无法恢复到初始值时系统崩溃, 韧性值为 0。

3.1　未采取恢复措施情景

图 5～图 7 表示在高峰日旅客到达率(33 人/min)下, 不采取恢复措施(即扰动时间无限长)时, 设备损坏、人员缺席及正常情景下航站楼性能指标的时变情况。结果表明, 无论扰动情景为设备损坏还是人员缺席, 在不采取恢复措施的情况下, 航站楼系统都会崩溃, 无法恢复到扰动前水平; 且相较设备

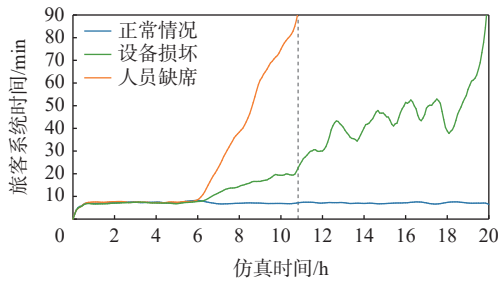


图 5 旅客系统时间变化

Fig. 5 Variation of passenger system time

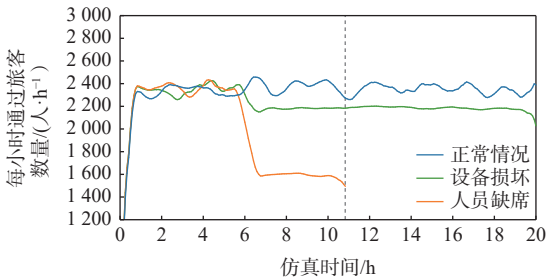


图 6 每小时通过旅客数量变化

Fig. 6 Variation of number of passengers passing through per hour

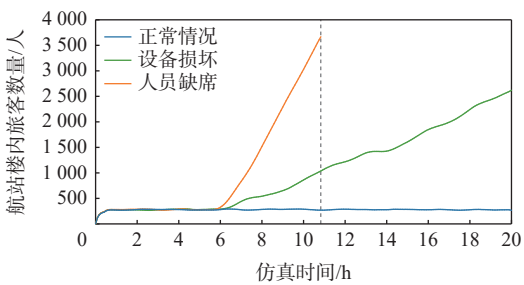


图 7 航站楼内旅客数量变化

Fig. 7 Variation of number of passengers in terminal

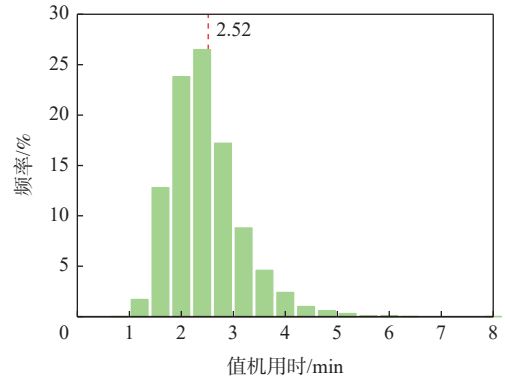
损坏，人员缺席使系统崩溃的速度更快。2 种情景的系统崩溃时间分别在扰动开始后的 13.92 h 和 4.83 h。

图 8 和图 9 分别表示设备损坏和人员缺席情景下值机服务与安检服务用时。结果表明，安检服务用时在受扰动后有大幅提升，航站楼旅客离港流程的瓶颈在于安检服务。

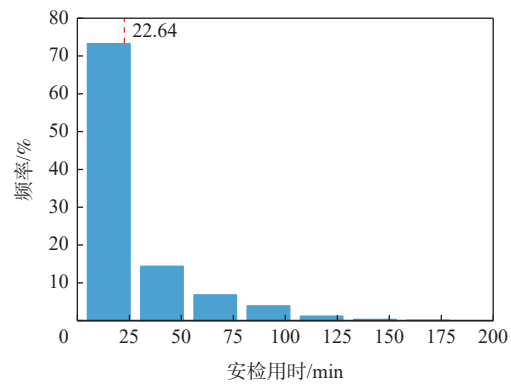
3.2 采取恢复措施情景

选取旅客系统时间为主要性能指标，安检出口每小时通过旅客数量、航站楼内旅客数量为系统恢复辅助判断指标。通过仿真得到旅客系统时间时变图，并将其转化为韧性三角形，以此为基础，计算系统的鲁棒性指标 R_1、快速性指标 R_2、性能损失指标 R_3 及系统综合韧性指标 R。以人员缺席情景为例，旅客系统时间时变图如图 10 所示，韧性三角形如图 11 所示。

如图 12 和图 13 所示，系统鲁棒性指标和性能损失指标均随扰动时间和旅客到达率的升高而降



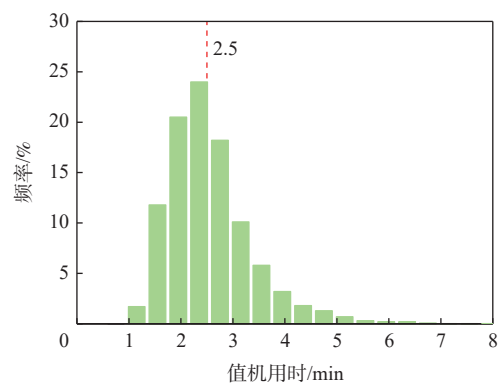
(a) 值机用时直方图



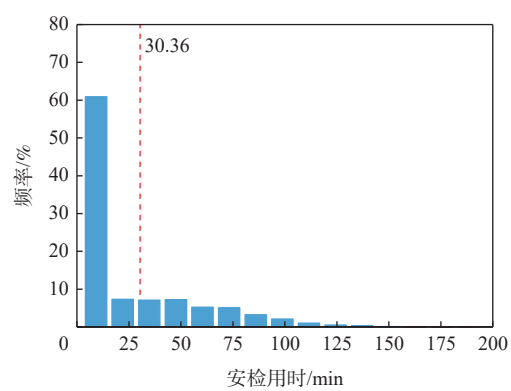
(b) 安检用时直方图

图 8 设备损坏服务用时直方图

Fig. 8 Histograms of service time for equipment damage



(a) 值机用时直方图



(b) 安检用时直方图

图 9 人员缺席服务用时直方图

Fig. 9 Histograms of service time for personnel absence

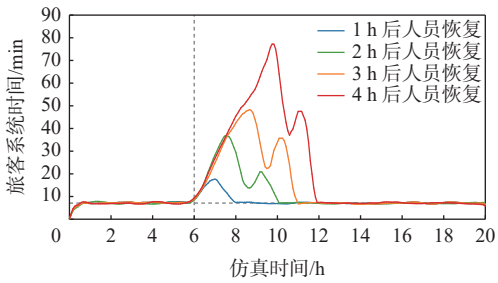


图 10　人员缺席情景下旅客系统时间曲线

Fig. 10　Curves of passenger system time during personnel absence

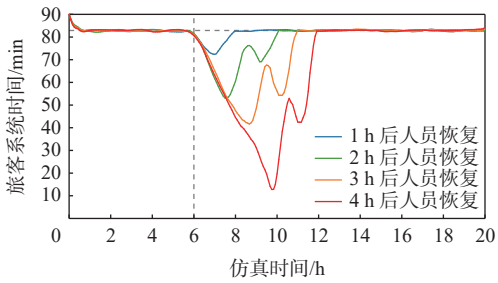


图 11　人员缺席情景下系统韧性三角形

Fig. 11　System resilience triangle during personnel absence

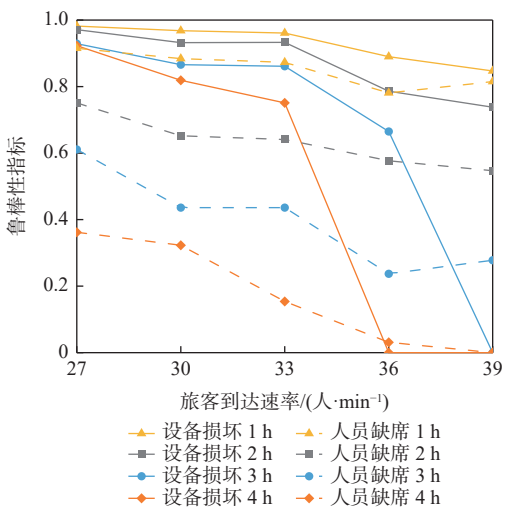


图 12　鲁棒性指标变化

Fig. 12　Variation of robustness index

低；且相比设备损坏，人员缺席情景造成的损坏更大，受扰动时间的影响更大。去除系统崩溃情景，设备损坏和人员缺席 2 种情景的鲁棒性指标变化范围分别为 0.982～0.665、0.915～0.031，不同扰动时间之间的平均差值分别为 0.062、0.225；性能损失指标的变化范围分别为 0.99～0.878、0.98～0.501，不同扰动时间之间的平均差值分别为 0.027、0.121。

如图 14 所示，快速性指标与扰动时间无明显关系，扰动情景为设备损坏时则会随旅客到达率升高而降低。去除系统崩溃情景，设备损坏和人员缺席 2 种扰动下系统快速性指标的变化范围分别为 0.687～0.184、0.725～0.333。

如图 15 所示，扰动情景为设备损坏时，综合韧性指标随旅客到达率升高而降低，与扰动时间无明

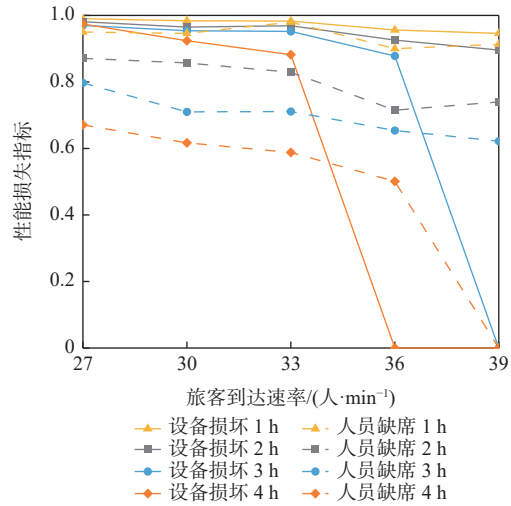


图 13　性能损失指标变化

Fig. 13　Variation of performance loss index

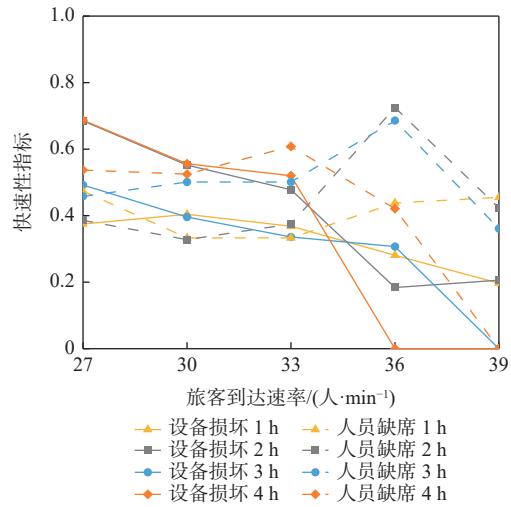


图 14　快速性指标变化

Fig. 14　Variation of rapidity index

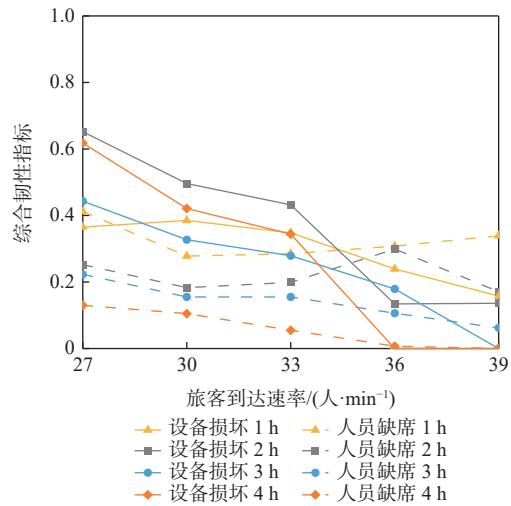


图 15　综合韧性指标变化

Fig. 15　Variation of comprehensive resilience index

显相关性。扰动情景为人员缺席时，其随扰动时间和旅客到达率的升高而降低。去除系统崩溃情景，设备损坏时系统综合韧性的最大值为0.652，最小值为0.134，人员缺席时系统综合韧性最大值为0.412，最小值为0.007。此外，综合韧性指标受系统快速性指标影响很大，提高系统尤其是其在受扰动程度较小时的恢复速度对提升系统韧性具有重要意义。

4 韧性提升策略分析

选取航站楼离港旅客按高峰日到达率到达、扰动时间为4 h的极端情况，对系统采取提升安检效率及设备冗余率2种策略后的韧性情况进行分析。

4.1 提升安检效率策略

航站楼旅客离港流程的瓶颈在于安检服务，提高安检服务效率对提升系统韧性具有重要意义。对安检效率分别提升至原有水平的10%、20%、30%这3种情景进行模拟，不同安检效率下系统各韧性指标变化情况如图16所示。结果表明，安检效率提升对系统各韧性指标都有显著提升作用。对于设备损坏和人员缺席2种扰动情景，安检效率提升30%，系统综合韧性分别从原有的0.325、0.054提升至0.834、0.913。

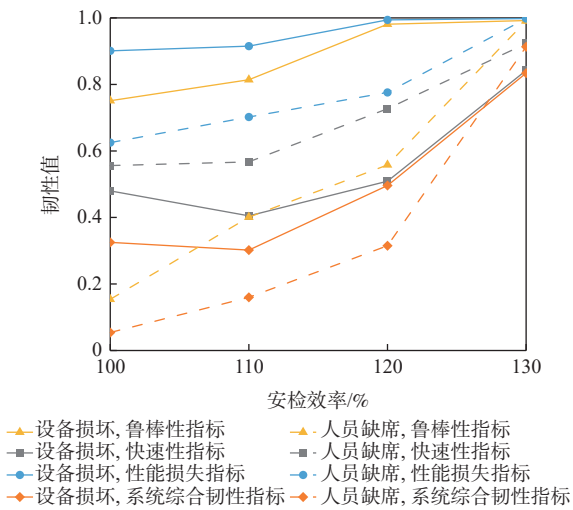


图16 提升安检效率后系统韧性指标变化

Fig. 16 Variation of system resilience index after improving security check efficiency

4.2 提升设备冗余率策略

在受扰动事件影响时，采用备用设备及人员直接替换受损部分能极大缩短恢复时间，大幅提升系统韧性。由于工作人员以班组的形式进行安检服务，其缺席率在10%～50%时对安检服务的影响相同，不对人员冗余率进行研究。设定设备损失50%的极端情景，分别对设备冗余率为0%、10%、20%、30%、40%这5种情景进行模拟，系统性能指标时变及韧性指标分别如图17和图18所示。

结果表明，当设备损坏率为50%且没有冗余时，系统会直接崩溃。除快速性指标外，系统鲁棒性指标、性能损失指标及综合韧性指标均会随冗余率提升而大幅升高，设备冗余率从10%到40%能使系统综合韧性水平从0.22提升到0.638。

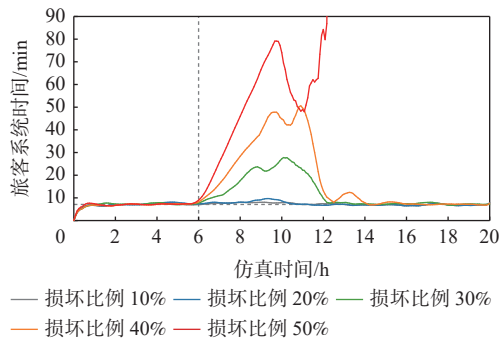


图17 系统性能指标变化

Fig. 17 Variation of system performance index

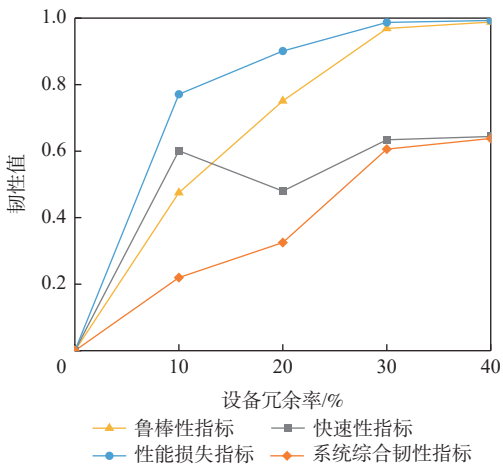


图18 系统韧性指标变化

Fig. 18 Variation of system resilience index

5 结 论

1）系统鲁棒性指标、性能损失指标均与扰动时间及旅客到达率呈负相关，快速性指标与其无明显相关性，综合韧性指标受快速性指标影响，与旅客到达率呈负相关，与扰动时间无明显相关性；系统韧性的最大值为0.652，最小值为0.007，分别对应旅客最大系统时间为9.32 min、87.43 min。

2）航站楼离港旅客服务流程的瓶颈在于安检服务，对于设备损坏和人员缺席2种扰动情景，安检效率提升30%可使系统综合韧性分别从原有的0.325、0.054提升至0.834、0.913。

3）备份设备能极大缩短恢复时间，大幅提升系

统韧性, 设备冗余率从 10% 提升到 40% 可使系统综合韧性水平从 0.22 提升至 0.638。

参考文献（References）

[1] BRUNEAU M, CHANG S E, EGUCHI R T, et al. A framework to quantitatively assess and enhance the seismic resilience of communities[J]. Earthquake Spectra, 2003, 19(4): 733-752.

[2] CLARK K L, BHATIA U, KODRA E A, et al. Resilience of the U. S. national airspace system airport network[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2018, 19(12): 3785-3794.

[3] 王兴隆, 刘洋. 航空多层网络弹性测度与分析[J]. 复杂系统与复杂性科学, 2020, 17(2): 31-38.
WANG X L, LIU Y. Resilience measurement and analysis of aviation multi-layer network[J]. Complex Systems and Complexity Science, 2020, 17(2): 31-38(in Chinese).

[4] 郭九霞. 新一代民航运输系统安全韧性理论与方法研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2021.
GUO J X. Research on safety resilience theory and method for next generation air transportation system[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2021(in Chinese).

[5] HUANG C N, LIOU J J H, LO H W, et al. Building an assessment model for measuring airport resilience[J]. Journal of Air Transport Management, 2021, 95: 102101.

[6] BAO D W, ZHANG X L. Measurement methods and influencing mechanisms for the resilience of large airports under emergency events[J]. Transportmetrica A: Transport Science, 2018, 14(10): 855-880.

[7] 黄润建. 基于风险交互分析的 4F 机场灾害韧性评价研究[D]. 广州: 暨南大学, 2020.
HUANG R J. Research on 4F airport disaster resilience evaluation based on risk interaction analysis[D]. Guangzhou: Jinan University, 2020(in Chinese).

[8] 胡明伟, 黄文柯. 行人交通仿真方法与技术[M]. 北京: 清华大学出版社, 2016: 75-79.
HU M W, HUANG W K. Pedestrian traffic simulation method and technology[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2016: 75-79(in Chinese).

[9] HOLLING C S. Resilience and stability of ecological systems[J]. Annual Review of Ecology and Systematics, 1973, 4: 1-23.

[10] 欧阳虹彬, 叶强. 弹性城市理论演化述评: 概念、脉络与趋势[J]. 城市规划, 2016, 40(3): 34-42.
OUYANG H B, YE Q. A review on the evolution of resilient city theory: Concept, context and tendency[J]. City Planning Review, 2016, 40(3): 34-42(in Chinese).

[11] 李明捷. 机场规划与设计[M]. 北京: 中国民航出版社, 2015: 280-282.
LI M J. Airport planning and design[M]. Beijing: China Civil Aviaiton Press, 2015: 280-282(in Chinese).

[12] 王加冕, 陶翼飞, 罗俊斌, 等. 基于蒙特卡洛仿真的机场值机系统优化研究[J]. 软件导刊, 2021, 20(8): 82-86.
WANG J M, TAO Y F, LUO J B, et al. Optimization of airport check-in system based on Monte Carlo simulation[J]. Software Guide, 2021, 20(8): 82-86(in Chinese).

[13] 吴忠君. 航站楼旅客离港服务流程建模与仿真[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013: 61-63.
WU Z J. The departing service processes in terminal modeling and simulation[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013: 61-63 (in Chinese).

[14] 张浩. 航站楼离港旅客流程仿真及优化研究[D]. 广汉: 中国民用航空飞行学院, 2018: 34-36.
ZHANG H. Simulation and optimization of passenger flow in terminal building[D]. Guanghan: Civil Aviation Flight University of China, 2018: 34-36(in Chinese).

[15] 赵振武, 李新源. 基于 Anylogic 的机场旅客安检流程仿真与优化[J]. 中国民航大学学报, 2018, 36(5): 52-55.
ZHAO Z W, LI X Y. Simulation and optimization of airport passenger security screening process based on Anylogic[J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2018, 36(5): 52-55(in Chinese).

[16] COMES T, WARNIER M, FEIL W, et al. Critical airport infrastructure disaster resilience: A framework and simulation model for rapid adaptation[J]. Journal of Management in Engineering, 2020, 36(5): 04020059.

Terminal operation resilience analysis based on discrete event simulation

CHENG Guoyong*, CHEN Shi

(School of Transportation Science and Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: Improving the operation resilience of the terminal is the best way to reduce the loss of people and property in an accident, mitigate the damage, and restore its function as soon as possible. At present, there is a lack of theories and techniques for quantitatively analyzing the resilience of the terminal based on the time-varying process of operation performance indicators. First, a theoretical framework of terminal operation resilience was proposed, with a comprehensive resilience index of the terminal system, which comprehensively reflected the robustness, rapidity, and system performance loss. Then, based on discrete event simulation, the resilience variation law of the terminal operation system under two disturbance scenarios of equipment damage and personnel absence, different disturbance time, and passenger arrival rates was obtained. In addition, two resilience improvement strategies were put forward to improve security check efficiency and equipment redundancy rate. The results show that the system robustness index and performance loss index are negatively correlated with disturbance time and passenger arrival rate. For the two scenarios of equipment damage and personnel absence, improving the security check efficiency increases the comprehensive resilience level of the system from the original 0.325 and 0.054 to 0.834 and 0.913, respectively, and improving the equipment redundancy rate increases the comprehensive resilience level of the system from 0.22 to 0.638.

Keywords: terminal operation; discrete event simulation; resilience theory; comprehensive resilience index; improvement strategies

Received: 2022-09-29; **Accepted**: 2023-04-22; **Published Online**: 2023-05-05 16:04

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230505.1154.004

Foundation item: National Key Research and Development Program of China (2021YFB2600500)

* **Corresponding author**. E-mail: gy_cheng@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0832

基于SAW-PCL的输电线路缺销螺栓弱监督检测方法

赵振兵[1,2,3,*]，马迪雅[1]，丁洁涛[4]，翟永杰[3,5]，赵文清[3,5]，张珂[1,2]

(1. 华北电力大学 电气与电子工程学院，保定 071003；2. 华北电力大学 河北省电力物联网技术重点实验室，保定 071003；
3. 华北电力大学 复杂能源系统智能计算教育部工程研究中心，保定 071003；4. 河北远东通信系统工程有限公司，
石家庄 050200；5. 华北电力大学 控制与计算机工程学院，保定 071003)

摘 要：螺栓作为输电线路中不可或缺的紧固件，其缺销必然会引起重大的安全隐患。针对螺栓目标较小、标注难度大的问题，提出了一种基于SAW-PCL的输电线路缺销螺栓弱监督检测方法。该方法通过图像级标注信息即可定位到螺栓目标。在主网络中引入卷积块注意模块(CBAM)，抑制无用的背景特征，提取螺栓精细特征，提高螺栓的检测能力。针对弱监督检测中缺销螺栓的检测精度远低于正常螺栓及不平衡性问题，提出自适应加权损失函数(SAW)，动态调节模型对不同类别样本的学习程度，均衡不同类别之间的检测精度，并定义了平均类间检测精度差(ADPD)来评价不平衡性。构建的自适应加权损失函数可以提升缺销螺栓的检测精度，对正常螺栓和缺销螺栓的检测精度有一定的均衡能力，定义的ADPD可以评价模型检测性能的平衡度。在自建数据集V1上的实验结果表明：改进方法的平均准确率均值(mAP)提高了19.7%，ADPD值降低了21.8，在mAP和ADPD双重指标评估下的模型表现出了更好的缺销螺栓检测能力。

关 键 词：缺销螺栓检测；弱监督；平均类间检测精度差；自适应加权损失函数；深度学习
中图分类号：TP391.4
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3319-08

在中国新一代电力系统的发展中，输电线路处于重要地位，保障其可靠传输是智能电网建设和能源电力可持续发展的重要内容[1]。螺栓作为输电线路中用来维持结构稳定性的紧固件，长期处于风吹雨淋等恶劣环境中，难免出现螺栓销钉脱落的情况。因此，定期对输电线路进行巡检，及时排查出缺销螺栓，对电网系统的安全运行具有重大意义。

人工巡检是输电线路的传统巡检方式。输电线路沿线部分通常存在地形环境复杂、条件恶劣的地区，使得人工巡检难度较大，出现问题得不到及时反馈。随着电力系统规模的不断扩大，以及深度学习等新兴人工智能算法的理论突破，将无人机(unmanned aerial vehicle, UAV)巡检加入到输电线路巡检中，使其发展成为“无人机巡检为主，人工巡检为辅”的运维模式[2]，大大提升了巡检效率，可以随时了解输电线路的运行状况，出现问题及时解决，保障了输电线路能源的安全传输。

无人机巡检的关键技术是目标检测[3]。相比于分类，目标检测可以给出图像前景和背景的理解，并从背景中分离出感兴趣的目标，从而确定检测目标的类别信息和位置信息。Faster R-CNN[4]、YOLO[5-6]、SSD[7]等是具有代表性的深度卷积神经网络。文献[8]提出了一种基于区域卷积神经网络(region-based convolutional neural network, R-CNN)[9]的深度学习算法来识别和裁剪图像中的螺栓，基于霍夫线变换的图像处理算法从裁剪的螺栓图像中

收稿日期：2022-10-04；**录用日期**：2023-01-17；**网络出版时间**：2023-02-06 15:00
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230206.1146.001
基金项目：国家自然科学基金(61871182,U21A20486)；河北省自然科学基金(F2020502009,F2021502008,F2021502013)
* **通信作者**. E-mail：zhaozhenbing@ncepu.edu.cn

引用格式：赵振兵，马迪雅，丁洁涛，等. 基于SAW-PCL的输电线路缺销螺栓弱监督检测方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(11)：3319-3326. ZHAO Z B，MA D Y，DING J T，et al. Weak supervision detection method for pin-missing bolts of transmission lines based on SAW-PCL[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(11)：3319-3326 (in Chinese).

估计螺栓角度，达到检测螺栓松动的目的。文献 [10] 通过更换更深层的卷积网络，改进 Faster R-CNN 的目标检测算法，提升了穿刺线夹及螺栓的检测精度。文献 [11] 通过添加时间差模块 (temporal difference module, TDM)[12] 的 SSD 算法对具有顶紧螺栓的斜撑套筒进行小目标检测，并对斜撑套筒上的顶紧螺栓进行语义分割，构建了一种阶段性的检测算法，达到了检测顶紧螺栓缺陷的目的。文献 [13] 在输电线路螺栓缺陷图像分类中引入知识蒸馏技术，提出了一种基于动态监督知识蒸馏的输电线路螺栓缺陷图像分类算法，实现了对螺栓缺陷的高效分类，在大模型产生的计算资源大量消耗问题中，达到了精度与资源消耗的平衡。文献 [14] 基于深度卷积神经网络 (deep convolution neural network, DCNN)[15] 模型，提出了一个两阶段深度学习模型，采用 ResNet-101[16] 骨干提取缺陷特征，引入改进的区域方案网生成缺陷方案，通过训练一个完全卷积神经网络操作像素分割，达到检查缺失小紧固件的目的。文献 [17] 基于 DCNN 的自动视觉形状聚类方法和 3 种优化方法，构建了一种自动视觉形状聚类网络的缺销螺栓缺陷自动检测模型，其中，聚类部分是无监督学习，聚类后的部分是监督学习，2 部分统一，达到有效检测输电线路中的缺销螺栓的目的。文献 [18] 针对销钉缺陷目标较小的特点，对特征金字塔进行改进得到 PinNet，并设计了 PinFPN 用于进一步加强底层特征提取，从而达到提高模型的检测能力的目的。

螺栓图像属于小目标，特征受环境影响较大，进行数据集标注工作时需要具备相关专业知识，目标级标注过程比较困难，还会耗费大量人力和时间。综上，对缺销螺栓的弱监督检测研究具有重要意义。

弱监督检测通常依赖区域推荐算法，注意目标的显著特征，容易出现目标框不完整或目标框范围过大的情况，对目标的整体特征没有足够的辨别能力，不能满足标准目标检测要求。启用深度残留网络进行弱监督目标检测 (enabling deep residual networks for weakly supervised object detection, DRN-WSOD)[19]，通过更小的卷积核和最大池化下采样，提供了更精细的目标分界，实现了小目标的弱监督检测。弱监督深度检测网络 (weakly supervised deep detection network, WSDDN)[20] 通过 ImageNet[21] 预训练的卷积神经网络特征去描述传统图像分析出的推荐区域特征，迫使得分最高的区域提案及其空间重叠提案特征相同，实现了一种端到端的弱监督检测任务。在线实例分类提纯 (online instance classifier refinement, OICR)[22] 弱监督深度检测网络通过多阶段实例分类器与基本检测网络集成，假设空间重叠提案的特征处于统一流形，使用得分最高的区域提案来生成推荐聚类，提高检测能力。区域聚类学习 (proposal cluster learning, PCL)[23] 弱监督检测网络在 OICR 的基础上选择排名靠前的区域提案作为聚类中心，将每个提案中心作为一个小的新包，通过聚类中心的空间重叠提案生成推荐区域聚类，达到端到端训练和提高检测性能的目的。

本文在构建螺栓缺陷检测数据集时，加入正常螺栓样本作为对比特征，有利于模型更好地学习缺销螺栓特征。针对缺销螺栓检测精度远低于正常螺栓及不平衡性问题，提出了一种基于 SAW-PCL 的输电线路缺销螺栓弱监督检测方法，仅利用图像级标注的训练数据就能实现螺栓缺陷的目标检测，并在主网络中引入了卷积块注意模块 (convolutional block attention module, CBAM)[24]，抑制无用的背景特征，提取螺栓精细特征，提高螺栓的检测能力。本文提出的自适应加权损失函数 (self-adaptation weighted loss function, SAW) 能动态调节模型对不同类别样本的学习程度，将注意力集中到缺销螺栓特征的学习上，提升缺销螺栓的检测精度，平衡模型对不同类别的检测性能；定义的平均类间检测精度差 (average detection precision difference among classes, ADPD) 评价指标，弥补了只有平均准确率均值 (mean average precision, mAP) 单评价指标的局限性，对模型的检测性能做出更全面的评估，在 mAP 和 ADPD 双重指标评估下的模型表现出更好的缺销螺栓检测能力。

1 SAW-PCL 模型整体框架

SAW-PCL 模型如图 1 所示。螺栓图像经过主网络输出特征图，将主网络输出的特征图作为输入，通过 CBAM 模块将注意力映射到沿特征图的通道与空间 2 个独立的维度中，将注意力乘以输入特征映射，对输入的特征图进行自适应特征细化，得到增强特征图，同时利用选择性搜索得到候选框，将候选框和增强特征图输入到感兴趣域池化层，把不同大小的候选域特征图缩放到统一大小，经过全连接层得到候选域特征向量，分别送入多实例学习网络和实例分类提纯网络，利用本文设计的 SAW 指导多实例学习网络训练，动态调节样本对损失值的贡献，得到初步检测结果，实例分类提纯网络经过 K 层分类器后为候选框分配更合适的标签，最终利用非极大值抑制算法得到检测结果。

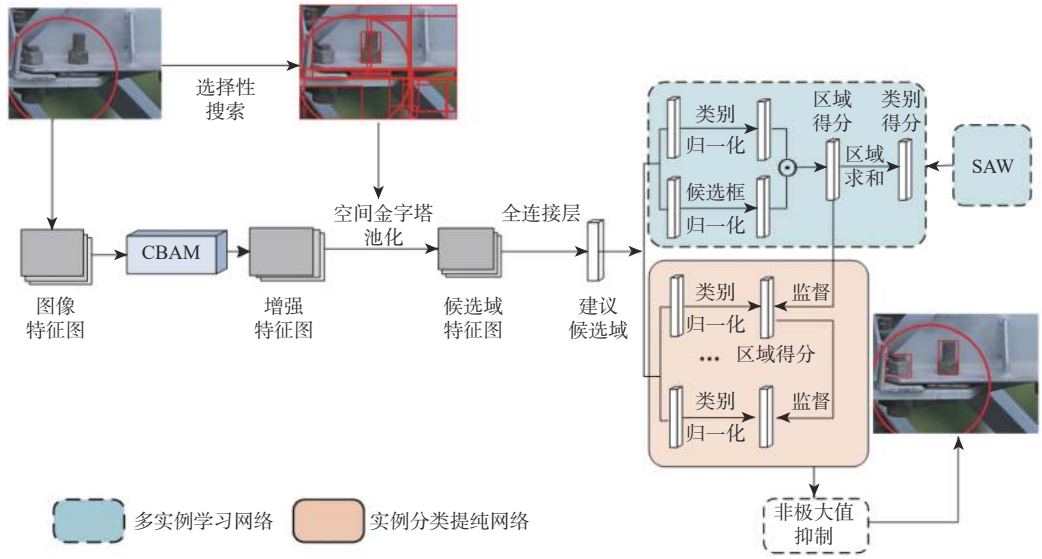


图 1　模型整体框图

Fig. 1　Overall block diagram of model

2　本文方法

2.1　自适应加权损失函数

从 PCL 模型在数据集 V1 上的检测结果中发现, 缺销螺栓的检测精度严重低于正常螺栓。本文希望模型在训练过程中, 使模型把更多的学习注意力转移到缺销螺栓, 提升缺销螺栓的检测精度, 使用如下加权损失函数, 达到平衡正常螺栓和缺销螺栓检测精度的目的。

$$L=-\alpha(1-p_t)\ln p_t \tag{1}$$

式中: α为正负样本平衡系数, 取值为 0.25; p_t为某类的得分, 值为 0～1。

由于样本非平衡性会造成损失函数倾斜, 在加权损失函数的基础上引入自适应损失值调节因子 γ, 自适应调节难易样本在总损失值中的权重, 形成自适应加权损失函数。设计的 SAW 表示为

$$L=-\alpha(1-p_t)^{\gamma}\ln p_t \tag{2}$$

$$\gamma=\frac{1}{\beta(1-p_t)} \tag{3}$$

式中: γ为自适应损失值调节因子; $\beta>0$, 可以控制自适应损失值调节因子γ的相对损耗。

当p_t越大时, 损失值$1-p_t$越小, 样本越容易被分类, 此时样本损失值在调节因子γ的作用下会大幅降低, 当样本的易分类程度越好时, 调节因子γ越大, 损失值降低程度越大; 当p_t越小时, 损失值$1-p_t$越大, 样本越不容易被分类, 样本损失值在调节因子γ的作用下会小幅下降, 调节因子γ越小, 对样本的损失值保持越好。因此, SAW 更能突出缺销螺栓在损失值中的贡献, 使模型对缺销螺栓的学习程度更强, 提升缺销螺栓的检测精度, 此时会减少模型对正常螺栓的学习程度, 也就达到了平衡二者检测精度的目的。

2.2　平均类间检测精度差定义

通过观察 PCL 模型在数据集 V1 上的检测结果发现, 正常螺栓的检测精度远高于缺销螺栓, 表现出一种不平衡性, 此时的 mAP 不能充分说明模型对缺销螺栓的检测性能。为评价模型在数据集 V1 上检测性能的平衡度, 定义了 ADPD, 表示为

$$D=\frac{\sum_{i=0}^{N-2}\sum_{j=i+1}^{N-1}\left|P_i-P_j\right|}{C_N^2} \tag{4}$$

式中: N为类别数, $N\geqslant 2$; C_N^2表示需要作差的次数; P_i表示编号为 i 的类别的检测精度, P_j表示编号为 j 的类别的检测精度。

检测精度 P 指在所有被识别出的目标中识别正确的概率, 模型的检测精度越高, 误检率就越低。P 的计算式为

$$P=\frac{T_{\mathrm{p}}}{T_{\mathrm{p}}+F_{\mathrm{p}}} \tag{5}$$

式中: T_{p}为识别正确的正样本数量; F_{p}为将负样本识别成正样本的数量。

ADPD 表示所有不同类别间检测精度差值的平均值, 值越小, 说明模型在不同类别上的检测能力越是趋于相近; 值越大, 说明模型对不同类别检测能力的差距越大。

计算 ADPD 的具体过程如下: 首先, 对类别进行编号, 分别为 0, 1, …, N−1; 然后, 对不同类别间检测精度作差, 如图 2 所示, 从编号 0 开始依次与大于 0 的编号作差取绝对值, 编号 0 完成后, 编号 1

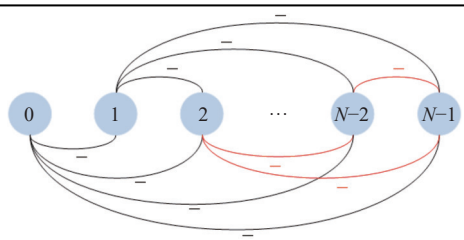


图2 计算ADPD作差过程

Fig. 2 Calculation of ADPD difference

按照相同的方式进行相减取绝对值，直至所有编号完成相减操作，得到C_N^2个值；最后，对C_N^2个值求平均值，即为ADPD。

2.3 CBAM模块

卷积运算混合了空间信息和通道信息一起提取信息特征，因此，使用CBAM来关注空间轴和通道轴这2个主要维度上的重要特征，抑制不必要特征。通过CBAM生成注意力的过程表示如下：

$$\boldsymbol{F}' = \boldsymbol{M}_{\mathrm{C}}(\boldsymbol{F}) \otimes \boldsymbol{F} \tag{6}$$

$$\boldsymbol{F}'' = \boldsymbol{M}_{\mathrm{S}}(\boldsymbol{F}') \otimes \boldsymbol{F}' \tag{7}$$

式中：$\boldsymbol{F} \in \mathbf{R}^{C\times H\times W}$为主网络输出的特征图，$C$、$H$、$W$分别为特征图的通道数、高度、宽度；$\boldsymbol{M}_{\mathrm{C}} \in \mathbf{R}^{C\times 1\times 1}$为一维通道注意力；$\boldsymbol{M}_{\mathrm{S}} \in \mathbf{R}^{1\times H\times W}$为二维空间注意力。

3 实验结果与分析

3.1 实验环境

本文实验环境使用的操作系统为Ubuntu-16.04，搭配CPU为Intel Xeon E5-2620 v4，GPU为TITAN Xp，编程语言使用Python3.6，深度学习框架为Pytorch1.6，CUDA为10.1。

3.2 实验数据和评价指标

3.2.1 实验数据

在基于深度学习的电力巡检领域中，数据集尚未公开，本文构建了输电线路螺栓缺陷检测数据集V1，包含1 984张图像，含有2 186个缺销螺栓和1 363个正常螺栓。本文以8∶2的比例将数据集随机划分为训练集和测试集，其中，训练集1 587张图像，测试集397张图像。输电线路螺栓缺陷检测数据集V1如表1所示。

本文在数据集V1的基础上继续做更精细的类别划分，将缺销螺栓划分为可见销子缺失和不可见销子缺失，构建了螺栓缺陷检测数据集V2，含有827个可见销子缺失螺栓、1 359个不可见销子缺失螺栓和1 363个正常螺栓，同样以8∶2的比例将数据集随机划分为训练集和测试集。输电线路螺栓缺陷检测数据集V2如表2所示。

表1 螺栓缺陷检测数据集V1

Table 1 Dataset V1 for pin-missing bolt detection

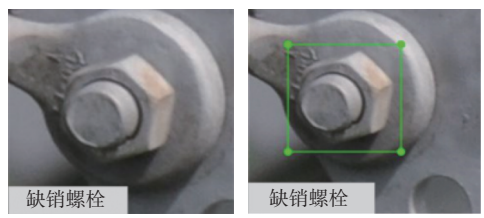
类别	训练集图像数量	测试集图像数量
正常螺栓	1 089	274
缺销螺栓	1 736	450

图像级和目标级标注区别如图3所示。因为本文探究的是输电线路缺销螺栓弱监督检测方法，仅使用图像级标注，所以在模型训练时依据json文件只提取了图像类别信息作为输入监督数据，以向量形式表示每张图像的图像级标签。以数据集V1为例，如{1,1}表示图像中有正常螺栓和缺销螺栓2类目标。

表2 螺栓缺陷检测数据集V2

Table 2 Dataset V2 for pin-missing bolt detection

类别	训练集图像数量	测试集图像数量
正常螺栓	1 089	274
可见销子缺失螺栓	657	170
不可见销子缺失螺栓	1 079	280



(a) 图像级标注 (b) 目标级标注

图3 图像级和目标级标注示例

Fig. 3 Example of image-level and target-level annotation

3.2.2 评价指标

本文以每个类别平均精确率(average precision, AP)、所有类别mAP和ADPD作为评价指标，在测试集上对模型进行检验。

3.3 自适应加权损失函数实验

本文在数据集V1上进行了SAW实验，不同β取值在测试集上mAP和ADPD值的对比如表3所示。可得，β取值会对mAP和ADPD产生影响，是因为当β取不同值时，自适应损失值调节因子对样本损失值的调整程度也会不同。当β为1时，mAP值最高，ADPD值最低，模型对正常螺栓和缺销螺栓的检测精度也最相当，后续实验中将β取值为1。

β为1时，SAW-PCL模型与PCL模型、使用加权损失函数的PCL模型在数据集V1测试集上mAP和ADPD值对比如表4所示。通过观察表4数据发现，SAW-PCL弱监督模型在数据集V1上对缺销螺栓的检测精度比使用加权损失函数的PCL模型提升了8.1%，是PCL模型的4倍多。这是因为SAW

表 3　不同 β 取值在测试集上 mAP 和 ADPD 对比

Table 3　Comparison of mAP and ADPD on test set with different β values

β	AP/%		mAP/%	ADPD
	正常螺栓	缺销螺栓		
5	37.8	11.2	24.5	26.6
4	40.1	11.2	25.7	28.9
3	31.5	10.1	20.8	21.4
2	20.8	9.0	14.9	11.8
1	34.3	24.2	29.2	10.1

表 4　不同损失函数在测试集上 mAP 和 ADPD 对比

Table 4　Comparison of mAP and ADPD of different loss functions on test set

方法	AP/%		mAP/%	ADPD
	正常螺栓	缺销螺栓		
PCL模型	33.3	6.0	19.6	27.3
PCL模型+加权损失函数	49.2	16.1	32.7	33.1
SAW-PCL模型	34.3	24.2	29.2	10.1

大幅降低了较易识别的正常螺栓的损失值, 把更多的学习注意力放在缺销螺栓上, 保持缺销螺栓损失值, 提高了缺销螺栓在总损失值中的占比, 使模型把更多的学习注意力转移到缺销螺栓。但是, 此时正常螺栓相比于使用加权损失函数模型却是降低的, 这是因为正常螺栓相较于缺销螺栓更容易识别, 自适应损失值调节因子过分降低了正常螺栓的损失值, 使模型减弱了对正常螺栓的学习能力。

通过观察不同方法下 mAP 值和 ADPD 值, 发现使用自适应加权损失函数后, ADPD 值远低于 PCL 模型和使用加权损失函数的 PCL 模型, 说明 SAW 在螺栓数据集 V1 上对正常螺栓和缺销螺栓的检测能力有一定的均衡能力。

再结合 mAP 值作进一步讨论, 当使用加权损失函数时, mAP 值最高, 正常螺栓检测精度为 49.2%, 缺销螺栓的检测精度仅有 16.1%, 模型对缺销螺栓的检测能力远低于正常螺栓。可见, 当 mAP 值作为唯一评价指标时, 其局限性很大, 并不能充分说明模型对缺销螺栓的检测能力。当使用 SAW 时, mAP 值为 29.2%, 比使用加权损失函数时降低了 3.5%, 但其 ADPD 值却远低于使用加权损失函数时的 ADPD 值, 仅为 10.1, 在所有方法中处于最低值, 此时的缺销螺栓检测精度达 24.2%, 在所有方法中处于最高值。因此, 当综合考虑 mAP 和 ADPD 指标时, SAW-PCL 模型在数据集 V1 上对缺销螺栓的检测能力最强。说明 ADPD 和 mAP 双重指标下的 PCL 模型在数据集 V1 上表现出更好的螺栓缺陷检测能力, 也更符合电力视觉部件缺陷检测的需求。

使用 β 为 1 时的 SAW-PCL 模型与 PCL 模型在数据集 V2 上进行测试, mAP 值和 ADPD 值对比如表 5 所示。通过观察数据集 V2 上不同方法的 mAP 值和 ADPD 值的测试结果发现, 使用 SAW 后, 正常螺栓 AP 值为 35.8%, 比 PCL 模型高了 11.5%, 可见销子缺失螺栓 AP 值为 28.2%, 比 PCL 模型高了 21.9%, 不可见销子缺失螺栓 AP 值为 21.6%, 比 PCL 模型高了 3.4%, 整体 mAP 值为 28.5%, 比 PCL 模型高了 12.2%, ADPD 值比 PCL 模型低了 2.5, 整体性能有了大幅提升, 说明 SAW 可以提升螺栓的检测精度, 对正常螺栓和缺销螺栓的检测精度也有一定的均衡能力, 进一步验证了本文方法的鲁棒性。

在模型上添加 CBAM[24] 模块后, 在数据集 V1 测试集上 mAP 和 ADPD 值的对比如表 6 所示。在 CBAM 的基础上结合 SAW 对 PCL 模型进行训练, 结果显示, 正常螺栓的检测精度提升了 2.2%, 达到了 42.0%, 缺销螺栓的检测精度有大幅提升, 提升了 28.7%, 达到了 36.5%, ADPD 值降低了 26.5, 仅为 5.5, 同时, 与基线模型相比, mAP 提升了 19.7%, ADPD 降低了 21.8, 进一步说明通过 CBAM 模块产生的增强特征图对螺栓目标相关区域关联性更强, 能进一步抑制背景信息的干扰, 突出螺栓目标特征, 提升缺销螺栓的检测精度, 平衡模型对不同类别的检测精度。

表 5　在数据集 V2 上 mAP 和 ADPD 对比

Table 5　Comparison of mAP and ADPD on dataset V2

方法	AP/%			mAP/%	ADPD
	正常螺栓	可见销子缺失螺栓	不可见销子缺失螺栓		
PCL模型	24.3	6.3	18.2	16.3	12.0
SAW-PCL模型	35.8	28.2	21.6	28.5	9.5

表 6　在模型上添加 CBAM 模块进行的实验结果对比

Table 6　Comparison of experimental results by adding CBAM to model

方法	AP/%		mAP/%	ADPD
	正常螺栓	缺销螺栓		
PCL模型+CBAM	39.8	7.8	23.8	32.0
SAW-PCL模型+CBAM	42.0	36.5	39.3	5.5

使用 PCL 模型的分类损失曲线如图 4 所示。当迭代次数到达 33 000 次时, 模型达到收敛。

使用添加加权损失函数的 PCL 模型分类损失曲线如图 5 所示。当迭代次数到达 28 000 次时, 模

型达到收敛，相比于PCL模型提前了5 000次，加快了模型的收敛速度。

使用β为1时的SAW-PCL模型分类损失曲线如图6所示。当迭代次数到达19 500次时，模型达到了收敛，相比于添加加权损失函数的PCL模型提前了8 500次，相比于PCL模型提前了13 500次，说明SAW不仅能提高缺销螺栓的检测精度，平衡类别间的检测精度，还能加快模型的收敛速度。

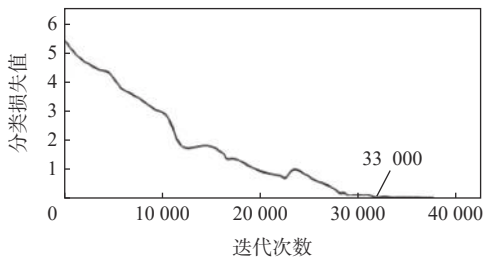


图4 PCL模型的分类损失曲线

Fig. 4 Classification loss curve of PCL model

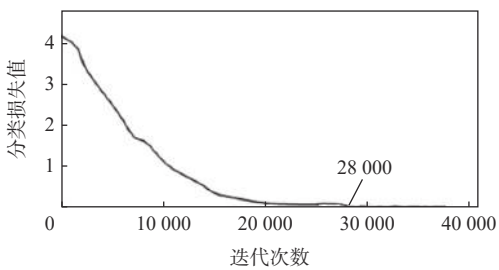


图5 使用加权损失函数的分类损失曲线

Fig. 5 Classification loss curve using weighted loss function

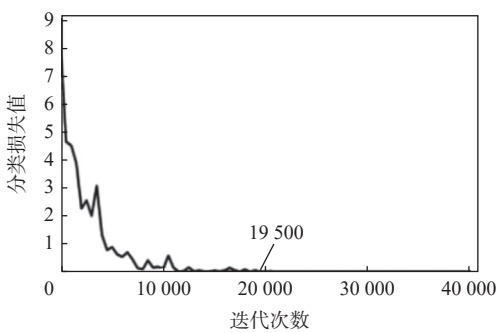
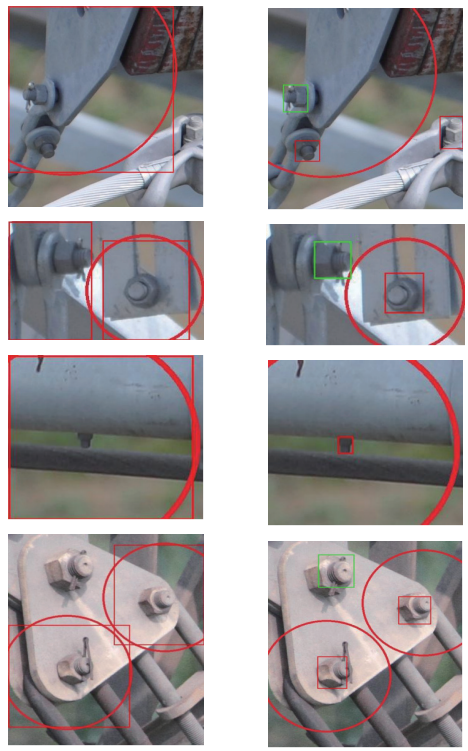


图6 SAW-PCL模型的分类损失曲线

Fig. 6 Classification loss curve of SAW-PCL model

图7为本文方法与基线模型PCL在数据集V1测试集上的检测效果对比，绿色框表示正常螺栓，红色框表示缺销螺栓。通过观察发现，第1组和第4组中基线模型有明显的漏检情况，本文方法得到的检测框虽然不是非常精准，但检测出了基线模型中被漏检螺栓，缓解了漏检的情况；从第2组和第3组可以看出，本文方法得到的检测框贴合度更好，精确度更高。



(a) PCL模型 (b) 本文方法

图7 本文方法与PCL模型的螺栓图像检测效果对比

Fig. 7 Comparison of bolt image detection effects based on the proposed method and PCL model

4 结 论

1）针对螺栓目标较小、标注难度大的问题，提出了一种基于SAW-PCL的弱监督检测方法，通过图像级标注信息即可定位到螺栓目标。通过分析模型在数据集V1上的检测结果发现，模型存在正常螺栓AP值远高于缺销螺栓，对正常螺栓和缺销螺栓的检测能力表现出很严重的不平衡性。本文定义了ADPD来评价这种不平衡性，提出一种SAW，自适应调节样本的损失值，平衡模型对不同类别样本的学习程度。

2）对缺销螺栓进一步划分为可见销子缺失螺栓和不可见销子缺失螺栓，构建数据集V2，在数据集上的实验结果进一步验证了本文方法的鲁棒性。

3）在数据集V1上的实验结果表明，构建的SAW可以提升缺销螺栓的弱监督检测能力，对正常螺栓和缺销螺栓的检测精度有一定的均衡能力，添加的CBAM模块有助于提高螺栓的检测精度，改进后方法的mAP提高了19.7%，ADPD值降低了21.8。

参考文献（References）

[1] 雷朝煜, 郝良收, 戴甲水, 等. 高压直流输电线路故障定位研究综述[J]. 电力系统保护与控制, 2022, 50(11): 178-187.

LEI Z Y, HAO L S, DAI J S, et al. A review of fault location methods in HVDC transmission lines[J]. Power System Protection and Control, 2022, 50(11): 178-187(in Chinese).

[2] 刘传洋, 吴一全. 基于深度学习的输电线路视觉检测方法研究进展[J]. 中国电机工程学报, 2023, 43(19): 7423-7445.
LIU C Y, WU Y Q. Research progress of vision detection methods based on deep learning for transmission lines[J]. Proceedings of the CSEE, 2023, 43(19): 7423-7445(in Chinese).

[3] 蒲良, 张学军. 基于深度学习的无人机视觉目标检测与跟踪[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(5): 872-880.
PU L, ZHANG X J. Deep learning based UAV vision object detection and tracking[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(5): 872-880(in Chinese).

[4] REN S Q, HE K M, GIRSHICK R, et al. Faster R-CNN: Towards real-time object detection with region proposal networks[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2017, 39(6): 1137-1149.

[5] 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.

[6] 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.

[7] 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.

[8] TA Q, HUYNH T, QUANG Q, et al. Corrosion and bolt-loosening monitoring using image-based deep learning and Hough transform [C]//Proceedings of the 2020 World Congress on Advances in Civil, Environmental, and Materials Research and the 2020 Structures Congress. Seoul: IASEM, 2020.

[9] GIRSHICK R, DONAHUE J, DARRELL T, et al. Region-based convolutional networks for accurate object detection and segmentation[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2016, 38(1): 142-158.

[10] 薛阳, 吴海东, 张宁, 等. 基于改进 Faster R-CNN 输电线穿刺线夹及螺栓的检测[J]. 激光与光电子学进展, 2020, 57(8): 081008.
XUE Y, WU H D, ZHANG N, et al. Detection of insulation piercing connectors and bolts on the transmission line using improved Faster R-CNN[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2020, 57(8): 081008(in Chinese).

[11] 罗隆福, 叶威, 王健. 基于深度学习的高铁接触网顶紧螺栓的缺陷检测[J]. 铁道科学与工程学报, 2021, 18(3): 605-614.
LUO L F, YE W, WANG J. Defect detection of the puller bolt in high-speed railway catenary based on deep learning[J]. Journal of Railway Science and Engineering, 2021, 18(3): 605-614(in Chinese).

[12] WANG L M, TONG Z, JI B, et al. TDN: Temporal difference networks for efficient action recognition[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2021: 1895-1904.

[13] 赵振兵, 金超熊, 戚银城, 等. 基于动态监督知识蒸馏的输电线路螺栓缺陷图像分类[J]. 高电压技术, 2021, 47(2): 406-414.
ZHAO Z B, JIN C X, QI Y C, et al. Image classification of transmission line bolt defects based on dynamic supervision knowledge distillation[J]. High Voltage Engineering, 2021, 47(2): 406-414(in Chinese).

[14] XIAO L, WU B, HU Y M. Missing small fastener detection using deep learning[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2020, 70: 3502209.

[15] KIM Y. Convolutional neural networks for sentence classification [C]//Proceedings of the Conference on Empirical Methods in Natural Language Processing. Stroudsburg: ACL, 2014: 1746-1751.

[16] 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.

[17] ZHAO Z B, QI H Y, QI Y C, et al. Detection method based on automatic visual shape clustering for pin-missing defect in transmission lines[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2020, 69: 6080-6091.

[18] 李雪峰, 刘海莹, 刘高华, 等. 基于深度学习的输电线路销钉缺陷检测[J]. 电网技术, 2021, 45(8): 2988-2995.
LI X F, LIU H Y, LIU G H, et al. Transmission line pin defect detection based on deep learning[J]. Power System Technology, 2021, 45(8): 2988-2995(in Chinese).

[19] SHEN Y H, JI R R, WANG Y, et al. Enabling deep residual networks for weakly supervised object detection[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2020: 118-136.

[20] BILEN H, VEDALDI A. Weakly supervised deep detection networks[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 2846-2854.

[21] 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.

[22] TANG P, WANG X G, BAI X, et al. Multiple instance detection network with online instance classifier refinement[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 3059-3067.

[23] TANG P, WANG X G, BAI S, et al. PCL: Proposal cluster learning for weakly supervised object detection[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2020, 42(1): 176-191.

[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.

Weak supervision detection method for pin-missing bolts of transmission lines based on SAW-PCL

ZHAO Zhenbing[1, 2, 3, *], MA Diya[1], DING Jietao[4], ZHAI Yongjie[3, 5], ZHAO Wenqing[3, 5], ZHANG Ke[1, 2]

(1. Department of Electronic and Communication Engineering, North China Electric Power University, Baoding 071003, China;
2. Hebei Key Laboratory of Power Internet of Things Technology, North China Electric Power University, Baoding 071003, China;
3. Engineering Research Center of Intelligent Computing for Complex Energy Systems, Ministry of Education, North China Electric Power University, Baoding 071003, China;
4. Hebei Far East Communication System Engineering Co., Ltd., Shijiazhuang 050200, China;
5. School of Control and Computer Engineering, North China Electric Power University, Baoding 071003, China)

Abstract: Bolt is an indispensable fastener in the transmission line, and a pin-missing bolt will inevitably cause major safety hazards. Since the bolt target is small, and the annotation is difficult, a weak supervision detection method for pin-missing bolts of transmission lines based on SAW-PCL was proposed, and the bolt target could be located through image-level annotation information. The convolutional block attention module (CBAM) was introduced into the main network to suppress useless background features, extract fine features of bolts, and improve the detection capability of bolts. In view of the imbalance problem that the detection accuracy of the pin-missing bolt was far lower than that of the normal bolt in the weak supervision detection, an self-adaptation weighted loss function (SAW) was proposed to dynamically adjust the learning degree of the model for different categories of samples, balance the detection accuracy between different categories, and focus on the problem of pin-missing bolts. Moreover, the average detection precision difference among classes (ADPD) was defined to evaluate this imbalance. The constructed SAW could improve the detection accuracy of pin-missing bolts and had a certain ability to balance the detection accuracy of normal bolts and pin-missing bolts. The defined average detection precision difference among classes could be used to evaluate the balance of the detection performance of the model. The experimental results on the self-built dataset V1 show that the mean average precision (mAP) of the improved algorithm is increased by 19.7%, and the ADPD value is reduced by 21.8. The model under the evaluation of indexes mAP and ADPD shows better detection ability of pin-missing bolts.

Keywords: pin-missing bolt detection; weak supervision; average detection precision difference among classes; self-adaptation weighted loss function; deep learning

Received: 2022-10-04; **Accepted**: 2023-01-17; **Published Online**: 2023-02-06 15:00

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230206.1146.001

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61871182,U21A20486); Natural Science Foundation of Hebei Province (F2020502009, F2021502008,F2021502013)

* **Corresponding author**. E-mail: zhaozhenbing@ncepu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0834

基于多任务监督学习的室内空间布局估计模型

邹一波[1,2]，李涛[1]，陈明[1,2,*]，葛艳[1,2]，赵林林[1,2]

(1. 上海海洋大学 信息学院，上海 201306；2. 农业农村部渔业信息重点实验室，上海 201306)

摘 要：室内空间布局估计作为当下计算机视觉领域的研究之一，在目标检测、增强现实和机器人导航等任务中发挥着重要的作用。为更加有效地感知室内场景的布局关系，提出了一种基于多任务监督学习的室内空间布局估计方法，端到端地提取出室内场景的空间分割图。针对室内图像的分割特点，设计编码器-解码器的网络结构，并引入多任务监督学习，从而推理出室内空间布局和各区域的语义边缘结果；定义联合损失函数，在模型训练过程中不断优化分割效果；为更好地表达出各区域之间的布局关系，通过各区域的边缘预测结果，对网络模型的输出进行局部精细化处理，以推理出室内场景空间的最终布局。在公共数据集 LSUN 和 Hedau 上进行实验，所提方法能够有效地优化室内空间布局估计效果，分别获得 7.54% 和 7.08% 的像素误差，总体上优于对比方法。

关 键 词：布局估计；室内场景；多任务监督学习；端到端；语义边缘

中图分类号：V221+.3; TB553

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3327-11

室内空间布局估计的主要目的是通过一张室内场景的二维图像，估计出相关三维空间信息，即将天花板、地面和左中右墙壁之间的边缘标记出来，并推理出 5 个主要的区域平面，从而获得室内的整体结构信息。该研究任务在室内场景的三维重建[1]、虚拟现实[2]、机器人导航[3]和目标识别[4-5]等领域中发挥着重要的作用，成为目前国内外研究的热点之一。

然而，从二维图像中估计出三维布局是具有挑战性的，主要体现在如下 3 个方面：①室内空间中往往容易出现大量的非目标物体，这些物体可能会对室内各个区域面产生严重的遮挡，从而对实际的分割效果造成干扰。②各个图像通常由不同环境条件采集得来，相机的不同拍摄角度、光照和物体表面的纹理信息等多种因素都会对布局估计结果产生一定的影响。③一幅二维室内图像可能包含天花板、地板和 3 面墙壁，也可能只包含其中的部分区域，因此，不同图像中室内的拓扑结构可能完全不同。

为更好地解决上述难题，本文提出了一种基于多任务监督学习的室内空间布局估计模型。在网络模型方面，设计一种改进的编码器-解码器结构，在提取局部细节信息的同时，可以捕捉到更多的语义上下文信息。本文方法对室内语义分割图、完整语义边缘和五区域语义边缘共同进行监督学习，并定义了联合损失来优化分割效果，互相补充学习到的特征信息，可以有效优化模型在训练过程中会出现区域面噪声数据过多和区域边缘弯曲模糊等问题。为充分利用多任务的语义边缘输出，以及进一步提高布局估计的准确率，在融合模块中，根据 5 个区域的边缘预测结果，对语义分割输出进行局部精细化处理，以推理出室内空间的最终布局。在公开数据集 LSUN[6] 和 Hedau[7] 上进行实验，结果表明，本文方法具备良好的鲁棒性

收稿日期：2022-10-04；录用日期：2022-12-04；网络出版时间：2022-12-26 15:50
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221226.0826.001
基金项目：上海市科技创新计划 (20dz1203800)
* 通信作者. E-mail：mchen@shou.edu.cn

引用格式：邹一波，李涛，陈明，等. 基于多任务监督学习的室内空间布局估计模型 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（11）：3327-3337.
ZOU Y B，LI T，CHEN M，et al. Indoor spatial layout estimation model based on multi-task supervised learning[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（11）：3327-3337（in Chinese）.

和泛化能力，在室内空间被众多杂物遮挡、环境条件复杂及不同场景拓扑结构的条件下，依然具有不错的表现。

1 相关工作

室内空间布局估计是大多数场景理解[8-11]和目标识别[12-13]等任务的先验基础。如图1所示，桌椅、沙发等物体要想平稳站立，需要识别出地面，并将其作为支撑面。因此，室内空间布局估计受到许多学者广泛的研究，其研究方法在模型设计和特征选取上各有侧重[14]，主要分为非深度学习的传统方法和基于深度学习的端到端方法2类。

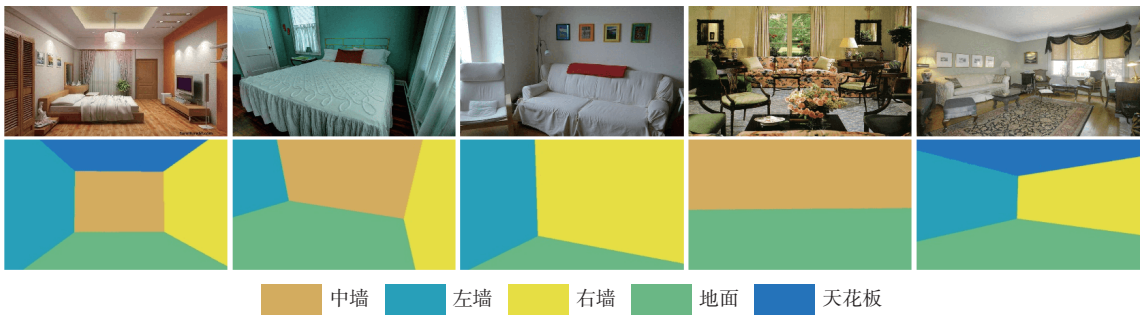


图1 室内空间布局估计任务示例

Fig. 1 Examples of indoor spatial layout estimation task

1.1 非深度学习方法

传统非深度学习方法主要采用分步分治的思路，使用室内二维图像的消失点等特征生成多个候选布局，对候选布局进行结构化预测并排序，从而选取最终的布局结果。在室内空间布局估计任务中，Hedau等[7]最先给出了解决方案，并创建了Hedau数据集，提出了基于曼哈顿假设[15]，使用传统图像处理方法得到消失点和采样线，在图像上获取大量的候选布局结果，通过低层次图像的特征来选取其中的最优布局。消失点估计法[16-17]一般会通过线段检测等手段来检测图像中所有的直线段，以一定的投票规则进行计算得分，并根据得分的高低依次赋值给对应的消失点。Wang等[18]将室内场景中的家具等杂物作为隐变量，引入先验术语来定义隐变量的作用并约束学习过程，通过隐变量对候选布局进行评价，最终推断出最优布局。Schwing等[19]将积分映像的概念扩展到几何学中，对目标函数进行拆分并增加约束，从而以更高的效率来推理室内空间布局。Del Pero等[20-21]实现了一个贝叶斯生成模型来理解室内环境，同时识别出场景中的物体。

1.2 深度学习方法

传统方法目标明确、结构清晰，将任务拆分为多个子问题，使其变得简单且更易解决，但该方法得到的结果在全局上未必最优，且得到的结果像素精度往往不高[14]。近年来，由于深度学习技术的不断提高，研究人员开始着手深度学习来解决室内空间布局估计问题，该方法以端到端的方式来感知室内空间的语义结构信息，大幅度提高室内空间布局估计的精度。

深度学习方法从大量数据中通过多层神经元自主学习室内二维图像的特征，从全局上提取图像的语义结构信息。Ren等[22]采用全卷积网络(fully convolutional network, FCN)[23]来粗略地获得室内空间布局估计，结合布局轮廓特性和表面特性，制定了优化框架，对布局轮廓直线度、表面平滑度和几何约束等多个因素进行约束，以实现精细布局估计。Lee等[24]通过编码器-解码器结构搭建了RoomNet网络，端到端地获取关键角点热图和室内空间布局分类，并使用布局分类结果对关键角点热图进行筛选，推理出最终的室内空间空间布局估计。Zhang等[25]充分利用室内图像的边缘和语义信息进行布局估计，提出了由多个转置卷积组成的编码器-解码器网络，该网络由共享编码器和2个分离编码器组成，共同学习房间图像的边缘和语义信息。Zheng等[26]提出了一种用于房间布局估计的结构深度度量学习(structural deep metric learning, SDML)方法，从度量学习的角度阐述了房间布局估计问题，使用度量模型和布局编码器分别将RGB图像和地面真实布局映射到嵌入空间，并使用布局解码器将嵌入空间映射到相应的布局。Hirzer等[27]为更好地分割5个区域，引入了一个稳健、准确且非常有效的假设和测试方案，对于每个假设，预测房间角点的图像位置，并选择房间角点估计的布局与分割一致的假设。Wang等[28]采用特征金字塔网络(feature pyramid network, FPN)[29-30]来解决布局估计问题，但在环境多变且复杂的条件下，估计效果依然不显著。

2 本文模型

2.1 网络的总体结构

本文提出的网络模型架构是基于DeepLabV3-Plus[31]进行改进实现的，其空洞空间卷积池化金字

塔(atrous spatial pyramid pooling, ASPP)[32]可以捕捉到更多的尺度信息, 并且编码器-解码器结构能更好地恢复语义分割任务的边缘信息。该模型实现了对室内空间布局的自动分割, 从每张图像中可以提取出 5 个语义类, 即中墙、左墙、右墙、天花板和地面。

图 2 展示了本文模型的网络框架。图中: d 为采样率。一方面, 对编码器结构进行了改进, 能够更加充分地提取出有效特征信息, 扩大卷积的感受野; 另一方面, 在编码器-解码器结构的基础上引入 2 个新的模块, 即多任务监督学习模块和特征融合后处理模块。多任务监督学习模块在解码器结果中分离出 3 个任务: 任务 1 用于提取室内空间布局估计的初步分割结果, 任务 2 用于提取完整边缘特征, 作为空间域中的上下文信息, 任务 3 则对 5 个空间区域分别进行语义边缘的提取。在特征融合后处理模块中, 提取出的边缘特征与室内空间布局的初步语义分割结果相结合, 从而对分割图进行局部精细化的处理。在模型训练过程中, 以提取出的分割图和边缘图作为输出, 使用联合损失函数对网络进行迭代训练, 通过多任务监督学习结构输出的分割图和边缘图, 能够更好地利用几何上下文信息, 从而提高分割精度。

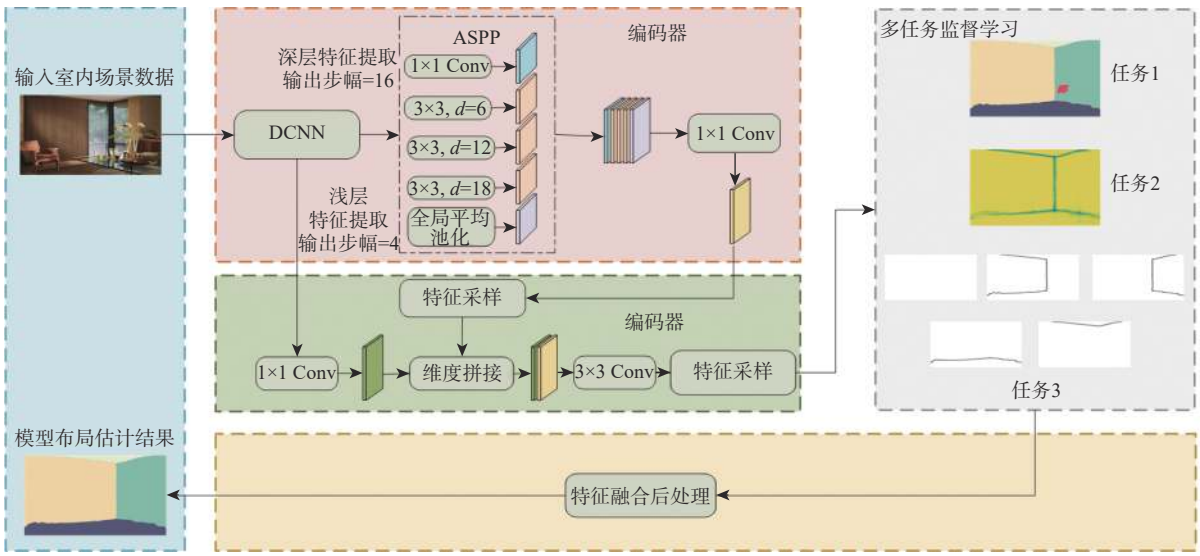


图 2　多任务监督学习的网络架构

Fig. 2　Network architecture of multi-task supervised learning

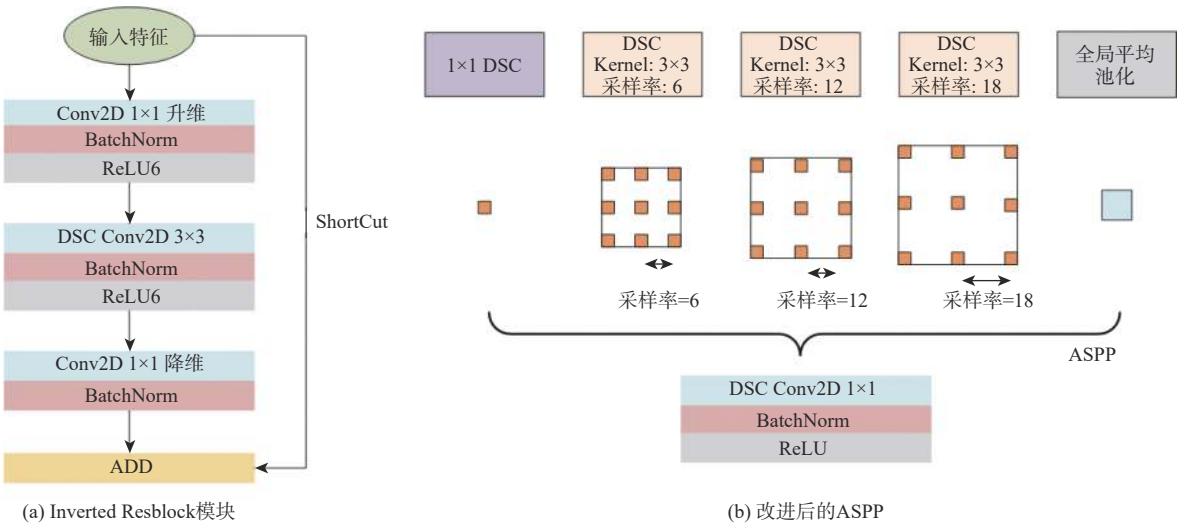
2.2　编码器模块

在编码器模块中, 主要使用端到端的卷积神经网络(convolutional neural network, CNN)架构来对输入图像进行特征提取, 在语义分割任务中主要扮演主干网络的角色。传统的 DeepLabV3Plus 主要将网络层次多、结构复杂且参数量大的 Xception[33]作为特征提取网络, 且 ASPP 中使用的是标准卷积, 进一步增加网络的参数量, 导致模型出现训练慢、复杂度高和收敛慢等问题。为提高模型的分割性能, 本文对编码器主要做如下 2 方面的改进:

1) 将 Xception 网络改为轻量级的 MobileNetV2[34]网络, 优势是通过 Inverted Resblock 模块大大减小模型的训练难度。Inverted Resblock 的结构如图 3(a)所示, 左边为主干部分, 利用 1×1 的卷积核进行升维操作, 并利用 3×3 大小的深度可分离卷积(depthwise separable convolution, DSC)进行特征提取, 再利用 1×1 的卷积进行降维。右边结构为残差部分, 输入和输出直接相连。其中, 深度可分离卷积针对每个输入通道采用不同的卷积核, 即一个卷积核对应一个通道, 与标准卷积相比, 深度可分离卷积所需的运算量更少, 在模型的训练过程中效率更高。在 MobileNetV2 完成特征提取后, 可以获得 2 个有效特征层: 输入图像进行两次压缩的浅度提取结果, 以及输入图像进行四次压缩的深度提取结果。

2) 分别使用不同采样率的深度可分离卷积替换 ASPP 中的标准卷积, 对 MobileNetV2 的深度提取结果进行加强特征提取, 可有效捕捉到多尺度信息, 并且进一步减少模型的参数, 提高模型的计算速度。在 ASPP 最后的特征映射上进行全局平均池化操作, 对结果使用 1×1 的卷积核进行处理, 再经过上采样得到所需的空间维度。因此, 本文改进后的 ASPP 的定义主要由 1 个 1×1 的深度可分离卷积、3 个采样率分别为 6,12,128 的深度可分离卷积和 1 个全局平均池化层组成, 结构如图 3(b)所示。

网络中, MobileNetV2 具体参数如表 1(层次编号为 1～18)所示, 其中, DSBlock 表示下采样模块, 对输入图像进行卷积操作, 再使用 BatchNorm 和



(a) Inverted Resblock模块　　(b) 改进后的ASPP

图 3　编码器的主要结构

Fig. 3　Main architecture of encoder

表 1　编码器和解码器的相关参数信息

Table 1　Relevant parameters of encoder and decoder

模块	层次编号	模块类型	输入特征层	输出特征层	步长	采样率
编码器	1	DSBlock	3×512×512	32×256×256	2	
	2	IRBlock	32×256×256	16×256×256	1	
	3～4	IRBlock	16×256×256	24×128×128	2	
	5～7	IRBlock	24×128×128	32×64×64	2	
	8～11	IRBlock	32×64×64	64×64×64	2	
	12～14	IRBlock	64×64×64	96×64×64	1	
	15～17	IRBlock	96×64×64	160×64×64	2	
	18	IRBlock	160×64×64	320×64×64	1	
	19	DSCBlock	320×64×64	256×64×64	1	1
	20	DSCBlock	320×64×64	256×64×64	1	6
	21	DSCBlock	320×64×64	256×64×64	1	12
	22	DSCBlock	320×64×64	256×64×64	1	8
	23	IPBlock	320×64×64	256×64×64	1	
解码器	1	SCBlock	24×128×128	48×128×128	1	
	2	CCBlock	304×128×128	256×128×128	1	
	3-1	SegBlock	256×128×128	5×128×128	1	
	3-2	TEdgeBlock	256×128×128	1×128×128	1	
	3-3	AEdgeBlock	256×128×128	5×128×128	1	

ReLU6 进行处理，IRBlock 的核心是深度可分离卷积。ASPP 具体参数如表 1(层次编号为 19～23)所示，可在不增加参数量的基础上扩大卷积层的感受野，DSCBlock 表示带有采样率的深度可分离卷积，IPBlock 表示全局平均池化层，在卷积之前进行平均池化操作来获得全局信息。

2.3　解码器模块

本文的语义分割网络模型基于编码器-解码器结构。编码器模块主要由特征提取网络 MobileNetV2 和 ASPP 组成，通过对原始图像进行下采样和卷积操作来提取图像的全局语义特征。解码器对编码器的深层特征提取结果进行上采样，再与浅层特征提取结果进行合并，结果作为解码器的输出，具体参数如表 1 所示。

本文使用的解码器延续了 DeepLabV3Plus 的设计，主要由 SCBlock 和 CCBlock 这 2 个模块组成，结构如图 4 所示。其中，SCBLock 主要对 MobileNetV2 提取出的浅层特征进行进一步处理，通过 1×1 的卷积核将 24 维的特征图提升至 48 维；CCBlock 主要将编码器提取出的浅层特征和深层特征进行融合，核心为在 SCBlock 的基础上增加 Dropout 操作，随机按照一定的比例丢弃参数，用于缓解网络训练过

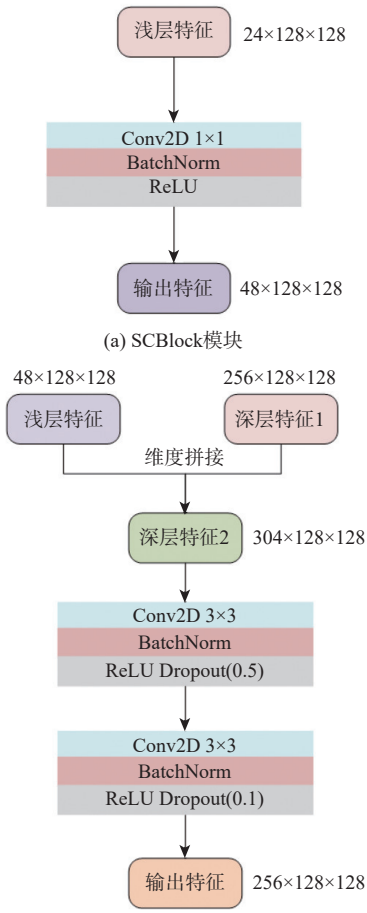


图 4　解码器的主要结构

Fig. 4　Main architecture of decoder

程中的过拟合问题。在解码器的输出上, 本文设计了 3 个独立的分支用于处理不同的任务, SegBlock、TEdgeBlock、AEdgeBlock 分别表示室内语义分割任务模块、完整语义边缘提取任务模块、区域语义边缘提取任务模块。

2.4　多任务监督学习模块

多任务监督学习指在梯度进行反向传递的同时来学习多种任务。不同的任务在学习各自领域信息的同时, 利用浅层网络彼此分享、相互补充学习到的信息, 增强网络模型的泛化能力。Chen 等[34]在研究中表明, 网络训练的过程中引入边缘特征有利于提高语义分割图预测的准确性。据此思路, 本文提出的多任务联合监督学习模型, 在解码器的基础上进行多任务输出, 对解码器输出的特征张量进一步解码生成不同的特征图。本文网络模型设计了 3 个独立的任务模块。其中, 完整边缘任务用于提取室内所有平面的语义边缘, 输出特征图的深度为 1; 边缘任务用于将室内单独平面的语义边缘进行提取, 输出特征图的深度为 5, 每一深度都对应单个平面的语义边缘; 分割任务用于提取室内空间布局的平面语义分割图。3 个任务共享同一个编码器和解码器结构, 实现网络的参数共享, 互相补充自己所学习到的信息, 并输出不同的全局特征, 提升网络的泛化能力及语义分割结果的准确性。

部分室内空间布局数据的语义分割和语义边缘如图 5 所示。本文使用热图的形式对平面与平面之间的边缘进行标注, 通过高斯函数对边缘图进行处理, 每个像素点的值反映了当前位置为边缘的概率, 该值越接近 1, 说明该像素点越接近平面边缘, 远离边缘的概率值则越接近 0。在数据集中, 室内平面的语义被分为 5 类, 编号为 0～4, 分别代表中墙、左墙、右墙、地面和天花板。当室内只有 2 面墙壁时, 会将其标注为左墙和右墙。在训练过程中, 网络模型将室内平面的分割标签和边缘标签作为共同监督数据, 并且在网络输出时直接生成分割预测和边缘预测结果。

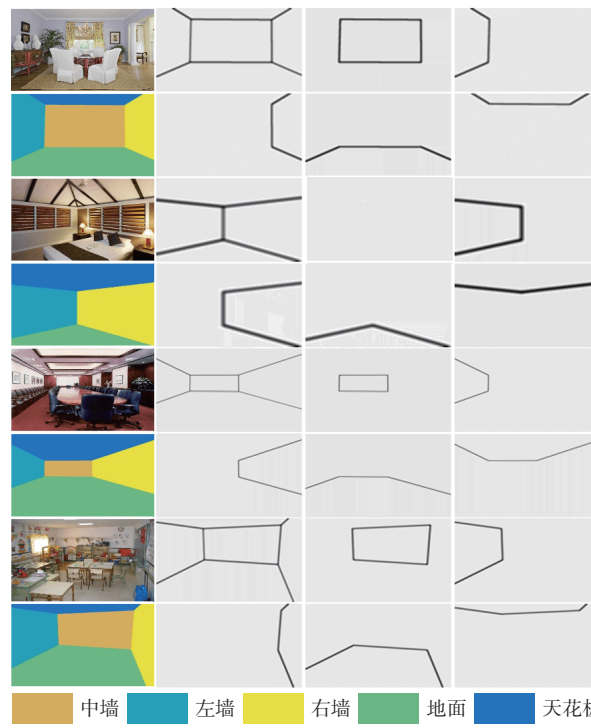


图 5　室内空间布局数据的语义分割和语义边缘

Fig. 5　Semantic segmentation and sematic edge of indoor spatial layout data

2.5　特征融合后处理模块

本文设计了 3 个独立的任务, 分别用于预测室内语义分割图、完整语义边缘和区域语义边缘, 主要出于 2 个方面的考虑。一方面, 3 个任务实现了浅层网络共享, 互相补充各自学习到的信息, 并且 2 个边缘任务可以直接对室内的特征分割图本身进行优化, 从而提高边缘特征信息的利用率。另一方面, 任务 3 中每个平面区域语义边缘的输出可以对任务 1 语义分割图的结果做特征融合后处理, 进一

步增强室内语义分割的几何合理性。针对中墙、左墙、右墙、地面和天花板的语义边缘做形态学开闭运算操作，以消除部分边缘噪声数据，并通过几何方法分别对语义分割图的5个平面区域的边缘做精细化调整，优化区域与区域之间的边缘位置，从而确定室内空间的最终布局。

2.6 损失函数

本文损失主要包括分割损失、平滑损失和边缘损失。分割损失L_{seg}表示模型任务1的输出与标签的多分类交叉熵，定义为

$$L_{\text{seg}} = -\ln(\text{softmax}(x_{\text{label}})) = -\ln\left(\frac{\exp(x_{\text{label}})}{\sum_i \exp(x_i)}\right) \tag{1}$$

式中：x_{label}为真实标签对应的网络节点输出值；x_i为各类别节点的输出值。

平滑损失L_{smooth}表现的是分割任务结果进行形态学处理后与真实标签之间的均方差损失，在提高每个分类平面内一致性的同时，对分类的边缘施加一定的平滑约束，从而使得不同平面之间的边缘显示效果更好，更加具有几何合理性，在一定程度上可以提高模型的像素精度。具体如下：

$$L_{\text{smooth}} = \frac{1}{N}\sum (M_{\text{pred}} - M_{\text{label}})^2 \tag{2}$$

式中：N为样本的数目；M_{pred}为预测分割结果；M_{label}为真实分割标签。

另外，本文在多任务中引入了边缘几何损失，将边缘损失直接整合到整个网络的输出损失内，从而进一步提高边缘特征信息的利用率。本文所使用的边缘损失是在前向传播过程中得到的，网络在后向优化时，直接对室内的特征分割图本身进行优化，可以在一定程度上缓解特征利用率不足的问题。对于边缘损失，主要表现为网络输出边缘结果与真实边缘之间的二分类交叉熵损失，可以使网络输出分割图的边缘更直，具体如下：

$$L_{\text{efull}} = -[y_i \ln p_i + (1-y_i)\ln(1-p_i)] \tag{3}$$

同样的，对于任务3来讲，各区域面的边缘损失类似，整个网络的边缘损失为

$$L_{\text{edge}} = L_{\text{efull}} + L_{\text{emiddle}} + L_{\text{eleft}} + L_{\text{eright}} + L_{\text{ebottom}} + L_{\text{etop}} \tag{4}$$

式中：y_i为i样本真实边缘的值；p_i为网络对边缘预测的输出值；L_{emiddle}、L_{eleft}、L_{eright}、L_{ebottom}、L_{etop}分别为中墙、左墙、右墙、地面、天花板的边缘损失。

结合式(1)～式(4)，可得整个网络的损失函数L，具体如下：

$$L = \lambda_1 L_{\text{seg}} + \lambda_2 L_{\text{smooth}} + \lambda_3 L_{\text{edge}} \tag{5}$$

式中：λ_1、λ_2和λ_3分别为分割损失、平滑损失和边缘损失的权重。

因此，本文利用上述联合损失函数，对多任务网络模型进行训练，包括分割任务、总边缘任务、区域边缘任务。利用边缘和平滑的学习来指导分割任务的训练，可有效感知更多的边缘信息，同时提高分割效果。为使分割任务的显示效果更好，更加具有几何合理性，将λ_1、λ_2、λ_3权重值设置为1、5、50。

3 实验结果与分析

3.1 数据集和实验细节

目前，在室内空间布局估计研究中，主要使用LSUN和Hedau数据集进行网络模型的训练和验证。LSUN数据集包括4 000张训练集、394张验证集和1 000张测试集图像，共有卧室、客厅、教室、餐厅和办公室等8个室内场景类别。LSUN数据集在标签分布上与ImageNet[35]数据集类似，测试集中无标签数据，本实验不予使用，将验证集用于验证方法的有效性。Hedau数据集的规模比LSUN数据集小，包含209张训练集和102张测试集图像。在不使用ImageNet预训练模型的情况下，通过LSUN数据集对网络进行训练，而Hedau数据集则用来进一步评估网络模型的泛化性能。

使用PyTorch1.11实现本文方法，并采用NVIDIA GeForce RTX 3 090 GPU对其进行训练。由于原始数据的大小不同，将网络模型的输入图像、语义边缘及室内语义分割图的分辨率统一处理为512×512。此外，在训练时对输入数据进行适当的数据增强，采用的方法主要包括图像随机裁剪、光度失真和水平翻转。整体训练样本的迭代次数epoch为150，每次迭代设置的样本数batch size为16，模型在训练过程中使用了Adam优化器，学习率设置为0.000 5，并使用正态分布$N(0.0, 0.02)$对模型参数进行初始化。由于本文网络生成的是室内分割型布局结果，采用像素误差(pixel error, PE)作为定量评价指标，即表示所有图像的真实标签和网络预测结果之间像素误差的平均值。

3.2 对比实验

3.2.1 LSUN数据集

将本文方法用LSUN训练集对网络进行训练，在验证集上进行测试，并与以往方法进行比较，从定性和定量2个角度来分析方法的优越性。

图6展示了本文方法进行空间布局估计的部分可视化结果，其中，第1～6行分别表示原图、分割标签、模型分割输出、模型语义边缘输出、模型

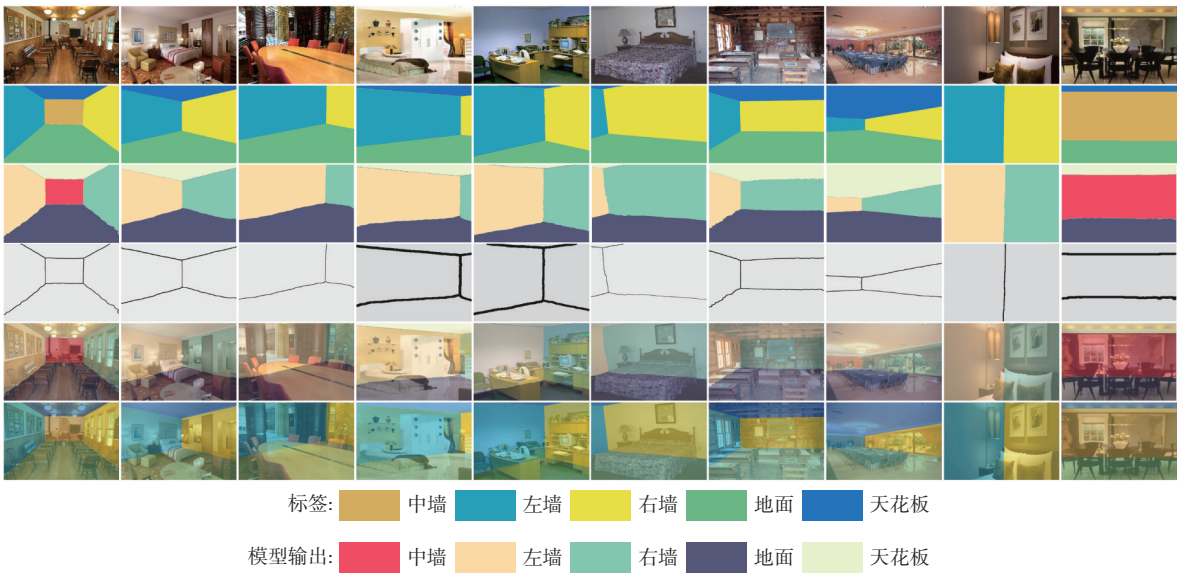


图 6　本文方法在 LSUN 数据集上的表现

Fig. 6　Performance of the proposed method on LSUN dataset

分割输出与原图的整合、分割标签与原图的整合。从整体来看, 本文网络模型所生成的室内空间布局与真实标签基本吻合。图 6 中, 第 1 列为教室场景, 其布局相对其他示例而言较为全面, 具有中墙、左墙、右墙、地面和天花板 5 个区域面, 虽然在场景中存在一些课桌和椅子等物体的干扰, 但模型的分割图输出表现出很强的一致性; 第 2 列、第 3 列场景中存在严重的遮挡问题, 第 2 列中包含了床、沙发等大型家具, 会议桌占据了整个场景的一大半, 这些大型干扰物对场景中区域面之间的边缘造成了严重的遮挡, 但本文网络模型依然能够自动识别场景的拓扑结构并进行重建, 重建出的分割图与实际标签相符; 第 4 列、第 5 列显示不同光照条件下网络模型对室内空间布局的预测情况, 从结果来看, 无论是光照较强(第 4 列)或光照较弱(第 5 列)的条件下, 本文方法都表现出不错的效果, 具有良好的鲁棒性; 第 6 列体现了网络模型改进后的编码器(MobileNet、ASPP)和多任务模块的健壮性, 可以看到, 由于左墙和右墙的边缘部分不突出, 导致网络的推理具有明显的边缘错误, 两墙之间出现了部分开裂的痕迹且不互连, 但该方法依然能够很好地处理这种情况, 并推理出不错的分割图, 证明了边缘估计和分割估计可以互相补偿、共同学习; 第 7 列、第 8 列的场景色调单一, 拍摄视野深度较大, 第 9 列只有左右墙, 第 10 列只有上、中、下 3 个区域面, 即使在这种偏极端的场景条件下, 该网络模型仍然具有不错的延展性, 并能正确地识别出室内场景布局分割图。

虽然模型能正确推理出测试集大部分的室内空间布局, 但无法处理所有图像, 因为个别图像并不满足模型的假设范围。图 7 显示了预测效果欠佳的案例。在第 1 列的原图像中, 可以明显看到其是一张卧室图, 并且从标签可知是一个左右墙分布的布局, 仔细观察可以发现, 床被和枕头等物品几乎占据了整张图像区域, 这对网络模型而言是一个巨大的挑战; 第 2 列是客厅场景, 遍布了盆栽、桌椅、沙发和台灯等干扰物, 模型基本都能很好地处理该类问题, 由于原图像中的天花板部分向外突出并出现转角, 但图像标签并没有将该因素考虑在内, 而是将天花板和左墙直接通过直线相连, 从而导致天花板部分被网络模型错误分割; 第 3 列主要是因为图像本身在左墙和中墙区域之间的边缘差异太小, 从而造成网络将中墙推理成右墙的错误结果; 在第 4 列的原图像中, 可以很明显地看出右墙上有一扇敞开的门, 然而图像标签并没有将此记录在内, 导致网络预测的分割图与实际不符。造成以上错误预测的结果, 一方面是因为训练数据集量的不充足, 且各布局类别的数量分布不均匀; 另一方面是因为部分数据标签与原图实际的布局分布不符, 造成了模型的预测与标签部分区域不匹配。

将本文方法与其他相关工作进行定量比较。表 2 展示了不同方法在 LSUN 数据集上像素精度的表现, 并将 RoomNet 作为比较的基准。可以看出, 在 RoomNet 的前后分为是否采用端到端的方法, 且端到端的方法明显优于非端到端的方法。而在端到端的方法中, 本文网络模型在像素误差评价指标上表现最好, 在 LSUN 测试集上达到了 7.54%, 充分验证了改进后的 DeepLabV3Plus 网络及多任务联合学习的优越性。

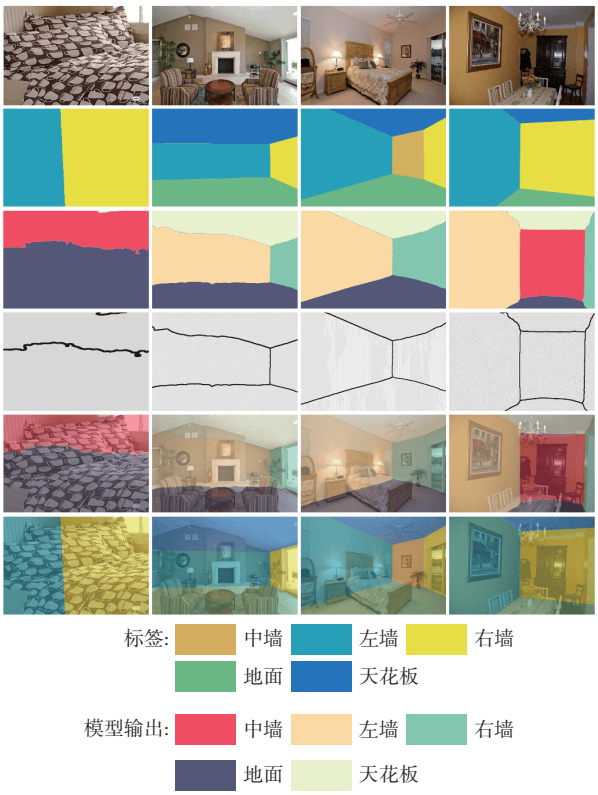


图7 本文方法在LSUN数据集上效果欠佳的示例

Fig. 7 Poor performance of the proposed method on LSUN dataset

表2 LSUN数据集上本文方法与现有方法的对比

Table 2 Comparison between the proposed method and existing methods on LSUN dataset

方法	像素误差/%	是否采用端到端方法
文献[7]	24.23	×
文献[36]	16.71	×
文献[37]	10.63	×
RoomNet[24]	9.86	√
CFILF[22]	9.31	√
文献[27]	7.79	√
文献[28]	7.99	√
本文	7.54	√

3.2.2 Hedau数据集

除使用LSUN数据集外，还利用Hedau数据集进一步评估模型的泛化能力。需要注意的是，LSUN和Hedau数据集是2个不同的数据集，且Hedau数据集的训练集不会参与网络模型的训练，也不会对模型进行任何的优化或微调。

表3为本文方法对Hedau数据集的预测结果及与其他方法之间的比较。从结果来看，本文方法具有不错的预测效果，并且得到了7.08%的最低像素误差。因此，该网络模型可应用于不同的室内数据集，即使在不重新训练新数据的前提下也是如此，进一步验证了模型良好的泛化能力及延展性。图8

表3 Hedau数据集上本文方法与现有方法的对比

Table 3 Comparison between the proposed method and existing methods on Hedau dataset

方法	像素误差/%	是否采用端到端方法
文献[7]	21.20	×
文献[36]	12.83	×
文献[37]	9.73	×
RoomNet[24]	8.36	√
CFILF[22]	8.67	√
文献[27]	7.44	√
本文	7.08	√

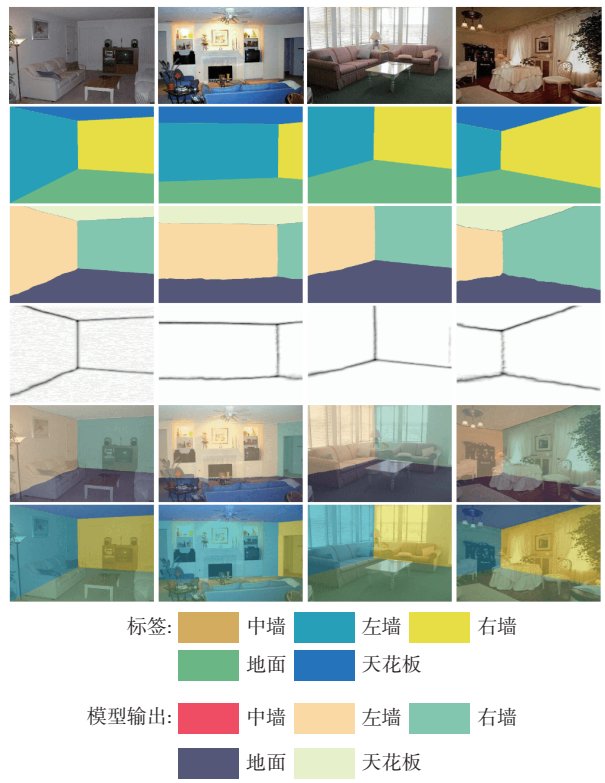


图8 本文方法在Hedau数据集上的表现

Fig. 8 Performance of the proposed method on Hedau dataset

为模型在不同场景下对Hedau数据集的可视化效果。可以明显看出，即使在环境复杂多变的情况下，本文方法依然能推理出测试集图像的合理边缘，并很好地重现室内空间的语义布局。因此，实验结果表明，本文模型具有较高的通用性。

3.3 消融实验

为验证对编码器结构进行改进的必要性，以及引入多任务监督学习模块和特征融合后处理模块的有效性，本文将像素误差作为评价指标，在LSUN数据集上设置了5组不同的方案以进行消融实验，实验结果如表4所示。

1）方案1。以Xception作为特征提取网络，将传统的DeepLabV3Plus模型作为基准来推理室内空

间布局估计结果。

2) 方案 2。在基准的基础上, 对编码器结构进行改进, 将 Xception 替换为更轻量级的 MobileNetV2 网络, 将 ASPP 模块中的标准卷积改为深度可分离卷积。

3) 方案 3。在基准的基础上, 引入多任务监督学习模块。

4) 方案 4。在方案 2 的基础上, 引入多任务监督学习模块。

表 4　消融实验中本文方法各模块的优化结果

Table 4　Optimization results of each module by the proposed method in ablation experiments

基准	改进编码器	多任务监督学习	特征融合后处理	参数量/MB	单图预测时间/ms	像素误差/%
√	×	×	×	209.6	45	11.15
√	√	×	×	22.1	26	11.34
√	×	√	×	209.8	46	8.41
√	√	√	×	22.4	28	8.63
√	√	√	√	22.4	28	7.54

5) 方案 5。基于方案 4, 加入特征融合后处理模块。

由表 4 的消融实验结果可知, 方案 2 的像素误差与基准相差不大, 但模型参数量和单图预测时间大大减少, 说明改进后的编码器结构在保证精度的同时, 可以明显提高模型的训练时间和推理速度。对比基准, 方案 3～方案 5 在像素误差方面都有明显降低, 且方案 5 在减少参数量的情况下, 像素误差的降低幅度更大, 从 11.15% 降低到了 7.54%, 说明引入多任务监督学习模块和特征融合后处理模块可在一定程度上提高模型的分割精度。

此外, 为进一步说明在多任务监督学习模块中引入联合损失函数的有效性, 对 LSUN 数据集的分割结果进行可视化, 结果如图 9 所示, 第 1～4 行分别表示原始图像、分割标签、引入联合损失函数前后的模型推理结果。可以看出, 引入平滑损失和边缘损失后, 不同平面之间的边缘显示效果更好, 并且增强了每个平面内的一致性, 更加具备几何合理性。

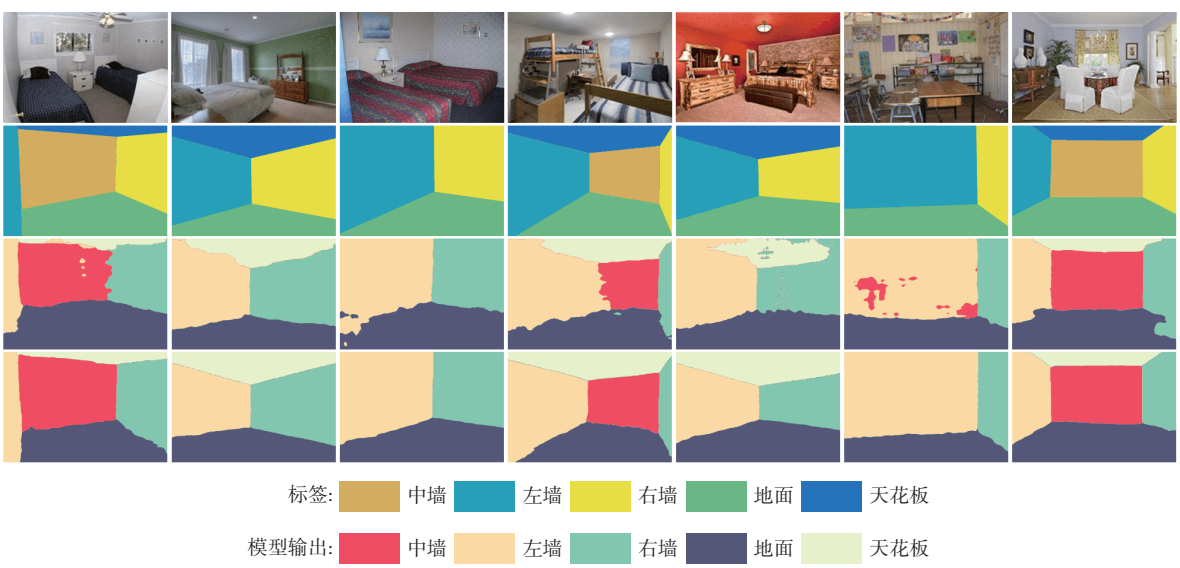


图 9　引入多任务监督学习前后的视觉对比结果

Fig. 9　Visual comparison results before and after introduction of multi-task supervised learning

4　结　论

针对室内空间布局估计的诸多挑战, 本文提出了一种端到端的深度学习网络模型, 该模型从多任务监督学习的角度来描述问题, 结论如下:

1) 通过边缘信息和平滑信息在训练过程中对实际分割效果不断地调整优化, 提高了模型本身的特征表达能力。

2) 设计了一种联合损失方法, 使多个任务彼此共享模型参数, 有效感知更多的边缘信息, 提高边缘特征的利用率。

3) 引入了一种特征融合后处理细化策略, 对每个区域面做出进一步的优化, 增强语义分割的几何合理性。

4) 在 2 个公共数据集上进行大量实验, 并与多个已有方法进行定量和定性对比, 结果表明, 本文提出的模型优于现有的布局估计方法, 具备较好的鲁棒性和泛化能力。

在未来的工作中, 将进一步研究室内空间布局估计的重点问题, 尤其是聚焦在小区域面积的难分割问题, 希望能进一步降低模型的像素误差。

参考文献（References）

[1] PARK S J, HONG K S. Recovering an indoor 3D layout with top-down semantic segmentation from a single image[J]. Pattern Recognition Letters, 2015, 68: 70-75.

[2] SAITO H, BABA S, KANADE T. Appearance-based virtual view generation from multicamera videos captured in the 3-D room[J]. IEEE Transactions on Multimedia, 2003, 5(3): 303-316.

[3] DE CRISTÓFORIS P, NITSCHE M, KRAJNÍK T, et al. Hybrid vision-based navigation for mobile robots in mixed indoor/outdoor environments[J]. Pattern Recognition Letters, 2015, 53: 118-128.

[4] XIE H T, FANG S C, ZHA Z J, et al. Convolutional attention networks for scene text recognition[J]. ACM Transactions on Multimedia Computing, Communications, and Applications, 2019, 15(1s): 1-17.

[5] HONG J, HONG Y, UH Y, et al. Discovering overlooked objects: Context-based boosting of object detection in indoor scenes[J]. Pattern Recognition Letters, 2017, 86: 56-61.

[6] YU F, SEFF A, ZHANG Y D, et al. LSUN: Construction of a large-scale image dataset using deep learning with humans in the loop [EB/OL].(2016-06-04)[2022-10-01].http://arxiv.org/abs/1506.03365.

[7] HEDAU V, HOIEM D, FORSYTH D. Thinking inside the box: Using appearance models and context based on room geometry [C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2010: 224-237.

[8] YAN C G, LI L, ZHANG C J, et al. Cross-modality bridging and knowledge transferring for image understanding[J]. IEEE Transactions on Multimedia, 2019, 21(10): 2675-2685.

[9] DI MAURO D, FURNARI A, PATANÈ G, et al. SceneAdapt: Scene-based domain adaptation for semantic segmentation using adversarial learning[J]. Pattern Recognition Letters, 2020, 136: 175-182.

[10] BAHETI B, INNANI S, GAJRE S, et al. Semantic scene segmentation in unstructured environment with modified DeepLabV3+[J]. Pattern Recognition Letters, 2020, 138: 223-229.

[11] ISMAIL A S, SEIFELNASR M M, GUO H X. Understanding indoor scene: Spatial layout estimation, scene classification, and object detection[C]//Proceedings of the 3rd International Conference on Multimedia Systems and Signal Processing. New York: ACM, 2018: 64-70.

[12] HUANG C, HE Z H. Task-driven progressive part localization for fine-grained recognition[C]//Proceedings of the IEEE Winter Conference on Applications of Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1-9.

[13] TANG J H, JIN L, LI Z C, et al. RGB-D object recognition via incorporating latent data structure and prior knowledge[J]. IEEE Transactions on Multimedia, 2015, 17(11): 1899-1908.

[14] 黄荣泽, 孟庆浩, 刘胤伯. 基于多任务监督学习的实时室内布局估计方法[J]. 激光与光电子学进展, 2021, 58(14): 1410023.
HUANG R Z, MENG Q H, LIU Y B. Real-time indoor layout estimation method based on multi-task supervised learning[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2021, 58(14): 1410023(in Chinese).

[15] COUGHLAN J, YUILLE A L. The Manhattan world assumption: Regularities in scene statistics which enable Bayesian inference[C]// Proceedings of the Neural Information Processing Systems. Trier: DBLP, 2000.

[16] 许宏科, 秦严严, 陈会茹. 一种基于改进 Canny 的边缘检测算法[J]. 红外技术, 2014, 36(3): 210-214.
XU H K, QIN Y Y, CHEN H R. An improved algorithm for edge detection based on Canny[J]. Infrared Technology, 2014, 36(3): 210-214(in Chinese).

[17] YILMAZ B, ABDULLAH S N H, KOK V J. Vanishing region loss for crowd density estimation[J]. Pattern Recognition Letters, 2020, 138: 336-345.

[18] WANG H Y, GOULD S, ROLLER D. Discriminative learning with latent variables for cluttered indoor scene understanding[J]. Communications of the ACM, 2013, 56(4): 92-99.

[19] LIU C X, SCHWING A G, KUNDU K, et al. Rent3D: Floor-plan priors for monocular layout estimation[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2015: 3413-3421.

[20] DEL PERO L, BOWDISH J, KERMGARD B, et al. Understanding Bayesian rooms using composite 3D object models[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2013: 153-160.

[21] DEL PERO L, BOWDISH J, FRIED D, et al. Bayesian geometric modeling of indoor scenes[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2012: 2719-2726.

[22] REN Y Z, LI S W, CHEN C, et al. A coarse-to-fine indoor layout estimation (CFILE) method[C]//Proceedings of the Asian Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2017: 36-51.

[23] LONG J, SHELHAMER E, DARRELL T. Fully convolutional networks for semantic segmentation[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2015: 3431-3440.

[24] LEE C Y, BADRINARAYANAN V, MALISIEWICZ T, et al. RoomNet: End-to-end room layout estimation[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2017: 4875-4884.

[25] ZHANG W D, ZHANG W, GU J. Edge-semantic learning strategy for layout estimation in indoor environment[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2020, 50(6): 2730-2739.

[26] ZHENG W Z, LU J W, ZHOU J. Structural deep metric learning for room layout estimation[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2020: 735-751.

[27] HIRZER M, ROTHP M, LEPETIT V. Smart hypothesis generation for efficient and robust room layout estimation[C]//Proceedings of the IEEE Winter Conference on Applications of Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2020: 2901-2909.

[28] WANG A P, WEN S T, GAO Y J, et al. An efficient method for indoor layout estimation with FPN[C]//Proceedings of the International Conference on Web Information Systems Engineering. Berlin: Springer, 2021: 94-106.

[29] KIRILLOV A, GIRSHICK R, HE K M, et al. Panoptic feature pyramid networks[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 6392-6401.

[30] LIN T Y, DOLLÁR P, GIRSHICK R, et al. Feature pyramid net-

works for object detection[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 936-944.

[31] CHEN L C, ZHU Y K, PAPANDREOU G, et al. Encoder-decoder with atrous separable convolution for semantic image segmentation[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 833-851.

[32] CHEN L C, PAPANDREOU G, KOKKINOS I, et al. DeepLab: Semantic image segmentation with deep convolutional nets, atrous convolution, and fully connected CRFs[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2018, 40(4): 834-848.

[33] CHOLLET F. Xception: Deep learning with depthwise separable convolutions[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 1800-1807.

[34] CHEN L C, BARRON J T, PAPANDREOU G, et al. Semantic image segmentation with task-specific edge detection using CNNs and a discriminatively trained domain transform[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 4545-4554.

[35] DENG J, DONG W, SOCHER R, et al. ImageNet: A large-scale hierarchical image database[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2009: 248-255.

[36] MALLYA A, LAZEBNIK S. Learning informative edge maps for indoor scene layout prediction[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2015: 936-944.

[37] DASGUPTA S, FANG K, CHEN K, et al. DeLay: Robust spatial layout estimation for cluttered indoor scenes[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 616-624.

Indoor spatial layout estimation model based on multi-task supervised learning

ZOU Yibo[1, 2], LI Tao[1], CHEN Ming[1, 2, *], GE Yan[1, 2], ZHAO Linlin[1, 2]

(1. College of Information Technology, Shanghai Ocean University, Shanghai 201306, China;
2. Key Laboratory of Fisheries Information, Ministry of Agriculture and Rural Affairs, Shanghai 201306, China)

Abstract: Indoor spatial layout estimation is currently one of the research hotspots in the computer vision field. It plays a crucial role in object detection, augmented reality, and robot navigation. This paper proposed an indoor spatial layout estimation method based on multi-task supervised learning to efficiently perceive the layout relationship of indoor scenes. This method could extract the spatial segmentation map of indoor scenes in an end-to-end manner. According to the segmentation characteristics of indoor layout images, an encoder-decoder network structure was designed, and multi-task supervised learning was introduced to obtain the indoor spatial layout and the semantic edge results of each region. The joint loss function was defined to continuously optimize the segmentation effect during the model training. In order to better express the layout relationship between regions, the edge prediction results of each region were used to locally refine the output of the network model, so as to infer the final spatial layout of indoor scenes. Experiments on the public datasets LSUN and Hedau show that the proposed method can effectively optimize the effect of indoor spatial layout estimation and obtain 7.54% and 7.08% pixel errors respectively, which is better than the comparison method in general.

Keywords: layout estimation; indoor scene; multi-task supervised learning; end-to-end; semantic edge

Received: 2022-10-04; **Accepted**: 2022-12-04; **Published Online**: 2022-12-26 15:50

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221226.0826.001

Foundation item: Shanghai Science and Technology Innovation Action Planning (20dz1203800)

* **Corresponding author**. E-mail: mchen@shou.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0843

基于 Duffing 振子的伪码调相线性调频复合调制引信干扰设计

闫晓鹏，安泰，郝新红，赵文龙，代健*
(北京理工大学 机电动态控制重点实验室，北京 100081)

摘 要：针对现代战场伪码调相与线性调频 (LFM) 复合调制引信干扰技术的迫切需求，在研究伪码调相与线性调频复合调制引信信号激励的 Duffing 振子输出信号特性的基础上，提出了基于 Duffing 振子阵列同步性和频率变化关系特性的复合调制引信参数估计方法，并在参数估计的基础上进一步提出了复合调制引信干扰波形的设计方案。在仿真与实验分析中，将基于 Duffing 振子的参数估计方法与典型复合调制引信信号参数估计方法进行对比，分析了基于所提参数估计方法重构出的干扰信号对复合调制引信的作用效果，并与传统欺骗式干扰方法进行半实物实验对比和验证。仿真与实验结果表明：所提参数估计方法在−35 dB 信噪比 (SNR) 下能得到较高精度的参数估计结果，且重构出的引信干扰信号在−20 dB 信噪比下优于其他传统的欺骗式干扰信号。

关 键 词：伪码调相与线性调频复合调制引信；Duffing 振子；参数估计；干扰；低信噪比
中图分类号：TJ434.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3338-10

伪码调相与线性调频(linear frequency modulation, LFM)复合调制引信兼具定距和抗干扰性能优势，得到了日益广泛的应用[1-2]。对于频率引导式干扰，由于引信引入了伪随机相位编码调制，提升了对频率引导式干扰的抑制能力[3-4]；对于以数字射频存储(digital radio frequency memory, DRFM)技术为典型代表的转发式干扰，系统构成较为复杂，且在低信噪比(signal-to-noise ratio, SNR)环境下对引信的干扰性能会明显下降[5-6]；而重构式干扰生成干扰信号的方式简单直观，且随着现代侦察技术和信号处理技术的不断发展，对伪码体制引信实施基于参数估计的重构式欺骗干扰能够得到更大的应用空间，在伪码体制引信干扰上有着广泛应用前景[7]。

文献 [8-11] 采用平方法消除了伪随机序列的影响，对得到的线性调频信号进行分析处理，再对伪随机序列进行估计，但这种方法要求接收机已经对伪码宽度进行了预先估计，且在信噪比小于 2 dB 时参数估计效果较差。文献 [12] 对引信参数估计的适用性不强，如采用谱相关法对复合调制引信信号进行参数估计时，必须满足调频带宽大于相位编码数与脉冲宽度之比的前提条件，且只有在信噪比大于 0 dB 时才能获得较为满意的参数估计精度，局限性较大。文献 [13-17] 利用短时傅里叶变换法[13]、维格纳分布法[14]、平滑伪维格纳分布法[15] 和分数阶傅里叶变换[16-17] 等对伪码复合调制信号进行时频分析，但计算量较大，计算复杂、时间久，难以满足引信干扰的实时性要求。由此可见，目前国内外关于伪码调相与线性调频复合调制引信信号参数估计的研究面临着需先验知识、计算复杂、信噪比要求较高等问题，特别是在现有复杂的电磁环境下，如何在低信噪比时仍有较高的参数估计性能是亟须解决的问题。

收稿日期：2022-10-10；**录用日期**：2022-11-11；**网络出版时间**：2023-02-14 15:40
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230213.1727.001
基金项目：国家自然科学家基金 (61973037)；中国博士后科学基金 (2022M720419)
* **通信作者**. E-mail：jiandai@bit.edu.cn

引用格式：*闫晓鹏，安泰，郝新红，等. 基于 Duffing 振子的伪码调相线性调频复合调制引信干扰设计 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（11）：3338-3347. YAN X P，AN T，HAO X H，et al. Design of pseudo-code phase modulation and LFM composite fuze interference based on Duffing oscillator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（11）：3338-3347 （in Chinese）.*

近年来, 由于 Duffing 振子具备的对周期和准周期信号的高敏感度及对噪声的强免疫特性, 其在弱信号检测领域得到了广泛的关注和研究[18-19]。因此, 本文在研究伪码调相与线性调频复合调制引信信号激励的 Duffing 振子输出信号的特性的基础上, 提出了基于 Duffing 振子阵列同步性和频率变化关系特性的复合调制引信参数估计方法。该方法解决了其他传统方法在高估计精度和低信噪比检测阈值间的矛盾。仿真和实验结果表明, 本文方法能够在极低的信噪比下对目标信号进行较高精度的盲估计, 并进一步重构出高相关性的干扰信号, 从而实现对复合调制引信的有效干扰, 尤其是在信噪比极低的情况下, 干扰效果显著优于其他传统的干扰方法。

1　伪码调相与线性调频复合调制引信基本原理

由 m 序列产生器产生的伪码调制信号可表示为

$$s_{\mathrm{p}}(t)=\frac{1}{\sqrt{NP}}\sum_{m=0}^{N-1}\sum_{n=0}^{P-1}C_{\mathrm{i}}\mu(t-nT_{\mathrm{c}}-mT_{\mathrm{r}}) \tag{1}$$

式中: N 为调制周期数; P 为脉冲数; C_{i} 为伪码符号; $\mu(t-nT_{\mathrm{c}}-mT_{\mathrm{r}})$ 为伪码序列, T_{c} 为码元宽度, T_{r} 为伪码周期。

线性调频信号可表示为

$$s_{\mathrm{L1}}(t)=\frac{1}{\sqrt{N}}\sum_{m=0}^{N-1}s_{\mathrm{LFM}}(t-mT_{\mathrm{M}}) \tag{2}$$

式中: $s_{\mathrm{LFM}}(t)=\begin{cases}\mathrm{e}^{\mathrm{j}(\omega_0 t+\pi k_{\mathrm{f}}t^2+\varphi_0)} & 0<t<T_{\mathrm{M}}\\ 0 & \text{其他}\end{cases}$, ω_0 为载波初始频率, φ_0 为信号的初始相位, k_{f} 为线性调频调制系数, T_{M} 为锯齿波调制周期, 且 $k_{\mathrm{f}}=\Delta F_{\mathrm{M}}/T_{\mathrm{M}}$, ΔF_{M} 为线性调频调制频偏。对于伪码调相与线性调频复合调制引信来说, 通常设置其调频周期等于伪随机码序列周期, 即 $T_{\mathrm{M}}=T_{\mathrm{r}}=PT_{\mathrm{c}}$, 这样能够极大降低多普勒频率对伪码调相与线性调频复合调制引信相关处理的影响, 避免多普勒频移导致的引信相关接收失配的问题。

因此, 可用伪码调相信号和线性调频信号的乘积来表示伪码调相与线性调频复合调制引信信号, 其数学表达式为

$$s_{\mathrm{t}}(t)=A_{\mathrm{t1}}\sum_{m=0}^{N-1}\sum_{n=0}^{P-1}C_{\mathrm{i}}\mu(t-nT_{\mathrm{c}}-mPT_{\mathrm{c}})\cdot \cos\left(\omega_0(t-mPT_{\mathrm{c}})+\pi k_{\mathrm{f}}(t-mPT_{\mathrm{c}})^2\right) \tag{3}$$

令 $t_m=t-mPT_{\mathrm{c}}=t-mT_{\mathrm{M}}$, 并令单周期的伪随机二相编码信号 $p(t)=\frac{1}{\sqrt{P}}\sum_{n=0}^{P-1}C_{\mathrm{i}}\mu(t-nT_{\mathrm{c}})$, 则式 (3) 可简化为

$$s_{\mathrm{t}}(t_m)=A_{\mathrm{t}}p(t_m)\cos\left(\omega_0 t_m+\pi k_{\mathrm{f}}t_m^2\right) \tag{4}$$

式中: A_{t} 为发射信号的幅值。

复合调制引信信号的时域波形如图 1 所示。

根据式 (4), 在一个调制周期的情况下, 伪码调相与线性调频复合调制引信信号可简化为

$$s_{\mathrm{t}}(t)=A_{\mathrm{t}}\cos\left(\omega_0 t+\pi k_{\mathrm{f}}t^2+\varphi_i\right) \tag{5}$$

式中: $\varphi_i=(0,\pi)$ 为伪码调相信号相位码。

由式 (5) 可知, 为对伪码调相与线性调频复合调制引信进行参数估计, 需先对初始频率 ω_0、线性调频调制系数 k_{f} 及相位编码 φ_i 这 3 个参数进行估计。得到这 3 个参数的较高精度估计结果后, 即可重构出对该引信的有效干扰信号。

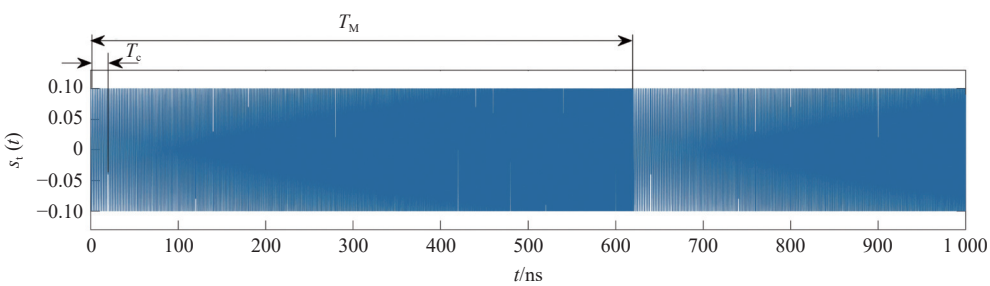


图 1　伪码调相与线性调频复合调制引信信号时域波形

Fig. 1　Time domain waveform of pseudo-code phase modulation and LFM composite fuze signal

2　基于 Duffing 振子参数估计的复合调制引信干扰原理

为实现对伪码调相与线性调频复合调制引信欺骗式干扰信号的设计, 需先对复合调制引信信号的初始载波频率、线性调频调制系数和伪随机码序列进行参数估计, 本文提出了基于 Duffing 振子阵列同步性和频率变化关系特性的参数估计方法。

2.1　基于 Duffing 振子的参数估计方法

2.1.1　复合调制引信信号激励的 Duffing 振子检测模型

将式 (5) 表示的伪码调相与线性调频复合调制引信信号作为激励信号输入 Duffing 振子系统中, 可表示为

$$\begin{cases}\dot{x}=\omega y\\ \dot{y}=\omega(-0.5y+x-x^3+F\cos(\omega t)+\\ \qquad A\cos((\omega_0+\pi k_{\mathrm{f}}t)t+\varphi_0+\varphi_i)+n(t))\end{cases} \tag{6}$$

式中：x 为位移；ω 为频率；y=dx；F 为内策动力幅度；A 为待测信号幅度；$n(t)$ 为高斯白噪声；φ_0 为待测的复合调制引信信号和 Duffing 振子内策动力信号的相位差。

令未输入待测信号的 Duffing 振子的内策动力信号幅值 F=F_c，使其处于临界混沌状态，其中，F_c 为系统从混沌态到大周期态的临界阈值。输入待测的复合调制引信信号后，复合调制引信信号激励的 Duffing 振子系统的等效策动力可表示为

$$F_c\cos(\omega t)+A\cos\left(\omega_0 t+\pi k_f t^2+\varphi_0+\varphi_i\right)=F_e(t)\cos(\omega t+\varphi(t)+\Phi(t)) \tag{7}$$

式中：$\varphi(t)=\varphi_0+\varphi_i$；$\Phi(t)=\arctan\left(\dfrac{A\sin(\Delta\omega t+\varphi(t))}{F_c+A\cos(\Delta\omega t+\varphi(t))}\right)$。

$$F_e(t)\approx\sqrt{F_c^2+2F_cA\cos(\Delta\omega t+\varphi(t))} \tag{8}$$

此时，内策动力信号频率和待测信号频率的差值为$|\Delta\omega|=|\omega-(\omega_0+\pi k_f t)|$。根据式 (8) 可以得出

$$\mathrm{sgn}(F_e(t)-F_c)=\mathrm{sgn}(\cos(\Delta\omega t+\varphi(t)))=\mathrm{sgn}(\cos(\Delta\omega t+\varphi_0))\cos\varphi_i \tag{9}$$

式中：$\mathrm{sgn}(a)$ 为符号函数，表达式为$\mathrm{sgn}(a)=\begin{cases}1 & a>0\\0 & a=0\\-1 & a<0\end{cases}$。

由式 (9) 可知，伪码调相与线性调频复合调制引信信号通过 Duffing 振子后得到的输出信号受相位调制码 φ_i 和差频信号频率 $\Delta\omega$ 影响而不断变化，其变化周期由二者共同决定。因此，伪码调相与线性调频复合调制引信信号激励的 Duffing 振子不存在稳定的间歇混沌周期。Duffing 振子输出信号、差频余弦函数 $\cos(\Delta\omega t+\varphi_0)$ 和相位调制码 φ_i 间的关系如下：

$$\mathrm{sgn}(F_e(t)-F_c)=\mathrm{sgn}(\cos(\Delta\omega t+\varphi_0))\cos\varphi_i \tag{10}$$

为对式 (10) 进行更加直观的表达，本文提出了对各项信号进行二值化的处理方式。对 Duffing 振子的输出信号进行二值化处理，得到二值化输出信号 Sdf(t)，即

$$\mathrm{Sdf}(t)=\begin{cases}1 & \mathrm{sgn}(F_e(t)-F_c)=1\\-1 & \text{其他}\end{cases} \tag{11}$$

对差频信号取余弦，经二值化处理可得到二值化差频信号 Sw(t)：

$$\mathrm{Sw}(t)=\begin{cases}1 & \mathrm{sgn}(\cos(\Delta\omega t+\varphi_0))=1\\-1 & \text{其他}\end{cases}=\begin{cases}1 & (2k\pi-\pi/2-\varphi_0)/|\Delta\omega|<t<\\ & (2k\pi+\pi/2-\varphi_0)/|\Delta\omega|\\-1 & \text{其他}\end{cases} \tag{12}$$

式中：k 为整数且不等于 0。

对复合调制引信信号的相位调制码进行二值化处理，可得到二值化的伪随机序列 Sp(t)：

$$\mathrm{Sp}(t)=\begin{cases}1 & \cos\varphi_i=1\\-1 & \cos\varphi_i=-1\end{cases} \tag{13}$$

因此，式 (10) 可表示为

$$\mathrm{Sdf}(t)=\mathrm{Sw}(t)\cdot\mathrm{Sp}(t) \tag{14}$$

又因为 Sys(t)、Df(t) 和 Pc(t) 均为二值函数，所以，式 (14) 可分别等效为

$$\mathrm{Sw}(t)=\mathrm{Sdf}(t)\cdot\mathrm{Sp}(t) \tag{15}$$

$$\mathrm{Sp}(t)=\mathrm{Sw}(t)\cdot\mathrm{Sdf}(t) \tag{16}$$

综上，只要知道 Sys(t)、Df(t) 和 Pc(t) 这 3 种信号间的任意 2 种信号，则第 3 种信号就能通过式 (14)～式 (16) 得到。

2.1.2 基于 Duffing 振子阵列同步性的伪随机序列估计方法

基于 Duffing 振子隐含周期性的方法需先对载频进行估计，再根据乘法关系式进行伪随机序列的估计。由于复合调制引信信号的载频是不断变化的，利用 Duffing 振子隐含周期性很难对其进行估计，本文采用 Duffing 振子阵列同步性的方法，对伪码调相与线性调频复合调制引信信号进行估计，即先进行伪随机序列的估计，再进行载频的估计。

类似于基于 Duffing 振子阵列同步性的伪码调相引信信号参数估计方法，建立由多个内策动力信号频率不同的 Duffing 振子组成的振子阵列，当伪码调相与线性调频复合调制引信信号通过 Duffing 振子阵列后，由于差频的不同，各个振子的输出信号对应的间歇混沌周期也不同。但是，它们受相同的二值化处理后的相位编码 Sp(t) 的控制，因此，在阵列中每个 Duffing 振子的输出状态转变的时刻总是相同的。则复合调制引信信号激励的 Duffing 振子阵列的各个二值化输出 Sdf$j$(t) 同时发生数值转变的时刻，就对应着二值化相位编码 Sp(t) 中的数值转变。由于存在一定误差，当任意 j−1 个振子同时发生数值转变时，就认为对应着相位编码的改变。图 2 表示伪码调相与线性调频复合调制引信信号激励的由 4 个 Duffing 振子组成的阵列输出二值化函数时域图，虚线表示任意 3 个振子同时发生数值转变的时刻。可以看出，数值同步转换的时刻和伪随机序列的数值转变时刻一一对应。

2.1.3 基于频率变化关系特性的复合调制引信信号载频估计

对于复合调制引信信号，由于其频率是线性变化的，与 Duffing 振子内策动力信号之间的频率差值 $\Delta\omega$ 也是线性变化的，则复合调制引信信号的差频余弦二值化函数 Sw(t) 的频率受线性调频调制系数的影响也不断变化，本文将这一变化规律称为频率变化关系特性。根据这一特性，可以对线性调频的各个参数进行估计。

获得伪随机序列 Sp(t) 后，根据式 (15) 可获得差频余弦信号的二值化函数 Sw(t)。由于待测信号

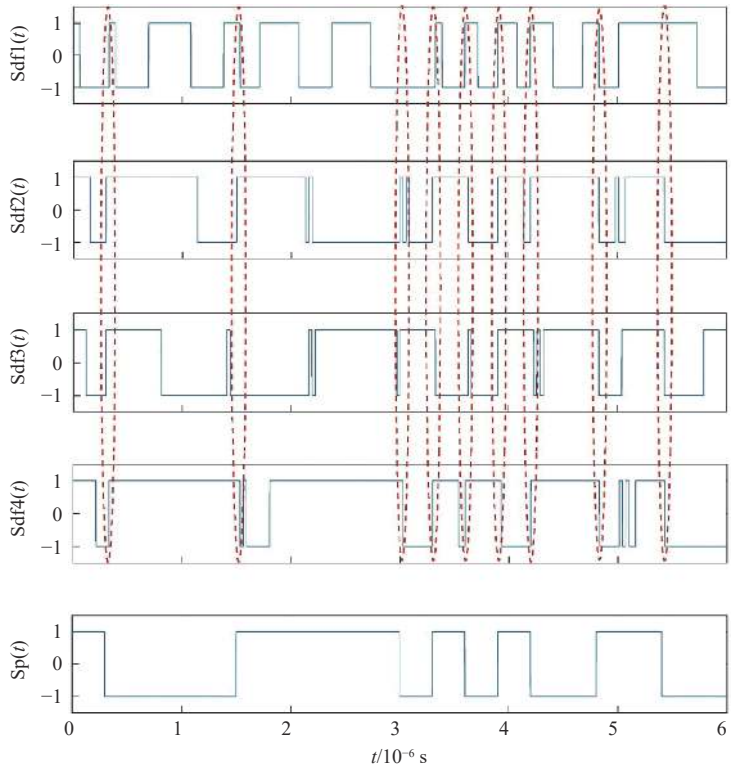


图 2　Duffing 振子阵列的 Sdf(t) 和伪随机序列 Sp(t) 的时域波形

Fig. 2　Time domain waveforms of Sdf(t) and pseudo random sequence Sp(t) of Duffing oscillator array

的载频在调制系数 k_f 的控制下不断变化, 根据式 (15) 将求得的伪随机序列 Sp(t) 与阵列中每个 Duffing 振子的输出 Sdf(t) 相乘, 得到的差频信号 Sw(t) 也是不断变化的。Duffing 振子的内策动力频率 ω_{dfj} 和待测信号的频率有 5 种关系: ①$\omega_{dfj}<\omega_{0start}$, 随着待测信号的频率不断升高, 差频也逐渐增大; ② $\omega_{dfj}>\omega_{0end}$, 差频随着待测信号的频率升高而减小; ③$\omega_{0start}<\omega_{dfj}<\omega_{0end}$, 差频先减小后增大; ④$\omega_{dfj}=\omega_{0start}$, 虽然差频也随之逐渐升高, 但在得到的差频图中, 最开始的差频周期的正负值差别较大; ⑤$\omega_{dfj}=\omega_{0end}$, 类似于第④种情况, 差频会随着待测信号的频率升高而降低, 且在最后的差频周期的正负值差别较大。Sw(t) 如图 3 所示。

在一个调制周期 T_M 内, 得到的差频余弦二值化函数 Sw(t) 根据待测信号的载频和调制系数而变化, 而在不同调制周期, Sw(t) 是相同的, 因此, 可根据这一特性进行调制周期的估计。图 3 中, 虚线将振子分为 3 个周期, 每个周期的差频变化大致相

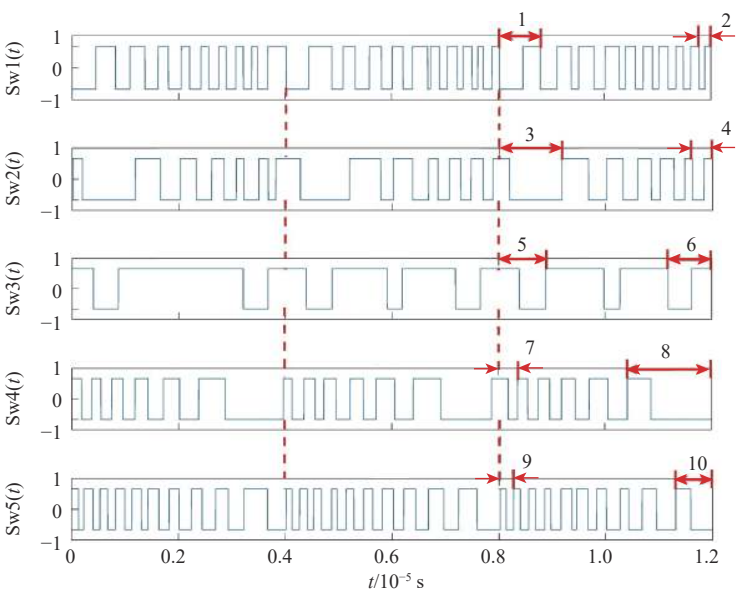


图 3　Duffing 振子与待测信号的差频输出时域波形

Fig. 3　Differential frequency output time domain waveforms of Duffing oscillator and signal to be measured

同，因此，可得出每2个虚线内的时间即为调制周期 T_{M}；数字序号为每个振子的起始周期和终止周期，将序号 i 对应周期的频率表示为 $\Delta\omega_i$。Sw1(t)中，从序号1到序号2时间周期逐渐减小，频率逐渐增大，因此，其满足第①种情况，则振子1测得的初始频率 $\omega_{0\mathrm{start1}}=\omega_{\mathrm{df1}}+\Delta\omega_1$，终止频率为 $\omega_{0\mathrm{end1}}=\omega_{\mathrm{df1}}+\Delta\omega_2$。Sw2($t$)的序号3中，1和−1的时间差别较大，之后的时间周期恢复正常，则其满足第④种情况，且振子2得到的初始频率 $\omega_{0\mathrm{start2}}$ 等于振子2的内策动力频率 ω_{df2}，而根据序号4对应的差频 $\Delta\omega_4$ 可得到终止频率为 $\omega_{0\mathrm{end2}}=\omega_{\mathrm{df2}}+\Delta\omega_4$。Sw3($t$)中，从序号5到序号6时间周期先增大后减小，因此，满足第③种情况，则振子3测得的初始频率 $\omega_{0\mathrm{start3}}=\omega_{\mathrm{df3}}-\Delta\omega_5$，终止频率为 $\omega_{0\mathrm{end3}}=\omega_{\mathrm{df3}}+\Delta\omega_6$。同时，Sw4($t$)中，序号8的1与−1时间差别很大，则满足第⑤种情况，且振子4得到的终止频率 $\omega_{0\mathrm{end4}}$ 等于振子4的内策动力频率 ω_{df4}，同时根据序号7对应的差频 $\Delta\omega_7$ 可得到初始频率为 $\omega_{0\mathrm{start4}}=\omega_{\mathrm{df4}}-\Delta\omega_7$。Sw5($t$)中，序号9到序号10的时间周期逐渐增大，因此，其满足第②种情况，则振子5测得的初始频率 $\omega_{0\mathrm{start5}}=\omega_{\mathrm{df5}}-\Delta\omega_9$，终止频率为 $\omega_{0\mathrm{end5}}=\omega_{\mathrm{df5}}-\Delta\omega_{10}$。

对各个振子测得的初始频率、终止频率取平均，可获得最终的初始频率 $\omega_{0\mathrm{start}}$ 与终止频率 $\omega_{0\mathrm{end}}$，则调制频率 $\Delta F_{\mathrm{M}}=(\omega_{0\mathrm{start}}-\omega_{0\mathrm{end}})/2\pi$，调制系数为 $k_{\mathrm{f}}=\Delta F_{\mathrm{M}}/T_{\mathrm{M}}$。振子数量越多，准确性越高，但对应的计算量越大。

2.2 干扰信号重构

由于2.1节中提出的基于Duffing振子阵列同步性和频率变化关系特性的伪码调相与线性调频复合调制引信参数估计方法实现了极低信噪比下的高精度参数估计，可利用估计得到的参数重构出伪码调相与线性调频复合调制引信的干扰信号，表达式如下：

$$s_{\mathrm{j}}(t)=A_{\mathrm{j}}p_{\mathrm{j}}(t)\cos\left(\omega_{\mathrm{j}}t+\pi k_{\mathrm{f}}t^2\right) \tag{17}$$

式中：A_{j} 为重构出的干扰信号幅值；$p_{\mathrm{j}}(t)$ 为复合调制引信的伪随机码序列；ω_{j} 为复合调制引信载波的初始频率。

引入时延后可得到引信接收的干扰信号表达式为

$$s_{\mathrm{j}}(t)=A_{\mathrm{j}}p_{\mathrm{j}}(t-\tau_{\mathrm{j}})\cos\left(\omega_{\mathrm{j}}(t-\tau_{\mathrm{j}})+\pi k_{\mathrm{f}}(t-\tau_{\mathrm{j}})^2\right) \tag{18}$$

式中：τ_{j} 为干扰预先设定的随机时延。

由于实际目标回波信号对应的本地延时 τ_{d} 无法确定，在对干扰信号进行设计时，本文采用以给定步长为间隔改变延时 τ_{j} 的方法来提高干扰信号的干扰效率，保证干扰信号经引信相关器后输出的信号满足引信启动的相关性和强度要求，此时干扰信号表达式如下：

$$s_{\mathrm{j}}=\sum_{n=0}^{N_\tau}A_{\mathrm{j}}p_{\mathrm{j}}(t-\tau_{\mathrm{j}}-n\Delta t)\cdot\cos\left(\omega_{\mathrm{j}}(t-\tau_{\mathrm{j}}-n\Delta t)+\pi k_{\mathrm{f}}(t-\tau_{\mathrm{j}}-n\Delta t)^2\right) \tag{19}$$

式中：Δt 为预定的延迟变化步长；N_τ 为设置的最大延迟转发次数。

引信接收到干扰信号后，会依次经过混频器、滤波器和视频放大器进行处理，所得到的输出信号包含伪随机码序列信息，表达式为

$$s_{\mathrm{I}}(t)=\sum_{n=0}^{N_\tau}A_{\mathrm{I}}p_{\mathrm{j}}(t-\tau_{\mathrm{j}}-n\Delta t)\cos((2\pi k_{\mathrm{f}}\tau-\omega_{\mathrm{d}})t) \tag{20}$$

式中：A_{I} 为视频放大信号的幅度；ω_{d} 为多普勒频率。

将该信号与经 τ_{d} 延时后的本地延迟信号在相关器中做相关处理，并经过边带放大器取得 n 次谐波，得到的信号可表示为

$$s_n(t_{mm})=A_{\mathrm{f1}}k_nR_{\mathrm{pp}} \tag{21}$$

式中：A_{f1} 为第1次滤波的系数；k_n 为 n 次谐波系数。

$$R_{\mathrm{pp}}=\frac{1}{PT_{\mathrm{c}}}\int_0^{PT_{\mathrm{c}}}\sum_{n=0}^{N_\tau}p(t-\tau_{\mathrm{j}}-n\Delta t)\cdot p(t-\tau_{\mathrm{d}})\cos((N_\tau\omega_{\mathrm{M}}-\omega_{\mathrm{d}})t)\,\mathrm{d}t \tag{22}$$

式中：ω_{M} 为调制频率。

经过二次混频、低通滤波后得到的多普勒信号可表示为

$$s_{\mathrm{i2}}(t_{mm})=A_{\mathrm{f2}}k_nR'_{\mathrm{pp}} \tag{23}$$

式中：A_{f2} 为二次滤波的系数。

$$R'_{\mathrm{pp}}=\frac{1}{PT_{\mathrm{c}}}\int_0^{PT_{\mathrm{c}}}\sum_{n=0}^{N_\tau}p(t-\tau_{\mathrm{j}}-n\Delta t)p(t-\tau_{\mathrm{d}})\cos(\omega_{\mathrm{d}}t)\,\mathrm{d}t \tag{24}$$

根据式(23)和式(24)，可以通过获取二次混频后的多普勒信号的相关系数 R'_{pp} 的幅度，来得到弹目之间的距离信息。若 $\tau_{\mathrm{d}}=\tau_{\mathrm{j}}+n\Delta t$，此时干扰信号延时恰好等于本地固定延时，相关系数 R'_{pp} 为最大值；当 R'_{pp} 满足阈值条件时，经过信号处理器处理后，会推动执行级输出引信点火脉冲，从而引爆战斗部，对信号产生有效的干扰。同时，可提取二次混频信号的多普勒频率，从而获取弹目之间相对运动的速度信息，实现对目标的测速。

2.3 复杂度分析

由2.1节、2.2节可知，基于Duffing振子的参数估计方法复杂度主要体现在Duffing方程求解过程，若采用龙格-库塔中阶解法ode45函数求解Duffing方程数值解，由式(6)可知，若忽略初始相位和噪声的影响，Duffing方程一次求解包含11次乘法运算和5次加法运算，若将一次乘法或加法运算复杂度定义为一次运算，则一次dy求解复杂度为$O(16)$。结合引信干扰实际情况，若以1 Gps(Gps表示每秒10^9个采样点)采样率采10 μs信号并进行参数估计，则每次10 000个采样点所需存储空间为10 KB，空间复杂度可以表示为$O(10\,000)$，运算复杂度为$10\,000O(16)$，若以

100 MHz FPGA 芯片时钟进行处理, 则对 10 μs 信号进行参数估计的耗时仅约为 1.6 ms, 能够满足引信干扰信号参数估计实时性和空间复杂度要求。

3　基于 Duffing 振子参数估计方法的仿真验证

实验中, 将伪码调相与线性调频复合调制引信信号的幅值设置为 0.1, 初始频率 $\omega_{0start}=2\pi\times100\times10^6$ rad/s, 终止频率 $\omega_{0end}=2\pi\times103\times10^6$ rad/s, 伪码周期为 1.28×10^{-5} s, 伪随机序列的码元宽度取 50 ns, 在 1×10^{-6} s 内的伪随机序列为 1000011111010101001100。Duffing 振子内策动力信号的频率 ω_{df} 和复合调制引信信号频率 ω_0 的关系有 5 种可能: $\omega_{df}=\omega_{0start}$, $\omega_{df}<\omega_{0start}$, $\omega_{0start}<\omega_{df}<\omega_{0end}$, $\omega_{df}=\omega_{0end}$, $\omega_{df}>\omega_{0end}$。由于基于 Duffing 振子的参数估计中内策动力信号频率是根据实际检测需求选定的, 需要对引信信号的载频和带宽有一定先验知识。结合干扰实际情况, 本文设置 5 个 Duffing 振子组成阵列, 进行伪随机序列的估计, 其内策动力信号频率分别为 99, 100, 101.5, 103, 104 MHz。

实验中, 噪声强度用方差 σ^2 表示, 通过改变 σ^2 的值获得无噪声和信噪比为 −20, −30, −35, −40 dB 的实验环境。对 Duffing 振子阵列的输出进行二值化, 得到 Duffing 振子阵列系统输出信号的二值化函数 Sdf$j$(t)。为满足通用性要求, 分别在不同信噪比的条件下进行 100 次基于 Duffing 振子的伪码调相与线性调频复合调制引信信号检测的重复实验。为进行对比, 对平滑伪维格纳-维利分布(smoothed pseudo Wigner-Ville distribution, SPWVD)方法和分数阶傅里叶变换(fractional Fourier transform, FRFT)方法在不同信噪比下进行仿真, 这 2 种方法的条件与 Duffing 振子方法的条件皆相同。然而在信噪比为−20 dB 及以下时, 这 2 种方法的性能较差, 因此, 本文只在信噪比为−20～5 dB 之间对该 3 种方法进行比较。3 种方法的码元宽度归一化均方根误差(normalized root mean square error, NRMSE)结果如图 4 所示。其中, NRMSE 定义为[20]

$$E_{\mathrm{NRMSE}}=\sqrt{\frac{1}{N_{\mathrm{length}}}\sum_{k=1}^{N_{\mathrm{length}}}(x_k-x_0)^2/x_0} \tag{25}$$

式中: x_0 为参数的真实值; x_k 为参数的估计值; N_{length} 为估计序列长度。

如图 4 所示, 与 SPWVD 和 FRFT 方法相比, 本文提出的 Duffing 振子方法在不同信噪比下可以更准确地估计伪随机序列的码元宽度。在−20 dB 信噪比下, 基于 SPWVD 和 FRFT 方法的 NRMSE 均大于 1.5, 而基于 Duffing 振子方法的 NRMSE 仅为 0.044 5。

通过 Duffing 振子的阵列同步性得到 Sp(t) 后,

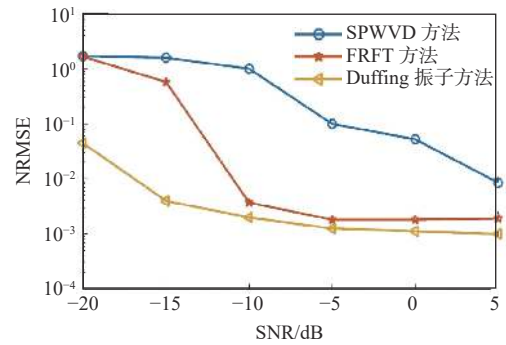
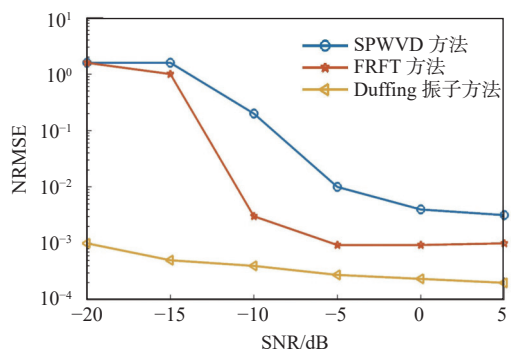


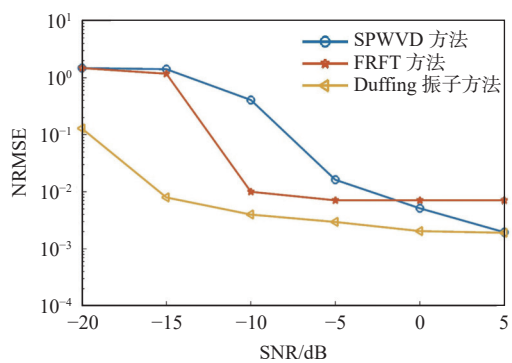
图 4　基于 SPWVD、FRFT 和 Duffing 振子方法的码元宽度估计结果

Fig. 4　Code width estimation results based on SPWVD, FRFT and Duffing oscillators methods

根据式 (15) 确定各 Duffing 振子的差频函数 Swj(t), 根据本文方法估计载频, 并在每个信噪比条件下进行 100 次实验。本文在−20～5 dB 情况下对 SPWVD 和 FRFT 方法分别进行仿真, 并对 3 种方法在不同信噪比下的载频中心频率和调制系数的估计结果进行对比, 结果如图 5 所示。可以看出, 本文基于 Duffing 振子的估计方法对载频(包括中心频率和调制系数)的盲估计精度在不同信噪比下明显优于 SPWVD 和 FRFT 方法。此外, 中心频率的估计更加准确和稳定, 在−20 dB 和 5 dB 时估计结果相差不大。



(a) 中心频率估计结果



(b) 调制系数估计结果

图 5　基于 SPWVD、FRFT 和 Duffing 振子方法的载频估计结果

Fig. 5　Carrier frequency estimation results based on SPWVD, FRFT and Duffing oscillators methods

表1表示基于本文Duffing振子的方法对载频中心频率、调制系数和伪随机序列的码元宽度这3个参数在不同信噪比下的仿真估计结果。可以看出，中心频率的估计比调制系数和伪随机序列的码元宽度更为准确，其NRMSE值在−40 dB时仅为0.107，而其他2个参数的值相对较大，但在−35 dB时都具有较低的误差。总之，基于Duffing振子的盲参数估计方法可以在−35 dB信噪比下实现高精度的载频和伪随机序列估计。

表1 各参数在不同信噪比下的仿真估计结果

Table 1 Simulation estimation results of each parameter under different SNRs

SNR/dB	NRMSE		
	中心频率	调制系数	码元宽度
无噪声	0.000 159	0.002 4	0.001
−20	0.000 615	0.128 6	0.045 7
−30	0.000 788	0.186 1	0.104
−35	0.002 2	0.243 9	0.228
−40	0.107	0.815	0.963 5

4 实验验证

为进一步验证本文所提干扰方法的有效性，采用半实物实验对其进行验证。实验系统主要包括复合调制引信样机、数据采集系统、计算机、干扰信号生成系统及射频信号源。实验流程为：首先，将引信样机产生的发射信号经收发天线传输至数据采集系统，用计算机对下变频后的信号处理得到载波初始频率、线性调频调制系数及伪随机序列的估计值；然后，利用估计得到的参数生成干扰信号并作用于引信样机，利用示波器观察引信的检波和启动信号，以判断引信是否在干扰信号的作用下出现误启动。

在相同的实验条件下，将基于本文方法得到的干扰信号与典型的周期调制干扰信号，以及DRFM存储转发式干扰信号进行n组干扰信号叠加后，分别对伪码调相与线性调频复合调制引信实施干扰。将接收到干扰信号后的引信相关器的输出信号接入示波器，其波形如图6所示，分别表示引信



(a) 目标回波信号



(b) 重构式欺骗干扰信号



(c) 正弦波调幅信号



(d) 正弦波调频信号



(e) 方波调幅信号



(f) DRFM干扰信号

图6 伪码调相与线性调频复合调制引信相关器输出

Fig. 6 Output of pseudo-code phase modulation and LFM composite fuze correlator

相关器在目标回波信号、本文提出的重构式欺骗干扰信号、正弦波调幅信号、正弦波调频信号、方波调幅信号及 DRFM 干扰信号作用下的输出信号。可以看出, 目标回波信号作用下得到的相关峰可以被本文所提干扰方法作用下得到的相关峰全覆盖, 引信被成功干扰。当干扰功率相同时, 传统周期调制干扰信号作用下的引信相关器输出信号幅值不满足预置的引信启动阈值而难以达到干扰效果。而 DRFM 干扰由于会对背景噪声进行转发, 其噪声强度较高, 也会在一定程度上对干扰效果产生影响。

将各干扰波形在−20 dB 的信噪比下对复合调制引信样机进行干扰, 记录使引信启动的最小干扰效率, 实验结果如表 2 所示。可知, 对于伪码调相与线性调频复合调制引信, 基于 Duffing 振子参数估计的信号重构的欺骗式干扰能够使引信启动, 验证了基于 Duffing 振子的参数估计方法的准确性和重构干扰方法的有效性。此外, 基于信号重构的干扰方法使引信启动的最小干扰效率均低于周期调制信号和 DRFM 干扰信号, 说明对于伪码调相与线性调频复合调制引信, 在相同干扰条件下, 特别是在低信噪比环境中, 基于 Duffing 振子参数估计的重构干扰信号比传统的欺骗式干扰具有更好的干扰效果。

表 2　不同类型干扰信号作用下引信启动最小干扰功率

Table 2　Minimum interference power for fuze activation under different types of interference signals

干扰波形样式	最小启动功率/dBm
正弦波调幅干扰	5
方波调幅干扰	7.3
正弦波调频干扰	3.6
DRFM干扰	0.5
重构式欺骗干扰	−1

5　结　论

针对当前低信噪比环境下对伪码调相与线性调频复合调制引信干扰效率低的问题, 本文提出了基于 Duffing 振子阵列同步性和频率变化关系特性的复合调制引信参数估计方法, 并以此为基础对复合调制引信欺骗式干扰波形设计方法进行了研究, 主要结论如下:

1) 研究了差频余弦信号、相位调制码及 Duffing 振子输出信号这三者间的二值化乘法关系, 结合 Duffing 振子的阵列同步性和频率变化关系特性, 实现了对引信初始载波频率、线性调频调制系数和伪随机码序列的高精度参数估计。

2) 仿真实验表明, 本文所提的参数估计方法对载频(包括中心频率和调制系数)的盲估计精度在不同信噪比下都明显优于 SPWVD 和 FRFT 方法。同样, 对伪随机序列, 估计的 NRMSE 值在−40 dB 时仅为 0.107。因此, 本文提出的基于 Duffing 振子阵列同步性和频率变化关系特性的复合调制引信参数估计方法可以在信噪比低至−35 dB 的环境下实现对载频和伪随机序列的高精度估计。

3) 在参数估计的基础上进一步提出了复合调制引信干扰波形的设计方案。半实物实验表明, 采用本文方法得到的干扰信号与引信目标回波信号的相关性明显高于传统的干扰信号, 能够以较低功率对引信实施干扰, 且具有更优的干扰效率。

参考文献（References）

[1] 赵惠昌. 无线电引信设计原理与方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012: 94-114.
ZHAO H C. Design principle and method of radio fuze[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012: 94-114(in Chinese).

[2] NANDI S, KUNDU D. Estimation of parameters in random amplitude chirp signal[J]. Signal Processing, 2020, 168: 107328.

[3] 卢丹, 白天霖. 利用信号重构的全球导航卫星系统欺骗干扰抑制方法[J]. 电子与信息学报, 2020, 42(5): 1268-1273.
LU D, BAI T L. Global navigation satellite system spoofing mitigation method by utilizing signal reconstruction[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2020, 42(5): 1268-1273(in Chinese).

[4] 刘静, 赵惠昌, 周新刚, 等. 伪码与线性调频复合调制信号分析[J]. 兵工学报, 2011, 32(10): 1217-1222.
LIU J, ZHAO H C, ZHOU X G, et al. The analysis of combination of chirp modulation and pseudo noise phase modulation signal[J]. Acta Armamentarii, 2011, 32(10): 1217-1222(in Chinese).

[5] ADAMY D. Digital radio frequency memories DRFMs-Part4[J]. Journal of Electronic Defense, 2014, 37(1): 34-36.

[6] 朱志强. 基于 Duffing 振子参数估计的伪码调相引信干扰信号设计[D]. 北京: 北京理工大学, 2019.
ZHU Z Q. Design of pseudo-code phase modulation fuze interference based on Duffing oscillator parameter estimation[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2019(in Chinese) .

[7] 胡泽宾, 赵惠昌. 伪码引信瞄准式欺骗性干扰机干扰效果的影响因素研究[J]. 宇航学报, 2005, 26(6): 773-779.
HU Z B, ZHAO H C. Research on factors influencing jamming effect of spot and deception jammer to PN fuze[J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(6): 773-779(in Chinese).

[8] 刘勇, 张国毅, 田润澜, 等. 线性调频-伪码复合信号参数的快速估计[J]. 电子信息对抗技术, 2015, 30(1): 53-58.
LIU Y, ZHANG G Y, TIAN R L, et al. Fast parameter estimation of LFM-PRBC combined signal[J]. Electronic Information Warfare Technology, 2015, 30(1): 53-58(in Chinese).

[9] 王佩, 祝俊, 唐斌. 伪码-线性调频复合信号参数估计理论性能分析[J]. 电子与信息学报, 2016, 38(2): 472-477.
WANG P, ZHU J, TANG B. Theoretical performance analysis for parameter estimation of hybrid modulated signal combining pseudo-

random binary-phase code and linear frequency modulation[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2016, 38(2): 472-477(in Chinese).

[10] 曾德国, 熊辉, 龙柯宇, 等. 伪码-线性调频复合信号快速参数估计方法[J]. 系统工程与电子技术, 2010, 32(5): 891-894.
ZENG D G, XIONG H, LONG K Y, et al. Fast parameter estimation approach of reconnaissance signal combined PRBC and LFM [J]. Systems Engineering and Electronics, 2010, 32(5): 891-894(in Chinese).

[11] HE D N, ZHANG T Q, GAO L, et al. Blind estimation for PN code of LFM-PRBC signal based on DPT and spectrum shifting[C]//Proceedings of the 5th International Congress on Image and Signal Processing. Piscataway: IEEE Press, 2012: 1430-1434.

[12] 赵惠昌, 熊刚, 杨小牛. 基于谱相关的正弦调频和脉间伪码调相复合体制侦察信号识别[J]. 兵工学报, 2006, 27(2): 258-264.
ZHAO H C, XIONG G, YANG X N. Signal recognition of sine FM and interpulse pseudo code PM based on spectral correlation method [J]. Acta Armamentarii, 2006, 27(2): 258-264(in Chinese).

[13] 朱健东, 赵拥军, 沈伟, 等. 基于谱图的伪码调相与线性调频复合信号参数估计[J]. 系统工程与电子技术, 2012, 34(9): 1769-1774.
ZHU J D, ZHAO Y J, SHEN W, et al. Parameter estimation for reconnaissance signals combined with pseudo-random binary phase code and LFM based on spectrogram[J]. Systems Engineering and Electronics, 2012, 34(9): 1769-1774(in Chinese).

[14] 林俊, 熊刚, 王智学. 基于时频分析的伪码与线性调频复合体制侦察信号参数估计研究[J]. 电子与信息学报, 2006, 28(6): 1045-1048.
LIN J, XIONG G, WANG Z X. Study on reconnaissance signal parameter evaluation of PN and LFM based on time-frequency analysis[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2006, 28(6): 1045-1048(in Chinese).

[15] 熊刚, 杨小牛, 赵惠昌. 基于平滑伪 Wigner 分布的伪码与线性调频复合侦察信号参数估计[J]. 电子与信息学报, 2008, 30(9): 2115-2119.
XIONG G, YANG X N, ZHAO H C. Parameter estimation of reconnaissance signal combined PN and LFM based on smoothed pseudo Wigner distribution[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2008, 30(9): 2115-2119(in Chinese).

[16] 朱航, 张淑宁, 赵惠昌. 单通道多分量伪码复合线性调频信号分离及参数估计[J]. 兵工学报, 2014, 35(9): 1363-1374.
ZHU H, ZHANG S N, ZHAO H C. Single channel source separation and parameters estimation of multi-component PRBC-LFM signal[J]. Acta Armamentarii, 2014, 35(9): 1363-1374(in Chinese).

[17] 朱健东. 复杂体制雷达信号识别与参数估计研究[D]. 郑州: 解放军信息工程大学, 2013.
ZHU J D. Research on advanced radar signals recognition and parameter estimation[D]. Zhengzhou: PLA Information Engineering University, 2013(in Chinese).

[18] AKILLI M, YILMAZ N. Study of weak periodic signals in the EEG signals and their relationship with postsynaptic potentials[J]. IEEE Transactions on Neural Systems and Rehabilitation Engineering, 2018, 26(10): 1918-1925.

[19] VAHEDI H, GHAREHPETIAN G B, KARRARI M. Application of Duffing oscillators for passive islanding detection of inverter-based distributed generation units[J]. IEEE Transactions on Power Delivery, 2012, 27(4): 1973-1983.

[20] ZENG X D, TANG B, XIONG Y. Interception algorithm of S-cubed signal model in stealth radar equipment[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 25(3): 416-422.

Design of pseudo-code phase modulation and LFM composite fuze interference based on Duffing oscillator

YAN Xiaopeng，AN Tai，HAO Xinhong，ZHAO Wenlong，DAI Jian*

(Science and Technology on Electromechanical Dynamic Control Key Laboratory，Beijing Institute of Technology，Beijing 100081，China)

Abstract: This paper proposes a method of estimating the parameters of a composite modulation fuze based on the frequency variation relationship and synchronization of the Duffing oscillator array. This is done by studying the characteristics of the Duffing oscillator output signal that is excited by the signals of the pseudo-code phase modulation and the linear frequency modulation (LFM) composite modulation fuze in order to meet the urgent need for jamming technology in the modern battlefield. Further, this paper proposes a design scheme of jamming waveform of composite modulation fuze based on the parameter estimation method. The parameter estimate approach suggested in this research, based on the Duffing oscillator, is compared to the standard parameter estimation method of composite modulated fuze signal through simulation experiments.Then, the effect of the jamming signal reconstructed on the composite modulation fuze is theoretically analyzed, and the semi-physical experiment is carried out to verify and compare with the traditional deception jamming method. The experimental results show that the parameter estimation method proposed in this paper can still obtain high precision parameter estimation results under −35 dB signal-to-noise ratio (SNR), and the reconstructed fuze jamming signal is superior to the other traditional deception jamming signals under −20 dB SNR.

Keywords: pseudo-code phase modulation and linear frequency modulation composite modulation fuze; Duffing oscillator; parameter estimation; interference; low signal-to-noise ratio

Received：2022-10-10；**Accepted**：2022-11-11；**Published Online**：2023-02-14 15:40

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230213.1727.001

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (61973037); China Postdoctoral Science Foundation (2022M720419)

* **Corresponding author**. E-mail：jiandai@bit.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0818

双轴冗余旋转惯导系统精对准方法

王丽芬*，邹涛，任元，王卫杰，朱挺
(航天工程大学 宇航科学与技术系，北京 101416)

摘 要：冗余旋转惯导系统(RRINS)相比捷联惯导系统可在提高可靠性的同时通过旋转调制技术减小惯性器件常值误差对导航性能的影响。针对该类系统高精度初始对准需求，以正四面体RRINS为例，对其精对准进行研究。建立每3个陀螺仪和3个加速度计组合方式下系统精对准误差模型；设计卡尔曼滤波器及双轴转位方案；将每种组合方式下的精对准结果及陀螺仪和加速度计零偏的均值作为最终估计结果。仿真结果表明，加速度计零偏估计相对误差在0.2%以内，陀螺仪零偏估计相对误差在0.1%以内。精对准实验结果表明，同等时间内，所提方法的精对准误差相比静基座减小75%以上，将实验中估计出的零偏补偿惯性器件测量信息后，导航解算姿态误差减小65%以上，导航性能得到有效提高。仿真和实验结果表明，所提方法可有效提高精对准精度，并可准确估计惯性器件的零偏。

关 键 词：冗余旋转惯导系统；精对准；旋转调制；卡尔曼滤波；零偏
中图分类号：V448.25+3
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3348-10

初始对准是惯导系统开始导航前的重要一步，其误差是导航误差的重要来源之一，因此，提高初始对准的精度对提高惯导系统导航精度具有重要意义[1-3]。针对冗余惯导系统初始对准技术的研究较少，基本做法是将冗余测量信息转换到三轴后用传统方法进行初始对准。戴晓强等[4]进行了初步改进，建立了冗余惯导静基座初始对准模型，充分利用了冗余观测值，最终在5 s内使得3个失准角收敛，但其研究对象是三轴正交的多表冗余结构，而不是非正交的冗余结构。李淑影等[5]以五轴锥形冗余惯导系统为研究对象，任选三轴或四轴的惯性器件作为子系统，并将惯性器件的测量信息映射到虚拟三轴上，每个系统的初始对准结果采用贝叶斯估计进行信息融合得到最终结果。在静基座下，惯导系统的可观测性较差，而通过有目的地旋转惯导系统可提高可观测性，从而提高初始对准精度[6-7]。双轴旋转惯导的应用使得基于双轴旋转的初始对准技术也得到了发展[8-10]。Liu等[11]以混合式惯导系统(hybrid inertial navigation system, HINS)为研究平台，采用双位置旋转策略，建立了一种基于更新姿态变换矩阵的导航算法和一种动态误差补偿算法，有效解决了旋转惯导系统在振荡状态下的快速高精度对准问题。Wei等[12]设计了一种新的双轴六位置对准方案，解决了惯性测量单元(inertial measurement unit, IMU)绕水平轴旋转时方位向误差发散的问题。邹涛等[13]对冗余旋转惯导系统(redundant rotating inertial navigation system, RRINS)两位置粗对准进行了研究，采用惯性器件组合的方式，通过解析法估计出惯性器件的零偏，并根据零偏对惯性器件进行补偿，提高了粗对准精度。目前，关于RRINS的精对准方面的研究鲜有报道。

在冗余惯导系统中，四冗余配置的四面体结构能够实现可靠性最大化、导航性能最优化、装置装配最简化和小型化，并且当其中一个陀螺故

收稿日期：2022-09-29；录用日期：2022-11-11；网络出版时间：2022-11-21 11:34
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221118.1822.003
*通信作者. E-mail：wanglifen_2009@139.com

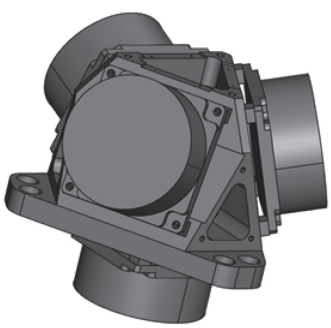
引用格式：王丽芬，邹涛，任元，等. 双轴冗余旋转惯导系统精对准方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(11)：3348-3357.
WANG L F，ZOU T，REN Y，et al. Fine alignment method for biaxial redundant rotating inertial navigation system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(11)：3348-3357 (in Chinese).

障或损坏时, 其测量性能也是最优的[14]。张福斌和周振华[15]提出了一种 IMU 非正交安装的单轴旋转方法, 非正交安装的单轴旋转不仅可以消除旋转轴垂直方向上的惯性器件误差, 还可以减小旋转轴方向上的惯性器件误差带来的影响。因此, 本文选取正四面体结构的四冗余双轴 RRINS 为研究对象, 建立了在惯性器件(3 个陀螺仪和 3 个加速度计)组合方式下双轴 RRINS 精对准误差模型, 设计了转位方案及卡尔曼滤波器进行滤波估计, 将每种组合方式下估计的精对准结果、陀螺仪和加速度计的零偏分别取均值作为最终精对准估计结果, 并利用该零偏对惯性器件的测量信息进行补偿, 用于导航解算。在理论分析的基础上进行了仿真和实物实验, 验证了本文方法的有效性及估计精度。

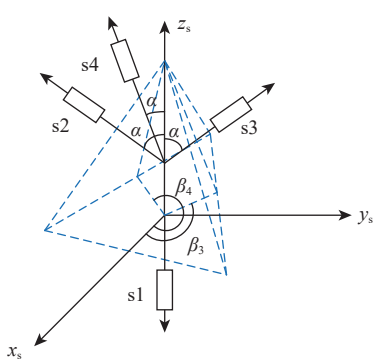
1　双轴 RRINS 精对准原理

1.1　RRINS 测量信息转换模型

以正四面体 RRINS 为例进行研究, 图 1 为正四面体 RRINS 的冗余惯性测量单元(redundant inertial measurement unit, RIMU)的三维模型图和冗余配置三维表示图。图 1 中, s1、s2、s3、s4 分别表示陀螺仪 1 和加速度计 1、陀螺仪 2 和加速度计 2、陀螺仪 3 和加速度计 3、陀螺仪 4 和加速度计 4, 其冗余配置矩阵为



(a) 三维模型图



(b) 三维结构示意图

图 1　RIMU 的冗余配置

Fig. 1　Redundant configuration of RIMU

$$\boldsymbol{H}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{r}}=\begin{bmatrix}0 & 0 & -1\\ \sin\alpha & 0 & \cos\alpha\\ \sin\alpha\cos\beta_3 & \sin\alpha\sin\beta_3 & \cos\alpha\\ \sin\alpha\cos\beta_4 & \sin\alpha\sin\beta_4 & \cos\alpha\end{bmatrix}\tag{1}$$

式中: $\alpha=70.53^\circ$, $\beta_3=120^\circ$, $\beta_4=240^\circ$。

由文献 [13] 可知, 正四面体 RRINS 的 RIMU 敏感到的测量信息和等效三轴之间的相互转换关系为

$$\begin{cases}\hat{\boldsymbol{\omega}}^{\mathrm{r}}=\boldsymbol{H}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{r}}\hat{\boldsymbol{\omega}}^{\mathrm{s}}\\ \hat{\boldsymbol{f}}^{\mathrm{r}}=\boldsymbol{H}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{r}}\hat{\boldsymbol{f}}^{\mathrm{s}}\end{cases}\tag{2}$$

$$\begin{cases}\nabla^{\mathrm{r}}=\boldsymbol{H}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{r}}\nabla^{\mathrm{s}}\\ \boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{r}}=\boldsymbol{H}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{r}}\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{s}}\end{cases}\tag{3}$$

$$\begin{cases}\hat{\boldsymbol{\omega}}^{\mathrm{s}}=\left(\boldsymbol{H}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{rT}}\boldsymbol{H}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{r}}\right)^{-1}\boldsymbol{H}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{rT}}\hat{\boldsymbol{\omega}}^{\mathrm{r}}\\ \hat{\boldsymbol{f}}^{\mathrm{s}}=\left(\boldsymbol{H}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{rT}}\boldsymbol{H}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{r}}\right)^{-1}\boldsymbol{H}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{rT}}\hat{\boldsymbol{f}}^{\mathrm{r}}\end{cases}\tag{4}$$

$$\begin{cases}\nabla^{\mathrm{s}}=\left(\boldsymbol{H}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{rT}}\boldsymbol{H}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{r}}\right)^{-1}\boldsymbol{H}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{rT}}\nabla^{\mathrm{r}}\\ \boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{s}}=\left(\boldsymbol{H}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{rT}}\boldsymbol{H}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{r}}\right)^{-1}\boldsymbol{H}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{rT}}\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{r}}\end{cases}\tag{5}$$

式中: $\hat{\boldsymbol{\omega}}^{\mathrm{r}}=\begin{bmatrix}\hat{\omega}_1^{\mathrm{r}} & \hat{\omega}_2^{\mathrm{r}} & \hat{\omega}_3^{\mathrm{r}} & \hat{\omega}_4^{\mathrm{r}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$为 RIMU 各陀螺仪的输出; $\hat{\boldsymbol{\omega}}^{\mathrm{s}}=\begin{bmatrix}\hat{\omega}_x^{\mathrm{s}} & \hat{\omega}_y^{\mathrm{s}} & \hat{\omega}_z^{\mathrm{s}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$为正四面体冗余配置下等效三轴的陀螺仪输出; $\hat{\boldsymbol{f}}^{\mathrm{r}}=\begin{bmatrix}\hat{f}_1^{\mathrm{r}} & \hat{f}_2^{\mathrm{r}} & \hat{f}_3^{\mathrm{r}} & \hat{f}_4^{\mathrm{r}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$为 RIMU 各加速度计的输出; $\hat{\boldsymbol{f}}^{\mathrm{s}}=\begin{bmatrix}\hat{f}_x^{\mathrm{s}} & \hat{f}_y^{\mathrm{s}} & \hat{f}_z^{\mathrm{s}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$为正四面体冗余配置下等效三轴的加速度计输出; $\nabla^{\mathrm{r}}=\begin{bmatrix}\nabla_1^{\mathrm{r}} & \nabla_2^{\mathrm{r}} & \nabla_3^{\mathrm{r}} & \nabla_4^{\mathrm{r}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$为 RIMU 各加速度计的零偏; $\nabla^{\mathrm{s}}=\begin{bmatrix}\nabla_x^{\mathrm{s}} & \nabla_y^{\mathrm{s}} & \nabla_z^{\mathrm{s}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$为正四面体冗余配置下等效三轴的加速度计零偏; $\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{r}}=\begin{bmatrix}\varepsilon_1^{\mathrm{r}} & \varepsilon_2^{\mathrm{r}} & \varepsilon_3^{\mathrm{r}} & \varepsilon_4^{\mathrm{r}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$为 RIMU 各陀螺仪的零偏; $\boldsymbol{\varepsilon}^{\mathrm{s}}=\begin{bmatrix}\varepsilon_x^{\mathrm{s}} & \varepsilon_y^{\mathrm{s}} & \varepsilon_z^{\mathrm{s}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$为正四面体冗余配置下等效三轴的陀螺仪零偏。

基于双轴转停的 RRINS 精对准与文献 [13] 一样采用惯性器件组合的方式, 如表 1 所示。表中: "√" 表示选取该惯性器件组, 1 个惯性器件组包括 1 个陀螺仪和 1 个加速度计。

表 1　惯性器件组合方式

Table 1　Inertial component combination

组合方式	惯性器件组1	惯性器件组2	惯性器件组3	惯性器件组4
组合方式1	√	√	√	
组合方式2	√	√		√
组合方式3	√		√	√
组合方式4		√	√	√

以组合方式 1 为例推导双轴 RRINS 的误差模型。组合方式 1 的冗余配置矩阵 $\boldsymbol{H}_1$ 为

$$\boldsymbol{H}_1=\begin{bmatrix}0 & 0 & -1\\ \sin\alpha & 0 & \cos\alpha\\ \sin\alpha\cos\beta_3 & \sin\alpha\sin\beta_3 & \cos\alpha\end{bmatrix}\tag{6}$$

组合方式 1 选取的 RIMU 的各加速度计的零偏

表示为$\nabla^{r1}=\left[\nabla_1^{r1}\quad\nabla_2^{r1}\quad\nabla_3^{r1}\right]^{T}$，等效三轴的加速度计零偏表示为$\nabla^{s1}=\left[\nabla_x^{s1}\quad\nabla_y^{s1}\quad\nabla_z^{s1}\right]^{T}$；组合方式1选取的RIMU的各陀螺仪的零偏表示为$\boldsymbol{\varepsilon}^{r1}=\left[\varepsilon_1^{r1}\quad\varepsilon_2^{r1}\quad\varepsilon_3^{r1}\right]^{T}$，等效三轴的陀螺仪零偏表示为$\boldsymbol{\varepsilon}^{s1}=\left[\varepsilon_x^{s1}\quad\varepsilon_y^{s1}\quad\varepsilon_z^{s1}\right]^{T}$；组合方式1选取的RIMU的各加速度的输出表示为$\hat{\boldsymbol{f}}^{r1}=\left[\hat{f}_1^{r1}\quad\hat{f}_2^{r1}\quad\hat{f}_3^{r1}\right]^{T}$，等效三轴的加速度计输出表示为$\hat{\boldsymbol{f}}^{s1}=\left[\hat{f}_x^{s1}\quad\hat{f}_y^{s1}\quad\hat{f}_z^{s1}\right]^{T}$；组合方式1选取的RIMU的各陀螺仪的输出表示为$\hat{\boldsymbol{\omega}}^{r1}=\left[\hat{\omega}_1^{r1}\quad\hat{\omega}_2^{r1}\quad\hat{\omega}_3^{r1}\right]^{T}$，等效三轴的陀螺仪输出表示为$\hat{\boldsymbol{\omega}}^{s1}=\left[\hat{\omega}_x^{s1}\quad\hat{\omega}_y^{s1}\quad\hat{\omega}_z^{s1}\right]^{T}$。

令$\boldsymbol{N}_1=(\boldsymbol{H}_1)^{-1}=\begin{bmatrix}N_{11}&N_{12}&N_{13}\\N_{21}&N_{22}&N_{23}\\N_{31}&N_{32}&N_{33}\end{bmatrix}$，则式(2)～式(5)在组合方式1下可改写为

$$\begin{cases}\hat{\boldsymbol{\omega}}^{r1}=\boldsymbol{H}_1\hat{\boldsymbol{\omega}}^{s1}\\\hat{\boldsymbol{f}}^{r1}=\boldsymbol{H}_1\hat{\boldsymbol{f}}^{s1}\end{cases}\tag{7}$$

$$\begin{cases}\nabla^{r1}=\boldsymbol{H}_1\nabla^{s1}\\\boldsymbol{\varepsilon}^{r1}=\boldsymbol{H}_1\boldsymbol{\varepsilon}^{s1}\end{cases}\tag{8}$$

$$\begin{cases}\hat{\boldsymbol{\omega}}^{s1}=\boldsymbol{N}_1\hat{\boldsymbol{\omega}}^{r1}\\\hat{\boldsymbol{f}}^{s1}=\boldsymbol{N}_1\hat{\boldsymbol{f}}^{r1}\end{cases}\tag{9}$$

$$\begin{cases}\nabla^{s1}=\boldsymbol{N}_1\nabla^{r1}\\\boldsymbol{\varepsilon}^{s1}=\boldsymbol{N}_1\boldsymbol{\varepsilon}^{r1}\end{cases}\tag{10}$$

1.2 卡尔曼滤波器设计

基于双轴转停的RRINS精对准方法认为，在短时间内陀螺仪和加速度计的零偏是不变的，且两者的零偏是RIMU误差的主要组成部分。因此，在精对准时，一般只考虑陀螺仪和加速度计的零偏误差，转停状态下惯导系统的速度为0，则可推导出双轴RRINS在组合方式1下的精对准误差方程为

$$\dot{\boldsymbol{\phi}}=-\boldsymbol{\omega}_{ie}^{n}\times\boldsymbol{\phi}-\boldsymbol{D}\boldsymbol{\varepsilon}^{s1}\tag{11}$$

$$\delta\dot{\boldsymbol{v}}^{n}=\boldsymbol{f}_{sf}^{n}\times\boldsymbol{\phi}+\boldsymbol{D}\nabla^{s1}\tag{12}$$

式中：$\boldsymbol{\phi}$为失准角；$\boldsymbol{\omega}_{ie}^{n}$为地球自转角速度在导航坐标系的分量；$\boldsymbol{v}^{n}$为载体在导航坐标系下的速度；$\boldsymbol{f}_{sf}^{n}$为加速度计测量到的比力值在导航系的分量。

令$\boldsymbol{D}=\begin{bmatrix}D_{11}&D_{12}&D_{13}\\D_{21}&D_{22}&D_{23}\\D_{31}&D_{32}&D_{33}\end{bmatrix}$，其中，$D_{11}=C_{11}N_{11}+C_{12}N_{21}+C_{13}N_{31}$，$D_{12}=C_{11}N_{12}+C_{12}N_{22}+C_{13}N_{32}$，$D_{13}=C_{11}N_{13}+C_{12}N_{23}+C_{13}N_{33}$，$D_{21}=C_{21}N_{11}+C_{22}N_{21}+C_{23}N_{31}$，$D_{22}=C_{21}N_{12}+C_{22}N_{22}+C_{23}N_{32}$，$D_{23}=C_{21}N_{13}+C_{22}N_{23}+C_{23}N_{33}$，$D_{31}=C_{31}N_{11}+C_{32}N_{21}+C_{33}N_{31}$，$D_{32}=C_{31}N_{12}+C_{32}N_{22}+C_{33}N_{32}$，$D_{33}=C_{31}N_{13}+C_{32}N_{23}+C_{33}N_{33}$。

$\boldsymbol{C}_{s}^{n}$为载体坐标系到导航坐标系的姿态转换矩阵，可表示为：$\boldsymbol{C}_{s}^{n}=\begin{bmatrix}C_{11}&C_{12}&C_{13}\\C_{21}&C_{22}&C_{23}\\C_{31}&C_{32}&C_{33}\end{bmatrix}$。本文研究的是转停方案下的精对准，静止状态下，RIMU等效三轴坐标系和载体坐标系重合，因此，估计出的RIMU初始姿态即载体的初始姿态。

取状态变量$\boldsymbol{X}$为

$$\boldsymbol{X}=\left[\phi_E\quad\phi_N\quad\phi_U\quad\delta V_E\quad\delta V_N\quad\delta V_U\quad\varepsilon_1^{r1}\quad\varepsilon_2^{r1}\quad\varepsilon_3^{r1}\quad\nabla_1^{r1}\quad\nabla_2^{r1}\quad\nabla_3^{r1}\right]^{T}\tag{13}$$

式中：ϕ_E、ϕ_N、ϕ_U分别为东向、北向、航向的失准角；δV_E、δV_N、δV_U分别为东向、北向、航向的速度误差。

则组合方式1下双轴RRINS的空间状态方程为

$$\dot{\boldsymbol{X}}=\boldsymbol{F}\boldsymbol{X}+\boldsymbol{G}\boldsymbol{W}\tag{14}$$

$$\boldsymbol{Z}=\boldsymbol{H}\boldsymbol{X}+\boldsymbol{V}\tag{15}$$

式中：

$$\boldsymbol{F}=\begin{bmatrix}-(\boldsymbol{\omega}_{ie}^{n}\times)&\boldsymbol{0}_{3\times3}&-\boldsymbol{D}&\boldsymbol{0}_{3\times3}\\\boldsymbol{f}_{sf}^{n}\times&\boldsymbol{0}_{3\times3}&\boldsymbol{0}_{3\times3}&\boldsymbol{D}\\\boldsymbol{0}_{3\times3}&\boldsymbol{0}_{3\times3}&\boldsymbol{0}_{3\times3}&\boldsymbol{0}_{3\times3}\end{bmatrix}\tag{16}$$

$$\boldsymbol{G}=\begin{bmatrix}-\boldsymbol{D}&\boldsymbol{0}_{3\times3}\\\boldsymbol{0}_{3\times3}&\boldsymbol{D}\\\boldsymbol{0}_{6\times3}&\boldsymbol{0}_{6\times3}\end{bmatrix}\tag{17}$$

$$\boldsymbol{W}=\left[w_{g1}^{s}\quad w_{g2}^{s}\quad w_{g3}^{s}\quad w_{a1}^{s}\quad w_{a2}^{s}\quad w_{a3}^{s}\right]^{T}\tag{18}$$

其中：$w_{gi}^{s}(i=1,2,3)$为每个陀螺仪的噪声；$w_{aj}^{s}(j=1,2,3)$为每个加速度计的噪声。

$$\boldsymbol{H}=\left[\boldsymbol{0}_{3\times3}\quad\boldsymbol{I}_{3\times3}\quad\boldsymbol{0}_{3\times6}\right]\tag{19}$$

$$\boldsymbol{V}=\left[V_E\quad V_N\quad V_U\right]^{T}\tag{20}$$

同理，组合方式2～组合方式4也可以得到类似的空间状态方程，再进行卡尔曼滤波。

设组合方式1下利用卡尔曼滤波估计出的失准角补偿粗对准值获得的最终横滚角、俯仰角、航向角分别为γ_1、θ_1、ψ_1，同理，组合方式2～组合方式4可以计算出对应组合下的横滚角、俯仰角、航向角分别为γ_2、θ_2、ψ_2，γ_3、θ_3、ψ_3，γ_4、θ_4、ψ_4，则对不同组合方式下计算出的姿态角取平均可得载体的横滚角、俯仰角、航向角为

$$\gamma=\frac{1}{4}(\gamma_1+\gamma_2+\gamma_3+\gamma_4)\tag{21}$$

$$\theta=\frac{1}{4}(\theta_1+\theta_2+\theta_3+\theta_4)\tag{22}$$

$$\psi=\frac{1}{4}(\psi_1+\psi_2+\psi_3+\psi_4) \tag{23}$$

同理, 可得

$$\begin{cases}\varepsilon_1^{\mathrm{r}}=\dfrac{1}{3}(\varepsilon_1^{\mathrm{r}1}+\varepsilon_1^{\mathrm{r}2}+\varepsilon_1^{\mathrm{r}3})\\ \varepsilon_2^{\mathrm{r}}=\dfrac{1}{3}(\varepsilon_2^{\mathrm{r}1}+\varepsilon_2^{\mathrm{r}2}+\varepsilon_2^{\mathrm{r}4})\end{cases} \tag{24}$$

$$\begin{cases}\varepsilon_3^{\mathrm{r}}=\dfrac{1}{3}(\varepsilon_3^{\mathrm{r}1}+\varepsilon_3^{\mathrm{r}3}+\varepsilon_3^{\mathrm{r}4})\\ \varepsilon_4^{\mathrm{r}}=\dfrac{1}{3}(\varepsilon_4^{\mathrm{r}2}+\varepsilon_4^{\mathrm{r}3}+\varepsilon_4^{\mathrm{r}4})\end{cases} \tag{25}$$

$$\begin{cases}\nabla_1^{\mathrm{r}}=\dfrac{1}{3}(\nabla_1^{\mathrm{r}1}+\nabla_1^{\mathrm{r}2}+\nabla_1^{\mathrm{r}3})\\ \nabla_2^{\mathrm{r}}=\dfrac{1}{3}(\nabla_2^{\mathrm{r}1}+\nabla_2^{\mathrm{r}2}+\nabla_2^{\mathrm{r}4})\end{cases} \tag{26}$$

$$\begin{cases}\nabla_3^{\mathrm{r}}=\dfrac{1}{3}(\nabla_3^{\mathrm{r}1}+\nabla_3^{\mathrm{r}3}+\nabla_3^{\mathrm{r}4})\\ \nabla_4^{\mathrm{r}}=\dfrac{1}{3}(\nabla_4^{\mathrm{r}2}+\nabla_4^{\mathrm{r}3}+\nabla_4^{\mathrm{r}4})\end{cases} \tag{27}$$

式中: $\varepsilon_1^{\mathrm{r}2}$、$\varepsilon_2^{\mathrm{r}2}$、$\varepsilon_4^{\mathrm{r}2}$和$\nabla_1^{\mathrm{r}2}$、$\nabla_2^{\mathrm{r}2}$、$\nabla_4^{\mathrm{r}2}$分别为组合方式 2 所选取的每个陀螺仪和加速度计的零偏估计值; $\varepsilon_1^{\mathrm{r}3}$、$\varepsilon_3^{\mathrm{r}3}$、$\varepsilon_4^{\mathrm{r}3}$和$\nabla_1^{\mathrm{r}3}$、$\nabla_3^{\mathrm{r}3}$、$\nabla_4^{\mathrm{r}3}$分别为组合方式 3 所选取的每个陀螺仪和加速度计的零偏估计值; $\varepsilon_2^{\mathrm{r}4}$、$\varepsilon_3^{\mathrm{r}4}$、$\varepsilon_4^{\mathrm{r}4}$和$\nabla_2^{\mathrm{r}4}$、$\nabla_3^{\mathrm{r}4}$、$\nabla_4^{\mathrm{r}4}$分别为组合方式 4 所选取的每个陀螺仪和加速度计的零偏估计值。

2　精对准转位方案设计

将 RIMU 的x轴定义为俯仰轴, y轴定义为横滚轴, z轴定义为航向轴。精对准的目的是有效估计三轴的指向误差, 即姿态失准角误差、速度误差、陀螺仪和加速度计的零偏误差等, 因此, 首先需要保证这些误差的可观测性。

以速度误差作为观测量时, 速度误差可以直接观测, 且直线运动速度为零时, 速度误差估计精度不受其他参数误差分离的影响, 因此, 主要考虑如何提高姿态失准角误差和陀螺仪、加速度计零偏误差的可观测性。

将式 (12) 部分展开可得

$$\delta\dot{\boldsymbol{v}}^{\mathrm{n}}=\begin{bmatrix}0 & -f_{\mathrm{sfz}} & f_{\mathrm{sfy}}\\ f_{\mathrm{sfz}} & 0 & -f_{\mathrm{sfx}}\\ -f_{\mathrm{sfy}} & f_{\mathrm{sfx}} & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\phi_{\mathrm{E}}\\ \phi_{\mathrm{N}}\\ \phi_{\mathrm{U}}\end{bmatrix}+\boldsymbol{D}\nabla^{\mathrm{s1}} \tag{28}$$

可见, 当俯仰角和横滚角较小时, 式(28)中东向失准角ϕ_{E}和北向失准角ϕ_{N}系数最大, 为地球重力加速度, 而航向失准角ϕ_{U}与加速度计零偏误差的系数较小, 因此, 东向失准角和北向失准角误差可快速估计, 但无法分离航向失准角误差和加速度计零偏误差。

从上述分析可以看出, 增大误差项系数, 可以提高系统的可观测性, 因此, 改变 x 轴、y 轴和 z 轴的指向, 不仅可以改变姿态矩阵$\boldsymbol{C}_{\mathrm{s}}^{\mathrm{n}}$, 从而改变加速度计零偏误差的系数$\boldsymbol{D}$, 而且可以增大航向失准角$\phi_{\mathrm{U}}$的系数, 从而提高航向失准角和加速度计零偏的估计速度。

对于陀螺零偏而言, 由式 (11) 和式 (12) 可知, 其需要经过二次时间积分才能转换为速度误差, 因此, 延长对准时间, 有利于陀螺仪漂移估计精度的提高。

综上分析, 本文提出转位路径为: 第 1 步在初始姿态静止 3 min, 第 2 步绕航向轴(z轴)旋转 180°后静止 3 min, 第 3 步绕横滚轴(y轴)旋转 90°后静止 3 min, 第 4 步绕横滚轴(y轴)反向旋转 90°后静止 3 min, 第 5 步绕航向轴(z轴)反向旋转 180°后回到初始姿态静止 3 min。整个转位过程历时 954 s, 如图 2 所示。

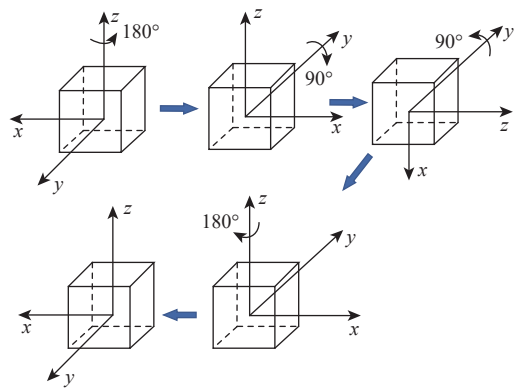


图 2　转位路径

Fig. 2　Transposition path

3　数学仿真

仿真的初始姿态均为 0°、0°、0°(俯仰、横滚、航向); 惯导系统所处位置纬度为 L = 39.915 3°, 经度为λ = 116.668°; 东向、北向、航向失准角分别为 0.1°、0.1°、0.5°; 粗对准值分别为 0.1°、0.1°、1°(俯仰、横滚、航向); 东向、北向、航向的速度测量噪声均为0.01 m/s。加速度计的零偏均为 100 μg, 陀螺仪的零偏均为 0.1 (°)/h。角度随机游走为 0.000 1(°)/$\sqrt{\mathrm{h}}$, 速度随机游走为 1 (m·s^{-1})/$\sqrt{\mathrm{h}}$。整个仿真时间为 954 s。精对准仿真结果、加速度计和陀螺仪的零偏估计结果及失准角估计误差如图 3～图 8 所示。

图 3 为双轴旋转精对准结果动态变化。从俯仰角曲线可以直观看出, 当 RIMU 绕航向轴旋转 180°后, 俯仰角的对准误差很快稳定并趋于 0°, 从标注信息可以看出, 当 RIMU 由初始姿态经过规定转位回到初始姿态后, 对准误差明显减小。图 4 为采用与双轴旋转精对准相同仿真时间和仿真条件时的静基座精对准结果。可以看出, 在仿真时间内, 静基座下精对准的结果未达到稳定, 横滚角、俯

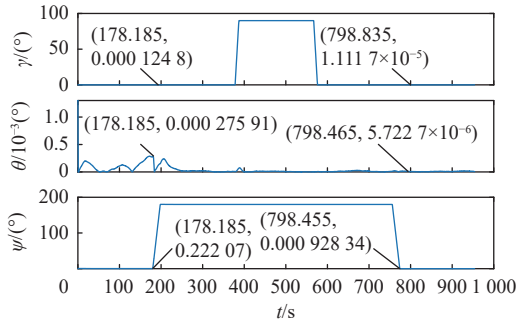


图3 双轴旋转精对准仿真结果

Fig. 3 Simulation results of fine alignment of biaxial rotation

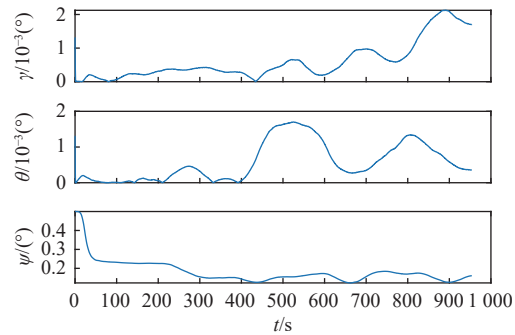


图4 静基座精对准仿真结果

Fig. 4 Simulation results of fine alignment of static base

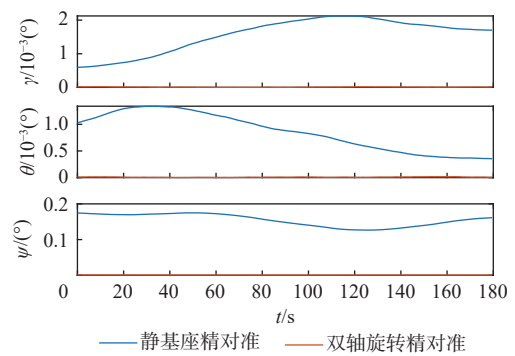


图5 静基座和双轴旋转精对准仿真结果对比

Fig. 5 Comparison of fine alignment simulation results between static base and biaxial rotation

仰角的最大对准误差分别达到了0.002 1°、0.001 7°，航向角的对准误差不断减小，最终对准误差为0.161 2°。

为直观比较静基座精对准和双轴旋转精对准结果，将两者最后180 s的对准结果进行比较，结果如图5所示。可以明显看出，静基座下的精对准结果不仅未达到稳定，而且对准误差大于双轴旋转精对准，最后180 s内静基座下横滚角、俯仰角、航向角的最大对准误差分别达到了0.002 1°、0.001 3°、0.174 9°，基于双轴旋转的精对准结果比较稳定，横滚角、俯仰角、航向角对准误差分别稳定在1.99×10^{-5} (°)、1.94×10^{-5} (°)、0.001 1°，双轴旋转精对准误差比静基座精对准误差减小95%以上。

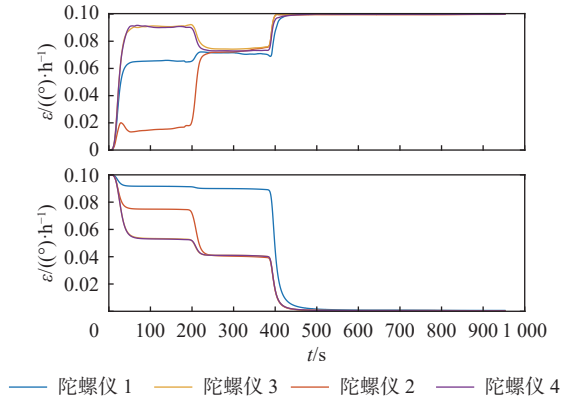


图6 陀螺仪零偏估计和零偏估计误差方差仿真结果

Fig. 6 Simulation results of zero bias estimation and error variance of zero bias estimation of gyroscope

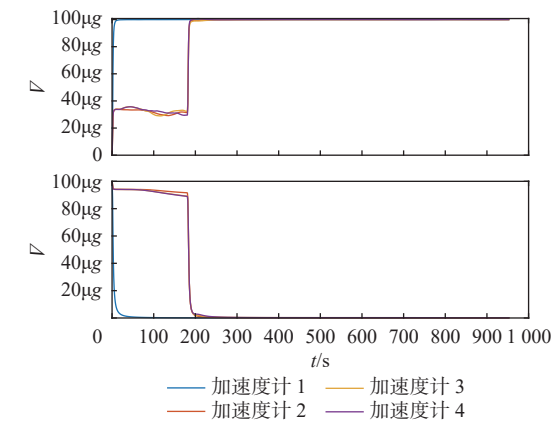


图7 加速度计零偏估计和零偏估计误差方差仿真结果

Fig. 7 Simulation results of zero bias estimation and error variance of zero bias estimation of accelerometer

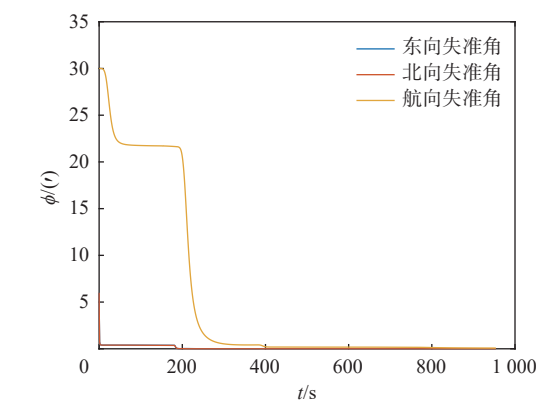


图8 失准角估计误差方差仿真结果

Fig. 8 Simulation results of error variance of misalignment angle estimation

图6和图7分别为陀螺仪和加速度计的零偏估计和零偏估计误差方差仿真结果，其中，第1张图为零偏估计误差，第2张图为零偏估计误差方差。从图6第2张图可以看出，RIMU从第2个位置绕横滚轴旋转90°后，即仿真时间约500 s时，陀螺仪

的零偏估计误差方差曲线达到稳定并趋于 0。从图 7 第 2 张图可以看出, RIMU 绕航向轴旋转 180°后, 即仿真时间约 200 s 时, 加速度计的零偏估计误差方差曲线达到稳定并趋于 0。

4 个陀螺仪和 4 个加速度计的零偏估计值统计如表 2 所示。可以得出, 陀螺仪的零偏估计相对误差在 0.1% 以内, 加速度计的零偏估计相对误差在 0.2% 以内。仿真结果表明, 该方法在实现精对准的同时, 还可以准确估计陀螺仪和加速度计的零偏。

图 8 为失准角的估计误差方差仿真结果。可以看出, RIMU 从初始姿态绕航向轴旋转 180°后, 即仿真时间约 200 s 时, 水平(东向和北向)失准角估计误差方差曲线逐渐稳定并趋于 0, 航向失准角估计误差在 RIMU 绕横滚轴旋转 90°后, 即仿真时间约 400 s 时也趋于 0, 失准角的估计速度较快且估计精度高。

表 2　双轴旋转 RRINS 陀螺仪和加速度计零偏估计仿真结果

Table 2　Zero bias estimation simulation results of biaxial rotating RRINS gyroscope and accelemeter

陀螺仪	零偏估计/((°)·h^{-1})		加速度计	零偏估计	
	理论值	估计值		理论值	估计值
陀螺仪1	0.1	0.099 9	加速度计1	100μg	100.006μg
陀螺仪2	0.1	0.099 9	加速度计2	100μg	99.911 7μg
陀螺仪3	0.1	0.1	加速度计3	100μg	99.989 2μg
陀螺仪4	0.1	0.099 9	加速度计4	100μg	100.190 0μg

4　实验验证

4.1　精对准实验

在仿真的基础上, 将正四面体 RIMU 放置于三轴转台上进行实验, 实验设备及环境如图 9 所示。首先, 将惯导系统的 x 轴、y 轴、z 轴分别对准东、北、航方向作为初始位置(本文以东北天坐标系为导航坐标系); 然后, 按照图 2 所示的转位路径转动正四面体 RIMU 并采集数据。本文的精对准实验没有进行系统级标定, 是利用采集的数据直接进行对准的, 因此, 估计出的陀螺仪和加速度计的零偏是出厂的零位误差。

实验中, 正四面体 RIMU 的核心部件是型号为 ZKDK70MA 的光纤陀螺仪和型号为 JSD-I/B 的石英挠性加速度计, 陀螺仪和加速度计的具体技术参数如表 3 所示。

在精对准仿真的基础上进行实物精对准验证, 结果如图 10～图 15 所示。图 10 为双轴旋转精对准实验结果动态曲线。可以看出, 当 RIMU 绕航向轴旋转 180°后, 对准误差快速稳定并趋于 0°, 从标注信息可以看出, RIMU 从初始姿态按照规定转位

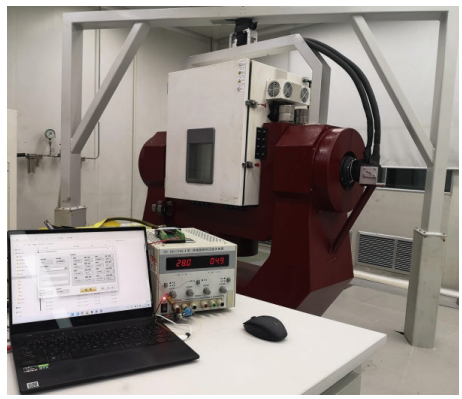


图 9　实验设备及环境

Fig. 9　Experiment equipment and environment

表 3　陀螺仪和加速度计的相关参数

Table 3　Related parameters of gyroscope and accelerometer

陀螺仪参数/((°)·h^{-1})		加速度计参数	
零偏	零偏稳定性	零偏	零偏稳定性
−10～+10	≤0.1	≤3mg	50μg

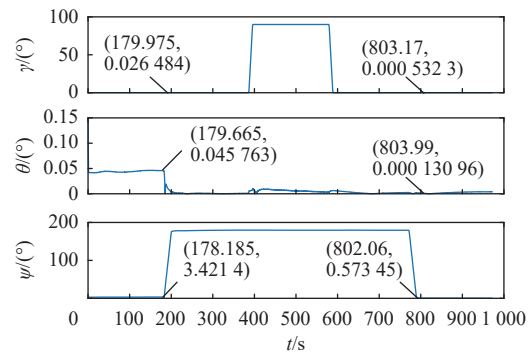


图 10　双轴旋转精对准实验结果

Fig. 10　Experimental results of fine alignment of biaxial rotation

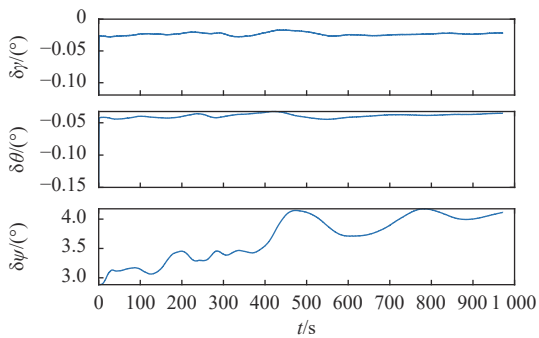


图 11　静基座精对准实验结果

Fig. 11　Experimental results of fine alignment of static base

转回至初始姿态后, 精对准误差明显减小。

图 11 为与双轴旋转精对准实验时间相同但无转位的静基座精对准结果。可以看出, 横滚角和俯仰角的对准误差很快趋于稳定, 对准误差分别为 0.028 6°、0.044 7°, 但航向角的对准误差波动较大且实验时间内未达到稳定, 最大对准误差达到 4.175 7°。

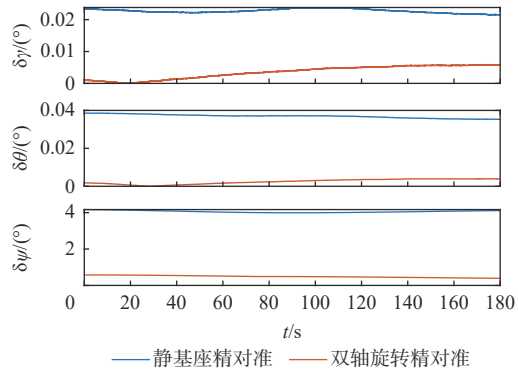


图 12 静基座和双轴旋转精对准实验结果对比

Fig. 12 Comparison of fine alignment experimental results between static base and biaxial rotation

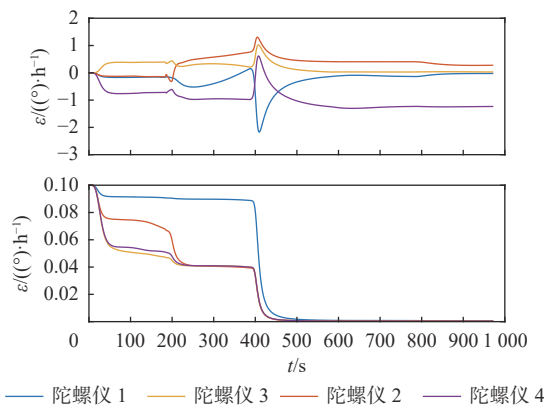


图 13 陀螺仪零偏估计和零偏估计误差方差实验结果

Fig. 13 Experimental results of zero bias estimation and error variance of zero bias estimation of gyroscope

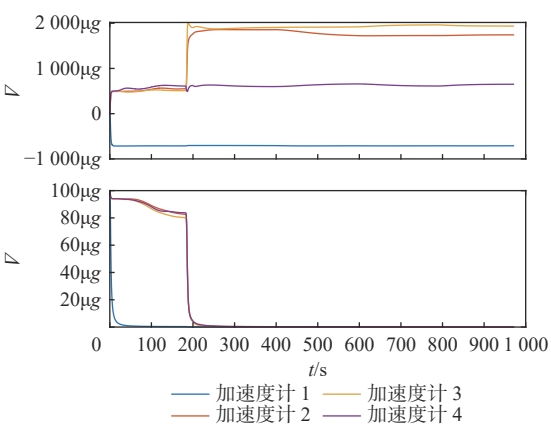


图 14 加速度计零偏估计和零偏估计误差方差实验结果

Fig. 14 Experimental results of zero bias estimation and error variance of zero bias estimation of accelerometer

为直观比较双轴旋转精对准和静基座精对准的结果，与仿真相同，将两者最后 180 s 时间的精对准结果进行比较，结果如图 12 所示。可以看出，双轴旋转精对准的误差明显小于静基座精对准，180 s 的时间内，双轴旋转精对准的横滚角、俯仰角、航向角的最大对准误差分别为 0.005 9°、0.004 0°、0.574 6°，静基座精对准的横滚角、俯仰角、航向角

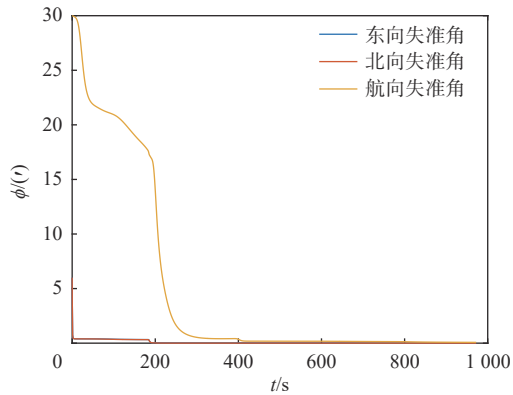


图 15 失准角估计误差方差实验结果

Fig. 15 Experimental results of error variance of misalignment angle estimation

的最大对准误差分别为 0.023 8°、0.038 6°、4.170 0°，双轴旋转精对准实验的对准误差比静基座下精对准实验的对准误差减小 75% 以上。

图 13 和图 14 分别为陀螺仪和加速度计的零偏估计和零偏估计误差方差实验结果。从图 13 可以看出，RIMU 绕横滚轴旋转 90°后，即实验时间约 500 s 时，陀螺仪的零偏估计误差方差曲线逐渐稳定并趋于 0。从图 14 可以看出，RIMU 在绕航向轴旋转 180°后，即实验时间约 200 s 时，加速度计的零偏估计误差方差曲线逐渐稳定并趋于 0。

图 15 为失准角估计误差方差实验结果。可以看出，RIMU 绕航向轴旋转 180°后，即实验时间约 200 s 时，水平失准角估计误差方差曲线逐渐稳定并趋于 0，航向失准角误差在 RIMU 绕横滚轴旋转 90°后，即实验时间约 400 s 时也趋于 0。

从上述分析可以看出，精对准实验结果和仿真结果基本一致，验证了本文方法的正确性和有效性。同时可以看出，陀螺仪的零偏估计速度慢于加速度计，航向失准角相比水平失准角收敛时间更长。分析原因为：加速度计的零偏通过一次积分在导航坐标系统系下就会产生不同的速度量测误差，随后通过速度误差观测就可以实现加速度计零偏的估计；陀螺仪的零偏至少需要进行 2 次积分，并且由于陀螺仪随机游走系数会降低陀螺仪测量信息的信噪比，陀螺仪零偏的估计比加速度计需要更长的转停时间。另外，航向失准角是通过罗经效应进行估计的，而罗经效应是缓慢的，因此，相比水平失准角的估计时间更长。

4.2 静基座导航实验

精对准实验初步验证了陀螺仪和加速度计零偏估计的正确性，本节通过对比零偏误差补偿前后静基座导航性能进行进一步验证。

图 16～图 18 为利用双轴旋转精对准实验中估

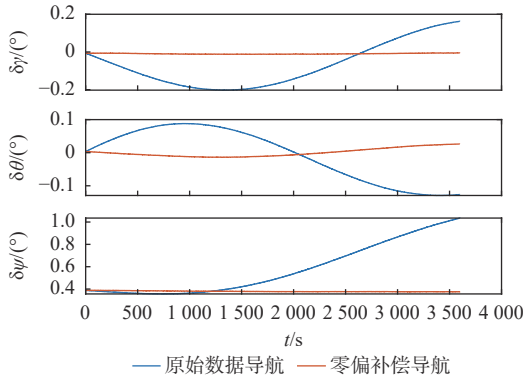


图 16　导航解算姿态误差

Fig. 16　Attitude error of navigation solution

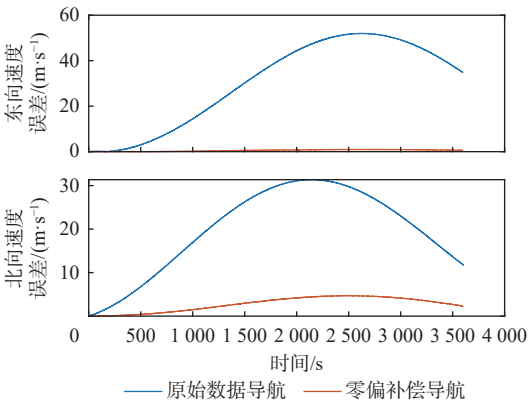


图 17　导航解算速度误差

Fig. 17　Velocity error of navigation solution

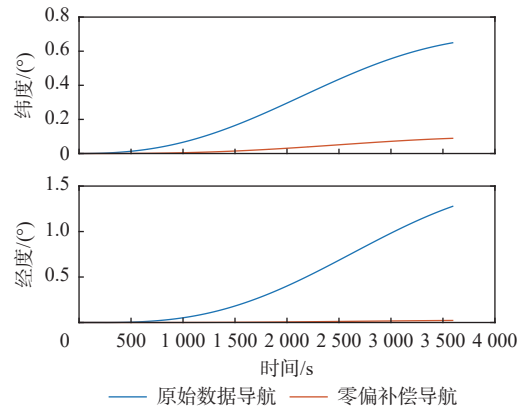


图 18　导航解算位置误差

Fig. 18　Position error of navigation solution

计出的陀螺仪和加速度计的零偏对原始数据进行误差补偿前后的静基座导航解算结果对比。

从图 16 可以看出, 对原始数据进行零偏误差补偿后, 导航解算的姿态误差曲线相比于无补偿的导航解算姿态误差曲线不仅更平稳, 而且姿态误差更小。1 h 内无补偿的导航解算的横滚角、俯仰角、航向角的最大误差分别达到了 0.202 5°、0.129 3°、1.151 4°。零偏误差补偿后, 导航解算的姿态误差除了俯仰角误差出现一点波动, 横滚角和航向角解算误差曲线基本保持稳定, 横滚角、俯仰角、航向角的最大误差分别为 0.012 3°、0.027 9°、0.388 4°。零偏误差补偿后, 导航解算的姿态误差相比无补偿的姿态误差减小 65% 以上。从图 17 可以看出, 无补偿导航解算的东向和北向速度误差在 1 h 内出现了很大的波动, 而补偿后导航解算的速度误差平稳性更好, 并且速度误差明显减小。

从图 18 可以看出, 无补偿导航解算的位置误差一直在增大, 不利于长时间高精度导航的实现。1 h 的静基座导航结束时, 零偏误差补偿后, 导航解算的纬度误差相比于无补偿的纬度误差从 0.650 1° 减小到 0.089 3°, 减小了 86%; 经度误差从 1.279 7° 减小到 0.022 6°, 减小了 98%。静基座导航的实验结果表明, 零偏误差补偿后导航的精度得到了有效提升, 证明了陀螺仪和加速度计零偏估计方法的正确性、有效性及估计值的准确性。

5　结　论

1) 本文方法可有效提高正四面体 RRINS 精对准精度, 精对准实验结果验证了同等时间内该方法的精对准误差相比静基座精对准误差减小了 75% 以上。

2) 本文方法在实现精对准的同时, 可较精确地估计出陀螺仪和加速度计的零偏, 利用估计出的零偏对惯性器件测量信息进行补偿, 可有效提高导航性能。

3) 本文方法采用惯性器件组合的方式建立精对准误差模型, 适用于其他冗余配置的冗余旋转惯导系统。

为减小精对准时间, 还需探索设计更优的转位方案, 另外, 可建立更优的误差模型来提高精对准精度。

参考文献 (References)

[1] FRUTUOSO A, SILVA F O, DE BARROS E A. Influence of integration schemes and maneuvers on the initial alignment and calibration of AUVs: Observability and degree of observability analyses [J]. Sensors, 2022, 22(9): 3287.

[2] 郭银景, 杨文健, 刘珍. 惯性导航初始对准方法研究进展[J]. 电光与控制, 2020, 27(12): 63-68.
GUO Y J, YANG W J, LIU Z. An overview of initial alignment methods in inertial navigation[J]. Electronics Optics & Control, 2020, 27(12): 63-68(in Chinese) .

[3] 罗莉. 水下航行器捷联惯导系统粗对准方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2017.
LUO L. Research on coarse alignment for strapdown inertial navigation system of underwater vehicles[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2017(in Chinese).

[4] 戴晓强, 赵琳, 史震, 等. 一种冗余惯性导航系统的非线性初始对准模型[J]. 船舶工程, 2012, 34(5): 54-58.

DAI X Q, ZHAO L, SHI Z, et al. A nonlinear initial alignment model for redundant inertial navigation system[J]. Ship Engineering, 2012, 34(5): 54-58(in Chinese) .

[5] 李淑影, 卜春光, 王立鹏, 等. 基于无人机的五轴锥形冗余惯导初始对准算法研究[C]//中国航天电子技术研究院科学技术委员会2020年学术年会. 北京: 中国航天电子技术研究院, 2020: 404-416.
LI S Y, BU C G, WANG L P, et al. Research on the initial alignment algorithm of five axis cone redundant inertial navigation based on drones[C]//Proceedings of the Academic Annual Meeting of the Science and Technology Committee of China Academy of Aerospace Electronics Technology. Beijing: China Academy of Aerospace Electronics Technology, 2020: 404-416(in Chinese).

[6] 王怀鹏, 蔡远文, 辛朝军, 等. 基于旋转调制技术的静基座初始对准方法[J]. 兵器装备工程学报, 2020, 41(7): 128-132.
WANG H P, CAI Y W, XIN C J, et al. Research on initial alignment method based on rotation modulation with static base[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2020, 41(7): 128-132 (in Chinese).

[7] FAN H Y, XIE Y P, WANG Z C, et al. A unified scheme for rotation modulation and self-calibration of dual-axis rotating SINS[J]. Measurement Science and Technology, 2021, 32(11): 115113.

[8] 朱挺, 王丽芬, 王永让, 等. 双轴旋转惯导载体角运动隔离调制方法研究[J]. 仪器仪表学报, 2020, 41(12): 66-75.
ZHU T, WANG L F, WANG Y R, et al. Carrier angular motion isolation and modulation method of dual-axis rotation inertial navigation system[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2020, 41(12): 66-75(in Chinese).

[9] 王超, 史文森, 郭正东, 等. 基于双轴旋转惯导的舰船航向误差动态评估方法[J]. 中国惯性技术学报, 2020, 28(4): 551-555.
WANG C, SHI W S, GUO Z D, et al. Dynamic evaluation of the heading error of the ship based on two-axis rotation strapdown inertial navigation system[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2020, 28(4): 551-555(in Chinese) .

[10] 谢元平, 范会迎, 王子超, 等. 双轴旋转调制捷联惯导系统旋转方案优化设计[J]. 中国惯性技术学报, 2021, 29(4): 421-427.
XIE Y P, FAN H Y, WANG Z C, et al. Optimization design of rotation scheme for dual-axis rotation-modulation strapdown inertial navigation system[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2021, 29(4): 421-427(in Chinese) .

[11] LIU B Q, WEI S H, LU J Z, et al. Fast self-alignment technology for hybrid inertial navigation systems based on a new two-position analytic method[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2020, 67(4): 3226-3235.

[12] WEI D, LI S H, FU Q W. A new initial alignment scheme for dual-axis rotational inertial navigation system[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2022, 71: 8503010.

[13] 邹涛, 王丽芬, 任元, 等. 冗余旋转惯导系统两位置初始对准方法[J]. 红外与激光工程, 2023, 52(1): 3788.
ZOU T, WANG L F, REN Y, et al. Two-position initial alignment method for redundant rotating inertial navigation system[J]. Infrared and Laser Engineering, 2023, 52(1): 3788(in Chinese).

[14] 牟宏杰. 冗余式捷联惯导系统旋转调制方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2018.
MOU H J. Research of rotation-modulation method based on redundant strapdown inertial navigation system[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2018(in Chinese).

[15] 张福斌, 周振华. 一种惯性测量单元非正交安装的单轴转位方法[J]. 中国惯性技术学报, 2017, 25(2): 161-165.
ZHANG F B, ZHOU Z H. Single-axis rotation modulation for non-orthogonal installation of IMU[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2017, 25(2): 161-165(in Chinese).

Fine alignment method for biaxial redundant rotating inertial navigation system

WANG Lifen*, ZOU Tao, REN Yuan, WANG Weijie, ZHU Ting

(Department of Aerospace Science and Technology, Space Engineering University, Beijing 101416, China)

Abstract: Compared with the strapdown inertial navigation system, the redundant rotating inertial navigation system (RRINS) improves its reliability and reduces the impact of constant error of inertial components on its navigation performance by rotating modulation technology. According to the requirement of high-precision initial alignment of this kind of system, regular tetrahedral RRINS was taken as an example to study its fine alignment. Firstly, the fine alignment error model of combined three gyroscopes and three accelerometers was established. Secondly, the Kalman filter and biaxial transposition scheme were designed. Finally, the fine alignment results of each combination and the mean value of zero bias of the gyroscope and accelerometer were used as the final estimation results. The simulation results show that the relative error of zero bias estimation of the accelerometer is less than 0.2%, and that of the gyroscope is less than 0.1%. The fine alignment experiment results show that the fine alignment error of the proposed method is reduced by more than 75% compared with that of the static base within the same time. The attitude error of the navigation solution is reduced by more than 65% after compensating for the inertial component measurement information with the zero bias estimated in the fine alignment experiment, and the navigation performance is effectively improved. The simulation and experimental results show that the proposed method can effectively improve the fine alignment accuracy and accurately estimate the zero bias of the inertial component.

Keywords: redundant rotating inertial navigation system; fine alignment; rotating modulation; Kalman filter; zero bias

Received: 2022-09-29; **Accepted**: 2022-11-11; **Published Online**: 2022-11-21 11:34

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221118.1822.003

* **Corresponding author**. E-mail: wanglifen_2009@139.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0822

基于GLCNet的轻量级语义分割算法

马素刚[1,2,*]，陈期梅[1]，侯志强[1,2]，杨小宝[1,3]，张子贤[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. 西安邮电大学 西安市大数据与智能计算重点实验室，西安 710121)

摘 要：多数基于卷积神经网络的语义分割算法伴随庞大的参数量和计算复杂度，限制了其在实时处理场景中的应用。为解决该问题，提出了一种基于全局-局部上下文网络(GLCNet)的轻量级语义分割算法。该算法主要由全局-局部上下文(GLC)模块和多分辨率融合(MRF)模块构成。全局-局部上下文模块学习图像的全局信息和局部上下文信息，使用残差连接增强特征之间的依赖关系。在此基础上，提出了多分辨率融合模块聚合不同阶段的特征，对低分辨率特征进行上采样，与高分辨率特征融合增强高层特征的空间信息。在Cityscapes和Camvid数据集上进行测试，平均交并比(mIoU)分别达到69.89%和68.86%，在单块NVIDIA Titan V GPU上，速度分别达到87帧/s和122帧/s。实验结果表明：所提算法在分割精度、效率及参数量之间实现了较好的平衡，参数量仅有0.68×10^6。

关 键 词：卷积神经网络；语义分割；上下文信息；特征融合；残差连接
中图分类号：TP391.4
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3358-09

语义分割是将图像分割成具有不同语义类别的区域，可以看作是像素分类任务，已成功应用于许多视觉相关的场景中，如自动驾驶[1]、医学图像分割[2]和3D场景识别[3]等。近年来，语义分割取得优异的性能得益于卷积神经网络(convolutional neural network, CNN)的发展，特别是全卷积网络(fully convolutional network, FCN)[4]的提出，其利用CNN实现了像素点到像素类别的预测。以FCN为基础出现的一系列分割算法有：文献[5-6]采用编解码器结构恢复高分辨率图像；DeepLab[7]及其变体算法[8-11]主要利用经ImageNet训练的主干网络提取对象的局部信息，使用不同的上下文模块提取语义信息。上述语义分割算法都使用深而宽的主干网络提取特征，需要大量的参数及较长的推理时间，忽略了计算效率、参数量及内存占用等因素，难以将其应用到系统资源受限的场景中。为此，需要构建一个轻量级的语义分割网络，解决资源受限场景的应用问题。现有的轻量级语义分割网络大致分为2类：①基于连续下采样[12]和压缩通道的方法[13]减少冗余信息，进而提高推理速度。②基于双分支模块的方法[14]减少参数量。以上2类方法在权衡准确率和速度方面取得了较好的效果，但连续的下采样会逐渐损失输入特征的空间信息，双分支模块忽略了全局信息在分割中的作用。

基于以上分析，本文提出一种轻量级的语义分割网络，较好地平衡了准确率与速度。上下文特征在语义分割中起着关键性作用，这是因为上下文特征往往属于区域级的分类，附近像素通常拥有一个相同的标签，所以每个对象的表示可从自身及周围相关像素中获取，更加准确地判别对象的类别。基

收稿日期：2022-09-29；录用日期：2022-11-07；网络出版时间：2022-11-30 10:03
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221129.1119.001
基金项目：国家自然科学基金(62072370)；西安市科技计划(22GXFW0125)
*通信作者. E-mail：msg@xupt.edu.cn

引用格式：马素刚，陈期梅，侯志强，等. 基于GLCNet的轻量级语义分割算法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(11)：3358-3366.
MA S G，CHEN Q M，HOU Z Q，et al. Lightweight semantic segmentation algorithm based on GLCNet[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(11)：3358-3366 (in Chinese).

于此, 本文设计了全局-局部上下文 (global-local context, GLC) 模块, 该模块由全局信息提取器和局部上下文信息提取器组成, 分别提取不同的特征信息, 拼接两分支特征, 通过残差连接建模特征之间的相关性, 有利于学习复杂场景中的特征信息。以 GLC 模块为基础, 构建了一个轻量级的语义分割全局-局部上下文网络(global-local context network, GLCNet), 在该网络中提出的多分辨率融合 (multi-resolution fusion, MRF) 模块聚合不同阶段的特征, 进一步提升分割精度。

1) 提出了一种轻量级的语义分割网络 GLCNet, 该网络主要包括 GLC 模块和 MRF 模块, 在减少参数量和节约内存占用的情况下, 取得了较好的分割性能。

2) 设计了一种 GLC 模块, 该模块采用多频谱注意力机制和卷积操作学习图像的全局信息及局部上下文信息, 同时使用残差连接建模信息之间的相关性, 该模块具有较少的计算量。

3) 设计了一种 MRF 模块, 先使用注意力抑制高分辨率特征中不重要的信息, 并对低分辨率特征进行上采样, 再将高分辨率特征具有的空间信息传播到低分辨率特征中, 增强其空间信息, 该模块具有较少的参数量。

4) 在 Cityscapes 和 Camvid 数据集上验证了本文算法的有效性, 平均交并比(mean intersection over union, mIoU)分别达到 69.89% 和 68.86%。输入图像大小为 512×1 024 时, 速度可达 87 帧/s; 输入图像大小为 360×480 时, 速度可达 122 帧/s。与 SGCPNet[13] 等轻量级算法相比, 本文算法取得了更好的分割性能。

1　相关工作

1.1　实时语义分割

目前, 越来越多的视觉应用场景 (如自动驾驶、机器人等) 对分割算法的速度有着较高的需求, 因此, 人们对构建轻量级的分割模型进行了大量研究。高效神经网络(efficient neural network, ENet)[14] 通过减少下采样次数以缩小模型, 采用非对称的编解码结构降低参数量, 精度不高。高效对称网络(efficient symmetric network, ESNet)[15] 设计了一个高效的对称卷积网络, 提高分割精度。高效空间金字塔网络(efficient spatial pyramid network, ESP-Net)[16] 提出了高效的空间金字塔模块, 降低计算复杂度。上述算法均采用基于卷积操作的方法提高推理速度。图像级联网络(image cascade network, ICNet)[17] 和深度特征聚合网络(deep feature aggregation network, DFANet)[18] 提出图像级联网络和多次连接结构来重用不同阶段的特征信息, 该方法提高了分割准确度, 但频繁处理高分辨率特征降低了分割速度。深度双分辨率网络(deep dual-resolution network, DDRNet)[19] 和双边分割网络(bilateral segmentation network, BiSeNet)系列[20-21] 算法采用双分支模型分别捕获空间信息和语义信息, 但双分支模型获取的信息相互独立。最近, 并行的非对称卷积模块受到广泛关注, 如轻量级编码器-解码器网络(lightweight encoder-decoder network, LEDNet)[22]、深度可分离非对称瓶颈网络(depth-wise asymmetric bottleneck network, DABNet)[23] 和 RegSeg[24] 等, 该模块更多地关注局部信息和上下文信息, 忽略了全局信息对分割的影响。

1.2　注意力机制

注意力机制模仿人类视觉机制, 关注众多输入特征中的关键信息, 自适应地过滤无关信息。挤压与激励网络(squeeze-and-excitation network, SENet)[25] 采用全局池化为特征重分配权重, 突出重要信息, 降低对不重要信息的关注。高效通道注意力网络(efficient channel attention network, ECA-Net)[26] 提出了一种不降维的局部跨通道交互策略, 并获得显著的效果。为缓解全局池化造成空间信息的丢失, 位置注意力 CoordAttention[27] 将空间信息嵌入到通道注意力中。全局二阶池化网络(global second-order pooling network, GSoP-Net)[28] 在主干网络的不同阶段中引入 GSoP 模块, 有效捕获高阶统计信息。交叉注意力网络(criss-cross attention network, CCNet)[29] 设计了一个高效的交叉注意模块捕获像素间的依赖关系。本文在 GLC 模块和 MRF 模块中使用多频谱通道注意力[30] 关注不同通道间的重要信息, 过滤无关信息的干扰。

1.3　空洞卷积和卷积分解

空洞卷积指在标准卷积的相邻位置间插入零扩大感受野, 如 DeepLabV2[7] 提出的空洞空间金字塔池化, 采用不同的空洞率获取多尺度上下文信息。高效密集的非对称网络(efficient dense modules of asymmetric network, EDANet)[31] 结合空洞卷积和密集连接提出了一个高效密集的非对称卷积模块, 随着空洞率的增大, 需要大量的填充来保持图像分辨率, 计算成本也会随之增加。InceptionV3[32] 使用卷积分解将大卷积分解为非对称的一维卷积, 节约计算资源。MobileNet[33] 利用深度可分离卷积来减少参数量和计算量, 性能略有下降。

2　本文算法

本文算法的总体框架如图 1 所示, 主要包括卷积块、下采样、GLC 模块和 MRF 模块。

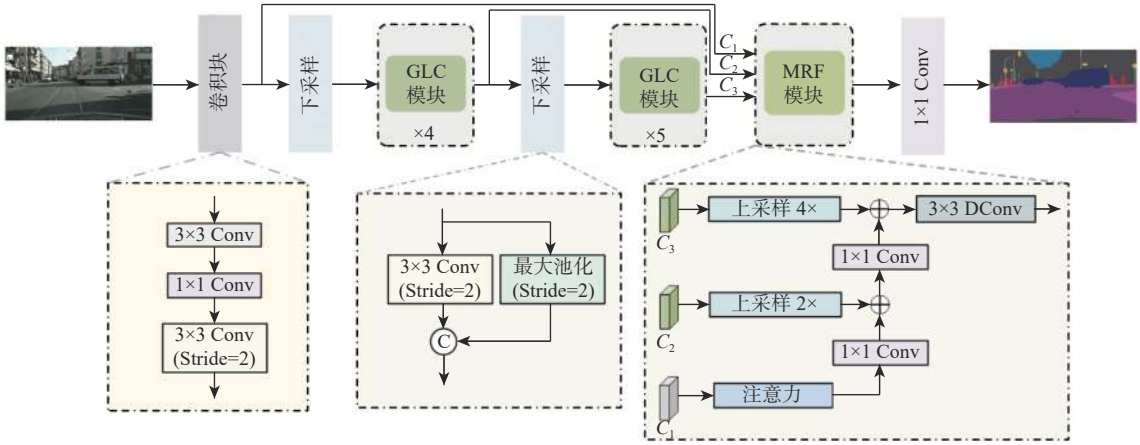


图 1 GLCNet 整体框架

Fig. 1 Overall framework of GLCNet

2.1 网络结构

本文以提出的 GLC 模块为主要组件，设计了轻量级的 GLCNet 网络，详细结构如图 1 所示。设计该网络的原则是减少参数量，节约内存占用，同时提高速度。与深度卷积网络 (VGG、ResNet 等) 结构不同的是，该结构主要通过堆叠数个小通道的卷积形成，且本文将原始图像的分辨率缩小到 1/8，有利于空间信息的保留。这是因为高精度的语义分割模型[8-11]通常将原始图像的分辨率缩小到 1/32 以获取物体抽象的特征信息，但该过程会造成空间信息的损失。

本文使用 3 个卷积提取初始特征 C_1，其中，3×3 卷积用于维度的变换，将低维特征映射到高维。1×1 卷积通过对原有通道的加权融合增强通道间的交互，同时该卷积拥有较少的参数量。最后使用步长 *S*tride 为 2 的 3×3 卷积将原始图像的分辨率缩小到 1/2。

受 Inception[34] 的启发，本文采用步长为 2 的 3×3 卷积和步长为 2 的 2×2 最大池化 2 种方式缩小图像分辨率，其中，卷积通过学习参数及控制步长捕获更多的局部信息，池化捕获特征的空间信息。拼接两分支的输出以获得丰富的特征信息。使用该下采样方式将原始图像的分辨率缩小到 1/4 和 1/8。

下采样后，堆叠不同数量的 GLC 模块获取全局信息和局部上下文信息。首先，在第 1 个下采样模块后堆叠 4 个 GLC 模块，其对应的空洞率均为 1，输出特征图 C_2。其次，在第 2 个下采样模块后堆叠 5 个 GLC 模块，其对应的空洞率为 4,4,8,8,12，输出特征图 C_3。在下采样后使用 GLC 模块，GLCNet 能从空间和语义层面聚合全局信息和局部上下文信息。与仅在语义阶段捕获上下文信息的结构相比，GLCNet 能在每个阶段捕获对象的全局信息和局部上下文信息。然后，使用 MRF 模块将低层的空间信息传播到高层特征中，使不同阶段的特征能相互学习。最后，将特征信息输入到 3×3 深度卷积中增强信息流间的交互，使用 1×1 卷积输出像素类别。

2.2 GLC 模块

本文提出的 GLC 模块由全局信息提取器和局部上下文信息提取器 2 个分支组成，如图 2 所示。在每个 GLC 模块的开始，使用 3×3 卷积将输入特征 $\boldsymbol{F}_{\text{in}} \in \mathbf{R}^{C\times H\times W}$ (C 为通道数，H 为高度，W 为宽度) 的通道数减半为 $c = C/2$，其输出表示为 $\boldsymbol{F}_{\text{out}}$，此处使用 3×3 卷积是因其拥有更大的感受野，将通道减半后的特征作为两分支的输入。全局信息提取器分支主要使用多频谱通道注意力[30]捕获特征信息，先将 $\boldsymbol{F}_{\text{out}}$ 均分为 $i = 16$ 组，记为 $\boldsymbol{F}^0_{\text{out}}, \boldsymbol{F}^1_{\text{out}}, \cdots, \boldsymbol{F}^{i-1}_{\text{out}}$，分组后的通道数为 $c' = c/i$。对每组特征使用 2 维离散余弦变换 (two-dimensional discrete cosine transform, 2DDCT) 进行预处理。上述过程表示如下：

$$\boldsymbol{F}_{\text{out}} = \text{Conv}_{3\times 3}(\boldsymbol{F}_{\text{in}}) \tag{1}$$

$$f^{2\text{d}}_{hw} = \sum_{i=0}^{H-1}\sum_{j=0}^{W-1} x^{2\text{d}}_{i,j} \cos\left(\frac{\pi h}{H}\left(i+\frac{1}{2}\right)\right)\cos\left(\frac{\pi w}{W}\left(j+\frac{1}{2}\right)\right) \tag{2}$$

$$\boldsymbol{F}^i = 2\text{DDCT}^{u,v}\left(\boldsymbol{F}^i_{\text{out}}\right) \qquad i = 0,1,\cdots,i-1 \tag{3}$$

式中：$x^{2\text{d}}_{i,j}$ 为输入图像；$h \in \{0,1,\cdots,H-1\}$；$w \in \{0,1,\cdots, W-1\}$；$u$、$v$ 和 $\boldsymbol{F}^i$ 分别为 $f^{2\text{d}}_{hw}$ 的分量下标和输出结果。

使用启发式两步准则为每组特征选择对应的频率分量，先评估每个通道频率分量的重要性，再选择性能最好的频率分量。对每个 $\boldsymbol{F}^i$ 进行拼接，将拼接后的向量输入到全连接层中学习以获得注意力图，再与输入特征相乘进行加权。上述过程表示如下：

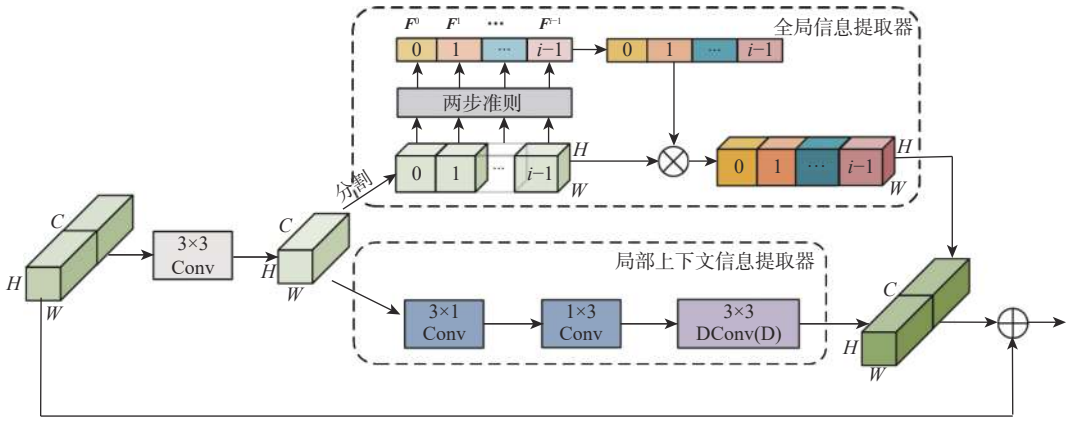


图 2　GLC 模块

Fig. 2　GLC module

$$\boldsymbol{F}=\mathrm{cat}\left(\left[\boldsymbol{F}^0,\boldsymbol{F}^1,\cdots,\boldsymbol{F}^{i-1}\right]\right) \tag{4}$$

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{glo}}=\mathrm{sigmoid}(\mathrm{fc}(\boldsymbol{F})) \tag{5}$$

式中: $\boldsymbol{F}_{\mathrm{glo}}$为全局特征图的输出结果; $\boldsymbol{F}$为拼接16个高性能频率分量的输出; cat表示拼接操作; fc表示全连接; sigmoid表示激活函数。

局部上下文信息提取器分支主要由卷积分解和深度空洞卷积组成。首先, 将标准的3×3卷积分解为非对称的3×1卷积和1×3卷积来捕获局部信息。然后, 使用空洞卷积捕获不同尺度的上下文信息, 同时利用深度卷积减少模型的参数及内存占用。最后, 拼接两分支的输出结果, 加强两分支特征间的相互学习, 同时保持特征的通道数不变。通过残差连接将输入与输出相加, 增强空间信息和语义信息间的相关性。上述操作表示如下:

$$\boldsymbol{F}_1=\mathrm{Conv}_{1\times3}(\mathrm{Conv}_{3\times1}(\boldsymbol{F}_{\mathrm{out}})) \tag{6}$$

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{locc}}=\mathrm{DW\text{-}D\text{-}Conv}_{3\times3}(\boldsymbol{F}_1) \tag{7}$$

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{output}}=\boldsymbol{F}_{\mathrm{in}}+\mathrm{cat}(\boldsymbol{F}_{\mathrm{locc}},\boldsymbol{F}_{\mathrm{glo}}) \tag{8}$$

式中: $\boldsymbol{F}_1$为局部特征的输出结果; $\mathrm{Conv}_{m\times n}$表示卷积核大小为$m\times n$的卷积操作; $\mathrm{DW\text{-}D\text{-}Conv}_{m\times n}$表示卷积核大小为$m\times n$的深度空洞卷积; $\boldsymbol{F}_{\mathrm{glo}}$和$\boldsymbol{F}_{\mathrm{locc}}$分别为两分支的输出结果; $\boldsymbol{F}_{\mathrm{output}}$为GLC模块的输出结果。

2.3　MRF 模块

为充分利用不同阶段的特征信息, 本文提出MRF模块。首先, 使用多频谱通道注意力处理特征图C_1以关注通道间重要信息; 其次, 应用1×1卷积调整通道数为64; 然后, 分别对特征图C_2和C_3进行2倍和4倍的上采样, 以匹配低层特征的空间分辨率, 将处理后的C_1特征图与2倍上采样后的特征图相加, 应用1×1卷积调整相加后特征的维数为128; 最后, 融合调整维数后的特征图与4倍上采样后的特征图C_3。上述过程表示如下:

$$C_1'=\mathrm{MSCA}(C_1) \tag{9}$$

$$C_i'=\mathrm{Conv}_{1\times1}^{i-1}\left(C_{i-1}'\right)+\mathrm{Up}(C_i,\alpha)\qquad i=2,3,\alpha=2^{i-1} \tag{10}$$

式中: MSCA表示多频谱通道注意力, 其输出为C_1'; Up表示上采样操作; α为上采样因子; $\mathrm{Conv}_{1\times1}^{i-1}$表示对特征图$C_{i-1}'$进行1×1卷积。

3　实　验

3.1　数据集与评价指标

1) 数据集。本文采用Cityscapes[35]数据集和CamVid[36]数据集验证算法的有效性。Cityscapes数据集由5 000张精细标注图像和20 000张粗标注图像组成, 在本文中仅使用精细标注图像, 图像大小为1 024×2 048, 每个像素都包含在预定义的19个类中, 这些图像被分为训练集、验证集和测试集, 分别包含2 975张图像、500张图像和1 525张图像。CamVid是另一个具有挑战性的街景数据集, 其由从不同视频序列中提取的701张图像组成, 图像大小为720×960, 每个像素都包含在预定义的11个类中, 这些图像被分为训练集、验证集和测试集, 分别包含367张图像、101张图像和233张图像。

2) 评价指标。采用mIoU衡量分割精度, 使用帧/s测量分割速度, 采用参数量评估内存消耗。

3.2　实验环境与参数设置

1) 实验环境。系统环境为Ubuntu 18.04, Python 3.6, Pytorch 1.0, CPU为Intel(R) Xeon(R) Gold 6136, GPU为NVIDIA TITAN V, CUDA版本为10.2。

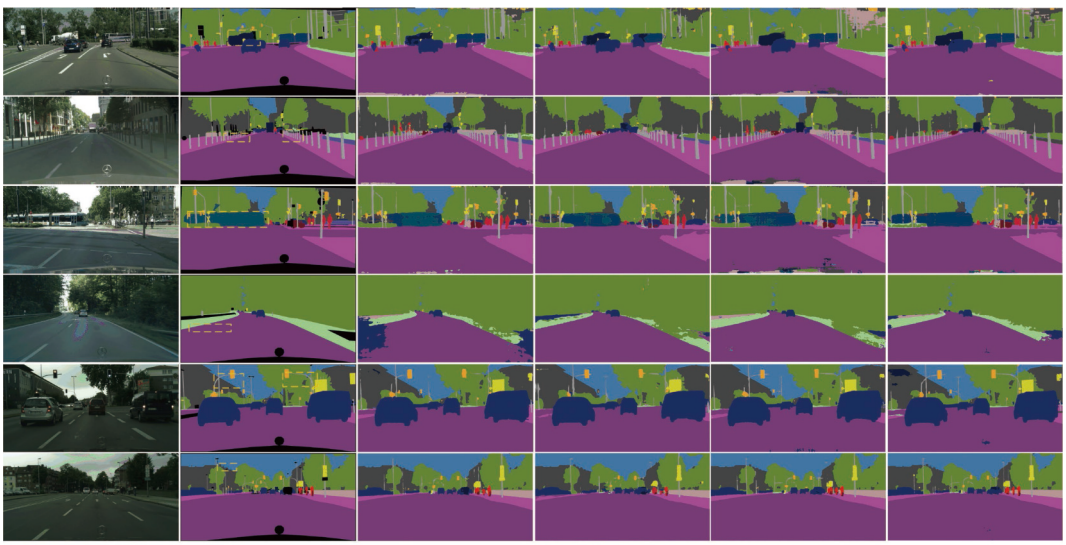
2) 参数设置。在训练阶段, 使用Adam优化器更新网络参数, 其中, 指数衰减率为默认值, 权重衰减为2×10^{-4}。采用Poly学习策略自适应调整学习率, 使每次迭代后的学习率为$\mathrm{base_lr}(1-\mathrm{iter}/\mathrm{iter}_{\max})^{0.9}$, 其中, base_lr为$1\times10^{-3}$, iter为当前迭代次数, $\mathrm{iter}_{\max}$为最大迭代次数。在2个数据集上均训练1 000个

epochs且批量大小为16。采用随机水平翻转和随机缩放增强训练数据，随机缩放的范围为[0.5,2]。Cityscapes数据集和Camvid数据集的输入图像大小分别为1 024×512和480×360。在测试阶段，仅使用单尺度进行测试。

3.3 可视化结果

图3[31,37-38]和图4[23,38-40]分别给出了本文算法与其他分割算法在Cityscapes数据集和Camvid数据集上的可视化结果。可以看出，本文算法能准确地判别物体位置并进行分割。如图3所示的第1行和第3行，本文算法能准确识别图像中车辆像素，而其他算法的结果显示对车辆边缘分割不完整。在第4行中，本文算法能较好地判别道路像素，而EDANet[31]、快速分割卷积神经网络(fast segmentation convolutional neural network, Fast-SCNN)[37]和上下文引导网络(context guided network, CGNet)[38]对道路像素的判别受到其他像素的干扰。在第5行中，分割算法EDANet[31]和Fast-SCNN[37]未能更好地识别交通灯标志，但本文算法能准确地判别物体的位置，并呈现出清晰的分割结果。对于建筑物、栏杆及小物体等像素而言，本文算法具有更好的分割效果。

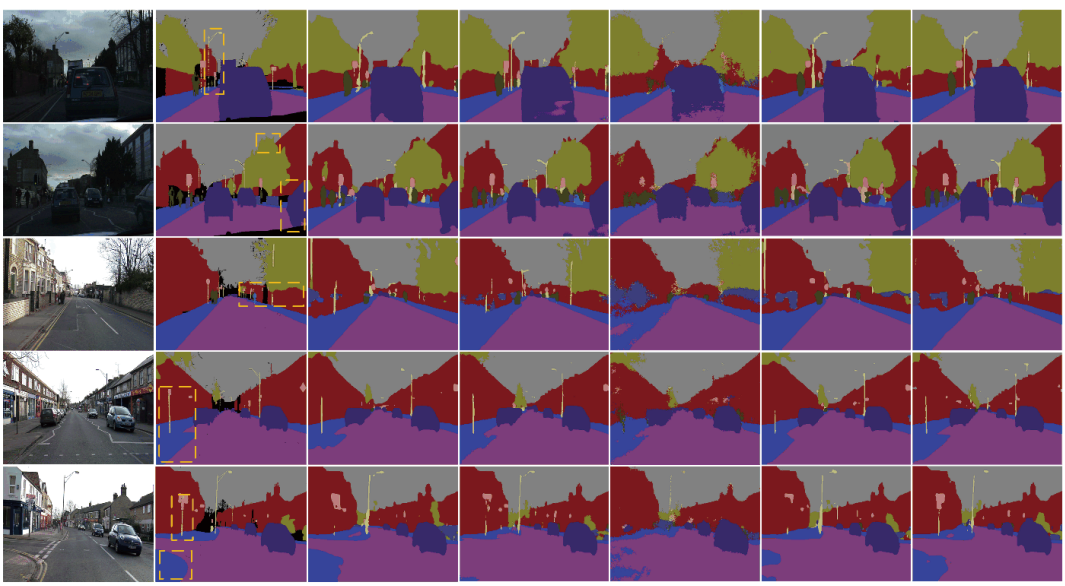
如图4所示的第1行中，分割算法CGNet[38]和DABNet[23]对于路灯的分割较为粗糙。在第2行中，其他分割算法将树木的边缘像素判别为其他像素的一部分，而本文算法能更好地识别其边缘像素。在第3行中，分割算法CGNet[38]、高效残差分解



(a) 原始图像 (b) 标签图像 (c) EDANet[31] (d) Fast-SCNN[37] (e) CGNet[38] (f) 本文算法

图3 Cityscapes数据集的可视化对比结果

Fig. 3 Visual comparison results of Cityscapes dataset



(a) 原始图像 (b) 标签图像 (c) CGNet[38] (d) ERFNet[39] (e) SegNet[40] (f) DABNet[23] (g) 本文算法

图4 Camvid数据集的可视化对比结果

Fig. 4 Visual comparison results of Camvid dataset

网络(efficient residual factorized convNet, ERFNet)[39]和 DABNet[23]未能很好地识别围墙像素, 但本文算法呈现出清晰的分割结果。此外, 本文算法在识别道路及交通标志、车辆及建筑物等像素方面也具有一定的优势。

分析图 3 和图 4 可以得出, 本文算法能更好地判别像素类别, 呈现出更好的可视化结果。

3.4　算法性能定量分析

3.4.1　Cityscapes 数据集

表 1[13-15,17-18,20-22,31,37-38,40-45]呈现了不同分割算法在 Cityscapes 数据集上的比较结果, 其中, None 表示不使用骨干网络。可以看出, 本文算法在参数量、速度和准确率之间保持了更好的平衡。具体从以下 3 方面进行分析。①参数量。与 ENet[14]和快速语义分割网络(fast semantic segmentation network, FSSNet)[41]相比, 其对应的精度约比本文算法低 10%和 5%。②速度。与参数量基本相同的 EDANet[31]、CGNet[38]及 NDNet[42]等算法相比, 本文算法的速度和准确率均优于以上算法。③准确率。与一些使用轻量级的骨干网络 SGCPNet[13]、DFANet[18]和 BiSeNet[20]等算法相比, 本文算法的准确率均高于以上算法, 但速度略慢于以上算法, 这是因为轻量级的骨干网络在前期过滤了大量无关信息。同时, 与 ICNet[17]、SwiftNet[43]及平衡样本分布网络(balanced sample distribution network, BSDNet)[44]算法相比, 本文算法以较少的参数量和较快的速度实现了更高的准确率。一些算法的性能和速度的确优于本文算法, 如 BiSeNet V2[21], 但其参数量为 3.40×10^6, 而本文算法的参数量仅有 0.68×10^6, 本文算法参数量较少但速度较慢的原因在于 MRF 模块中的卷积操作及大幅度的上采样操作。综上, 本文算法在具有较少参数量的情况下, 实现了更高的精度和较快的速度。

表 1　不同算法在 Cityscapes 数据集上的测试结果

Table 1　Test results of different algorithms on Cityscapes dataset

算法	骨干网络	参数量	分割速度/(帧·s^{-1})	mIoU/%
ENet[14]	None	0.4×10^6	76.9	58.3
SegNet[40]	VGG16	29.5×10^6	14.6	56.1
ICNet[17]	PSPNet50	26.50×10^6	30.3	69.5
BiSeNet[20]	Xception39	5.80×10^6	106	68.4
FSSNet[41]	None	0.2×10^6	51	65.6
SwiftNet[43]	MobileNetv2	2.4×10^6	27.7	69.7
EDANet[31]	None	0.68×10^6	81	67.3
DFANet[18]	Xception	4.8×10^6	120	67.1
ESNet[15]	None	1.6×10^6	41.7	69.1
Fast-SCNN[37]	None	1.11×10^6	123	68.0
LEDNet[22]	None	0.91×10^6	71	70.6
CGNet[38]	None	0.5×10^6		64.8
NDNet[42]	None	0.5×10^6	40	65.3
CFPNet[45]	None	0.55×10^6	30	70.1
BSDNet[44]	Xception	1.2×10^6	84.6	68.3
BiSeNet V2[21]	None	3.40×10^6	156	72.6
SGCPNet[13]	MobileNet	0.61×10^6	178.5	69.5
本文算法	None	0.68×10^6	87	69.89

3.4.2　Camvid 数据集

为进一步验证本文算法的有效性, 表 2[14,18,20,23,38,40,44,46-52]给出了本文算法与其他分割算法在 Camvid 测试集上的对比结果。可以看出, 本文算法的性能仅次于快速双边对称网络(fast bilateral symmetrical network, FBS-Net)[46]。与参数量较少的模型相比, 本文算法的精度分别比 ENet[14]和 CGNet[38]模型高 17.56% 和 3.26%。与参数量相差不大的 DABNet[23]、分解空洞深度可分离卷积网络(factorized dilated depth-wise separable convolutions network, FDDWNet)[47]及轻量级密集连接金字塔网络(lightweight densely connected pyramid network, LDPNet)[48]等模型比较, 本文算法实现了较高的分割性能。同时, 与参数量较大的 DFANet[18]、实时通用网络(real-time general purpose network, RGPNet)[49]及 BSDNet[44]等模型相比, 本文算法以较少的参数量实现了较高的分割性能。

表 2　不同算法在 Camvid 数据集上的测试结果

Table 2　Test results of different algorithms on Camvid dataset

算法	骨干网络	参数量	mIoU/%
ENet[14]	None	0.36×10^6	51.3
SegNet[40]	VGG16	29.50×10^6	55.6
BiSeNet[20]	Xception39		65.6
BiSeNet[20]	ResNet18	49×10^6	68.7
DFANet[18]	Xception	7.80×10^6	64.7
DABNet[23]	None	0.76×10^6	66.4
CGNet[38]	None	0.5×10^6	65.6
RGPNet[49]	None	17.7×10^6	66.9
FDDWNet[47]	None	0.8×10^6	66.9
LDPNet[48]	None	0.8×10^6	67.3
LRNNet[50]	None	0.67×10^6	67.6
HPNet[51]	None		68.0
BCPNet[52]	MobileNet	0.61×10^6	67.8
BSDNet[44]	ResNet50	22.8×10^6	67.8
FBSNet[46]	None	0.62×10^6	68.9
本文算法	None	0.68×10^6	68.86

3.5　消融实验

本文在 Camvid 数据集上实施消融实验, 验证

各模块的有效性。使用Camvid数据集的训练集和验证集训练本文模型，验证各模块对准确性和参数量的影响。在Camvid测试集上进行评估，结果如表3所示。

表3 消融实验结果

Table 3 Ablation experiments results

模块	融合方式			MRF	mIoU/%	参数量
	相加	拼接	残差连接			
GLC	√				66.31	0.80×10^6
GLC		√			67.22	0.67×10^6
GLC		√	√		67.39	0.67×10^6
(2,2,2,4,4,8,8,16,16)		√	√		67.39	0.67×10^6
(2,2,2,2,4,4,8,8,16)		√	√		67.25	0.67×10^6
(2,2,2,2,4,8,8,16,16)		√	√		67.61	0.67×10^6
(2,2,2,2,2,4,8,8,16,16)		√	√		67.49	0.69×10^6
(1,1,1,1,4,4,8,8,12)		√	√		68.15	0.67×10^6
GLCNet		√	√	√	68.86	0.68×10^6

1）融合方法。研究了GLC模块中两分支的聚合方式，从结果可以看出，拼接操作不仅效果优于相加操作，而且参数量也减少了0.13×10^6。此外，使用残差连接建立信息之间的相关性，增强信息流的传播。从结果可知，采用该操作分割精度提高了0.17%，以上操作均没有影响参数量，同时保持高效的计算。

2）空洞率。由于数据集中的物体大小不同，对于小物体而言，空洞率较大会引入干扰信息影响判别，而对于大物体而言，空洞率较小不利用获取对象的上下文信息。因此，设计一组合理的空洞率对上下文信息的获取起着关键性作用。本文设计了4组空洞率组合来研究其对模型的影响。从表3的结果可以看出，通过调整不同阶段的GLC模块数和空洞率组合可以提高性能，当GLC模块的数量分别为4和5时获得了更高的准确率。在调整GLC模块数量的同时改变空洞率，结果表明，空洞率组合为(1,1,1,1,4,4,8,8,12)时取得了更好的效果，其分割精度达到了68.15%，且该操作并没有引起参数量的增加。

3）MRF模块。本文提出的MRF模块能聚合不同阶段的特征信息。与跳跃结构不同的是，该模块先聚合前2个阶段的特征，再将聚合后特征的信息流传播到低分辨率特征中。从实验结果可知，与未使用MRF模块相比，性能提高0.71%，同时该模块所增加的参数量仅为0.01×10^6。

4 结 论

本文研究了一种轻量级语义分割算法，并通过实验对算法进行了验证。

1）与仅考虑模型性能的算法相比，本文提出的语义分割方法减少了网络参数量，使其应用于资源受限的系统中。

2）基于GLC模块和MRF模块构建了GLCNet，该算法能捕获图像的全局信息和局部上下文信息，同时融合不同层次的特征信息，有利于提高特征的细节重建和分类。通过在Cityscapes和Camvid数据集上进行性能测试，结果显示本文算法在提高分割精度的同时也提高了速度。

后续将继续探索轻量级语义分割算法，设计一个三分支结构的轻量级语义分割算法，同时关注边界、细节和上下文信息，将三分支的特征进行融合，提高算法在实际场景中的应用。

参考文献（References）

[1] SIAM M, GAMAL M, ABDEL-RAZEK M, et al. A comparative study of real-time semantic segmentation for autonomous driving[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition Workshops. Piscataway: IEEE Press, 2018: 700-710.

[2] 郑宇祥, 郝鹏翼, 吴冬恩, 等. 结合多层特征及空间信息蒸馏的医学影像分割[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(8): 1409-1417. ZHENG Y X, HAO P Y, WU D E, et al. Medical image segmentation based on multi-layer features and spatial information distillation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(8): 1409-1417(in Chinese).

[3] SHI W J, XU J W, ZHU D C, et al. RGB-D semantic segmentation and label-oriented voxelgrid fusion for accurate 3D semantic mapping[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems for Video Technology, 2022, 32(1): 183-197.

[4] LONG J, SHELHAMER E, DARRELL T. Fully convolutional networks for semantic segmentation[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2015: 3431-3440.

[5] RONNEBERGER O, FISCHER P, BROX T. U-Net: Convolutional networks for biomedical image segmentation[C]//Proceedings of the International Conference on Medical Image Computing and Computer-Assisted Intervention. Berlin: Springer, 2015: 234-241.

[6] YU C Q, WANG J B, GAO C X, et al. Context prior for scene segmentation[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 12413-12422.

[7] CHEN L C, PAPANDREOU G, KOKKINOS I, et al. DeepLab: Semantic image segmentation with deep convolutional nets, atrous convolution, and fully connected CRFs[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2018, 40(4): 834-848.

[8] ZHAO H S, SHI J P, QI X J, et al. Pyramid scene parsing network[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 6230-6239.

[9] YUAN Y H, HUANG L, GUO J Y, et al. OCNet: Object context network for scene parsing[EB/OL]. (2021-03-15)[2022-09-01]. http://arxiv.org/abs/1809.00916.

[10] CHENG H K, CHUNG J, TAI Y W, et al. CascadePSP: Toward class-agnostic and very high-resolution segmentation via global and local refinement[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 8887-8896.

[11] HE J J, DENG Z Y, ZHOU L, et al. Adaptive pyramid context network for semantic segmentation[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 7511-7520.

[12] NEKRASOV V, SHEN C H, REID I. Light-weight RefineNet for real-time semantic segmentation[EB/OL]. (2018-10-08)[2022-09-01]. http://arxiv.org/abs/1810.03272.

[13] HAO S J, ZHOU Y, GUO Y R, et al. Real-time semantic segmentation via spatial-detail guided context propagation[J/OL]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2022: 1-12[2022-09-01]. https://ieeexplore.ieee.org/document/9729997. DOI: 10.1109/TNNLS.2022.3154443.

[14] PASZKE A, CHAURASIA A, KIM S, et al. ENet: A deep neural network architecture for real-time semantic segmentation[EB/OL]. (2016-06-07)[2022-09-01]. http://arxiv.org/abs/1606.02147.

[15] WANG Y, ZHOU Q, XIONG J, et al. ESNet: An efficient symmetric network for real-time semantic segmentation[C]//Proceedings of the Chinese Conference on Pattern Recognition and Computer Vision. Berlin: Springer, 2019: 41-52.

[16] MEHTA S, RASTEGARI M, CASPI A, et al. ESPNet: Efficient spatial pyramid of dilated convolutions for semantic segmentation [C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 561-580.

[17] ZHAO H S, QI X J, SHEN X Y, et al. ICNet for real-time semantic segmentation on high-resolution images[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 418-434.

[18] LI H C, XIONG P F, FAN H Q, et al. DFANet: Deep feature aggregation for real-time semantic segmentation[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 9514-9523.

[19] HONG Y D, PAN H H, SUN W C, et al. Deep dual-resolution networks for real-time and accurate semantic segmentation of road scenes[EB/OL].(2021-09-01)[2022-09-01].http://arxiv.org/abs/2101.06085.

[20] YU C Q, WANG J B, PENG C, et al. BiSeNet: Bilateral segmentation network for real-time semantic segmentation[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 334-349.

[21] YU C Q, GAO C X, WANG J B, et al. BiSeNet V2: Bilateral network with guided aggregation for real-time semantic segmentation [J]. International Journal of Computer Vision, 2021, 129(11): 3051-3068.

[22] WANG Y, ZHOU Q, LIU J, et al. LEDNet: A lightweight encoder-decoder network for real-time semantic segmentation[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Image Processing. Piscataway: IEEE Press, 2019: 1860-1864.

[23] LI G, YUN I, KIM J, et al. DABNet: Depth-wise asymmetric bottleneck for real-time semantic segmentation[EB/OL]. (2019-10-01)[2022-09-01]. http://arxiv.org/abs/1907.11357.

[24] GAO R. Rethinking dilated convolution for real-time semantic segmentation[EB/OL]. (2021-11-18)[2022-09-01]. http://arxiv.org/abs/2111.09957.

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

[26] WANG Q L, WU B G, ZHU P F, et al. ECA-Net: Efficient channel attention for deep convolutional neural networks[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2020: 11531-11539.

[27] HOU Q B, ZHOU D Q, FENG J S. Coordinate attention for efficient mobile network design[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2021: 13708-13717.

[28] GAO Z L, XIE J T, WANG Q L, et al. Global second-order pooling convolutional networks[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 3019-3028.

[29] HUANG Z L, WANG X G, HUANG L C, et al. CCNet: Criss-cross attention for semantic segmentation[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 603-612.

[30] QIN Z Q, ZHANG P Y, WU F, et al. FcaNet: Frequency channel attention networks[C]//Proceedings of the IEEE/CVF International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2021: 763-772.

[31] LO S Y, HANG H M, CHAN S W, et al. Efficient dense modules of asymmetric convolution for real-time semantic segmentation[C]//Proceedings of the ACM Multimedia Asia. New York: ACM, 2019: 1-6.

[32] SZEGEDY C, VANHOUCKE V, IOFFE S, et al. Rethinking the inception architecture for computer vision[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 2818-2826.

[33] HOWARD A G, ZHU M L, CHEN B, et al. MobileNets: Efficient convolutional neural networks for mobile vision applications[EB/OL]. (2017-04-17)[2022-09-01]. http://arxiv.org/abs/1704.04861.

[34] SZEGEDY C, LIU W, JIA Y Q, et al. Going deeper with convolutions[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1-9.

[35] CORDTS M, OMRAN M, RAMOS S, et al. The Cityscapes dataset for semantic urban scene understanding[C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2016: 3213-3223.

[36] BROSTOW G J, SHOTTON J, FAUQUEUR J, et al. Segmentation and recognition using structure from motion point clouds[C]//Proceedings of the European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2008: 44-57.

[37] POUDEL R P K, LIWICKI S, CIPOLLA R. Fast-SCNN: Fast semantic segmentation network[EB/OL]. (2019-02-12)[2022-09-01]. http://arxiv.org/abs/1902.04502.

[38] WU T Y, TANG S, ZHANG R, et al. CGNet: A light-weight context guided network for semantic segmentation[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2021, 30: 1169-1179.

[39] ROMERA E, ALVAREZ J M, BERGASA L M, et al. ERFNet: Efficient residual factorized convNet for real-time semantic segmentation[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Sys-

tems, 2017, 19(1): 263-272.

[40] BADRINARAYANAN V, KENDALL A, CIPOLLA R. SegNet: A deep convolutional encoder-decoder architecture for image segmentation[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2017, 39(12): 2481-2495.

[41] ZHANG X T, CHEN Z X, WU Q M J, et al. Fast semantic segmentation for scene perception[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2019, 15(2): 1183-1192.

[42] YANG Z G, YU H S, FU Q, et al. NDNet: Narrow while deep network for real-time semantic segmentation[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2021, 22(9): 5508-5519.

[43] ORŠIC M, KREŠO I, BEVANDIC P, et al. In defense of pre-trained ImageNet architectures for real-time semantic segmentation of road-driving images[C]//Proceedings of the IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2019: 12599-12608.

[44] YE L, ZENG J X, YANG Y, et al. BSDNet: Balanced sample distribution network for real-time semantic segmentation of road scenes [J]. IEEE Access, 2021, 9: 84034-84044.

[45] LOU A G, LOEW M. CFPNet: Channel-wise feature pyramid for real-time semantic segmentation[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Image Processing. Piscataway: IEEE Press, 2021: 1894-1898.

[46] GAO G W, XU G A, LI J C, et al. FBSNet: A fast bilateral symmetrical network for real-time semantic segmentation[J]. IEEE Transactions on Multimedia, 2022, 25: 3273-3283.

[47] LIU J, ZHOU Q, QIANG Y, et al. FDDWNet: A lightweight convolutional neural network for real-time semantic segmentation[C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing. Piscataway: IEEE Press, 2020: 2373-2377.

[48] HU X G, JING L Y. LDPNet: A lightweight densely connected pyramid network for real-time semantic segmentation[J]. IEEE Access, 2961, 8: 212647-212658.

[49] ARANI E, MARZBAN S, PATA A, et al. RGPNet: A real-time general purpose semantic segmentation[C]//Proceedings of the IEEE Winter Conference on Applications of Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2021: 3008-3017.

[50] JIANG W H, XIE Z Z, LI Y Y, et al. LRNNet: A light-weighted network with efficient reduced non-local operation for real-time semantic segmentation[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Multimedia & Expo Workshops. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1-6.

[51] DONG G S, YAN Y, SHEN C H, et al. Real-time high-performance semantic image segmentation of urban street scenes[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2021, 22(6): 3258-3274.

[52] HAO S J, ZHOU Y, GUO Y R. Bi-direction context propagation network for real-time semantic segmentation[EB/OL]. (2022-03-19) [2022-09-01]. http://arxiv.org/abs/2005.11034.

Lightweight semantic segmentation algorithm based on GLCNet

MA Sugang[1, 2, *], CHEN Qimei[1], HOU Zhiqiang[1, 2], YANG Xiaobao[1, 3], ZHANG Zixian[1]

(1. School of Computer Science & Technology, Xi'an University of Posts & Telecommunications, Xi'an 710121, China;
2. Shaanxi Key Laboratory of Network Data Analysis and Intelligent Processing, Xi'an University of Posts & Telecommunications, Xi'an 710121, China;
3. Xi'an Key Laboratory of Big Data and Intelligent Computing, Xi'an University of Posts & Telecommunications, Xi'an 710121, China)

Abstract: Most semantic segmentation algorithms based on convolutional neural networks have massive parameters and high computational complexity, which limit their applications in real-time processing scenarios. Therefore, this paper proposed a lightweight semantic segmentation algorithm based on a global-local context network (GLCNet). The algorithm consisted of a global-local context (GLC) module and a multi-resolution fusion (MRF) module. The GLC module learned the global and local context information of the image, in which the dependencies between features were enhanced using residual connections. On this basis, the MRF module was proposed to aggregate features at different stages. First, upsampling was performed on low-resolution features, which were then fused with high-resolution features to enhance the spatial information of higher-level features. Tests were conducted on the Cityscapes and Camvid datasets, and the mean intersection over union (mIoU) of the algorithm achieved 69.89% and 68.86%, respectively, with speeds of 87 frame/s and 122 frame/s on a single NVIDIA Titan V GPU. The experimental results show that the algorithm achieves a good balance among segmentation accuracy, efficiency, and the number of parameters, and the number of the parameters is only 0.68×10^6.

Keywords: convolutional neural networks; semantic segmentation; context information; feature fusion; residual connections

Received: 2022-09-29; **Accepted**: 2022-11-07; **Published Online**: 2022-11-30 10:03

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221129.1119.001

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62072370); Science and Technology Project of Xi'an City (22GXFW0125)

* **Corresponding author**. E-mail: msg@xupt.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0869

基于椭圆方向和半轴长度的多伯努利扩展目标跟踪

孙可[1]，胡青霜[1]，郑翔飞[1]，吴孙勇[1,2,*]

(1. 桂林电子科技大学 数学与计算科学学院，桂林 541004；2. 广西密码学与信息安全重点实验室，桂林 541004)

摘 要：针对杂波环境下扩展目标外形难以估计、新生目标先验信息未知等问题，在扩展目标势均衡多目标多伯努利 (ET-CBMeMBer) 滤波器的基础上，开展基于椭圆方向和半轴长度 (OAL) 的参数化多扩展目标跟踪研究。借助乘性噪声构造考虑目标空间信息的显式量测方程，并推导 OAL-CBMeMBer 滤波器高斯混合实现的封闭形式解；基于显式的量测方程，利用已知的量测数据自适应构造考虑了质心位置和外形状态的新生目标先验信息，并提出自适应新生 OAL-CBMeMBer 滤波器。仿真实验结果表明：所提 OAL-CBMeMBer 滤波器提高了目标数目和状态的估计精度，能够有效地对多扩展目标进行跟踪。

关 键 词：多扩展目标；势平衡多目标多伯努利滤波器；椭圆方向；椭圆半轴长度；自适应新生

中图分类号：V221+.3; TN953

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3367-10

多目标跟踪指的是在一系列时变、有杂波的量测数据中估计目标数目及状态。以往被跟踪的目标通常会简单建模为一个点，这在远距离目标跟踪或传感器精度不高的情况下是合理的。但在近距离目标跟踪和传感器精度高的情况下单目标可能产生多个量测数据，例如，近距离的空中飞机和海面船只，此时点目标模型就不再合理，目标模型需要建模为扩展目标。由于扩展目标与量测数据之间不再是一一对应的关系，使得目标状态与量测数据关联变得十分复杂。Mahler 将目标状态和量测数据均建模为随机有限集 (random finite set, RFS)，其能够在杂波和数据关联不确定的情况下对多个目标状态进行估计，避免了数据关联问题[1-2]。随后，基于 RFS 理论的扩展目标滤波器陆续被提出。Mahler 推导了扩展目标概率假设密度 (extended targets - probability hypothesis density, ET-PHD) 滤波器[3]，Granström 等给出了 ET-PHD 滤波器的高斯混合 (Gaussian mixture, GM) 实现形式[4]。Orguner 等推导了扩展目标势概率假设密度 (extended targets - cardinalized probability hypothesis density, ET-CPHD) 滤波器，并给出了 ET-CPHD 的 GM 实现形式[5]。连峰等推导了扩展目标势均衡多目标多伯努利 (extended targets - cardinality balance multi-target multi-Bernoulli, ET-CBMeMBer) 滤波器及其 GM 实现形式[6]。

然而，上述滤波器只考虑了扩展目标的质心运动状态，忽略了扩展目标的空间信息。目前，扩展目标空间外形通常建模为一个椭圆[7-8]，其可提供物体的方向和大小信息，一个任意方向的椭圆可以用椭圆方向和半轴长度 (orientation and half axes lengths of an ellipse, OAL) 来描述[9]。Koch 引入随机矩阵方法来描述椭圆外形，利用一个对称正定的随机矩阵为椭圆扩展目标的轴长度和其他外形信息，并将该

收稿日期：2022-10-30；**录用日期**：2023-02-24；**网络出版时间**：2023-04-14 15:48

网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230414.1353.001

基金项目：国家自然科学基金 (62263007,62061010,62161007)；广西科技厅项目 (AA19182007)；广西密码学与信息安全重点实验室研究课题资助 (GCIS202132)；桂林电子科技大学数学与计算科学学院研究生创新项目 (2022YJSCX02)；桂林电子科技大学研究生教育创新计划 (2022YCXS145)

* **通信作者**. E-mail：wusunyong121991@163.com

引用格式：孙可，胡青霜，郑翔飞，等. 基于椭圆方向和半轴长度的多伯努利扩展目标跟踪 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（11）：3367-3376. SUN K，HU Q S，ZHENG X F，et al. Multi-Bernoulli extended target tracking based on orientation and half axes lengths of an ellipse [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（11）：3367-3376（in Chinese）.

随机矩阵作为状态变量，实现了贝叶斯框架下对扩展目标运动状态和外形状态后验概率密度的联合估计[10]。Granström 等基于随机矩阵方法进一步将目标状态建模为伽马高斯逆威夏特 (Gamma Gaussian inverse Wishart, GGIW) 分布，并提出了 GGIW-PHD 滤波器[11] 和 GGIW-CPHD 滤波器[12]。Baum 等提出了椭圆随机超曲面模型 (random hypersurface model, RHM)[13-14]，在该模型中，目标的量测是通过散射在物体表面上的量测源和传感器自身噪声产生的，而量测源的建模反映了目标扩展程度的大小[15]。RHM 将对称正定随机矩阵的 Cholesky 分解建模为外形向量，以实现对扩展目标的估计。

在基于随机矩阵和随机超曲面的扩展目标跟踪方法中，都是估计椭圆扩展目标的外形矩阵或外形向量，而无法直观准确地描述 OAL，这在实际应用中往往是必要的。Yang 和 Baum 通过引入乘性噪声来构建显式的量测方程，将 OAL 显式参数化，并推导了一种递归卡尔曼滤波器的紧凑封闭形式解[16]。文献 [17] 提出借助乘性噪声将量测与目标质心状态和外形状态相联系，在 ET-PHD 滤波器的基础上实现了基于 OAL 的 PHD 滤波器多扩展目标跟踪。相较于 ET-PHD 滤波器和 ET-CPHD 滤波器在贝叶斯递推过程中传递一阶矩和势分布，ET-CBMeMBer 滤波器传递的是多伯努利 RFS 参数。通过传递的多伯努利 RFS 参数可以直接获得多目标 RFS 的后验概率密度，提高了多目标状态的可靠性与高效性[6]。因此，本文考虑在 ET-CBMeMBer 滤波器的基础上，开展基于 OAL 的多扩展目标跟踪研究。

大多数基于 RFS 的滤波器，通常是将新生目标作为已知的先验信息，但在实际场景中，新生目标的质心位置和外形状态往往是未知的，新目标出现的任意性使得其出生分布覆盖整个状态空间。文献 [18] 提出了一种量测驱动的 PHD 和 CPHD 滤波器来自适应新生目标，对存活目标和新生目标分别进行预测与更新，以摆脱新生目标是已知先验的限制。文献 [19] 针对 CBMeMBer 滤波器提出了一种量测驱动的自适应新生目标分布方法，实现了与已知新生目标先验信息滤波器几乎相同的性能。对于多扩展目标，文献 [20] 利用似然函数和接近度为量测与目标之间的相关性，从而得到接近量测位置的新生目标，解决了多扩展目标中新生目标位置未知的问题。然而文献 [20] 仍然将新生目标的外形状态作为已知的先验信息，未考虑新生扩展目标的外形信息。

针对杂波环境下扩展目标外形难以估计、新生目标先验信息未知等问题，本文推导了自适应新生 OAL-CBMeMBer 滤波器。方法的创新之处在于：首先，借助乘性噪声构造的显式量测方程，将量测与目标质心状态和外形状态相联系，能够更好地考虑目标的空间信息，推导了 GM 实现自适应新生算法的封闭形式解；其次，进一步提出了量测驱动的扩展目标自适应新生 OAL-CBMeMBer 滤波器，利用已知的量测数据构造新生目标的先验信息，直观准确地描述 OAL 的显式量测方程，考虑了自适应扩展新生目标的质心位置和外形状态，使得本文滤波器更接近于实际情况。仿真实验表明，在多扩展目标跟踪场合，本文 OAL-CBMeMBer 滤波器对目标数目和状态有较高的估计精度，且其在新生目标先验信息未知的情况下仍然具有较好的跟踪性能。

1 问题背景及模型

1.1 扩展目标状态模型

在二维空间中，假设k时刻椭圆扩展目标的质心状态$\boldsymbol{x}_k$与外形状态$\boldsymbol{X}_k$是相互独立的，则椭圆扩展目标状态$\boldsymbol{\xi}_k$可表示为

$$\boldsymbol{\xi}_k = [\boldsymbol{x}_k, \boldsymbol{X}_k] \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{x}_k$包含质心的位置、速度等信息；$\boldsymbol{X}_k$由椭圆方位角和长、短半轴的长度所确定，即

$$\boldsymbol{X}_k = \left[\theta_k, l_{1,k}, l_{2,k}\right]^{\mathrm{T}} \tag{2}$$

式中：θ_k为k时刻椭圆方位角；$l_{1,k}$和$l_{2,k}$分别为 k 时刻椭圆长、短半轴的长度。

在多扩展目标跟踪中，目标数目是时变的，从而将扩展目标状态$\boldsymbol{\xi}_k$进一步建模为 RFS：

$$\phi_k = \left\{\boldsymbol{\xi}_k^{(j)} = (\boldsymbol{x}_k^{(j)}, \boldsymbol{X}_k^{(j)})\right\}_{j=1}^{N_k} \tag{3}$$

式中：N_k为k时刻扩展目标数目，$N_k = |\phi_k|$是时变的，$|\phi_k|$为ϕ_k中元素的个数。第j个扩展目标质心状态$\boldsymbol{x}_k^{(j)}$和外形状态$\boldsymbol{X}_k^{(j)}$分别为

$$\boldsymbol{x}_k^{(j)} = \boldsymbol{F}_{\boldsymbol{x},k|k-1}\boldsymbol{x}_{k-1}^{(j)} + \boldsymbol{w}_{\boldsymbol{x},k}^{(j)} \tag{4}$$

$$\boldsymbol{X}_k^{(j)} = \boldsymbol{F}_{\boldsymbol{X},k|k-1}\boldsymbol{X}_{k-1}^{(j)} + \boldsymbol{w}_{\boldsymbol{X},k}^{(j)} \tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{F}_{\boldsymbol{x},k|k-1}$和$\boldsymbol{F}_{\boldsymbol{X},k|k-1}$分别为质心状态和外形状态转移矩阵；$\boldsymbol{w}_{\boldsymbol{x},k}^{(j)}$和$\boldsymbol{w}_{\boldsymbol{X},k}^{(j)}$分别为质心状态和外形状态过程噪声矩阵，且$\boldsymbol{w}_{\boldsymbol{x},k}^{(j)}$和$\boldsymbol{w}_{\boldsymbol{X},k}^{(j)}$是协方差分别为$\boldsymbol{Q}_{\boldsymbol{x},k|k-1}^{(j)}$和$\boldsymbol{Q}_{\boldsymbol{X},k|k-1}^{(j)}$的零均值高斯白噪声。

1.2 扩展目标量测模型

扩展目标在k时刻的量测集也建模为 RFS：

$$Z_k = \left\{\boldsymbol{\kappa}_k^{(i)}\right\}_{i=1}^{N_{\kappa,k}} \cup \left\{\left\{\boldsymbol{z}_k^{(i,j)}\right\}_{j=1}^{N_{z,k}}\right\}_{i=1}^{N_k} \tag{6}$$

式中：$\boldsymbol{\kappa}_k^{(i)}$为$k$时刻第$i$个杂波量测；$N_{\kappa,k}$为杂波数目，

且$N_{\kappa,k}$服从泊松率为λ_k的泊松分布, 杂波在场景内随机出现; $\boldsymbol{z}_k^{(i,j)}$为 k 时刻第 j个扩展目标的第i个量测; $N_{z,k}$为目标量测数目, 且$N_{z,k}$服从泊松率为γ_k的泊松分布。

构建一个引入乘性噪声的显式量测方程, 可将量测与质心状态和外形状态联系起来[16], 即第 j个扩展目标单量测建模为

$$\boldsymbol{z}_k^{(i)} = \boldsymbol{H}\boldsymbol{x}_k^{(j)} + \boldsymbol{S}_k^{(j)}\boldsymbol{h}_k^{(i,j)} + \boldsymbol{v}_k^{(i,j)} \tag{7}$$

式中: $\boldsymbol{H}$为量测转移矩阵; $\boldsymbol{h}_k^{(i,j)}$为乘性噪声, 且$\boldsymbol{h}_k^{(i,j)}$是协方差为$\boldsymbol{C}^h$的零均值高斯白噪声; $\boldsymbol{v}_k^{(i,j)}$为量测噪声, 且$\boldsymbol{v}_k^{(i,j)}$是协方差为$\boldsymbol{C}^v$的零均值高斯白噪声; $\boldsymbol{S}_k^{(j)}$为

$$\boldsymbol{S}_k^{(j)} = \begin{bmatrix} \cos\theta_k^{(j)} & -\sin\theta_k^{(j)} \\ \sin\theta_k^{(j)} & \cos\theta_k^{(j)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} l_{1,k}^{(j)} & \\ & l_{2,k}^{(j)} \end{bmatrix} \tag{8}$$

式中: $\theta_k^{(j)}$、$l_{1,k}^{(j)}$和$l_{2,k}^{(j)}$均来自于$\boldsymbol{X}_k^{(j)}$。

1.3　伯努利 RFS

单伯努利 RFS ϕ的概率密度函数为

$$\pi(\phi^{(i)}) = \begin{cases} 1-r & \phi = \varnothing \\ rp(\boldsymbol{\xi}) & \phi = \{\boldsymbol{\xi}\} \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \tag{9}$$

多伯努利 RFS ϕ可以看作M个相互独立的伯努利 RFS $\phi^{(i)}$的并集, 即

$$\phi = \bigcup_{i=1}^{M} \phi^{(i)} \tag{10}$$

其概率密度函数$\pi(\phi)$可表示为

$$\pi(\phi) = \begin{cases} \prod_{j=1}^{M} 1 - r^{(j)} & \phi = \varnothing \\ \pi(\phi) \sum\limits_{1 \leqslant i^1 \neq \cdots \neq i^n \leqslant M} \prod\limits_{j=1}^{n} \dfrac{r^{(i^j)} p^{(i^j)}(\boldsymbol{\xi}_j)}{1 - r^{(i^j)}} & \phi = \{\boldsymbol{\xi}_1, \boldsymbol{\xi}_2, \cdots, \boldsymbol{\xi}_n\} \end{cases} \tag{11}$$

式中: $r^{(i^j)}$和$p^{(i^j)}(\boldsymbol{\xi}_j)$分别为第$i^j$个单伯努利分量的存在概率和空间概率密度函数。由式(11)可知, 多伯努利 RFS $\phi = \bigcup_{i=1}^{M} \phi^{(i)}$的概率密度函数$\pi(\phi)$可以用一组参数$\left\{r^{(i)}, p^{(i)}(\boldsymbol{\xi})\right\}_{i=1}^{M}$完全描述, 因此, 在对$\phi$的后验概率密度进行递推估计时, 只需估计出存在概率$\left\{r^{(i)}\right\}_{i=1}^{M}$和空间概率密度$\left\{p^{(i)}(\boldsymbol{\xi})\right\}_{i=1}^{M}$即可。为方便起见, 将多目标后验概率密度函数$\pi(\phi)$简记为$\left\{r^{(i)}, p^{(i)}(\boldsymbol{\xi})\right\}_{i=1}^{M}$[6]。

1.4　ET-CBMeMBer 滤波器

由于 ET-CBMeMBer 滤波器预测过程与点目标 CBMeMBer 滤波器预测过程相同, 因此, 仅介绍更新阶段。

采用距离划分法对量测集Z_k进行划分, 记$p_k \angle Z_k$为量测集的任意聚类结果, $W_k \subset p_k$为p_k的子集合[21]。假设k时刻预测的多扩展目标后验概率密度是已知的, 表示为$\pi_{k|k-1} = \left\{r_{k|k-1}^{(i)}, p_{k|k-1}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})\right\}_{i=1}^{M_{k|k-1}}$, 从而$k$时刻更新后多扩展目标后验概率密度可由如下多伯努利形式近似:

$$\boldsymbol{\pi}_k = \left\{r_{\mathrm{L},k}^{(i)}, p_{\mathrm{L},k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})\right\}_{i=1}^{M_{k|k-1}} \cup \left\{r_{\mathrm{U},k}^{(i)}(W_k), p_{\mathrm{U},k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi}; W_k)\right\}_{W_k \subset p_k, p_k \angle Z_k} \tag{12}$$

式中: $\left\{r_{\mathrm{L},k}^{(i)}, p_{\mathrm{L},k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})\right\}_{i=1}^{M_{k|k-1}}$和$\left\{r_{\mathrm{U},k}^{(i)}|W_k|, p_{\mathrm{U},k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi}; W_k)\right\}_{W_k \subset p_k, p_k \angle Z_k}$分别为$k$时刻遗留部分和量测更新部分的多伯努利参数集, 计算如下:

$$r_{\mathrm{L},k}^{(i)} = r_{k|k-1}^{(i)} \frac{1 - \left\langle p_{k|k-1}^{(i)}, \bar{p}_{\mathrm{D},k} \right\rangle}{1 - r_{k|k-1}^{(i)} \left\langle p_{k|k-1}^{(i)}, \bar{p}_{\mathrm{D},k} \right\rangle} \tag{13}$$

$$p_{\mathrm{L},k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi}) = p_{k|k-1}^{(i)}(\boldsymbol{\xi}) \frac{1 - \bar{p}_{\mathrm{D},k}(\boldsymbol{\xi})}{1 - \left\langle p_{k|k-1}^{(i)}, \bar{p}_{\mathrm{D},k} \right\rangle} \tag{14}$$

$$r_{\mathrm{U},k}^{(i)}(W_k) = \frac{w_{p_k}}{d_{W_k}} \sum_{i=1}^{M_{k|k-1}} \frac{r_{k|k-1}^{(i)}(1 - r_{k|k-1}^{(i)}) \left\langle p_{k|k-1}^{(i)}, \psi_{W_k} \right\rangle}{\left(1 - r_{k|k-1}^{(i)} \left\langle p_{k|k-1}^{(i)}, \bar{p}_{\mathrm{D},k} \right\rangle\right)^2} \tag{15}$$

$$p_{\mathrm{U},k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi}; W_k) = \frac{\sum\limits_{i=1}^{M_{k|k-1}} \dfrac{r_{k|k-1}^{(i)} p_{k|k-1}^{(i)}(\boldsymbol{\xi}) \psi_{W_k}(\boldsymbol{\xi})}{1 - r_{k|k-1}^{(i)}}}{\sum\limits_{i=1}^{M_{k|k-1}} \dfrac{r_{k|k-1}^{(i)} \left\langle p_{k|k-1}^{(i)}, \psi_{W_k} \right\rangle}{1 - r_{k|k-1}^{(i)}}} \tag{16}$$

式中:

$$\bar{p}_{\mathrm{D},k}(\boldsymbol{\xi}) = p_{\mathrm{D},k}(\boldsymbol{\xi})(1 - \mathrm{e}^{-\gamma_k(\boldsymbol{\xi})}) \tag{17}$$

$$\psi_{W_k}(\boldsymbol{\xi}) = p_{\mathrm{D},k}(\boldsymbol{\xi}) \mathrm{e}^{-\gamma_k(\boldsymbol{\xi})} \prod_{\boldsymbol{z}_k \in W_k} \frac{\gamma_k(\boldsymbol{\xi}) \varphi_{\boldsymbol{z}_k}(\boldsymbol{z}_k|\boldsymbol{\xi})}{\lambda_k c_k(\boldsymbol{z}_k)} \tag{18}$$

$$w_{p_k} = \frac{\prod\limits_{W_k \subset p_k} d_{W_k}}{\sum\limits_{p_k \angle Z_k} \prod\limits_{W_k \subset p_k} d_{W_k}} \tag{19}$$

$$d_{W_k} = \delta_{|W_k|,1} + \sum_{i=1}^{M_{k|k-1}} \frac{r_{k|k-1}^{(i)} \left\langle p_{k|k-1}^{(i)}, \psi_{W_k} \right\rangle}{1 - r_{k|k-1}^{(i)} \left\langle p_{k|k-1}^{(i)}, \bar{p}_{\mathrm{D},k} \right\rangle} \tag{20}$$

$$\delta_{|W_k|,1} = \begin{cases} 1 & |W_k| = 1 \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \tag{21}$$

式中: $\langle \cdot, \cdot \rangle$为内积运算, 即$\langle \alpha, \beta \rangle = \int \alpha(x)\beta(x)\mathrm{d}x$; w_{p_k}为聚类p_k对应的权重; $p_{\mathrm{D},k}(\boldsymbol{\xi})$为$k$时刻目标状态为$\boldsymbol{\xi}$时的检测概率 (简记$p_{\mathrm{D},k}$); $\gamma_k(\boldsymbol{\xi})$为扩展量测数目服从泊松分布的泊松率; $\psi_{W_k}(\boldsymbol{\xi})$为量测子集$W_k$关于状态$\boldsymbol{\xi}$的似然函数; $\varphi_{\boldsymbol{z}_k}(\boldsymbol{z}_k|\boldsymbol{\xi})$为给定量测$\boldsymbol{z}_k$时单目标的量测似然函数; λ_k为每帧监控区域内的平均杂波个数; $c_k(\boldsymbol{z}_k)$为杂波的空间概率密度[6]。

2　高斯混合实现自适应新生 OAL-CBMeMBer 滤波器

2.1　多伯努利预测

假设本文 OAL-CBMeMBer 滤波器在$k-1$时刻更新后的多扩展目标后验概率密度是已知的, 表示

为$\pi_{k-1}=\left\{r_{k-1}^{(i)},p_{k-1}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})\right\}_{i=1}^{M_{k-1}}$，其中，每个空间概率密度$p_{k-1}^{(i)}(\boldsymbol{\xi}),i=1,2,\cdots,M_{k-1}$由以下形式的高斯混合组成：

$$p_{k-1}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})=\sum_{j=1}^{J_{k-1}^{(i)}}w_{k-1}^{(i,j)}N\left(\boldsymbol{x}_{k-1};\boldsymbol{m}_{x,k-1}^{(i,j)},\boldsymbol{C}_{x,k-1}^{(i,j)}\right)\cdot N\left(\boldsymbol{X}_{k-1};\boldsymbol{m}_{X,k-1}^{(i,j)},\boldsymbol{C}_{X,k-1}^{(i,j)}\right) \tag{22}$$

式中：$J_{k-1}^{(i)}$为高斯分量数目；$w_{k-1}^{(i,j)}$为高斯分量的权重；$N(\cdot)$为高斯分布；$\boldsymbol{m}_{x,k-1}^{(i,j)}$和$\boldsymbol{C}_{x,k-1}^{(i,j)}$分别为$k-1$时刻更新后质心状态的均值和协方差矩阵；$\boldsymbol{m}_{X,k-1}^{(i,j)}$和$\boldsymbol{C}_{X,k-1}^{(i,j)}$分别为$k-1$时刻更新后外形状态的均值和协方差矩阵。

k时刻预测的多扩展目标后验概率密度为

$$\pi_{k|k-1}=\left\{r_{\mathrm{B},k|k-1}^{(i)},p_{\mathrm{B},k|k-1}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})\right\}_{i=1}^{M_{k-1}}\bigcup\left\{r_{\Gamma,k}^{(i)},p_{\Gamma,k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})\right\}_{i=1}^{M_{\Gamma,k}} \tag{23}$$

式中：$\left\{r_{\mathrm{B},k|k-1}^{(i)},p_{\mathrm{B},k|k-1}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})\right\}_{i=1}^{M_{k-1}}$和$\left\{r_{\Gamma,k}^{(i)},p_{\Gamma,k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})\right\}_{i=1}^{M_{\Gamma,k}}$分别为$k$时刻存活部分和新生部分的多伯努利参数集。存活部分的存在概率$r_{\mathrm{B},k|k-1}^{(i)}$和空间概率密度函数$p_{\mathrm{B},k|k-1}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})$计算如下：

$$r_{\mathrm{B},k|k-1}^{(i)}=r_{k-1}^{(i)}p_{S,k} \tag{24}$$

$$p_{\mathrm{B},k|k-1}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})\approx\sum_{j=1}^{J_{k-1}^{(i)}}w_{\mathrm{B},k|k-1}^{(i,j)}N\left(\boldsymbol{x}_{k|k-1};\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{x},\mathrm{B},k|k-1}^{(i,j)},\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{x},\mathrm{B},k|k-1}^{(i,j)}\right)\cdot N\left(\boldsymbol{X}_{k|k-1};\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{X},\mathrm{B},k|k-1}^{(i,j)},\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{X},\mathrm{B},k|k-1}^{(i,j)}\right) \tag{25}$$

式中：

$$\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{x},\mathrm{B},k|k-1}^{(i,j)}=\boldsymbol{F}_{\boldsymbol{x},k|k-1}\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{x},k-1}^{(i,j)} \tag{26}$$

$$\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{x},\mathrm{B},k|k-1}^{(i,j)}=\boldsymbol{F}_{\boldsymbol{x},k|k-1}\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{x},k-1}^{(i,j)}\boldsymbol{F}_{\boldsymbol{x},k|k-1}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{Q}_{\boldsymbol{x},k|k-1}^{(i,j)} \tag{27}$$

$$\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{X},\mathrm{B},k|k-1}^{(i,j)}=\boldsymbol{F}_{\boldsymbol{X},k|k-1}\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{X},k-1}^{(i,j)} \tag{28}$$

$$\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{X},\mathrm{B},k|k-1}^{(i,j)}=\boldsymbol{F}_{\boldsymbol{X},k|k-1}\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{X},k-1}^{(i,j)}\boldsymbol{F}_{\boldsymbol{X},k|k-1}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{Q}_{\boldsymbol{X},k|k-1}^{(i,j)} \tag{29}$$

式中：$p_{S,k}$为k时刻目标的存活概率。

2.2 自适应新生

假设$k-1$时刻量测集为Z_{k-1}，且$|Z_{k-1}|=N$，且

$$\boldsymbol{z}_{k-1,1}=\left[x_{k-1,1}^{d},y_{k-1,1}^{d}\right]^{\mathrm{T}},\cdots,\boldsymbol{z}_{k-1,N}=\left[x_{k-1,N}^{d},y_{k-1,N}^{d}\right]^{\mathrm{T}}\in Z_{k-1} \tag{30}$$

式中：x^d、y^d为笛卡尔坐标轴。

k时刻预测的多伯努利中每个目标的质心位置为$\hat{\boldsymbol{e}}_{k-1,j}=\left[\hat{a}_{k-1,j},\hat{b}_{k-1,j}\right]^{\mathrm{T}},j=1,2,\cdots,M_{k-1}$，外形状态为$\hat{\boldsymbol{X}}_{k-1,j}=\left[\hat{\theta}_{k-1,j},\hat{l}_{1,k-1,j},\hat{l}_{2,k-1,j}\right],j=1,2,\cdots,M_{k-1}$。

本文通过以下4个步骤从量测中得到新生伯努利。

步骤1 量测筛选。利用马氏距离[4]可计算$k-1$时刻量测集Z_{k-1}中量测$\boldsymbol{z}_{k-1,i}$与每个目标之间的匹配度，判断量测$\boldsymbol{z}_{k-1,i}$是否为新生目标量测。马氏距离的计算如下：

$$d(\hat{\boldsymbol{e}}_{k-1,j},\boldsymbol{z}_{k-1,i})=\sqrt{\left(\hat{\boldsymbol{e}}_{k-1,j}-\boldsymbol{z}_{k-1,i}\right)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{C}^{-1}\left(\hat{\boldsymbol{e}}_{k-1,j}-\boldsymbol{z}_{k-1,i}\right)}\quad j=1,2,\cdots,M_{k-1} \tag{31}$$

式中：$\boldsymbol{C}^{-1}$为矩阵的逆，且满足$\boldsymbol{C}=\boldsymbol{C}^{\mathrm{e}}+\hat{\boldsymbol{S}}\boldsymbol{C}^{\mathrm{h}}\hat{\boldsymbol{S}}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{C}^{\mathrm{v}}$，$\boldsymbol{C}^{\mathrm{e}}$为质心协方差，$\hat{\boldsymbol{S}}$利用$\hat{\boldsymbol{X}}_{k-1}$和式(7)可求出，$\boldsymbol{C}^{\mathrm{h}}$为乘性噪声协方差矩阵，$\boldsymbol{C}^{\mathrm{v}}$为过程噪声协方差矩阵。当量测$\boldsymbol{z}_{k-1,i}$与每个目标之间的马氏距离均大于给定的阈值$\lambda_{\mathrm{d}}$时，可认为量测$\boldsymbol{z}_{k-1,i}$未与目标集相匹配，从而得到非目标量测集$Z_{k-1,d}$。

步骤2 量测聚类。对非目标量测集$Z_{k-1,d}$进行具有噪声的基于密度的聚类(density-based spatial clustering of applicantions with noise, DBSCAN)，得到$M_{\Gamma,k}$个互不相交的量测子集$W_{k-1,1},W_{k-1,2},\cdots,W_{k-1,M_{\Gamma,k}}$，且有$\bigcup_{i=1}^{M_{\Gamma,k}}W_{k-1,i}=Z_{k-1,d}$，从而可以得到新生目标多伯努利参数集，即$\left\{r_{\Gamma,k}^{(i)},p_{\Gamma,k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})\right\}_{i=1}^{M_{\Gamma,k}}$，其中：$r_{\Gamma,k}^{(i)}$和$p_{\Gamma,k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})$分别为$k$时刻新生目标的存在概率和空间概率密度函数。

步骤3 新生目标的存在概率。通过量测聚类得到的量测子集$W_{k-1,i}$可以产生k时刻的新生目标，则该新生目标的存在概率[19]为

$$r_{\Gamma,k}^{(i)}=\min\left(r_{\Gamma,\max}^{(i)},\lambda_{\Gamma,k|k-1}^{(i)}\frac{\sum_{\varsigma\in W_i}r_{m,k}(\varsigma)}{\sum_{\zeta\in Z_{k-1}}r_{m,k}(\zeta)}\right) \tag{32}$$

$$r_{m,k}^{(i)}\left(\boldsymbol{z}_{k-1,i}\right)=\begin{cases}1 & d(\hat{\boldsymbol{e}}_{k-1,j},\boldsymbol{z}_{k-1,i})>\lambda_{\mathrm{d}},\forall j=1,2,\cdots,M_{k-1}\\ 0 & \text{其他}\end{cases} \tag{33}$$

式中：ς为自适应新生目标的存在概率；$\lambda_{\Gamma,k|k-1}^{(i)}$为下一时刻新生目标数目的期望；$r_{\Gamma,\max}^{(i)}\in[0,1]$为新生目标存在概率的最大值，以保证得到的$r_{\Gamma,k}^{(i)}$不超过1。

步骤4 新生目标的质心和外形。根据1.2节可知，每个扩展目标产生的量测数目服从泊松分布，即一个目标可能会产生一个或多个量测，甚至能被检测到但并不产生量测。存在新生目标时，量测子集$W_{k-1,i},i=1,2,\cdots,M_{\Gamma,k}$中元素个数分为以下2种情况：

1）$W_{k-1,i}$中元素个数等于1，即$W_{k-1,i}=\{\boldsymbol{z}\},\boldsymbol{z}\in Z_{k-1,d}$。

2）$W_{k-1,i}$中元素个数大于等于2，即$W_{k-1,i}=\left\{\boldsymbol{z}_{k-1,n}\right\}_{n=1}^{|W_{k-1,i}|},\boldsymbol{z}_{k-1,n}\in Z_{k-1,d}$。

假设量测子集产生的新生目标服从高斯分布，即

$$p_{\Gamma,k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})=N\left(\tilde{\boldsymbol{x}}_k;\tilde{\boldsymbol{m}}_{\boldsymbol{x},\Gamma,k}^{(i,j)},\tilde{\boldsymbol{C}}_{\boldsymbol{x},\Gamma,k}^{(i,j)}\right)N\left(\tilde{\boldsymbol{X}}_k;\tilde{\boldsymbol{m}}_{\boldsymbol{X},\Gamma,k}^{(i,j)},\tilde{\boldsymbol{C}}_{\boldsymbol{X},\Gamma,k}^{(i,j)}\right) \tag{34}$$

式中: $\tilde{\boldsymbol{m}}_{\boldsymbol{x},\Gamma,k}^{(i,j)}$和$\tilde{\boldsymbol{m}}_{\boldsymbol{X},\Gamma,k}^{(i,j)}$分别为$k$时刻新生目标质心状态和外形状态的均值向量; $\tilde{\boldsymbol{C}}_{\boldsymbol{x},\Gamma,k}^{(i,j)}$和$\tilde{\boldsymbol{C}}_{\boldsymbol{X},\Gamma,k}^{(i,j)}$分别为$k$时刻新生目标质心状态和外形状态的协方差矩阵。

针对以上 2 种情况, 新生目标质心状态和外形状态的均值有不同的新生方法。

当元素个数等于 1 时, 新生目标的质心位置由量测子集$W_{k-1,i}$给出, 而质心速度和外形状态设为定值; 当元素个数大于等于 2 时, 根据量测方程可知, 产生的量测点并非在椭圆轮廓边缘, 而是在扩展目标的表面, 随着扩展目标的形状而变化, 因此, 需要利用已知的量测子集$W_{k-1,i}$构建一个椭圆方程$E_{k,i}$, 使尽可能多的量测点包络在其构建的椭圆内部。

根据椭圆的几何性质可知, 长半轴的长度为椭圆上的点到椭圆质心距离的最大值, 短半轴的长度为最小值, 且短轴垂直平分长轴。本文构建椭圆$E_{k,i}:\dfrac{\chi^2}{\tilde{l}_{1,k}^2}+\dfrac{\eta^2}{\tilde{l}_{2,k}^2}=1\left(\tilde{l}_{1,k}>\tilde{l}_{2,k}>0\right)$, 如图 1 所示, 其中, 小圆点表示量测。椭圆$E_{k,i}$以量测均值$\bar{\boldsymbol{W}}_{k-1,i}=\left[\bar{x}_{k-1},\bar{y}_{k-1}\right]$为椭圆质心位置$\tilde{\boldsymbol{e}}_k$, 以$W_{k-1,i}$中量测点距离量测均值的最远距离为长半轴的长度$\tilde{l}_{1,k}$, 且以此方向为$\chi$轴, 以$W_{k-1,i}$中量测点距离量测均值的次远距离为短半轴的长度$\tilde{l}_{2,k}$, 以垂直平分长轴的方向为$\eta$轴。椭圆$\chi$轴与原坐标$x$轴形成的夹角$\tilde{\theta}_k$为椭圆的方位角。由图 1 可知, 以此构造的椭圆可以包络所有的量测点, 从而可以得到新生目标的质心位置$\tilde{\boldsymbol{e}}_k$和外形状态$\tilde{\boldsymbol{X}}_k=\left[\tilde{\theta}_k,\tilde{l}_{1,k},\tilde{l}_{2,k}\right]^{\mathrm{T}}$。

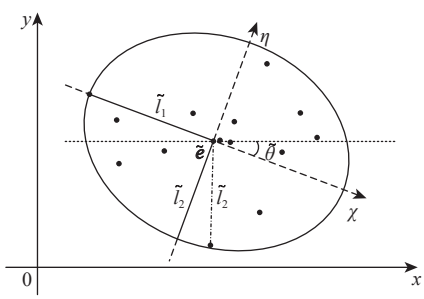


图 1　利用已知量测构建的椭圆

Fig. 1　Ellipse constructed with known measurements

2.3　多伯努利更新

假设k时刻预测的多扩展目标后验概率密度为$\pi_{k|k-1}=\left\{r_{k|k-1}^{(i)},p_{k|k-1}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})\right\}_{i=1}^{M_{k|k-1}}$, 其中, 每个空间概率密度$p_{k|k-1}^{(i)}(\boldsymbol{\xi}),i=1,2,\cdots,M_{k-1}$由以下形式的高斯混合组成:

$$p_{k|k-1}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})=\sum_{j=1}^{J_{k|k-1}^{(i)}}w_{k|k-1}^{(i,j)}N\left(\boldsymbol{x}_{k|k-1};\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{x},k|k-1}^{(i,j)},\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{x},k|k-1}^{(i,j)}\right)\cdot N\left(\boldsymbol{X}_{k|k-1};\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{X},k|k-1}^{(i,j)},\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{X},k|k-1}^{(i,j)}\right)\tag{35}$$

式中: $J_{k|k-1}^{(i)}$为高斯分量数目; $w_{k|k-1}^{(i,j)}$为高斯分量的权重; $\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{x},k|k-1}^{(i,j)}$和$\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{x},k|k-1}^{(i,j)}$分别为$k$时刻预测的质心状态的均值向量和协方差矩阵; $\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{X},k|k-1}^{(i,j)}$和$\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{X},k|k-1}^{(i,j)}$分别为$k$时刻预测的外形状态的均值向量和协方差矩阵。

k时刻更新后多扩展目标后验概率密度为

$$\pi_k=\left\{r_{\mathrm{L},k}^{(i)},p_{\mathrm{L},k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})\right\}_{i=1}^{M_{k|k-1}}\bigcup\left\{r_{\mathrm{U},k}^{(i)}(W_k),p_{\mathrm{U},k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi};W_k)\right\}_{W_k\subset p_k,p_k\angle Z_k}\tag{36}$$

式中: $\left\{r_{\mathrm{L},k}^{(i)},p_{\mathrm{L},k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})\right\}_{i=1}^{M_{k|k-1}}$和$\left\{r_{\mathrm{U},k}^{(i)}(W_k),p_{\mathrm{U},k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi};W_k)\right\}_{W_k\subset p_k,p_k\angle Z_k}$分别为$k$时刻剩遗留部分和量测更新部分的多伯努利参数集, 计算如下:

$$r_{\mathrm{L},k}^{(i)}=r_{k|k-1}^{(i)}\frac{1-\bar{p}_{\mathrm{D},k}}{1-r_{k|k-1}^{(i)}\bar{p}_{\mathrm{D},k}}\tag{37}$$

$$p_{\mathrm{L},k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})=p_{k|k-1}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})\tag{38}$$

$$r_{\mathrm{U},k}^{(i)}(W_k)=\frac{w_{p_k}}{d_W}\sum_{i=1}^{M_{k|k-1}}\frac{r_{k|k-1}^{(i)}\left(1-r_{k|k-1}^{(i)}\right)\rho_{\mathrm{U},k}^{(i)}}{\left(1-r_{k|k-1}^{(i)}\bar{p}_{\mathrm{D},k}(\boldsymbol{\xi})\right)^2}\tag{39}$$

$$p_{\mathrm{U},k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi};W_k)=\frac{\sum_{i=1}^{M_{k|k-1}}\sum_{j=1}^{J_{k|k-1}^{(i)}}w_{\mathrm{U},k}^{(i,j)}N\left(\boldsymbol{x}_k;\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{x},\mathrm{U},k}^{(i,j)},\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{x},\mathrm{U},k}^{(i,j)}\right)N\left(\boldsymbol{X}_k;\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{X},\mathrm{U},k}^{(i,j)},\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{X},\mathrm{U},k}^{(i,j)}\right)}{\sum_{i=1}^{M_{k|k-1}}\sum_{j=1}^{J_{k|k-1}^{(i)}}w_{\mathrm{U},k}^{(i,j)}}\tag{40}$$

式中:

$$\rho_{\mathrm{U},k}^{(i)}=p_{\mathrm{D},k}\mathrm{e}^{-\gamma_k(\boldsymbol{\xi})}\gamma_k^{|W_k|}\sum_{j=1}^{J_{k|k-1}^{(i)}}\left(w_{k|k-1}^{(i)}\prod_{z_k\in W}\frac{\gamma_k(\boldsymbol{\xi})\varphi_{z_k}(\boldsymbol{\xi})}{\lambda_k c(z_k)}\right)\tag{41}$$

$$d_W=\delta_{|W|,1}+\sum_{i=1}^{M_{k|k-1}}\frac{r_{k|k-1}^{(i)}\rho_{\mathrm{U},k}^{(i)}}{1-r_{k|k-1}^{(i)}\bar{p}_{\mathrm{D},k}(\boldsymbol{\xi})}\tag{42}$$

$$w_{\mathrm{U},k}^{(i,j)}=\frac{r_{k|k-1}^{(i)}}{1-r_{k|k-1}^{(i)}}\rho_{\mathrm{U},k}^{(i)}\tag{43}$$

由于 1.1 节中介绍的量测方程引入了乘性噪声, 因而在更新阶段需要进行局部线性化, 扩展目标的质心状态和外形状态更新如文献 [16] 介绍, 即式 (40) 中关于质心状态的高斯分布$N\left(\boldsymbol{x}_k;\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{x},\mathrm{U},k}^{(i,j)},\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{x},\mathrm{U},k}^{(i,j)}\right)$和关于外形状态的高斯分布$N\left(\boldsymbol{X}_k;\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{X},\mathrm{U},k}^{(i,j)},\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{X},\mathrm{U},k}^{(i,j)}\right)$的更新如下。$k$时刻扩展目标质心状态更新为

$$\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{x},\mathrm{U},k}^{(i,j)}=\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{x},k|k-1}^{(i,j)}+\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{x},z}^{(i,j)}\left(\boldsymbol{C}_{z,k|k-1}^{(i,j)}\right)^{-1}\left(\boldsymbol{z}_k^{(i,j)}-\bar{\boldsymbol{z}}_k^{(i,j)}\right)\tag{44}$$

$$\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{x},\mathrm{U},k}^{(i,j)}=\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{x},k|k-1}^{(i,j)}-\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{x},z}^{(i,j)}\left(\boldsymbol{C}_{z,k|k-1}^{(i,j)}\right)^{-1}\left(\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{x},z}^{(i,j)}\right)^{\mathrm{T}}\tag{45}$$

式中:

$$\bar{\boldsymbol{z}}_k^{(i,j)}=\boldsymbol{H}\boldsymbol{x}_{k|k-1}^{(i,j)}\tag{46}$$

$$\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{x},z}^{(i,j)}=\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{x},k|k-1}^{(i,j)}\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}\tag{47}$$

$$\boldsymbol{C}_{z,k|k-1}^{(i,j)}=\boldsymbol{H}\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{x},k|k-1}^{(i,j)}\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{C}^{\mathrm{I}}+\boldsymbol{C}^{\mathrm{II}}+\boldsymbol{C}^{v}\tag{48}$$

$$\boldsymbol{C}^{\mathrm{I}}=\dot{\boldsymbol{S}}_{k|k-1}^{(i,j)}\boldsymbol{C}^{\mathrm{h}}\left(\dot{\boldsymbol{S}}_{k|k-1}^{(i,j)}\right)^{\mathrm{T}} \tag{49}$$

$$\dot{\boldsymbol{S}}_{k|k-1}^{(i,j)}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{S}_{1,k|k-1}^{(i,j)}\\ \boldsymbol{S}_{2,k|k-1}^{(i,j)}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\cos\theta_{k|k-1}^{(i,j)} & -\sin\theta_{k|k-1}^{(i,j)}\\ \sin\theta_{k|k-1}^{(i,j)} & \cos\theta_{k|k-1}^{(i,j)}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}l_{1,k|k-1}^{(i,j)} & 0\\ 0 & l_{2,k|k-1}^{(i,j)}\end{bmatrix} \tag{50}$$

$$[\varepsilon_{mn}]_{\boldsymbol{C}^{\mathrm{u}}}=\mathrm{tr}\left\{\boldsymbol{C}_{P,k|k-1}^{(i,j)}\left(\dot{\boldsymbol{J}}_{n,k}^{(i,j)}\right)^{\mathrm{T}}\boldsymbol{C}^{\mathrm{h}}\dot{\boldsymbol{J}}_{m,k}^{(i,j)}\right\}\quad m,n=1,2 \tag{51}$$

$$\dot{\boldsymbol{J}}_{1,k}^{(i,j)}=\begin{bmatrix}-l_{1,k|k-1}^{(i,j)}\sin\theta_{k|k-1}^{(i,j)} & \cos\theta_{k|k-1}^{(i,j)} & 0\\ -l_{2,k|k-1}^{(i,j)}\cos\theta_{k|k-1}^{(i,j)} & 0 & -\sin\theta_{k|k-1}^{(i,j)}\end{bmatrix} \tag{52}$$

$$\dot{\boldsymbol{J}}_{2,k}^{(i,j)}=\begin{bmatrix}l_{1,k|k-1}^{(i,j)}\cos\theta_{k|k-1}^{(i,j)} & \sin\theta_{k|k-1}^{(i,j)} & 0\\ -l_{2,k|k-1}^{(i,j)}\sin\theta_{k|k-1}^{(i,j)} & 0 & \cos\theta_{k|k-1}^{(i,j)}\end{bmatrix} \tag{53}$$

式中：tr为矩阵的迹。

k时刻扩展目标外形状态更新为

$$\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{X},\mathrm{U},k}^{(i,j)}=\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{X},k|k-1}^{(i,j)}+\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{X},Z}^{(i,j)}\left(\boldsymbol{C}_{\mathrm{Z},k|k-1}^{(i,j)}\right)^{-1}\left(\boldsymbol{Z}_k^{(i,j)}-\bar{\boldsymbol{Z}}_k^{(i,j)}\right) \tag{54}$$

$$\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{X},\mathrm{U},k}^{(i,j)}=\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{X},k|k-1}^{(i,j)}-\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{X},Z}^{(i,j)}\left(\boldsymbol{C}_{\mathrm{Z},k|k-1}^{(i,j)}\right)^{-1}\left(\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{X},Z}^{(i,j)}\right)^{\mathrm{T}} \tag{55}$$

式中：

$$\boldsymbol{Z}_k^{(i,j)}=\boldsymbol{U}_1\left(\left(\boldsymbol{z}_k^{(i,j)}-\bar{\boldsymbol{z}}_k^{(i,j)}\right)\otimes\left(\boldsymbol{z}_k^{(i,j)}-\bar{\boldsymbol{z}}_k^{(i,j)}\right)\right) \tag{56}$$

$$\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{X},Z}^{(i,j)}=\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{X},k|k-1}^{(i,j)}\left(\dot{\boldsymbol{M}}_{k|k-1}^{(i,j)}\right)^{\mathrm{T}} \tag{57}$$

$$\dot{\boldsymbol{M}}_{k|k-1}^{(i,j)}=\begin{bmatrix}2\boldsymbol{S}_{1,k|k-1}^{(i,j)}\boldsymbol{C}^{\mathrm{h}}\dot{\boldsymbol{J}}_{1,k|k-1}^{(i,j)}\\ 2\boldsymbol{S}_{2,k|k-1}^{(i,j)}\boldsymbol{C}^{\mathrm{h}}\dot{\boldsymbol{J}}_{2,k|k-1}^{(i,j)}\\ 2\boldsymbol{S}_{1,k|k-1}^{(i,j)}\boldsymbol{C}^{\mathrm{h}}\dot{\boldsymbol{J}}_{1,k|k-1}^{(i,j)}+2\boldsymbol{S}_{2,k|k-1}^{(i,j)}\boldsymbol{C}^{\mathrm{h}}\dot{\boldsymbol{J}}_{2,k|k-1}^{(i,j)}\end{bmatrix} \tag{58}$$

$$\boldsymbol{C}_{Z,k|k-1}^{(i,j)}=\boldsymbol{U}_1\left(\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{X},k|k-1}^{(i,j)}\otimes\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{X},k|k-1}^{(i,j)}\right)(\boldsymbol{U}_1+\boldsymbol{U}_2)^{\mathrm{T}} \tag{59}$$

$$\begin{cases}\boldsymbol{U}_1=\begin{bmatrix}1&0&0&0\\0&0&0&1\\0&1&0&0\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{U}_2=\begin{bmatrix}1&0&0&0\\0&0&0&1\\0&0&1&0\end{bmatrix}\end{cases} \tag{60}$$

式中：⊗为克罗内克积，若给定量测协方差为$\boldsymbol{C}_{z,k|k-1}^{(i,j)}=\begin{bmatrix}c_{11}&c_{12}\\c_{21}&c_{22}\end{bmatrix}$，则$\boldsymbol{v}\left\{\boldsymbol{C}_{z,k|k-1}^{(i,j)}\right\}=\begin{bmatrix}c_{11}&c_{12}&c_{21}&c_{22}\end{bmatrix}$；似然函数为

$$\varphi_{z_k}(\boldsymbol{\xi})=N\left(z_k;\boldsymbol{H}\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{x},k|k-1}^{(i,j)},\boldsymbol{H}\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{x},k|k-1}^{(i,j)}\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}+\dot{\boldsymbol{S}}_{k|k-1}^{(i,j)}\boldsymbol{C}^{\boldsymbol{h}}\left(\dot{\boldsymbol{S}}_{k|k-1}^{(i,j)}\right)^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{C}^{\boldsymbol{v}}\right)$$

2.4 本文算法伪代码

本文算法伪代码如下：

多伯努利预测：

输入： $k-1$时刻更新后的多扩展目标后验概率密度为$\pi_{k-1}^{(i)}=\left\{r_{k-1}^{(i)},p_{k-1}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})\right\}_{i=1}^{M_{k-1}}$

存活部分：

for $i=1:M_{k-1}$ do

for $j=1:J_{k-1}^{(i)}$ do

$r_{\mathrm{B},k|k-1}^{(i)}=r_{k-1}^{(i)}p_{\mathrm{S},k}$

$w_{\mathrm{B},k|k-1}^{(i,j)}=w_{k-1}^{(i,j)}$

由式 (26)～式 (29) 得到$\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{x},\mathrm{B},k|k-1}^{(i,j)}$、$\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{x},\mathrm{B},k|k-1}^{(i,j)}$、$\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{X},\mathrm{B},k|k-1}^{(i,j)}$和$\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{X},\mathrm{B},k|k-1}^{(i,j)}$

由式 (25) 得到空间概率密度函数$p_{\mathrm{B},k|k-1}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})$

end

end

新生部分：

for $i=1:M_{\Gamma,k}$ do

for $j=1:M_{k-1}$ do

由式 (32) 和式 (33) 得到存在概率$r_{\Gamma,k}^{(i)}$

由式 (34) 得到空间概率密度函数$p_{\Gamma,k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})$

end

end

输出： $r_{\mathrm{B},k|k-1}^{(i)}$、$p_{\mathrm{B},k|k-1}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})$、$w_{\mathrm{B},k|k-1}^{(i,j)}$、$r_{\Gamma,k}^{(i)}$、$p_{\Gamma,k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})$

多伯努利更新：

输入： k时刻预测的多扩展目标后验概率密度为$\pi_{k|k-1}=\left\{r_{k|k-1}^{(i)},p_{k|k-1}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})\right\}_{i=1}^{M_{k|k-1}}$，其中$\boldsymbol{M}_{k|k-1}=\boldsymbol{M}_{k-1}+\boldsymbol{M}_{\Gamma,k}$。

遗留部分：

for $i=1:M_{k-1}$ do

由式 (37) 得到存在概率$r_{\mathrm{L},k}^{(i)}$

$p_{\mathrm{L},k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})=p_{k|k-1}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})$

end

量测更新部分：采用距离划分法对量测集Z_k进行划分，记$p_k\angle Z_k$为量测集的任意聚类结果，$W_k\subset p_k$为p_k的子集合

for each $p_k\angle Z_k$ do

for each cell $W_k\subset p_k$ do

for $i=1:M_{k|k-1}$ do

for $j=1:J_{k|k-1}^{(i)}$ do

由式 (43) 得到高斯分量权重$w_{\mathrm{U},k}^{(i,j)}$

由式 (46)～式 (53) 得到$\bar{\boldsymbol{z}}_k^{(i,j)}$、$\boldsymbol{C}_{z,k|k-1}^{(i,j)}$和$\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{x},z}^{(i,j)}$

进而由式 (44) 和式 (45) 得到$\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{x},\mathrm{U},k}^{(i,j)}$、$\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{x},\mathrm{U},k}^{(i,j)}$

由式 (56)～式 (60) 得到$\boldsymbol{Z}_k^{(i,j)}$、$\bar{\boldsymbol{Z}}_k^{(i,j)}$、$\boldsymbol{C}_{\mathrm{Z},k|k-1}^{(i,j)}$和$\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{X},Z}^{(i,j)}$

进而由式 (54) 和式 (55) 得到$\boldsymbol{m}_{\boldsymbol{X},\mathrm{U},k}^{(i,j)}$、$\boldsymbol{C}_{\boldsymbol{X},\mathrm{U},k}^{(i,j)}$

end

由式 (41) 得到$\rho_{\mathrm{U},k}^{(i)}$

end

由式 (42) 得到d_W

由式 (39) 得到存在概率$r_{\mathrm{U},k}^{(i)}$

由式 (40) 得到空间概率密度函数$p_{\mathrm{U},k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi};W)$

end

end

输出： $r_{\mathrm{L},k}^{(i)}$、$p_{\mathrm{L},k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi})$、$w_{\mathrm{U},k}^{(i,j)}$、$r_{\mathrm{U},k}^{(i)}$、$p_{\mathrm{U},k}^{(i)}(\boldsymbol{\xi};W)$

3　仿真实验

3.1　滤波器性能评估

对滤波器性能进行评估, 本文在修正最优子模式分配[12]基础上减少了对量测泊松率滤波估计, 因此, 称之为部分修正最优子模式分配 (partially modified optimal sub-pattern assignment, PMOSPA), $\boldsymbol{\xi}_k^{(j)}$和$\hat{\boldsymbol{\xi}}_{k|k}^{(i)}$距离计算式为

$$D\left(\boldsymbol{\xi}_k^{(j)},\hat{\boldsymbol{\xi}}_{k|k}^{(i)}\right)=\frac{w_{\boldsymbol{x}}}{c_{\boldsymbol{x}}}D_{j,i}^{(c_{\boldsymbol{x}})}+\frac{w_{\boldsymbol{X}}}{c_{\boldsymbol{X}}}D_{j,i}^{(c_{\boldsymbol{X}})} \tag{61}$$

式中: $w_{\boldsymbol{x}}+w_{\boldsymbol{X}}=1$, 且

$$D_{j,i}^{(c_{\boldsymbol{x}})}=\min\left(c_{\boldsymbol{x}},\left\|\boldsymbol{x}_k^{(j)}-\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k}^{(i)}\right\|_2\right) \tag{62}$$

$$D_{j,i}^{(c_{\boldsymbol{X}})}=\min\left(c_{\boldsymbol{X}},\left\|\boldsymbol{X}_k^{(j)}-\hat{\boldsymbol{X}}_{k|k}^{(i)}\right\|_F\right) \tag{63}$$

式中: $\|\cdot\|_2$为欧几里得范数; $\|\cdot\|_F$为矩阵 Frobenius 范数; $c_{\boldsymbol{x}}$和$c_{\boldsymbol{X}}$分别为质心和外形的最大期望误差。

3.2　仿真设置

假设含有杂波的观测区域内有多个扩展目标在运动, 所有目标的存活概率均为$p_{\mathrm{S},k}=0.98$, 传感器检测概率为$p_{\mathrm{D},k}=0.90$。整个场景的范围设置为[−1 500,2 500] m×[−2 500,1 500] m, 所有传感器都分布在此范围且每个传感器的视场均覆盖整个场景。杂波在观测区域内均匀分布, 个数服从均值为$\lambda_k=20$的泊松分布。为控制高斯分量数目, 假设剪枝阈值为$\tau=10^{-3}$, 合并阈值为$U=60$, 允许最大的高斯分量个数为$L_{\max}=100$。性能评估参数设置为$w_{\boldsymbol{x}}=0.8$, $w_{\boldsymbol{X}}=0.2$, $c_{\boldsymbol{x}}=50$和$c_{\boldsymbol{X}}=50$。

存活单扩展目标质心状态方程 (4) 中的质心状态转移矩阵为

$$\boldsymbol{F}_{\boldsymbol{x},k|k-1}=\begin{bmatrix}1&0&1&0\\0&1&0&1\\0&0&1&0\\0&0&0&1\end{bmatrix}$$

$\boldsymbol{w}_{\boldsymbol{x},k}$的协方差为$\boldsymbol{Q}_{\boldsymbol{x},k|k-1}=\mathrm{diag}(100,100,1,1)$。

真实目标和估计目标外形参数方程 (5) 中的外形状态转移矩阵为$\boldsymbol{F}_{\boldsymbol{X},k|k-1}=\mathrm{diag}(1,1,1)$, $\boldsymbol{w}_{\boldsymbol{X},k}$的协方差为$\boldsymbol{Q}_{\boldsymbol{X},k|k-1}=\mathrm{diag}(0.05,0.001,0.001)$。

单目标单量测方程 (6) 中的量测转移矩阵为

$$\boldsymbol{H}=\begin{bmatrix}1&0&0&0\\0&1&0&0\end{bmatrix}$$

$\boldsymbol{h}_k$的协方差为$\boldsymbol{C}^{\boldsymbol{h}}=\mathrm{diag}(0.25,0.25)$, v_k的协方差为$\boldsymbol{C}^{\boldsymbol{v}}=0.002\mathrm{diag}\left(100^2,20^2\right)$, 目标产生扩展量测的数目服从均值$\gamma_k=7$的泊松分布。

3.3　仿真分析

实验场景内存在 6 个目标, 均以匀速 (constant velocity, CV) 模型进行运动, 整个过程持续 100 s, 目标初始质心状态、外形状态、出现时刻和消失时刻如表 1 所示。

表 1　场景目标初始状态及存活时间

Table 1　Initial state and survival time of the scenario target

目标	质心状态	外形状态	出现时刻/s	消失时刻/s
目标1	[−1 000,−1 000,14,10]	[0,15,35]	1	90
目标2	[−1 000,1 000,15,−20]	[0,15,30]	10	100
目标3	[1 000,−1 000,−11,−15]	[0,15,35]	20	70
目标4	[1 000,1 000,18,−13]	[0,15,30]	30	100
目标5	[1 000,1 000,−10,−13]	[0,10,20]	40	80
目标6	[1 000,−1 000,18,11]	[0,15,30]	50	100

6 个目标在整个观测区域内的真实运动轨迹如图 2 所示。

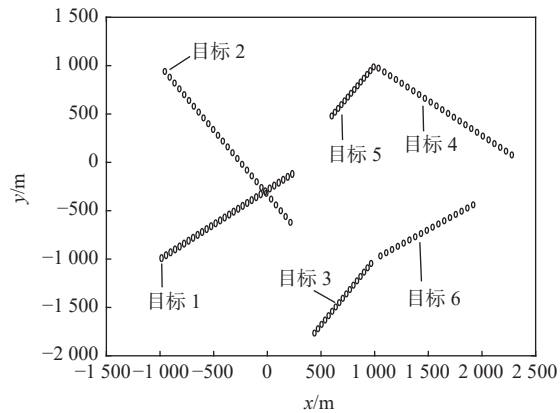


图 2　真实运动轨迹

Fig. 2　Real motion trajectory

运行 100 次独立蒙特卡罗 (Monte Carlo, MC) 仿真实验, 并统计仿真结果的 PMOSPA 误差, 仿真实验结果如图 3～图 6 所示。

场景 1。为验证本文 OAL-CBMeMBer 滤波器的有效性, 选取 OAL-PHD 和 GGIW-CBMeMBer 滤波器进行比较。

由图 3 势估计和图 4 的 PMOSPA 误差随时间变化可知, OAL-CBMeMBer 滤波器的跟踪效果整体上明显优于 OAL-PHD 和 GGIW-CBMeMBer 滤波

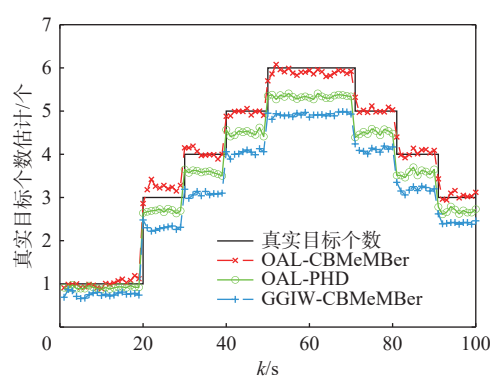


图 3　平均目标个数估计

Fig. 3　Average target number estimation

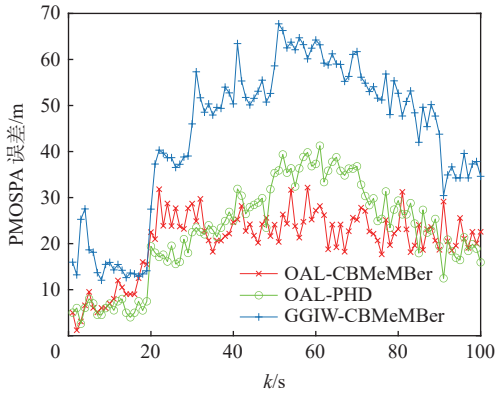


图 4 平均 PMOSPA 误差

Fig. 4 Average PMOSPA error

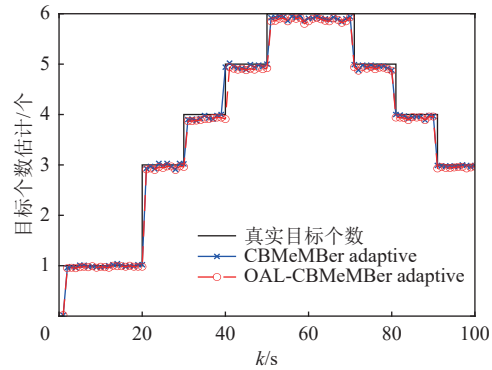


图 5 平均目标个数估计

Fig. 5 Average target number estimation

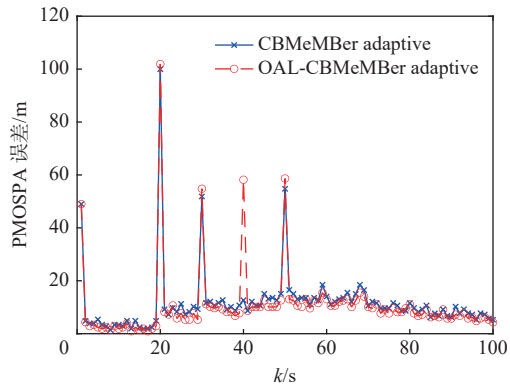


图 6 平均 PMOSPA 误差

Fig. 6 Average PMOSPA error

器。OAL-CBMeMBer 滤波器的势估计更加精准稳定，与真实值接近，且 PMOSPA 误差整体上更小。OAL-PHD 和 GGIW-CBMeMBer 滤波器从 k=20 s 开始明显出现势估计不足和 PMOSPA 误差增大的情况，这是因为当新生扩展目标出现时，OAL-PHD 和 GGIW-CBMeMBer 滤波器尚未检测到，而一旦滤波器发生漏检，在随后的时间内，便很难再跟踪上目标。上述分析表明，当跟踪场景中存在新生目标时，OAL-CBMeMBer 滤波器仍表现良好。

场景 2。为验证本文自适应新生分布模型的有效性，选取自适应新生位置 OAL-CBMeMBer 滤波器进行比较。

新生目标服从多伯努利分布，概率密度为 $\pi_\Gamma=\left\{r_\Gamma^{(i)},p_\Gamma^{(i)}\right\}_{i=1}^{4}$，空间概率密度为

$$p_\Gamma^{(i)}(\boldsymbol{\xi})=N\left(\boldsymbol{x};\boldsymbol{m}_{\mathrm{D},k-1}^{(i)},\boldsymbol{C}_{\mathrm{D},k-1}^{(i)}\right)N\left(\boldsymbol{X};\boldsymbol{m}_{\mathrm{S},k-1}^{(i)},\boldsymbol{C}_{\mathrm{S},k-1}^{(i)}\right)$$

自适应新生位置通常假设新生目标外形是已知的，设存在概率为 $r_\Gamma^{(i)}=0.03$，外形状态的均值为 $\boldsymbol{m}_{\mathrm{S},k-1}^{(i)}=\left[\dfrac{\pi}{4},100,100\right]^{\mathrm{T}}$。自适应新生位置和本文自适应新生分布都设质心状态的协方差为 $\boldsymbol{C}_{\mathrm{D},k-1}^{(i)}=\mathrm{diag}(900,900,16,16)$，外形状态的协方差为 $\boldsymbol{C}_{\mathrm{S},k-1}^{(i)}=\mathrm{diag}(0.5,40,40)$。本文自适应新生分布设新生目标存在概率的最大值为 $r_{\Gamma,\max}^{(i)}=0.1$，马氏距离阈值 λ_{d} 服从卡方分布，其自由度为 0.99。

图 5 和图 6 中，CBMeMBer adaptive 和 OAL-CBMeMBer adaptive 分别为自适应新生位置和本文所提出的自适应新生分布 OAL-CBMeMBer 滤波结果。

由图 5 和图 6 可知，本文 OAL-CBMeMBer adaptive 滤波器与自适应新生位置 CBMeMBer adaptive 滤波器的势估计几乎相等，本文自适应新生分布的 PMOSPA 误差更小。图 5 中自适应新生分布 OAL-CBMeMBer adaptive 和自适应新生位置 CBMeMBer adaptive 滤波器都无法准确估计目标新生后第 1 个时刻的势估计，这是因为当前时刻预测得到的新生目标分布取决于前一时刻的目标状态和当前时刻的量测集，因此，新生目标至少存在一个时刻的时延。图 6 中本文自适应新生分布 OAL-CBMeMBer adaptive 滤波器和自适应新生位置 CBMeMBer adaptive 滤波器的 PMOSPA 误差在 k=10 s, 20 s, …处出现峰值，这是因为场景内有新目标出现。上述分析表明，本文自适应新生分布 OAL-CBMeMBer adaptive 滤波器在新生目标先验信息未知的情况下仍然具有较好的跟踪性能。

4 结 论

1）本文针对复杂环境下多扩展目标的跟踪问题，提出了自适应新生 OAL-CBMeMBer 滤波器，给出其高斯混合实现的步骤，基于直观准确地描述 OAL 的显式量测方程，考虑了自适应扩展新生目标的质心位置和外形状态。

2）仿真实验结果表明，相比 OAL-PHD 和 GGIW-CBMeMBer 滤波器，当跟踪场景中存在新生目标时，本文 OAL-CBMeMBer 滤波器仍表现良好，对目标数的估计更稳定，对目标状态的估计也更精确；

相比自适应新生位置 CBMeMBer adaptive 滤波器, 本文自适应新生分布 OAL-CBMeMBer adaptive 滤波器在新生目标先验信息未知的情况下仍然具有较好的跟踪性能, 能有效地进行多扩展目标跟踪。

进一步完善自适应新生滤波器及考虑不同滤波器下的多目标跟踪问题是未来需要深入研究的工作。

参考文献（References）

[1] MAHLER R P S. Statistical multisource-multitarget information fusion[M]. Boston: Artech House, 2007.

[2] MAHLER R P S. Advances in statistical multisource-multitarget information fusion[M]. Boston: Artech House, 2014.

[3] MAHLER R P. PHD filters for nonstandard targets, Ⅰ: Extended targets[C]//Proceedings of the 12th International Conference on Information Fusion. Piscataway: IEEE Press, 2009: 915-921.

[4] GRANSTRÖM K, LUNDQUIST C, ORGUNER O. Extended target tracking using a Gaussian-mixture PHD filter[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2012, 48(4): 3268-3286.

[5] ORGUNER U, LUNDQUIST C, GRANSTRÖM K. Extended target tracking with a cardinalized probability hypothesis density filter[C]//Proceedings of the 14th International Conference on Information Fusion. Piscataway: IEEE Press, 2011: 1-8.

[6] 连峰, 马冬冬, 元向辉, 等. 扩展目标 CBMeMBer 滤波器及其高斯混合实现[J]. 控制与决策, 2015, 30(4): 611-616.
LIAN F, MA D D, YUAN X H, et al. CBMeMBer filter for extended targets and its Gaussian mixture implementations[J]. Control and Decision, 2015, 30(4): 611-616(in Chinese).

[7] 单博炜, 杨小军. 基于随机有限集的多扩展目标跟踪研究进展[J]. 控制与决策, 2017, 32(6): 961-966.
SHAN B W, YANG X J. Development of multiple extended object tracking based on random finite set[J]. Control and Decision, 2017, 32(6): 961-966(in Chinese).

[8] GRANSTRÖM K, BAUM M. A tutorial on multiple extended object tracking[EB/OL]. (2022-02-10) [2022-10-11]. https://doi.org/10.36227/techrxiv.19115858.v1.

[9] LI M K, LAN J, LI X R. Tracking of elliptical extended object with unknown but fixed lengths of axes[C]//Proceedings of the IEEE 23rd International Conference on Information Fusion. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1-8.

[10] KOCH J W. Bayesian approach to extended object and cluster tracking using random matrices[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2008, 44(3): 1042-1059.

[11] GRANSTRÖM K, ORGUNER U. On spawning and combination of extended/group targets modeled with random matrices[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2013, 61(3): 678-692.

[12] LUNDQUIST C, GRANSTRÖM K, ORGUNER U. An extended target CPHD filter and a gamma Gaussian inverse wishart implementation[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Signal Processing, 2013, 7(3): 472-483.

[13] BAUM M, NOACK B, HANEBECK U D. Extended object and group tracking with elliptic random hypersurface models[C]//Proceedings of the 13th International Conference on Information Fusion. Piscataway: IEEE Press, 2010: 1-8.

[14] BAUM M, HANEBECK U D. Extended object tracking with random hypersurface models[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2014, 50(1): 149-159.

[15] 李翠芸, 林锦鹏, 姬红兵. 一种基于椭圆 RHM 的扩展目标 Gamma 高斯混合 CPHD 滤波器[J]. 控制与决策, 2015, 30(9): 1551-1558.
LI C Y, LIN J P, JI H B. A Gamma Gaussian-mixture CPHD filter based on ellipse random hypersurface models for extended targets[J]. Control and Decision, 2015, 30(9): 1551-1558(in Chinese).

[16] YANG S S, BAUM M. Tracking the orientation and axes lengths of an elliptical extended object[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2019, 67(18): 4720-4729.

[17] YANG S S, TEICH F, BAUM M. Network flow labeling for extended target tracking PHD filters[J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2019, 15(7): 4164-4171.

[18] RISTIC B, CLARK D, VO B N, et al. Adaptive target birth intensity for PHD and CPHD filters[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2012, 48(2): 1656-1668.

[19] REUTER S, MEISSNER D, WILKING B, et al. Cardinality balanced multi-target multi-Bernoulli filtering using adaptive birth distributions[C]//Proceedings of the 16th International Conference on Information Fusion. Piscataway: IEEE Press, 2013: 1608-1615.

[20] WU S Y, ZHOU Y S, XIE Y, et al. Robust poisson multi-Bernoulli mixture filter using adaptive birth distributions for extended targets[J]. Digital Signal Processing, 2022, 126: 103459.

[21] 甘林海, 王刚, 刘进忙, 等. 群目标跟踪技术综述[J]. 自动化学报, 2020, 46(3): 411-426.
GAN L H, WANG G, LIU J M, et al. An overview of group target tracking[J]. Acta Automatica Sinica, 2020, 46(3): 411-426(in Chinese).

Multi-Bernoulli extended target tracking based on orientation and half axes lengths of an ellipse

SUN Ke[1]，HU Qingshuang[1]，ZHENG Xiangfei[1]，WU Sunyong[1, 2, *]

(1. School of Mathematics and Computing Science，Guilin University of Electronic Science and Technology，Guilin 541004，China；
2. Guangxi Key Laboratory of Cryptography and Information Security，Guilin 541004，China)

Abstract：The problem that the shape of the extended target is hard to estimate and the newborn target's prior information is unknown in the clutter environment is solved in this paper by using the extended targets-cardinality balance multi-target and multi-Bernoulli (ET-CBMeMBer) filter. This parameterized multi-extended target tracking algorithm is based on the orientation and half axes lengths of an ellipse (OAL). Considering the spatial information of the target, an explicit measurement equation is constructed by multiplicative noise, and the closed-form solution implemented by the Gaussian mixture of the OAL-CBMeMBer filter is deduced. Based on the explicit measurement equation, the prior information of the newborn target that considers the position of the centroid and the shape state is adaptively constructed by employing the known measurement data, and the adaptive OAL-CBMeMBer filter is proposed. The proposed OAL-CBMeMBer filter can effectively track numerous extended targets and increases the estimation accuracy of target number and state, according to simulation findings.

Keywords：multi-extended target；cardinality balance multi-target multi-Bernoulli filter；elliptic orientation；half axes lengths of an ellipse；adaptive birth distributions

Received：2022-10-30；**Accepted**：2023-02-24；**Published Online**：2023-04-14 15：48

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230414.1353.001

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (62263007,62061010,62161007); Guangxi Science and Technology Department Project (AA19182007); Supported by Guangxi Key Laboratory of Cryptography and Information Security (GCIS202132); Graduate Innovation Program of School of Mathematics and Computing Science, Guilin University of Electronic Science and Technology (2022YJSCX02); Innovation Project of Guilin University of Electronic Science and Technology Graduate Education (2022YCXS145)

* **Corresponding author**. E-mail：wusunyong121991@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0826

复合压电材料虚拟仿真实验软件的设计与开发

耿志挺*，赵鉴侨
(清华大学 材料学院，北京 100084)

摘 要：复合压电材料是学习压电理论的优秀载体，但是用于复合压电材料虚拟实验教学的仿真软件仍有待开发。基于此，开发一款基于多孔碳酸钡和聚偏二氟乙烯(BTO@PVDF)复合压电材料模型的虚拟仿真实验教学软件，帮助学生理解基础压电理论、探究复合材料的压电响应特点。该软件整合材料设计、制备、表征的完整流程，设计多项可调参数、多层次展示结果，使学生更灵活地去自主实现复合压电材料综合性虚拟仿真，完成基于复合压电材料的虚拟实验。该软件添加了视频讲解、互动问答、知识点提示等互动，提高教学趣味性的同时，可培养学生独立思考的能力。

关 键 词：压电材料；复合材料；虚拟实验；计算机仿真；有限元仿真
中图分类号：G434
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3377-05

压电材料已经被广泛应用于医学检测、声纳装置、微纳结构加工与表征等领域。其中，有机-无机复合压电材料既保留了有机材料的柔韧性，又具有优良的压电性能，成为可穿戴电子设备中的关键材料，在能量收集、健康监测、疾病治疗等领域应用前景广阔[1-2]。

复合压电材料也是学习压电理论的优秀载体，可以将其设计为教学实验，按照设计参数、制备薄膜、高压极化、表征的实验步骤，由学生改变复合薄膜的成分和制备工艺，探究复合压电材料的性能变化规律。

但是，以传统方式开展这一教学实验存在一些问题。例如，实验流程较长，学生制备的样品数量有限，难以全面探究压电性能的影响因素及其变化规律；压电材料的极化处理需要用到直流高电压，有一定的安全隐患；制备复合薄膜的成品率较低，作为教学实验偏难等。

因此，本文利用虚拟仿真技术，设计并开发了一款碳酸钡和聚偏二氟乙烯(barium titanium oxide@polyvinylidene difluoride, BTO@PVDF)复合压电材料实验教学软件。本文软件注重有限元计算的严谨性、虚拟仿真实验的真实性、教学的活泼性三者的结合。仿真实验过程中，多孔材料和复合材料的建模、仿真计算参数等条件与文献[3-7]中的数据、实验数据相印证，具有研究价值。

本文软件既保留了仿真模拟的优势：计算快捷、参数易调、相比于传统实验节省人力物力，又添加了丰富的人机互动、图片视频讲解和实际操作场景的视频，增添实验的真实性，达到更好的教学效果。此外，新冠疫情也让远程教学的价值逐渐凸显，但其广度和深度都有待开发[8-9]。本文软件可以提供线上教学渠道，拓展压电材料实验教学场景，助力技术与教学的融合[10]。

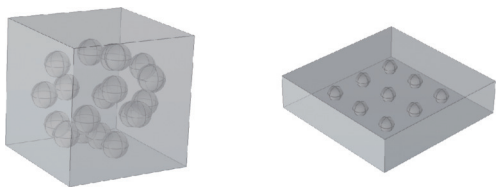
1 仿真模型和结果

先利用COMSOL建立BTO@PVDF复合压电材料薄膜模型并进行有限元计算。利用代码生成含有随机分布球型气孔的钛酸钡(barium titanium

收稿日期：2022-10-04；**录用日期**：2022-12-09；**网络出版时间**：2023-05-29 19:05
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230529.1042.002
基金项目：清华大学本科教学改革项目(ZY01-02)
* **通信作者**. E-mail：qhgzt@tsinghua.edu.cn

引用格式：耿志挺，赵鉴侨. 复合压电材料虚拟仿真实验软件的设计与开发[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(11)：3377-3381.
GENG Z T，ZHAO J Q. Design and development of virtual simulation experiment software of composite piezoelectric materials[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(11)：3377-3381 (in Chinese).

oxide, BTO)颗粒模型,模拟多孔陶瓷材料。生成亚微米球型BTO颗粒掺杂的聚偏二氟乙烯(polyvinylidene difluoride, PVDF)薄膜模型,模拟复合薄膜材料。二者的模型如图1所示,模型的几何参数均可通过本文软件进行调节。



(a) 多孔BTO陶瓷模型 (b) 掺杂BTO颗粒的PVDF薄膜模型

图1 压电材料的有限元仿真模型

Fig. 1 Finite element simulation model of piezoelectric materials

仿真计算结果之一如图2所示,随BTO质量分数的增加,BTO@PVDF复合薄膜的压电常数 d_{33} 略有上升,g_{33} 大幅下降,符合文献[6-7]的规律。通过改变不同成分和工艺参数,得到了丰富的结果,并写入教学软件中。

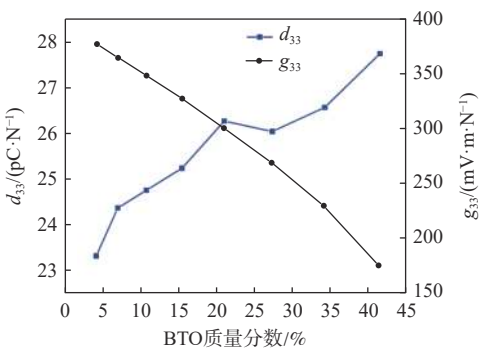


图2 压电常数 d_{33} 和 g_{33} 与BTO质量分数的关系

Fig. 2 Relationship between piezoelectric constants d_{33} and g_{33} and BTO mass fraction

2 软件技术路线

2.1 开发工具和接口

基于第1节有限元计算结果,使用COMSOL的APP模块进行二次开发。利用图形化接口实现软件教学部分与COMSOL压电耦合模块的参数传递和结果反馈,设计出图形化、可交互的虚拟仿真实验教学软件。

使用的接口包括COMSOL的APP模块中的按钮和窗口。其中,功能按钮控制页面显示和切换,通过特殊设计还可以实现选择、判断等功能;接口按钮链接到COMSOL的几何模型和压电耦合模块,调节材料、成分和工艺参数,并控制范围;参数置0或置1,可以启用或关闭不同的加载、物理场边界条件等。窗口链接到COMSOL的数据集和结果,用于计算结果的调用和显示。

2.2 本文软件内容

本文软件分为课前预习、仿真实验、课后总结3个部分。

预习部分介绍压电材料的基础理论,图文并茂地讲解正、逆压电材料的概念和压电方程等基本原理。本文软件还设计了互动问答,学生需要正确回答预习问题后,才可以开始实验。

实验部分共包括BTO颗粒、PVDF薄膜、BTO@PVDF复合薄膜3个项目。每项实验都设计了材料参数、几何参数、极化情况、测量方法、提交计算5个步骤。与真实实验中设计、制备、表征、分析处理的流程相符。

先在材料参数步骤,了解所选材料的密度、介电矩阵、压电应变矩阵和柔度矩阵。操作页面如图3所示,页面左侧是导航栏,可以快速跳转;上端是实验5个步骤的流程树,显示实验进度。



图3 所选材料的主要参数界面

Fig. 3 Interface of main parameters of selected materials

确定材料参数后,选择模型几何参数。学生可以根据模型原理图的提示,在给定范围内任意调整模型参数,如薄膜尺寸、掺杂含量(BTO颗粒的粒径、数量)、掺杂均匀程度(不同制备方法、团聚程度)等,较全面地模拟材料的制备过程。选定后可以查看模型,如图4所示。

建立模型后,调整极化工艺。学生先学习极化

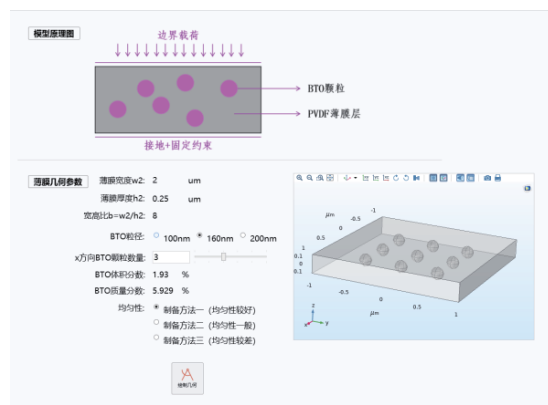


图4 设置几何参数与掺杂界面

Fig. 4 Interface of setting geometric parameters and doping

的基本理论，再根据需要调整极化情况，例如，是否极化、极化角度等。学生可以绘制极化坐标系，从而对极化方向有更直观的认识。

确定极化工艺后，选择表征方法。对应于传感器件和驱动器件 2 种应用场合，可以分别利用正、逆压电效应测试材料的压电系数。本文软件先讲解 2 种测量方法的原理和装置示意图，再由学生选择合适的测量方法和载荷大小。

选定测量方法后，可以查看所有已选定的参数，确认后点击提交计算，软件后台利用 COMSOL 压电耦合模块进行有限元计算。等待计算完成即可查看仿真计算结果。提交计算界面如图 5 所示。



图 5　查看已选参数并提交计算界面

Fig. 5　Interface of view selected parameters and submit calculation

计算结束后，从多角度查看并分析结果。在动态结果部分，学生可以分别查看载荷输入过程中应力、电场和位移云图的变化动画，以及对应的变化曲线，并利用输出和输入之间高度的线性关系，计算压电系数，如图 6 所示。在静态云图部分，既可以查看整体的结果，也可以选择薄膜基体与掺杂颗粒分别显示，更加直观地展示 2 部分各自的贡献。

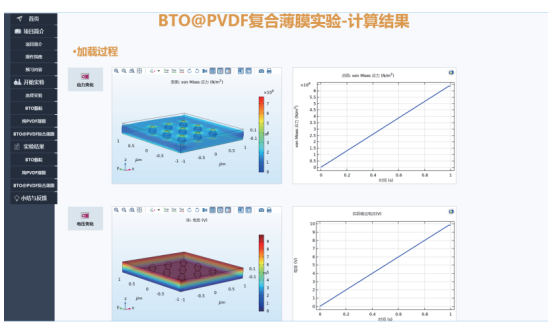


图 6　应力、电场、位移云图的变化动画及变化曲线界面

Fig. 6　Interface of animations and curves of stress, electric field and displacement cloud atlas

此外，本文软件还提供了 BTO@PVDF 与相同尺寸的纯 PVDF 薄膜压电过程的对比分析，定量展示复合材料压电性能的提升，并提供相关解释，引导学生思考压电性能变化的原因，帮助学生对复合材料的压电响应特点有更深入的认识。

结果分析完成后，学生还可以返回任意实验步骤，修改参数重复实验。通过对比分析，探究不同掺杂情况、极化工艺等参数对压电性能的影响规律。在此基础上再进行参数的优化迭代，直至获得最优的设计成果。最后，所有实验参数和仿真结果可以通过文件形式导出，供学生课后自主学习、撰写实验报告。

3　本文软件特色

本文软件基于 BTO@PVDF 这一复合压电材料设计了一系列虚拟仿真实验，整合了无机、有机与复合 3 种材料，涵盖了材料设计、制备、表征、分析处理的完整流程。实验内容由浅入深、由基础到综合，符合学习规律；实验流程简明清晰、主次分明，侧重强化学生对压电材料领域知识的理解、运用和实践能力的培养[11]。

本文软件注重虚拟仿真实验的综合性和真实性。相比于传统的 PVDF 仿真、压电驱动器件仿真等教学实验[12-14]，本文软件的教学内容更深入，学生自由度更高。除基本模型参数以外，本文软件还针对复合材料设计了掺杂浓度、均匀性等参数；针对传感器件和驱动器件 2 种应用领域，设计了正、逆压电效应 2 种测试方法，使学生更灵活地去自主实现不同材料组成、不同制备工艺、不同应用场景的复合压电材料实验，完成基于有限元方法的 BTO@PVDF 复合压电材料综合性虚拟仿真实验。丰富的内容提高了仿真实验的真实性，也培养了学生从多尺度、多场角度考虑问题的科学习惯，契合国内外虚拟仿真技术发展趋势[15-17]。

本文软件通过多种途径优化教学效果。仿真实验开发面临的主要困难是，COMSOL 的 APP 模块功能有限，无法满足教学的活泼性。为此，本文软件采用叠放按钮、指令控制显示条件等技术方法，实现了选择、判断等功能，增强教学的互动性。本文软件添加了极化坐标图、压电性能对比分析图、薄膜与掺杂颗粒独立显示云图等多种图表，更加直观，使学生对复合材料的压电响应特点有更深刻的理解。在实验流程中，提供知识点提示和视频讲解，并且添加了人机互动问答，提高教学趣味性和参与感的同时，启发学生思考，培养学生独立思考的能力[18]。

4　结　论

1）本文介绍了基于 BTO@PVDF 的复合压电材料仿真实验教学软件的开发过程、内容和特色。软件整合了虚拟仿真、多媒体、人机交互、可视化

等功能，将虚拟仿真技术运用到复合压电材料教学实验中，优化了专业实验课程体系与教学内容。

2）学生可以通过本文软件的学习，更好地理解压电材料的基础知识，掌握传统无机、传统有机和有机-无机复合压电材料的区别与联系，探究尺寸、极化工艺、应用场景等条件对压电性能的影响规律，了解复合压电材料在柔性电子器件领域的应用。

3）本文软件通过多种方式提高仿真实验的自由度、交互性和真实性，培养学生的科学素养、实践能力和独立思考能力。

参考文献（References）

[1] 刘洋, 汪尧进. 柔性压电材料及器件应用[J]. 硅酸盐学报, 2022, 50(3): 625-641.
LIU Y, WANG Y J. Flexible piezoelectric materials and device application[J]. Journal of the Chinese Ceramic Society, 2022, 50(3): 625-641(in Chinese).

[2] JEONG C K, BAEK C, KINGON A I, et al. Lead-free perovskite nanowire-employed piezopolymer for highly efficient flexible nanocomposite energy harvester[J]. Small, 2018, 14(19): 1704022.

[3] 朱嘉林, 王丽坤, 张福学. 0-3 型压电复合材料的硬球无规堆积模型[J]. 压电与声光, 2000, 22(4): 273-276.
ZHU J L, WANG L K, ZHANG F X. A model of hard sphere haphazard packing about the 0-3 piezocomposite for transducer and its effictive poling electric filed[J]. Piezoelectrics & Acoustooptics, 2000, 22(4): 273-276(in Chinese).

[4] LEWIS T J. Interfaces are the dominant feature of dielectrics at the nanometric level[J]. IEEE Transactions on Dielectrics and Electrical Insulation, 2004, 11(5): 739-753.

[5] LIU Y, YANG T N, ZHANG B, et al. Structural insight in the interfacial effect in ferroelectric polymer nanocomposites[J]. Advanced Materials, 2020, 32(49): e2005431.

[6] 王树彬, 韩杰才, 杜善义. 压电陶瓷/聚合物复合材料的制备工艺及其性能研究进展[J]. 功能材料, 1999, 30(2): 2-6.
WANG S B, HAN J C, DU S Y. Research progress on preparation technology and properties of piezoelectric ceramic/polymer composites[J]. Journal of Functional Materials, 1999, 30(2): 2-6(in Chinese).

[7] 苏晓晓. BTO/PVDF 柔性压电复合薄膜的制备及其发电机理研究[D]. 太原: 太原理工大学, 2020.
SU X X. Research on the preparation of BTO/PVDF flexible piezoelectric composite film and its generating mechanism[D]. Taiyuan: Taiyuan University of Technology, 2020(in Chinese).

[8] 逯行, 朱陶, 徐晶晶, 等. 高校虚拟仿真实验教学的基本问题与趋势[J]. 现代教育技术, 2021, 31(12): 61-68.
LU H, ZHU T, XU J J, et al. Basic problems and trends of virtual simulation experiment teaching in colleges and universities[J]. Modern Educational Technology, 2021, 31(12): 61-68(in Chinese).

[9] 王建华, 段建东, 姬军鹏, 等. 新工科背景下虚拟仿真实验研究与实践[J]. 中国教育信息化, 2021(22): 33-37.
WANG J H, DUAN J D, JI J P, et al. Research and practice of virtual simulation experiment under the background of new engineering[J]. The Chinese Journal of ICT in Education, 2021(22): 33-37(in Chinese).

[10] 张宁, 赵毅强, 兰馗博, 等. “新工科”背景下关于虚拟仿真实验的几点思考和建议[J]. 实验技术与管理, 2020, 37(3): 185-188.
ZHANG N, ZHAO Y Q, LAN K B, et al. Some thoughts and suggestions on virtual simulation experiment under background of “New engineering”[J]. Experimental Technology and Management, 2020, 37(3): 185-188(in Chinese).

[11] 卢艳丽, 董文强, 王永欣, 等. 材料类专业虚拟仿真实验教学中心的建设与实践[J]. 实验室研究与探索, 2018, 37(11): 153-157.
LU Y L, DONG W Q, WANG Y X, et al. Exploration and practice of the virtual simulation experimental teaching center for material professional construction[J]. Research and Exploration in Laboratory, 2018, 37(11): 153-157(in Chinese).

[12] 崔勇, 王秋生, 富立, 等. 基于有限元的 PVDF 微执行器虚拟仿真实验探索[J]. 电气电子教学学报, 2019, 41(6): 122-125.
CUI Y, WANG Q S, FU L, et al. Virtual simulation experiment design of PVDF micro-actuator based on finite element method[J]. Journal of Electrical & Electronic Education, 2019, 41(6): 122-125(in Chinese).

[13] 崔勇, 富立, 刘颖异, 等. 多物理场虚拟仿真的现代检测技术实验课程探索[J]. 实验室研究与探索, 2019, 38(9): 221-223.
CUI Y, FU L, LIU Y Y, et al. Research on the experimental course of modern measurement technology based on multiple physical field’s virtual simulation[J]. Research and Exploration in Laboratory, 2019, 38(9): 221-223(in Chinese).

[14] 张冬至, 童俊, 任旭虎, 等. 压电喷墨驱动器结构优化与仿真分析[J]. 实验室研究与探索, 2013, 32(3): 87-91.
ZHANG D Z, TONG J, REN X H, et al. Structure optimization and computer simulation of the piezoelectric ink-jet[J]. Research and Exploration in Laboratory, 2013, 32(3): 87-91(in Chinese).

[15] 王晓敏, 高志强, 闫晋文. 国内高校材料学科虚拟仿真实验教学的发展探究[J]. 中国大学教学, 2021(3): 78-85.
WANG X M, GAO Z Q, YAN J W. Research on the development of virtual simulation experiment teaching of materials subject in domestic universities[J]. China University Teaching, 2021(3): 78-85(in Chinese).

[16] 王卫国, 胡今鸿, 刘宏. 国外高校虚拟仿真实验教学现状与发展[J]. 实验室研究与探索, 2015, 34(5): 214-219.
WANG W G, HU J H, LIU H. Current situation and development of virtual simulation experimental teaching of overseas universities[J]. Research and Exploration in Laboratory, 2015, 34(5): 214-219(in Chinese).

[17] 熊宏齐. 虚拟仿真实验教学助推理论教学与实验教学的融合改革与创新[J]. 实验技术与管理, 2020, 37(5): 1-4.
XIONG H Q. Promotion of reform and innovation on integration of theory teaching and experimental teaching by virtual simulation experiment teaching[J]. Experimental Technology and Management, 2020, 37(5): 1-4(in Chinese).

[18] 田元, 周晓蕾, 宁国勤, 等. 虚拟仿真实验教学对学生学习效果的影响研究: 基于 35 项实验和准实验研究的元分析[J]. 现代教育技术, 2021, 31(8): 42-49.
TIAN Y, ZHOU X L, NING G Q, et al. Research on influence of virtual simulation experiment teaching on students' learning effect—A meta-analysis based on 35 experiments and quasi-experimental studies[J]. Modern Educational Technology, 2021, 31(8): 42-49(in Chinese).

Design and development of virtual simulation experiment software of composite piezoelectric materials

GENG Zhiting*, ZHAO Jianqiao

(School of Materials Science and Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Composite piezoelectric materials are excellent carriers for learning piezoelectric theory, but simulation software for virtual experimental teaching of composite piezoelectric materials still needs to be developed. A software based on barium titanium oxide@polyvinylidene difluoride (BTO@PVDF) virtual simulation experiment teaching software of composite piezoelectric materials is developed. Students can investigate the properties of composites' piezoelectric response and get an understanding of basic piezoelectric theory by using the software to simulate flexible piezoelectric materials using models of porous and composite materials. With the help of the software, which integrates the entire process of material design, preparation, and characterization, creates multiple adjustable parameters, and presents the results at different levels, students can more independently and with great flexibility realize a more realistic virtual simulation of composite piezoelectric materials. The software adds video explanations, interactive questions and answers, knowledge tips and other interactions to improve the liveliness of teaching and cultivate students' ability to think independently.

Keywords: piezoelectric materials; compound materials; virtual experiment; computer simulation; finite element simulation

Received: 2022-10-04; **Accepted**: 2022-12-09; **Published Online**: 2023-05-29 19:05

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230529.1042.002

Foundation item: Tsinghua University Undergraduate Teaching Reform Project (ZY01-02)

* **Corresponding author**. E-mail: qhgzt@tsinghua.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2023.0576

基于滑模理论的轧机异步电机模型预测电流控制

方毅芳，吴达远*，刘涛，杨盼盼，李文博
(机械工业仪器仪表综合技术经济研究所，北京 100055)

摘 要：小型热连轧机异步传动电机具有生产效率高、操作简单等特点，但由于其经常处于高温、高压、粉尘等恶劣的工作环境中，对控制器的抗干扰性要求较高。针对小型热连轧机异步传动电机，结合滑模控制理论和模型预测控制，运用自适应滑模控制器 (ASMC) 作为转速外环控制器，且运用全阶滑模磁链观测器 (SMRFO) 观测并计算转子磁链，设计控制系统。仿真结果表明：该系统能够有效地控制小型热连轧机异步传动电机，相较于传统的模型预测电流控制系统，其响应速度和精度得到显著提升；当电机负载转矩突变时，该系统能够快速重新追踪给定速度，进一步提升抗干扰能力。

关 键 词：小型热连轧机异步传动电机；自适应滑模控制；滑模转子磁链观测器；电流预测；模型预测电流控制；负载转矩突变
中图分类号：TP13
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3382-09

在小型热连轧产线上，电机通过传动系驱动轧辊，给予钢材拉力与压力，因而电机在动态负载场景下的控制系统鲁棒性和速度平稳性直接影响产品质量与生产安全[1-2]。目前在小型热连轧机传动控制领域，交流异步电机(induction motor, IM)已成为传动电机的必然发展趋势[3]。小型热连轧机异步传动电机具有生产效率高、操作简单等特点，但是由于其经常处于高温、高压、粉尘等恶劣的工作环境中，对控制器的抗干扰性要求较高。

当前，交流异步电机的3类控制算法有较多工程应用，分别包括：恒压频比控制、矢量控制、直接转矩控制算法[4-6]。当前，热连轧产线的轧机传动电机机组控制通常使用矢量控制、直接转矩控制算法。为获得更优的动态与稳态控制效果，逐步在热连轧机组中应用模型预测电流控制(model predictive current control, MPCC)方法，该方法具有动态响应快、无须权重系数调节、简单易实现等优点[7-8]。

MPCC旨在将电机变换器控制概括为对电力电子变换器开关信号的控制，基于被控系统的数学模型及系统的历史运行数据，预测未来变换器开关状态组合对应的控制变量及被控系统输出响应，并用于提前校正系统偏差以获得期望的性能[9-11]。

近年来，国内外学者针对MPCC进行了大量的研究[12-13]。在MPCC中，快速稳定的电流控制环是保证系统有良好控制性能的关键；MPCC策略具有快速的电流响应，但很大程度上依赖于电机精确的数学模型；当电流环控制器中的电机参数与实际系统不匹配时，就会出现电机输出电流的稳态误差，甚至导致系统振荡。针对此问题，文献[14]提出一种自适应电流和磁链观测器，通过定子电流估算优化控制系统；文献[15]提出一种改进的双矢量模型预测电流控制方法，首先，基于传统的双矢量调制模型预测电流控制模型，通过优化电压矢量选择，降低了开关频率和功率损耗，从而提高了逆变器的

收稿日期：2023-09-08；**录用日期**：2023-10-27；**网络出版时间**：2023-11-17 08:19
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231116.1118.001
基金项目：国家重点研发计划 (2018AAA0101803)
* **通信作者**. E-mail：wudayuan@qq.com

引用格式：方毅芳，吴达远，刘涛，等. 基于滑模理论的轧机异步电机模型预测电流控制 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（11）：3382-3390.
FANG Y F，WU D Y，LIU T，et al. Model predictive current control of asynchronous motor in rolling mill based on sliding mode theory [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（11）：3382-3390（in Chinese）.

运行效率, 然后, 分析目标电压矢量对该方法的影响, 并通过向目标电压中增加参考电流分量, 虽然在一定程度上影响了电流控制精度, 但进一步提高了该方法对减小损耗的效果; 文献 [16] 提出了一种基于新型滑模观测器(silding mode observer, SMO)的永磁同步电机鲁棒预测电流控制方法, 首先, 分析了传统 MPCC 在电机数学模型失配时的性能, 然后, 提出了一种基于指数双幂趋近律的 SMO, 该观测器既能预测定子电流又能估计电流暂态, 与传统的 MPCC 方案相比, 该方案可以消除因参数不匹配引起的定子电流静态误差, 但是, 以上方案存在当扰动出现, 转子磁链观测器并不能很好地自适应扰动, 从而导致系统的抗干扰性较差的问题。同时, MPCC 存在电流环 PI 控制器自身最优参数难以适应任何工况的问题。针对此问题, 文献 [17] 提出了一种自适应反演互补 PI 滑模位置控制器, 提高闭环系统的控制性能; 文献 [18] 提出了运用滑模控制器(silding mode controller, SMC)代替 PI 控制器, 增强了系统的鲁棒性; 文献 [19] 提出基于分数阶速度观测器的模型预测电流控制策略, 能够降低应用传统 SMO 产生的高频速度抖动现象, 但是滑模控制引起的抖振现象仍较大。

为达到小型热连轧机异步电机性能要求, 本文基于滑模控制理论, 设计了一种基于滑模理论的模型预测电流控制系统(简称 ASMC-SMRFO-MPCC)来控制小型热连轧机异步传动电机, 利用自适应滑模控制器(adaptive silding mode controller, ASMC)作为电流环控制器, 并利用滑模转子磁链观测器(silding mode rotor flux observer, SMRFO)来准确估计转子磁链, 从而进一步提升系统的控制性能和抗干扰能力。

1　两电平逆变器和异步电机模型

1.1　两电平逆变器数学模型

图 1 为两电平逆变器电路, 其中, V_{dc} 为直流总线电压, 各相的响应开关状态 $\boldsymbol{S}$ 可以表示为

$$|\boldsymbol{S}| = \frac{2}{3}\left(S_a + \alpha S_b + \alpha^2 S_c\right) \tag{1}$$

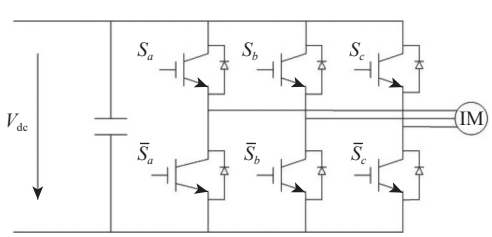


图 1　两电平逆变器电路

Fig. 1　Two level inverter circuit

式中: α=e$^{j2\pi/3}$; S_i 为开关状态, 表示第 i 路桥臂的上开关管导通而下开关管关断, 其中, $S_i = 1$表示状态开, $S_i = 0$表示状态关, i=a, b, c, a、b、c 为逆变器的 3 条电路, 逆变器的上下开关管不可同时导通或关断。

开关状态和电压矢量对应如表 1 所示, 开关电压矢量如图 2 所示; 两电平逆变器的开关电压矢量一共有 8 种, 但是只有 6 种电压矢量是有效的[14]。

表 1　开关状态和电压矢量对应

Table 1　Switch state and voltage vector correspondence table

电压	$S_aS_bS_c$	$\lvert\boldsymbol{u}_s\rvert = u_{s\alpha} + ju_{s\beta}$
$\boldsymbol{u}_0$	000	0
$\boldsymbol{u}_1$	001	$\frac{2}{3}V_{dc}$
$\boldsymbol{u}_2$	010	$\frac{1}{3}V_{dc} + j\frac{\sqrt{3}}{3}V_{dc}$
$\boldsymbol{u}_3$	011	$-\frac{1}{3}V_{dc} + j\frac{\sqrt{3}}{3}V_{dc}$
$\boldsymbol{u}_4$	100	$-\frac{2}{3}V_{dc}$
$\boldsymbol{u}_5$	101	$-\frac{1}{3}V_{dc} - j\frac{\sqrt{3}}{3}V_{dc}$
$\boldsymbol{u}_6$	110	$\frac{1}{3}V_{dc} - j\frac{\sqrt{3}}{3}V_{dc}$
$\boldsymbol{u}_7$	111	0

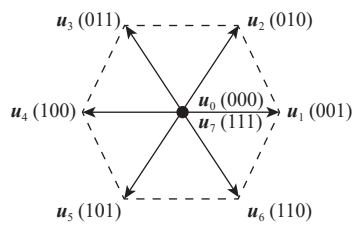


图 2　开关电压矢量

Fig. 2　Switching voltage vector

逆变器的输出矢量与 $\boldsymbol{S}$ 之间的关系可以描述为

$$\boldsymbol{u}_s = V_{dc}\boldsymbol{S} \tag{2}$$

式中: $\boldsymbol{u}_s$ 为定子电压。

1.2　*mt* 坐标系下的异步电机数学模型

令 d 轴与转子磁链矢量重合, 称作按转子磁链定向的同步旋转正交坐标系, 简称 mt 坐标系 (两相旋转 dq 坐标系的一个特例)。此时, d 轴改称为 m 轴, q 轴改称为 t 轴。两相静止 $\alpha\beta$ 坐标系中的转子磁链的旋转矢量写成复数形式为

$$|\boldsymbol{\psi}_r| = \psi_{r\alpha} + j\psi_{r\beta} = |\boldsymbol{\psi}_r|e^{j\varphi} \tag{3}$$

式中: $\boldsymbol{\psi}_r$ 为转子磁链, $\psi_{r\alpha}$ 和 $\psi_{r\beta}$ 分别为 α 轴和 β 轴分量; φ 为 dq 坐标系与 $\alpha\beta$ 坐标系的夹角:

$$\varphi = \arctan\frac{\psi_{r\beta}}{\psi_{r\alpha}} \tag{4}$$

定义同步旋转角速度 ω_1 为

$$\omega_1 = \frac{d\varphi}{dt} \tag{5}$$

又因为 m 轴与 $\boldsymbol{\psi}_r$ 重合，则有：

$$\begin{cases} \psi_{rm}=\psi_{rd}=|\boldsymbol{\psi}_r| \\ \psi_{rt}=\psi_{rq}=0 \end{cases} \tag{6}$$

同时，为保证 m 轴与 $\boldsymbol{\psi}_r$ 始终重合，还必须满足：

$$\frac{\mathrm{d}\psi_{rt}}{\mathrm{d}t}=\frac{\mathrm{d}\psi_{rq}}{\mathrm{d}t}=0 \tag{7}$$

mt 坐标系下的状态方程如下：

$$\begin{cases} \dfrac{\mathrm{d}\omega_r}{\mathrm{d}t}=\dfrac{n_p^2L_m}{JL_r}i_{st}|\boldsymbol{\psi}_r|-\dfrac{n_p}{J}T_L \\ \dfrac{\mathrm{d}\psi_r}{\mathrm{d}t}=-\dfrac{1}{T_r}|\boldsymbol{\psi}_r|+\dfrac{L_m}{T_r}i_{sm} \\ \dfrac{\mathrm{d}i_{sm}}{\mathrm{d}t}=\dfrac{L_m}{\sigma L_sL_rT_r}|\boldsymbol{\psi}_r|-\dfrac{R_sL_r^2+R_rL_m^2}{\sigma L_sL_r^2}i_{sm}+\omega_1i_{st}+\dfrac{u_{sm}}{\sigma L_s} \\ \dfrac{\mathrm{d}i_{st}}{\mathrm{d}t}=-\dfrac{L_m}{\sigma L_sL_r}\omega_1|\boldsymbol{\psi}_r|-\dfrac{R_sL_r^2+R_rL_m^2}{\sigma L_sL_r^2}i_{st}-\omega_1i_{sm}+\dfrac{u_{st}}{\sigma L_s} \end{cases} \tag{8}$$

式中：J 为转动惯量；u_{sm}、u_{st} 分别为定子电压 $\boldsymbol{u}_s$ 的 m、t 轴分量；R_s 为定子电阻；R_r 为转子电阻；i_{sm}、i_{st} 分别为定子电流 $\boldsymbol{i}_s$ 的 m、t 轴分量；ψ_{rm}、ψ_{rt} 分别为转子磁链 $\boldsymbol{\psi}_r$ 的 m、t 轴分量；L_s 和 L_r 分别为定子电感和转子电感；L_m 为互感；$\sigma=1-L_m^2/L_sL_r$ 为漏磁系数；n_p 为极对数；ω_r 为电气角速度：

$$\omega_r=n_p\omega_m \tag{9}$$

其中：ω_m 为机械角速度。

1.3 $\alpha\beta$ 坐标系下的状态方程

若令旋转角速度为 0，则 dq 坐标系蜕化为 $\alpha\beta$ 坐标系，即可以得到 $\alpha\beta$ 坐标系中的状态方程：

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{x}}=\boldsymbol{A}\boldsymbol{x}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{u} \\ \boldsymbol{i}_s=\boldsymbol{C}\boldsymbol{x} \\ \boldsymbol{A}= \begin{bmatrix} -\dfrac{R_sL_r^2+R_rL_m^2}{\sigma L_sL_r} & 0 & \dfrac{L_m}{\sigma L_sL_rT_r} & \dfrac{L_m}{\sigma L_sL_r}\omega_r \\ 0 & -\dfrac{R_sL_r^2+R_rL_m^2}{\sigma L_sL_r} & -\dfrac{L_m}{\sigma L_sL_r}\omega_r & \dfrac{L_m}{\sigma L_sL_rT_r} \\ \dfrac{L_m}{T_r} & 0 & -\dfrac{1}{T_r} & -\omega_r \\ 0 & \dfrac{L_m}{T_r} & \omega_r & -\dfrac{1}{T_r} \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{B}= \begin{bmatrix} \dfrac{1}{\sigma L_s} & 0 \\ 0 & \dfrac{1}{\sigma L_s} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{C}= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \end{cases} \tag{10}$$

式中：$T_r=L_r/R_r$ 为转子时间常数；$\dot{\boldsymbol{x}}=\left[\dfrac{\mathrm{d}i_{s\alpha}}{\mathrm{d}t}\ \dfrac{\mathrm{d}i_{s\beta}}{\mathrm{d}t}\ \dfrac{\mathrm{d}\psi_{r\alpha}}{\mathrm{d}t}\ \dfrac{\mathrm{d}\psi_{r\beta}}{\mathrm{d}t}\right]^{\mathrm{T}}$；$\boldsymbol{x}=\left[i_{s\alpha}\ \ i_{s\beta}\ \ \psi_{r\alpha}\ \ \psi_{r\beta}\right]^{\mathrm{T}}$；$\boldsymbol{u}=\left[u_{s\alpha}\ \ u_{s\beta}\right]^{\mathrm{T}}$。

同时可以求得两相静止坐标系下的电磁转矩为

$$T_e=\frac{3}{2}\cdot\frac{n_pL_m}{L_r}\left(\psi_{r\alpha}i_{s\beta}-\psi_{r\beta}i_{s\alpha}\right) \tag{11}$$

2 ASMC-SMRFO-MPCC 控制系统

2.1 ASMC 设计

在异步电机模型预测电流控制系统中，传统的 t 轴电流分量控制器为 PI 调节器，但是其存在自身最佳工作参数无法满足所有工况的问题。因此，系统速度外环控制器将设计采用 ASMC。

选取电气角速度误差和误差导数作为系统状态变量，则有

$$\begin{cases} x_1=\omega_r^*-\omega_r \\ x_2=\dot{x}_1=-\dot{\omega}_r \end{cases} \tag{12}$$

式中：ω_r^* 为期望电气角速度。

基于式 (8) 可得

$$\dot{i}_{st}=\frac{1}{K_\omega}\ddot{\omega}_r \tag{13}$$

式中：参数 K_ω 的定义如下：

$$K_\omega=\frac{n_p^2L_m|\boldsymbol{\psi}_r|}{JL_r} \tag{14}$$

选取一阶滑模面，滑模面方程为

$$s=\tilde{C}x_1+x_2 \tag{15}$$

式中：$\tilde{C}$ 为滑模系数。

本文选取指数趋近律，则有

$$\dot{s}=-\varepsilon\mathrm{sgn}(s)-ks \tag{16}$$

其中：$\varepsilon>0,k>0$。

由于符号函数的特性导致开关信号在滑动面上产生不连续，故滑模控制采用饱和函数 $\mathrm{sat}(s)$ 代替符号函数 $\mathrm{sgn}(s)$，$\mathrm{sat}(s)$ 可以被表示为

$$\mathrm{sat}(s)=\begin{cases} 1 & s>\Delta \\ \dfrac{1}{\Delta}s & -\Delta<s<\Delta \\ -1 & s<-\Delta \end{cases} \tag{17}$$

其中：Δ 为正常数。

则式 (16) 可变换为

$$\dot{s}=-\varepsilon\mathrm{sat}(s)-ks \tag{18}$$

同时，为解决滑模控制到达速度和较小滑模控制之间的矛盾，本文进一步改进趋近律：

$$\dot{s}=-\varepsilon\sinh^{-1}(\eta|x_1|)\mathrm{sat}(s)-ks \tag{19}$$

其中：η 为大于 0 的常数；$\sinh^{-1}(\cdot)$ 为反双曲正弦函数。

ASMC 是基于改进趋近律的滑模控制，具有自适应速度误差的特性，当系统运行轨迹远离滑模面时，到达速度较大，且随着趋近律系数减小并有效降低振动。

根据李雅普诺夫稳定性理论，李雅普诺夫函数可以被表示为

$$V(x)=\frac{1}{2}s^2 \quad s\neq 0 \tag{20}$$

基于式 (20)，则有

$$\dot{V}(x)=s\dot{s}=-\varepsilon\sinh^{-1}(\eta|x_1|)\,\mathrm{sat}(s)s-ks^2<0 \tag{21}$$

由式 (21) 可知，且基于李雅普诺夫稳定性条件，该控制系统渐近稳定。

则由式 (13)、式 (15) 和式 (19) 可以求出i_{st}^{*}为

$$i_{st}^{*}=\frac{1}{K_\omega}\int\left(\varepsilon\sinh^{-1}(\eta|x_1|)\,\mathrm{sat}(s)+ks+\tilde{C}x_2\right)\mathrm{d}t \tag{22}$$

2.2　SMRFO 设计

电流模型法和电压模型法是转子磁链的主要观测方法，分别用于低速、高速观测。因此，本文为更准确地观测转子磁链，选择采用基于滑模控制的 SMRFO 来准确观测转子磁链。

由式 (10) 可以设计如下观测器方程：

$$\dot{\hat{\boldsymbol{x}}}=\boldsymbol{A}\hat{\boldsymbol{x}}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{u}+\boldsymbol{K}\begin{bmatrix} i_{s\alpha}-\hat{i}_{s\alpha}\\ i_{s\beta}-\hat{i}_{s\beta}\end{bmatrix} \tag{23}$$

式中："^" 表示观测值；$\boldsymbol{K}$ 为反馈增益矩阵，其根据观测器的期望收敛速度进行设定。本文设置 $\boldsymbol{K}$ 为

$$\boldsymbol{K}=\begin{bmatrix} k_1 & 0\\ 0 & k_1\\ k_2 & 0\\ 0 & k_2\end{bmatrix} \tag{24}$$

其中：k_1和k_2为反馈系数。

为提升观测器的稳定性，反馈增益矩阵系数满足如下条件：

$$(\boldsymbol{A}-\boldsymbol{K}\boldsymbol{C})^{\mathrm{T}}+\boldsymbol{A}-\boldsymbol{K}\boldsymbol{C}<\boldsymbol{0} \tag{25}$$

为进一步提高观测器的鲁棒性，设计 SMRFO 如下：

$$\begin{cases}\dot{\hat{\boldsymbol{x}}}=\boldsymbol{A}\hat{\boldsymbol{x}}+\boldsymbol{B}\boldsymbol{u}+\boldsymbol{K}\begin{bmatrix} i_{s\alpha}-\hat{i}_{s\alpha}\\ i_{s\beta}-\hat{i}_{s\beta}\end{bmatrix}+\boldsymbol{M}\begin{bmatrix}\mathrm{sgn}\left(i_{s\alpha}-\hat{i}_{s\alpha}\right)\\ \mathrm{sgn}\left(i_{s\beta}-\hat{i}_{s\beta}\right)\end{bmatrix}\\ \hat{\boldsymbol{i}}_{\mathrm{s}}=\boldsymbol{C}\hat{\boldsymbol{x}}\end{cases} \tag{26}$$

式中：$\boldsymbol{M}$ 为系数反馈矩阵，表示为

$$\boldsymbol{M}=\begin{bmatrix} m_1 & 0\\ 0 & m_1\\ m_2 & 0\\ 0 & m_2\end{bmatrix}$$

其中：m_1和m_2为滑模反馈系数且为正数。

同时本节结合上文，仍用饱和函数 $\mathrm{sat}\left(\tilde{i}_{s\alpha}\right)$和 $\mathrm{sat}\left(\tilde{i}_{s\beta}\right)$代替符号函数 $\mathrm{sgn}\left(\tilde{i}_{s\alpha}\right)$和 $\mathrm{sgn}\left(\tilde{i}_{s\beta}\right)$，其中，"~" 表示观测误差，$\mathrm{sat}\left(\tilde{i}_{s\alpha}\right)$和$\mathrm{sat}\left(\tilde{i}_{s\beta}\right)$可以被表示为

$$\mathrm{sat}\left(\tilde{i}_{s\alpha}\right)=\begin{cases}1 & \tilde{i}_{s\alpha}>\Delta_1\\ \dfrac{1}{\Delta_1}\tilde{i}_{s\alpha} & -\Delta_1<\tilde{i}_{s\alpha}<\Delta_1\\ -1 & \tilde{i}_{s\alpha}<-\Delta_1\end{cases} \tag{27}$$

$$\mathrm{sat}\left(\tilde{i}_{s\beta}\right)=\begin{cases}1 & \tilde{i}_{s\beta}>\Delta_2\\ \dfrac{1}{\Delta_2}\tilde{i}_{s\beta} & -\Delta_2<\tilde{i}_{s\beta}<\Delta_2\\ -1 & \tilde{i}_{s\beta}<-\Delta_2\end{cases} \tag{28}$$

式中：Δ_1和Δ_2均为大于 0 的常数。

根据电机状态方程 (10) 和观测器方程 (26) 可得误差方程如下：

$$\begin{cases}\dfrac{\mathrm{d}\tilde{i}_{s\alpha}}{\mathrm{d}t}=\dfrac{L_{\mathrm{m}}}{\sigma L_{\mathrm{s}}L_{\mathrm{r}}T_{\mathrm{r}}}\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\alpha}+\dfrac{L_{\mathrm{m}}}{\sigma L_{\mathrm{s}}L_{\mathrm{r}}}\omega_{\mathrm{r}}\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\beta}-\\ \qquad\dfrac{R_{\mathrm{s}}L_{\mathrm{r}}^2+R_{\mathrm{r}}L_{\mathrm{m}}^2}{\sigma L_{\mathrm{s}}L_{\mathrm{r}}^2}\tilde{i}_{s\alpha}-k_1\tilde{i}_{s\alpha}-m_1\mathrm{sat}\left(\tilde{i}_{s\alpha}\right)\\ \dfrac{\mathrm{d}\tilde{i}_{s\beta}}{\mathrm{d}t}=\dfrac{L_{\mathrm{m}}}{\sigma L_{\mathrm{s}}L_{\mathrm{r}}T_{\mathrm{r}}}\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\beta}-\dfrac{L_{\mathrm{m}}}{\sigma L_{\mathrm{s}}L_{\mathrm{r}}}\omega_{\mathrm{r}}\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\alpha}-\\ \qquad\dfrac{R_{\mathrm{s}}L_{\mathrm{r}}^2+R_{\mathrm{r}}L_{\mathrm{m}}^2}{\sigma L_{\mathrm{s}}L_{\mathrm{r}}^2}\tilde{i}_{s\beta}-k_1\tilde{i}_{s\beta}-m_1\mathrm{sat}\left(\tilde{i}_{s\beta}\right)\\ \dfrac{\mathrm{d}\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\alpha}}{\mathrm{d}t}=-\dfrac{1}{T_{\mathrm{r}}}\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\alpha}-\omega_{\mathrm{r}}\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\beta}+\dfrac{L_{\mathrm{m}}}{T_{\mathrm{r}}}\tilde{i}_{s\alpha}-k_2\tilde{i}_{s\alpha}-m_2\mathrm{sat}\left(\tilde{i}_{s\alpha}\right)\\ \dfrac{\mathrm{d}\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\beta}}{\mathrm{d}t}=-\dfrac{1}{T_{\mathrm{r}}}\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\beta}+\omega_{\mathrm{r}}\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\alpha}+\dfrac{L_{\mathrm{m}}}{T_{\mathrm{r}}}\tilde{i}_{s\beta}-k_2\tilde{i}_{s\beta}-m_2\mathrm{sat}\left(\tilde{i}_{s\beta}\right)\end{cases} \tag{29}$$

根据广义滑模可达性条件，可定义李雅普诺夫函数如下：

$$V_1=\frac{1}{2}\left(\tilde{i}_{s\alpha}^2+\tilde{i}_{s\beta}^2\right) \tag{30}$$

则由式 (29) 和式 (30) 可得

$$\begin{aligned}\dot{V}_1=&\tilde{i}_{s\alpha}\dot{\tilde{i}}_{s\alpha}+\tilde{i}_{s\beta}\dot{\tilde{i}}_{s\beta}=-\frac{R_{\mathrm{s}}L_{\mathrm{r}}^2+R_{\mathrm{r}}L_{\mathrm{m}}^2}{\sigma L_{\mathrm{s}}L_{\mathrm{r}}^2}\left(\tilde{i}_{s\alpha}^2+\tilde{i}_{s\beta}^2\right)+\\ &\frac{L_{\mathrm{m}}}{\sigma L_{\mathrm{s}}L_{\mathrm{r}}T_{\mathrm{r}}}\left(\tilde{i}_{s\alpha}\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\alpha}+\tilde{i}_{s\beta}\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\beta}\right)+\frac{L_{\mathrm{m}}}{\sigma L_{\mathrm{s}}L_{\mathrm{r}}}\omega_{\mathrm{r}}\left(\tilde{i}_{s\alpha}\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\beta}-\tilde{i}_{s\beta}\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\alpha}\right)-\\ &m_1\left(\tilde{i}_{s\alpha}\mathrm{sat}\left(\tilde{i}_{s\alpha}\right)+\tilde{i}_{s\beta}\mathrm{sat}\left(\tilde{i}_{s\beta}\right)\right)-k_1\left(\tilde{i}_{s\alpha}^2+\tilde{i}_{s\beta}^2\right)\end{aligned} \tag{31}$$

根据李雅普诺夫稳定性定理，若要保证该系统稳定，应使$\dot{V}_1<0$，则可以求出定子电流滑模观测器系数m_1的取值范围如下：

$$\begin{aligned}m_1>&\frac{1}{\tilde{i}_{s\alpha}\mathrm{sat}\left(\tilde{i}_{s\alpha}\right)+\tilde{i}_{s\beta}\mathrm{sat}\left(\tilde{i}_{s\beta}\right)}\left[-k_1\left(\tilde{i}_{s\alpha}^2+\tilde{i}_{s\beta}^2\right)+\right.\\ &\frac{L_{\mathrm{m}}}{\sigma L_{\mathrm{s}}L_{\mathrm{r}}T_{\mathrm{r}}}\left(\tilde{i}_{s\alpha}\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\alpha}+\tilde{i}_{s\beta}\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\beta}\right)+\frac{L_{\mathrm{m}}\omega_{\mathrm{r}}}{\sigma L_{\mathrm{s}}L_{\mathrm{r}}}\left(\tilde{i}_{s\alpha}\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\beta}-\tilde{i}_{s\beta}\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\alpha}\right)-\\ &\left.\frac{R_{\mathrm{s}}L_{\mathrm{r}}^2+R_{\mathrm{r}}L_{\mathrm{m}}^2}{\sigma L_{\mathrm{s}}L_{\mathrm{r}}^2}\left(\tilde{i}_{s\alpha}^2+\tilde{i}_{s\beta}^2\right)\right]\end{aligned} \tag{32}$$

同理，设置转子磁链观测器系数m_2。选取李雅普诺夫函数为

$$V_2=\frac{1}{2}\left(\tilde{\psi}_{s\alpha}^2+\tilde{\psi}_{s\beta}^2\right) \tag{33}$$

则由式 (32) 和式 (33) 可得

$$\begin{aligned}\dot{V}_2=&\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\alpha}\dot{\tilde{\psi}}_{\mathrm{r}\alpha}+\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\beta}\dot{\tilde{\psi}}_{\mathrm{r}\beta}=-\frac{1}{T_{\mathrm{r}}}\left(\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\alpha}^2+\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\beta}^2\right)+\left(\frac{L_{\mathrm{m}}}{T_{\mathrm{r}}}-k_2\right)\cdot\\ &\left(\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\alpha}\tilde{i}_{s\alpha}+\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\beta}\tilde{i}_{s\beta}\right)-m_2\left(\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\alpha}\mathrm{sat}\left(\tilde{i}_{s\alpha}\right)+\tilde{\psi}_{\mathrm{r}\beta}\mathrm{sat}\left(\tilde{i}_{s\beta}\right)\right)\end{aligned} \tag{34}$$

同时要满足当电流SMO进入滑模状态时有$\dot{V}_2<0$，即可以解出m_2的取值范围。当电流SMO进入滑模状态时有

$$\begin{cases}\tilde{i}_{s\alpha}=\dot{\tilde{i}}_{s\alpha}=0\\ \tilde{i}_{s\beta}=\dot{\tilde{i}}_{s\beta}=0\end{cases} \tag{35}$$

将式(35)代入式(29)可得

$$\begin{cases}\mathrm{sat}\left(\tilde{i}_{s\alpha}\right)=\left(\dfrac{L_m}{\sigma L_s L_r T_r}\tilde{\psi}_{r\alpha}+\dfrac{L_m\omega_r}{\sigma L_s L_r}\tilde{\psi}_{r\beta}\right)\Big/m_1\\ \mathrm{sat}\left(\tilde{i}_{s\beta}\right)=\left(\dfrac{L_m}{\sigma L_s L_r T_r}\tilde{\psi}_{r\beta}-\dfrac{L_m\omega_r}{\sigma L_s L_r}\tilde{\psi}_{r\alpha}\right)\Big/m_1\end{cases} \tag{36}$$

基于式(34)和式(36)可以求出$\dot{V}_2$为

$$\dot{V}_2=-\frac{1}{T_r}\left(\tilde{\psi}_{r\alpha}^2+\tilde{\psi}_{r\beta}^2\right)-\frac{m_2}{m_1}\cdot\frac{L_m}{\sigma L_s L_r T_r}\left(\tilde{\psi}_{r\alpha}^2+\tilde{\psi}_{r\beta}^2\right)+\left(\frac{L_m}{T_r}-k_2\right)\left(\tilde{\psi}_{r\alpha}\tilde{i}_{s\alpha}+\tilde{\psi}_{r\beta}\tilde{i}_{s\beta}\right) \tag{37}$$

由式(37)可以推出m_2的取值范围如下：

$$m_2>m_1\frac{-\dfrac{1}{T_r}\left(\tilde{\psi}_{r\alpha}^2+\tilde{\psi}_{r\beta}^2\right)+\left(\dfrac{L_m}{T_r}-k_2\right)\left(\tilde{\psi}_{r\alpha}\tilde{i}_{s\alpha}+\tilde{\psi}_{r\beta}\tilde{i}_{s\beta}\right)}{\dfrac{L_m}{\sigma L_s L_r T_r}\left(\tilde{\psi}_{r\alpha}^2+\tilde{\psi}_{r\beta}^2\right)} \tag{38}$$

因此，若要保证观测器收敛，则其应同时满足式(25)、式(32)和式(38)。

基于SMRFO的观测结果$\hat{\psi}_{r\alpha}$和$\hat{\psi}_{r\beta}$的值则可以求出$\hat{\psi}_r$的值，从而为ASMC提供参数，实现对系统的控制。

2.3 电流预测及成本函数计算

考虑到精度和计算量，本文利用二阶前向欧拉离散方程推出定子电流和转子磁链的下一个步长的值，如下：

$$i_{s\alpha}(k+1)=i_{s\alpha}(k)+T_s\left(-\frac{R_sL_r^2+R_rL_m^2}{\sigma L_sL_r}i_{s\alpha}(k)+\frac{L_m}{\sigma L_sL_rT_r}\psi_{r\alpha}(k)+\frac{1}{\sigma L_s}u_{s\alpha}(k)+\frac{L_m\omega_r}{\sigma L_sL_r}\psi_{r\beta}(k)\right) \tag{39}$$

$$i_{s\beta}(k+1)=i_{s\beta}(k)+T_s\left(-\frac{R_sL_r^2+R_rL_m^2}{\sigma L_sL_r}i_{s\beta}(k)+\frac{L_m}{\sigma L_sL_rT_r}\psi_{r\beta}(k)+\frac{1}{\sigma L_s}u_{s\beta}(k)-\frac{L_m\omega_r}{\sigma L_sL_r}\psi_{r\alpha}(k)\right) \tag{40}$$

$$\psi_{r\alpha}(k+1)=\psi_{r\alpha}(k)+T_s\left(\frac{L_m}{T_r}\psi_{r\alpha}(k)-\frac{1}{T_r}i_{s\alpha}(k)-\omega_r\psi_{r\beta}(k)\right) \tag{41}$$

$$\psi_{r\beta}(k+1)=\psi_{r\beta}(k)+T_s\left(\frac{L_m}{T_r}\psi_{r\beta}(k)-\frac{1}{T_r}i_{s\beta}(k)+\omega_r\psi_{r\alpha}(k)\right) \tag{42}$$

式中：T_s为采样周期。

考虑到数字控制系统有一拍延迟，因此，在进行定子磁链和电磁转矩预测时要预测到下一个时刻，即k+2时刻，定子电流、转子磁链的预测值更新如下：

$$i_{s\alpha}(k+2)=i_{s\alpha}(k+1)+T_s\left(-\frac{R_sL_r^2+R_rL_m^2}{\sigma L_sL_r}i_{s\alpha}(k+1)+\frac{L_m}{\sigma L_sL_rT_r}\psi_{r\alpha}(k+1)+\frac{1}{\sigma L_s}u_{s\alpha}(k+1)+\frac{L_m\omega_r}{\sigma L_sL_r}\psi_{r\beta}(k+1)\right) \tag{43}$$

$$i_{s\beta}(k+2)=i_{s\beta}(k+1)+T_s\left(-\frac{R_sL_r^2+R_rL_m^2}{\sigma L_sL_r}i_{s\beta}(k+1)+\frac{L_m}{\sigma L_sL_rT_r}\psi_{r\beta}(k+1)+\frac{1}{\sigma L_s}u_{s\beta}(k+1)-\frac{L_m\omega_r}{\sigma L_sL_r}\psi_{r\alpha}(k+1)\right) \tag{44}$$

$$\psi_{r\alpha}(k+2)=\psi_{r\alpha}(k+1)+T_s\left(\frac{L_m}{T_r}\psi_{r\alpha}(k+1)-\frac{1}{T_r}i_{s\alpha}(k+1)-\omega_r\psi_{r\beta}(k+1)\right) \tag{45}$$

$$\psi_{r\beta}(k+2)=\psi_{r\beta}(k+1)+T_s\left(\frac{L_m}{T_r}\psi_{r\beta}(k+1)-\frac{1}{T_r}i_{s\beta}(k+1)+\omega_r\psi_{r\alpha}(k+1)\right) \tag{46}$$

为实现电流的快速跟踪，以电流偏差最小为优化目标，则可以定义成本函数为

$$g=\left|i_{s\alpha}^*-i_{s\alpha}(k+2)\right|+\left|i_{s\alpha}^*-i_{s\beta}(k+2)\right| \tag{47}$$

2.4 ASMC-SMRFO-MPCC设计总结

本文设计的ASMC-SMRFO-MPCC控制系统如图3所示，其中，2r/2s表示Park逆变换，变量从两相旋转坐标系转换到两相静止坐标系上。其主要流程为：三相电流i_a、i_b、i_c经过Clark变换得到两相静止坐标系下的定子电流$i_{s\alpha}(k)$和$i_{s\beta}(k)$，并基于此及电压重构得到的定子电$\boldsymbol{u}_s(k)$进行电流预测，得到k+2时刻的定子电流$i_{s\alpha}(k+2)$和$i_{s\beta}(k+2)$；定子电流$i_{s\alpha}(k)$和$i_{s\beta}(k)$经过Park逆变换得到两相旋转mt坐标系下的定子电流i_{sm}和i_{st}，并基于此进行转子磁链$\boldsymbol{\psi}_r$计算；编码器测得电机转速ω_r并与给定转速ω_r^*相减得到转速误差，转速误差经ASMC得到t轴参考定子电流i_{st}^*，给定转子磁链$\boldsymbol{\psi}_r^*$和转子磁链$\boldsymbol{\psi}_r$作差，

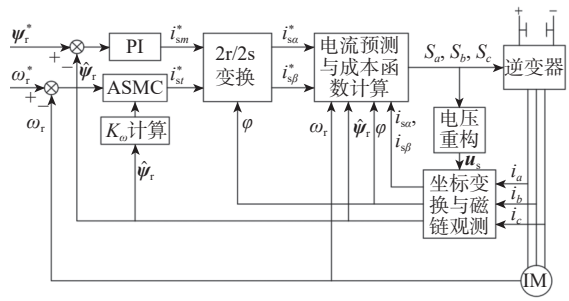


图3 ASMC-SMRFO-MPCC控制系统框图

Fig. 3 ASMC-SMRFO-MPCC control system block diagram

并经过磁链 PI 调节器得到 m 轴参考定子电流 i_{sm}^*, 参考定子电流 i_{st}^* 和 i_{sm}^* 再经过 Park 逆变换得到参考电流 $i_{s\alpha}^*$ 和 $i_{s\beta}^*$; 基于定子电流 $i_{s\alpha}(k+2)$ 和 $i_{s\beta}(k+2)$ 与参考电流 $i_{s\alpha}^*$ 和 $i_{s\beta}^*$ 进行成本函数计算, 并选择最优开关矢量对应的开关量加给逆变器, 对异步电机进行供电, 从而实现对异步电机的控制。

3　仿真实验验证

3.1　仿真模型

为验证本文 ASMC-SMRFO-MPCC 控制系统的性能, 本文采用 MATLAB 软件、Simulink 模块进行负载转矩突变的仿真实验, 该实验中异步电机核心参数如表 2 所示。选取额定转速为 750 r/min, 负载转矩为 3 N·m, 实验中, 负载转矩在 4 s 和 7 s, 分别完成 3 N·m 到 5 N·m、5 N·m 到 3 N·m 的负载转矩突变。

表 2　热连轧机异步传动电机参数

Table 2　Parameters of asynchronous drive motor for hot rolling mill

参数	数值	参数	数值
功率/kW	12	定子电阻/Ω	1.2
额定电压/V	380	转子电阻/Ω	1
额定频率/Hz	50	定子电感/H	0.175
转动惯量/(kg·m^2)	0.062	转子电感/H	0.175
极对数	1	互感/H	0.17

3.2　仿真及结果分析

图 4 为采用 PI 控制器作为速度外环控制器 (PI-MPCC) 的仿真结果。由图 4 可知, 当负载转矩为 3 N·m 且恒定不变时, 异步电机在 0.23 s 左右达到额定转速并且稳定运行, 系统超调量为 0.93%左右, 超调较大。

为进一步提升系统的性能, 运用 SMC 替换传统的 PI 控制器作为速度外环控制器, 即 SMC-MPCC 控制系统。其仿真结果如图 5 所示。由图可知, 当负载转矩达到并保持在 3 N·m 时, 电机在 0.21 s 左右达到预定额定转速且运转稳定、超调量较小; 相较于 PI-MPCC 控制系统, SMC-MPCC 控制

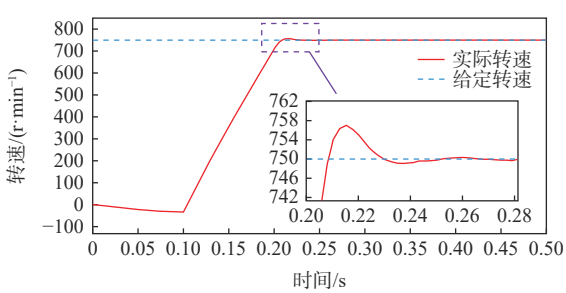


图 4　PI-MPCC 负载转矩恒定仿真结果

Fig. 4　PI-MPCC load torque constant simulation results

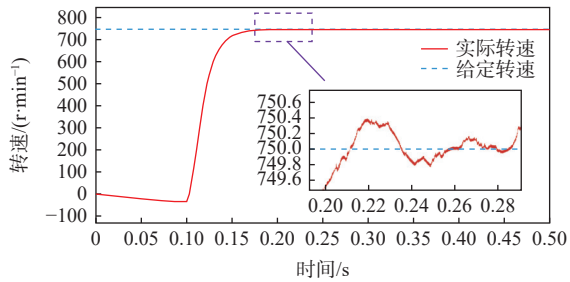


图 5　SMC-MPCC 负载转矩恒定仿真结果

Fig. 5　SMC-MPCC load torque constant simulation results

系统电机达到额定转速的效率提升了 8.7% 左右, 且大幅降低了超调。

为进一步提升滑模控制效果, 运用 ASMC 作为速度外环控制器, 即 ASMC-MPCC 控制系统。其仿真结果如图 6 所示。由图可知, 当负载转矩达到并保持在 3 N·m 时, 电机在 0.15 s 左右达到预定额定转速且运转稳定、超调量较小; 相较于 SMC-MPCC 控制系统, ASMC-MPCC 控制系统电机达到额定转速的效率提升了 28.57% 左右。

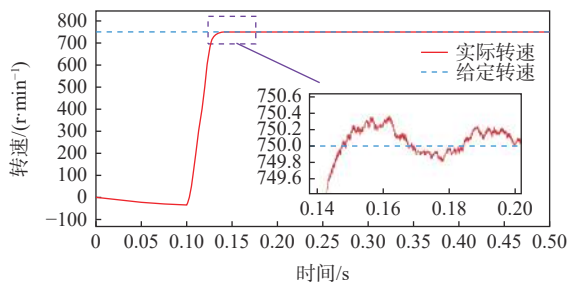


图 6　ASMC-MPCC 负载转矩恒定仿真结果

Fig. 6　Simulation results of constant load torque for ASMC-MPCC

考虑到小型热连轧机恶劣的工作环境, 可能导致电机负载转矩突变, 设定电机分别在 4 s 和 7 s 由 3 N·m 到 5 N·m、5 N·m 到 3 N·m 进行突变实验。SMC-MPCC 控制系统在负载转矩突变情况下的仿真结果如图 7 所示。由图可知, 当负载转矩在 4 s 和 7 s 进行 3 N·m 到 5 N·m 和 5 N·m 到 3 N·m 的突变时, 异步电机转速突变分别为 3.3 r/min 和 3 r/min 左右, 且分别在 0.42 s 和 0.36 s 内重新达到稳定状态, 控制系统处理负载转矩突变效率较低。

ASMC-MPCC 控制系统在负载转矩突变情况下的仿真结果如图 8 所示。由图可知, 当负载转矩在 4 s 和 7 s 进行 3 N·m 到 5 N·m 和 5 N·m 到 3 N·m 的突变时, 异步电机转速突变分别为 1.2 r/min 和 1.1 r/min 左右, 且分别在 0.3 s 和 0.27 s 内重新达到稳定状态。由此可见, ASMC-MPCC 控制系统相较于 SMC-MPCC 控制系统处理负载转矩的效率更高。

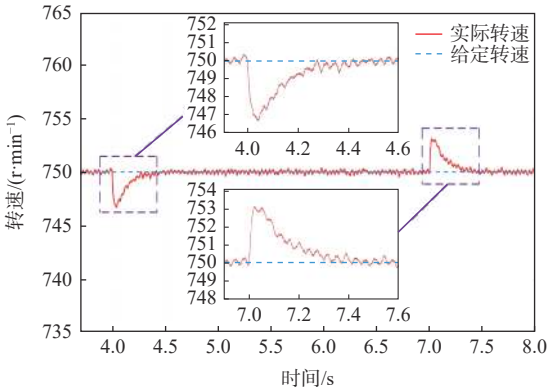


图7 SMC-MPCC负载转矩突变仿真结果

Fig. 7 SMC-MPCC load torque sudden simulation results

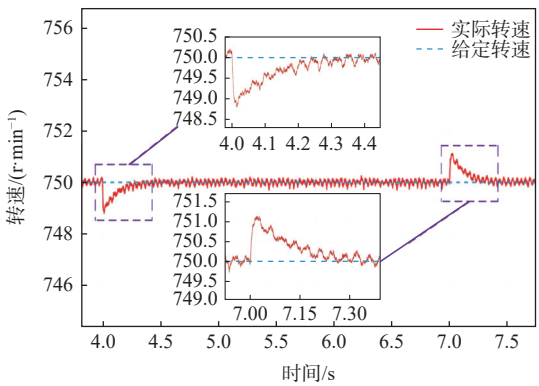


图8 ASMC-MPCC负载转矩突变仿真结果

Fig. 8 Simulation results of sudden load torque changes in ASMC-MPCC

结合图5～图8可知，ASMC-MPCC控制系统相较于SMC-MPCC控制系统，不但提升了电机达到额定转速的效率，还进一步提升了控制系统应对负载转矩突变的能力。

同时为进一步提升ASMC-MPPCC控制系统的应对负载转矩突变的能力，本文设计SMRFO对转子磁链进行观测，从而为ASMC控制器提供参数，即ASMC-SMRFO-MPCC控制系统。其在负载转矩突变情况下的仿真结果如图9所示。由图可知，当负载转矩在4 s和7 s进行3 N·m到5 N·m和5 N·m到3 N·m的突变时，异步电机转速突变分别为1 r/min和0.8 r/min左右，且分别在0.2 s和0.18 s时系统实现稳定恢复。由此可见，ASMC-SMRFO-MPCC相较于ASMC-MPCC的负载转矩控制能力得到提升。

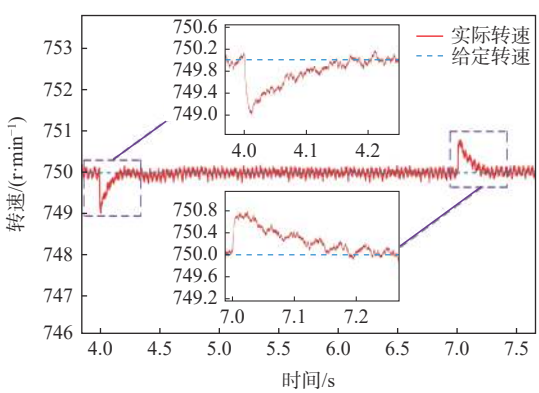


图9 ASMC-SMRFO-MPCC负载转矩突变仿真结果

Fig. 9 Simulation results of load torque sudden changes in ASMC-SMRFO-MPCC

4 结论

1）本文设计的ASMC-SMRFO-MPCC系统，相较于传统的MPCC系统，极大地提升了电机达到额定转速的效率。

2）本文设计的ASMC-SMRFO-MPCC系统，相较于传统的MPCC系统，当发生负载转矩突变时，能够更快地恢复至额定转速并稳定运行，拥有更好的抗干扰能力。

参考文献（References）

[1] 韩东颖, 时培明, 赵东伟. 板带轧机机电传动系统参激非线性扭振鲁棒控制研究[J]. 振动与冲击, 2016, 35(12): 1-6.
HAN D Y, SHI P M, ZHAO D W. Study on robust control for parametric excitation nonlinear torsional vibration of a strip-rolling mill's mechanical and electrical drive system[J]. Journal of Vibration and Shock, 2016, 35(12): 1-6(in Chinese).

[2] 王晓明. 轧机主传动交流调速系统的发展及应用[J]. 山东冶金, 2019, 41(1): 79-80.
WANG X M. Development and application of alternating current governor system of mill main drive[J]. Shandong Metallurgy, 2019, 41(1): 79-80(in Chinese).

[3] GOUWS R. Efficiency analysis of an induction motor with direct torque and flux control at a hot rolling mill[C]//Proceedings of the 8th Conference on the Industrial and Commercial Use of Energy. Piscataway: IEEE Press, 2011: 64-68.

[4] 张希扬. 基于无差拍控制的异步电机模型预测转矩控制研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2019.
ZHANG X Y. Research of model predictive torque control for asynchronous motor based on dead-beat control[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2019(in Chinese).

[5] 刘涛, 方毅芳, 吴达远. 基于负载转矩观测器的热连轧电机模型预测控制[J]. 制造技术与机床, 2023(3): 121-129.
LIU T, FANG Y F, WU D Y. Model predictive torque control of hot strip mill motor based on load torque observer[J]. Manufacturing Technology & Machine Tool, 2023(3): 121-129(in Chinese).

[6] 宁博文, 周风星, 卢少武. 基于高阶滑模速度控制器的异步电机模型预测转矩控制[J]. 控制与决策, 2021, 36(4): 953-958.
NING B W, ZHOU F X, LU S W. A model predictive torque control for induction motor based on high order sliding mode speed controller[J]. Control and Decision, 2021, 36(4): 953-958(in Chinese).

[7] 丁鲜花. 永磁同步电动机减小电流静差的低复杂度三矢量模型预测电流控制[D]. 西安: 西安理工大学, 2019.
DING X H. Three-vector based low-complexity model predic-tive current control with reduced steady-state current error for permanent magnet synchronous motor[D]. Xi'an: Xi'an University of

Technology, 2019(in Chinese).

[8] 滕青芳, 靳宇星, 李姝媛. 基于全局快速终端滑模转速调节器的 PMSM 驱动系统模型预测电流控制[J]. 信息与控制, 2017, 46(6): 691-697.
TENG Q F, JIN Y X, LI S Y. Model predictive current control for PMSM drive system based on global fast terminal sliding mode speed regulator[J]. Information and Control, 2017, 46(6): 691-697(in Chinese).

[9] 侯利民, 王怀震, 李勇, 等. 带扰动补偿的离散滑模 SPMSM 模型预测电流控制[J]. 信息与控制, 2017, 46(2): 186-191.
HOU L M, WANG H Z, LI Y, et al. Model predictive current control for SPMSM using discrete sliding-mode control based on disturbance compensation[J]. Information and Control, 2017, 46(2): 186-191(in Chinese).

[10] SAEED S, ZHAO W X, WANG H N, et al. Fault-tolerant deadbeat model predictive current control for a five-phase PMSM with improved SVPWM[J]. Chinese Journal of Electrical Engineering, 2021, 7(3): 111-123.

[11] ZHANG Y Q, YIN Z G, LI W, et al. Adaptive sliding-mode-based speed control in finite control set model predictive torque control for induction motors[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2021, 36(7): 8076-8087.

[12] NIU F, CHEN X, HUANG S P, et al. Model predictive current control with adaptive-adjusting timescales for PMSMs[J]. CES Transactions on Electrical Machines and Systems, 2021, 5(2): 108-117.

[13] SUN Z, DENG Y T, WANG J L, et al. Finite control set model-free predictive current control of PMSM with two voltage vectors based on ultralocal model[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2023, 38(1): 776-788.

[14] 张亚林. 异步电机模型预测电流控制技术研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2012.
ZHANG Y L. Research on model predictive current control of inverter supplied induction machine[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2012(in Chinese).

[15] 窦智峰, 晋玉祥, 金楠, 等. 高效电压源逆变器双矢量模型预测电流控制[J]. 电机与控制学报, 2020, 24(6): 153-162.
DOU Z F, JIN Y X, JIN N, et al. Two-vector-based mode predictive current control for voltage source inverter with high efficiency[J]. Electric Machines and Control, 2020, 24(6): 153-162(in Chinese).

[16] YIN Z G, LI L T, GAO F T, et al. Robust current predicted control of permanent magnet synchronous motors based on novel sliding model observer[C]//Proceedings of the IEEE 4th International Electrical and Energy Conference. Piscataway: IEEE Press, 2021: 1-6.

[17] LIN C K, YU J T, FU L C, et al. Model-based predictive current control for four-switch three-phase inverter-fed IPMSM with an adaptive backstepping complementary PI sliding-mode position controller[C]//Proceedings of the IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics. Piscataway: IEEE Press, 2012: 1042-1047.

[18] SUN X D, LI T, ZHU Z, et al. Speed sensorless model predictive current control based on finite position set for PMSHM drives[J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2021, 7(4): 2743-2752.

[19] TENG Q F, LUO W D. Model predictive current control for PMSM driven by three-level inverter based on fractional sliding mode speed observer[J]. Journal of Measurement Science and Instrumentation, 2020, 11(4): 358-364.

Model predictive current control of asynchronous motor in rolling mill based on sliding mode theory

FANG Yifang，WU Dayuan*，LIU Tao，YANG Panpan，LI Wenbo

(Instrumentation Technology and Economy Institute，P.R.China，Beijing 100055，China)

Abstract：The asynchronous drive motor of small-scale hot-rolling mills has the characteristics of high production efficiency and straightforward operation. However, due to its often harsh working environment with high temperature, high pressure, and dust, the performance requirements for the controller are higher. To use an adaptive sliding mode controller (ASMC) as the outer speed control loop and to calculate and observe the rotor flux via a full-order sliding mode flux observer (SMRFO), this article focuses on the asynchronous drive motor of small-scale hot-rolling mills. Sliding mode control theory and model predictive control are combined in this design process. According to simulation studies, this system may considerably increase response speed and accuracy over conventional model predictive current control systems while also efficiently controlling the asynchronous drive motor of small-scale hot-rolling mills. The system's capacity to promptly retrace the specified speed in the event of abrupt variations in the motor load torque enhances its anti-interference performance.

Keywords：small-scale hot-rolling mill asynchronous drive motor; adaptive sliding mode control; sliding mode rotor flux observer; current prediction; model predictive current control; load torque mutation

Received：2023-09-08；**Accepted**：2023-10-27；**Published Online**：2023-11-17 08：19

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20231116.1118.001

Foundation item：National Key Research and Development Program of China (2018AAA0101803)

* **Corresponding author**. E-mail：wudayuan@qq.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0870

高超飞行器热化学非平衡及稀薄滑移流动模拟

李鹏[1,2]，陈坚强[1,2,*]，丁明松[1,2]，梅杰[2]，江涛[2]，董维中[2]

(1. 空气动力学国家重点实验室，绵阳 621000；2. 中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所，绵阳 621000)

摘 要：稀薄滑移效应对高超飞行器气动特性产生重要影响。基于HyFLOW软件构建适用于热化学非平衡流动模拟的速度滑移和温度滑移边界条件，同时分别选取猎户座（Orion）飞船返回舱、OREX试验飞行器及类“哥伦比亚号”（OV102）航天飞机等典型高超飞行器，开展稀薄滑移流动模拟及其相关气动特性预测分析。研究表明：HyFLOW软件的稀薄滑移边界模型计算可靠，在预测热化学非平衡及稀薄滑移耦合效应相关的气动力、气动热特性方面具有较高的计算精度，能够满足工程复杂外形的仿真应用需求；稀薄滑移效应可显著降低热流峰值和减小热流峰值分布区域大小，相比于无滑移条件，其在类OV102航天飞机外形中预测的头部热流峰值最大降低了约45%，机翼前缘热流峰值最大降低了约20%。

关 键 词：高超声速；热化学非平衡；HyFLOW软件；稀薄滑移；航天飞机

中图分类号：V19

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3391-11

航天飞机、飞船返回舱、深空探测器等飞行器的再入/返回过程将经历一段稀薄滑移流区(克努森数 Kn 满足 $0.01 \leqslant Kn \leqslant 0.1$，大气高度 H=80～100 km)，其相关的气动力、热载荷等数据对于飞行任务设计至关重要[1-2]。在稀薄滑移流动条件下，传统的基于连续介质假设的雷诺平均Naveier-Stokes(NS)方程方法将不再适用，但通过在连续流计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)方法中增加滑移边界条件的方式可以实现稀薄滑移效应的数值仿真[1]。除采用直接模拟蒙特卡罗(direct simulation Monte Carlo, DSMC)方法以外，基于滑移边界条件的CFD方法也是实现高超稀薄滑移流动模拟及其相关气动特性预测分析的重要数值工具。

随着探月工程、火星探测工程等航空航天飞行任务的增多，对高超飞行器在稀薄气体效应下的气动热力学研究需求越来越重要。为适应型号工程的任务需要，拓展HyFLOW软件数值方法的适用范围，通过增加基于经典Maxwell模型的速度滑移和温度跳跃边界条件[3-4]，使其CFD求解器初步具备了模拟高超稀薄滑移流动的能力。本文旨在研究当前HyFLOW软件对高超稀薄滑移流动模拟的适用能力，以及对热化学非平衡及稀薄滑移耦合效应相关气动力、热特性的预测精度。

猎户座(Orion)飞船返回舱[5-7]是美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration，NASA)研制的类Apollo外形的轨道返回器，OREX(orbital reentry experiment)试验飞行器[8-10]是日本HOPE(H-2 Orbiting Plane)轨道飞机计划设计的钝锥外形的轨道返回器，两者均开展了多次飞行试验任务，提供了许多极为宝贵的重要试验数据。同时，Moss[5]、Votta[6]、Gupta[9]等及Vlasov和Gorshkov[10]等分别基于DS2V/DS3V(基于Bird的DSMC方法)、NS3H(基于CFD方法)、LAURA(基于CFD方法)等软件也开展了大量的数值研究，为研究稀

收稿日期：2022-10-30；录用日期：2022-12-09；网络出版时间：2023-02-07 08:15
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230206.1457.004
基金项目：国家数值风洞工程项目；国家重点研发计划(2019YFA0405203)
*通信作者. E-mail：chenjq@cardc.cn

引用格式：李鹏，陈坚强，丁明松，等. 高超飞行器热化学非平衡及稀薄滑移流动模拟[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(11)：3391-3401. LI P，CHEN J Q，DING M S，et al. Simulaton of therochemical nonequilibrium and rarefied-slip flows for hypersonic flight vehicles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(11)：3391-3401 (in Chinese).

薄滑移边界条件提供了重要的参考数据。因此，本文选取这2类近地轨道返回器作为标模算例，对HyFLOW软件[11-12]的CFD方法及其滑移边界条件进行对标校验。依据航天飞机STS-2飞行试验[13-14]再入轨迹的高空稀薄气体条件，应用所构建的稀薄滑移计算功能开展化学非平衡流动模拟及相关气动热特性预测分析。

1 数值方法简介

对于高空稀薄滑移流动，固壁边界外主流仍采用基于连续介质假设的雷诺平均NS方程求解，但贴近固壁区的流动使用速度滑移和温度跳跃条件进行修正。本节简要介绍稀薄滑移条件下热化学非平衡流动的数值方法，包括主要计算模型和边界条件。

1.1 计算模型

高超声速飞行器热化学非平衡绕流使用HyFLOW软件的热力学单温度模型求解，其CFD解算器是基于并行多块结构网格的有限体积方法[15]，其中，时间推进格式主要为下上三角矩阵对称高斯-赛德尔(lower-upper symmetric Gauss-Seidel, LU-SGS)隐式方法，对流通量采用二阶MUSCL(monotone upstream-centerd schemes for conservation laws)插值方法计算，包含Steger、AUSM(advection upstream splitting method)类等空间离散格式及minmod、van-albada等常用限制器以备选，黏性通量主要为二阶中心差分格式，源项采用点隐式方法计算[12]。

在物理模型方面，气体组分的内能、焓和比热等特性参数使用Chemkin拟合方法[16]计算，组分的输运系数均使用近似模型计算，具体采用Blottner拟合式[17]、Eucken经验式[18-19]和基于Schmidt常数假设的推导式[18-19]分别计算黏性系数、热传导系数和质量扩散系数，混合气体的总输运系数则使用Wilke混合律计算。化学反应体系默认选用Park化学模型[20]，相应的正逆反应系数均采用Arrhenius拟合式估算。

1.2 边界条件

在稀薄滑移流动模拟中，边界处使用Maxwell通过平板流动模拟推导的速度滑移和温度跳跃条件计算。速度滑移条件式和温度跳跃式[3-4]分别为

$$\begin{cases} U_{\mathrm{slip}} = A\left(\dfrac{2-\sigma_{\mathrm{u}}}{\sigma_{\mathrm{u}}}\right)\lambda\left(\dfrac{\partial U_{\tau}}{\partial \boldsymbol{n}}\right)_{\mathrm{w}} \\ T_{\mathrm{slip}} - T_{\mathrm{w}} = \left(\dfrac{2-\sigma_{\mathrm{T}}}{\sigma_{\mathrm{T}}}\right)\dfrac{2\kappa}{(\gamma+1)\mu c_{\mathrm{v}}}\lambda\left(\dfrac{\partial T}{\partial \boldsymbol{n}}\right)_{\mathrm{w}} \end{cases} \tag{1}$$

式中：U_{slip}和T_{slip}分别为贴近壁面处流体滑移速度和滑移温度；T_{w}为固壁温度(T_{slip}−T_{w}表示温度跳跃)；下标w表示壁面；U_{τ}为切向速度；$\boldsymbol{n}$为壁面处法向量；A=1.0为均衡常数；κ、μ、c_{v}和γ分别为热传导系数、黏性系数、定容比热容和气体比热容比；σ_{u}和σ_{T}分别为切向动量协调系数和热协调系数，其取值依赖于温度、压力、气体种类和表面粗糙度等条件，默认取值$\sigma_{\mathrm{u}}=\sigma_{\mathrm{T}}=1.0$；$\lambda$为平均自由程，默认采用热力学参数计算式，即

$$\lambda = \frac{2\mu}{\rho\bar{C}} = \frac{\mu}{\rho}\sqrt{\frac{\pi M}{2RT}} = \frac{\mu}{p}\sqrt{\frac{\pi RT}{2M}} \tag{2}$$

式中：R=8.314 J/(mol·K)为普适气体常数；M为混合气体的平均分子量，kg/mol；$\bar{C}$为分子的平均热运动速度；ρ、T和p分别为气体的密度、温度和压强。

若采用变径硬球(variable hard sphere, VHS)模型，则平均自由程计算方法[1]为

$$\lambda = \frac{4\alpha(7-2\omega)(5-2\omega)}{5(\alpha+1)(\alpha+2)}\cdot\frac{\mu}{\rho}\sqrt{\frac{M}{2\pi RT}} = \frac{4\alpha(7-2\omega)(5-2\omega)}{5\pi(\alpha+1)(\alpha+2)}\cdot\frac{\mu}{p}\sqrt{\frac{\pi RT}{2M}} \tag{3}$$

式中：α=1为分子模型的逆幂律系数；ω为黏性系数正比于温度的幂次系数，由分子类型确定。对于空气，Bird建议ω=0.77[1]。

根据组分质量守恒方程，壁面催化条件由菲克定律计算，即

$$\dot{m}_{i,\mathrm{w}} = -\rho D_{i,\mathrm{w}}(\nabla c\cdot\boldsymbol{n}) \approx -\rho D_{i,\mathrm{w}}\frac{c_{i,1}-c_{i,\mathrm{w}}}{d_1} \tag{4}$$

式中：下标i表示组分编号；$\dot{m}_{i,\mathrm{w}}$为壁面处组分质量通量；d_1和$c_{i,1}$分别为第1层网格高度及第1层网格处组分质量分数；$c_{i,\mathrm{w}}$和$D_{i,\mathrm{w}}$分别为壁面处组分质量分数和组分扩散系数。

对于完全非催化条件，$\dot{m}_{i,\mathrm{w}}=0$，因此，$c_{i,\mathrm{w}}=c_{i,1}$。对于完全催化条件，一般以来流组分质量分数赋值，因此，$c_{i,\mathrm{w}}=c_{i,\infty}$。对于有限催化条件，组分质量通量$\dot{m}_{i,\mathrm{w}}$按照参考文献[12]所述的主要复合反应计算。

本文中的算例均采用热力学参数计算式估算平均自由程，在热化学非平衡流动中暂不考虑组分的滑移问题，壁温取等温壁条件。在稀薄滑移流动模拟中暂不考虑有限催化情形，壁面催化条件在完全催化(fully catalytic wall, FCW)或非催化(non-catalytic wall, NCW)之间取其一。

2 Orion返回舱稀薄滑移流动模拟

选取NASA的Orion飞船返回舱开展高超稀薄滑移流动模拟，对标DS2V(DSMC方法)和H3NS(CFD方法)软件[5-6]考核HyFLOW软件CFD方法及滑移边界条件的计算可靠性和适用能力。

Orion 飞船返回舱头部半径 R=6.035 m, 肩部横截面直径 D=5.029 2 m, 计算网格如图 1 所示。选取 H=85 km($Kn_{\infty,D}$=0.001 9)大气条件[6], 采用热力学单温度、5 组分 Park 化学模型及 FCW 条件开展化学非平衡及稀薄滑移流动模拟。

图 2 为对称面流场激波脱体距离对比及沿驻点线压强分布曲线。可以看到, 本文通过 HyFLow 软件计算得到的流场压力值与参考数值结果均符合良好, 相较于 H3NS 软件的 CFD 计算值, 计算得到的压强值与 DS2V 软件的 DSMC 结果更为接近, 表明 HyFLOW 软件在化学非平衡、稀薄滑移流动模拟及相关气动力预测精度方面具有高度的可靠性。

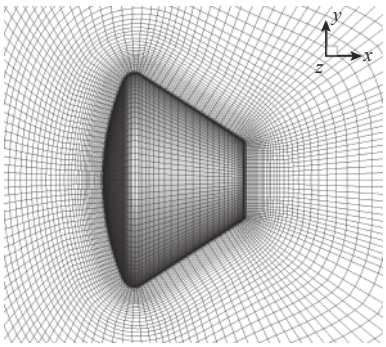
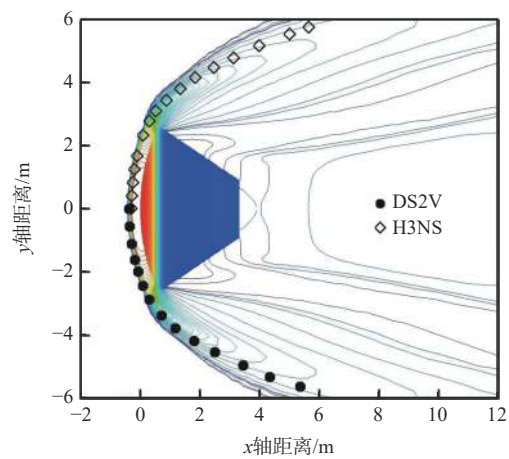


图 1　Orion 飞船返回舱计算网格

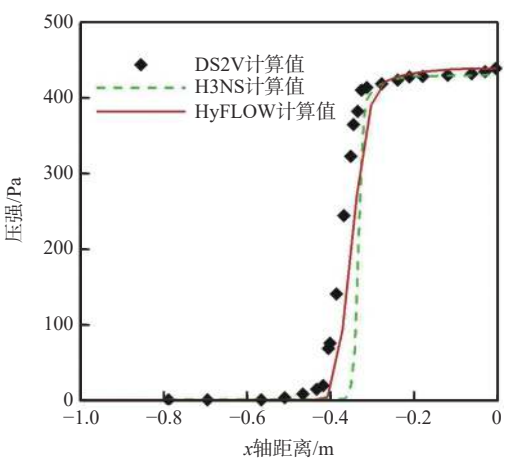
Fig. 1　Sketch of structured grid for Orion reentry capsule

图 3 为壁面速度滑移和温度跳跃的分布情况, 同时计算得到的壁面热流分布如图 4 所示。DS2V 方法将平动温度与转动温度分开计算, 文献 [6] 给出了 2 条温度跳跃曲线值, 其中, 转动温度跳跃值低于平动温度跳跃值。而 HyFLOW 和 H3NS 采用单温度模型方法计算, 将平动温度与转动温度作为一个整体进行描述, 因此, 本文预测的温度跳跃值与 DS2V 存在差异是正常的。此外, 由于滑移速度依赖温度跳跃值的正确计算, 若温度跳跃值预测不准, 则滑移速度必然不对。反过来, HyFLOW 软件预测的滑移速度与 DS2V 结果吻合, 则间接反证了本文计算结果的合理性和可靠性。

综上, HyFLOW 计算的速度滑移和温度跳跃曲线在分布趋势上与 H3NS 软件 CFD 结果相同, 但与 DS2V(DSMC 方法)的计算值更为吻合, 检验了



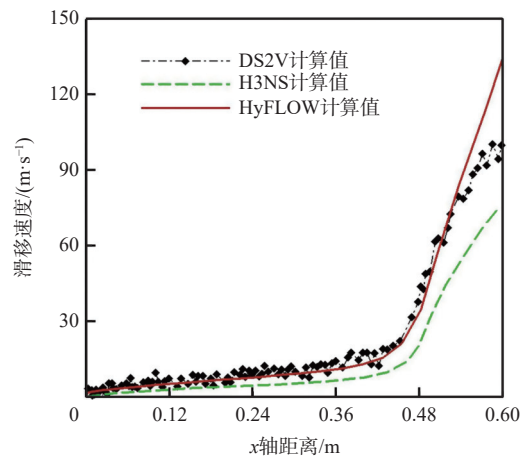
(a) 对称面流场激波脱体距离对比



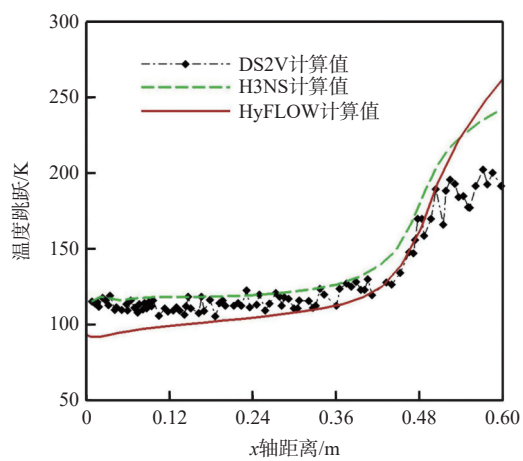
(b) 沿驻点线压强分布曲线

图 2　Orion 飞船返回舱在 H=85 km 条件下激波位置对比

Fig. 2　Comparison of shock location for Orion reentry capsule at H=85 km



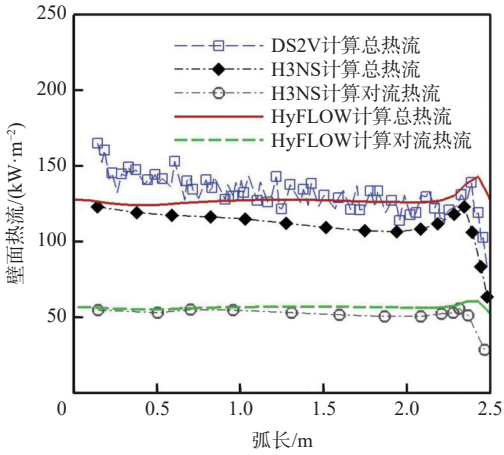
(a) 滑移速度



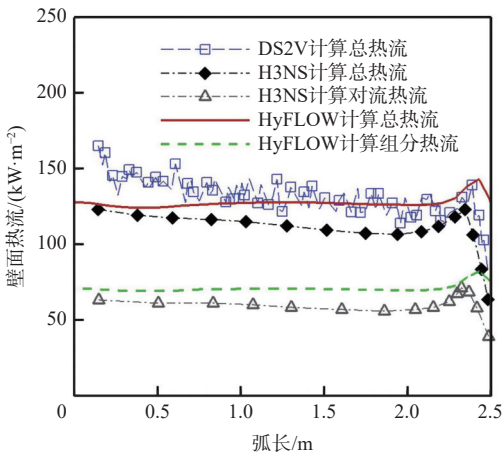
(b) 温度跳跃

图 3　H=85 km, T_w=1 184 K 时, 壁面滑移参数分布

Fig. 3　Distribution of slip parameters on surface in H=85 km, T_w=1 184 K



(a) 对流传导热流



(b) 组分扩散热流

图4 H=85 km, T_w=1 184 K时, 壁面热流分布对比

Fig. 4 Comparison of flux components on wall surface in H=85 km, T_w=1 184 K

本文所述稀薄滑移边界条件的有效性, 以及在预测稀薄滑移相关热力学参数方面的计算可靠性。

在热流预测方面, 本文计算的总热流分布值稍高于H3NS软件的CFD结果, 但与DS2V软件DSMC方法的预测值更符合, 表明HyFLOW软件在预测化学非平衡及稀薄滑移效应相关气动热特性方面同样具有较高的计算精度。

图5为H=85～125 km区间的驻点热流预测值对比。可以看到, HyFLOW软件的预测值在分布趋势上与H3NS软件的预测曲线一致, 但在相同站位上更贴近于DS2V软件DSMC方法的预测值, 表明对于Orion飞船返回舱的迎风面绕流模拟, HyFLOW软件在H=85～125 km区间范围内具有可靠的热流预测精度。

Orion飞船返回舱是一类大钝体几何外形, 尺寸较大, 迎风面绕流压缩性很强。强激波特性及大特征尺度(最大横截面直径D>1m)是包含滑移边界的CFD方法可以适用于H>100 km大气环境的根本原因。因此, 对于大钝体几何外形的迎风

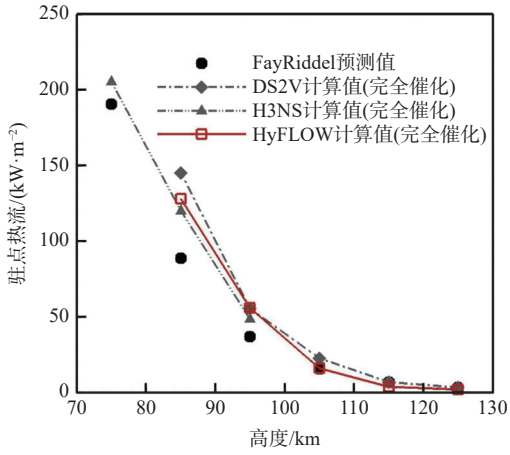


图5 Orion飞船返回舱不同高度下计算驻点热流对比

Fig. 5 Comparison of computed stagnation point heat flux at different altitude for Orion reentry capsule

面绕流模拟, HyFLOW软件CFD方法及稀薄滑移边界条件的适用范围可随特征尺度增大(最大横截面直径D>1 m)而拓展到H>100 km的大气环境。

3 OREX试验器稀薄滑移流动模拟

选取日本HOPE轨道飞机计划的OREX试验飞行器开展高超稀薄滑移流动模拟, 对标文献[7-10]的数值结果, 进一步考核HyFLOW软件CFD方法及滑移边界条件的计算可靠性和适用能力。

OREX试验飞行器是一类似钝锥外形的轨道返回器, 鼻头半径R_N=1.35 m, 半锥角θ=50°, 肩部横截面直径D_s=3.4 m, 计算网格如图6所示。选取H=92.82 km ($Kn_{\infty,D}$=0.029)大气条件[10], 采用热力学单温度和7组分Park化学模型及NCW条件开展热化学非平衡及稀薄滑移流动模拟。

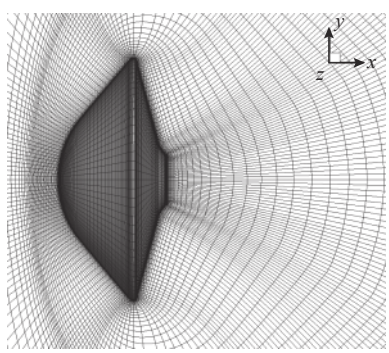


图6 OREX试验飞行器计算网格

Fig. 6 Structured grid for OREX experiment flight vehicle

图7和图8分别为计算得到的迎风面壁面压强及热流分布情况。可以看到, 稀薄滑移效应对气动力和热流的计算结果影响明显, 本文采用滑移边界计算的压力和热流与DSMC计算值符合良好, 进一步检验了HyFLOW软件CFD方法及稀薄滑移边界条件的有效性, 在预测热化学非平衡及

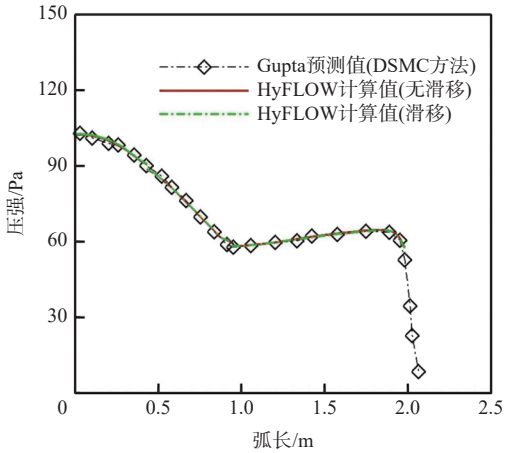


图 7　OREX 试验飞行器壁面压强对比

Fig. 7　Comparison of computed pressure on surface for OREX experiment flight vehicle

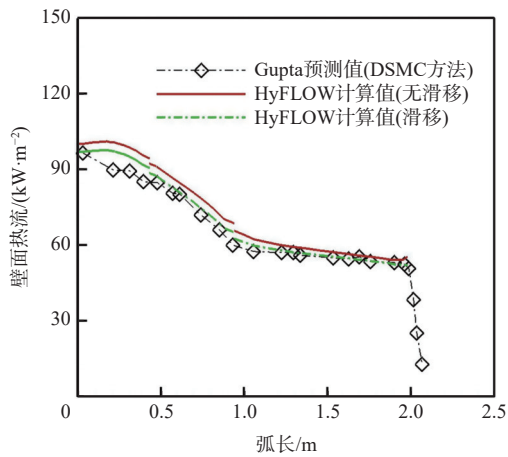


图 8　OREX 试验飞行器壁面热流对比

Fig. 8　Comparison of computed heat flux on surface for OREX experiment flight vehicle

稀薄滑移流动相关气动力、热特性方面具有可靠的计算精度。

同样地，图 9 为 H=80～105 km 区间的驻点热流预测值对比。可以看到，本文计算值在分布趋势上与 Vlasov 的 CFD 方法及 VSL 近似方法的预测曲线一致，在相同站位上与飞行试验数据和参考值具有良好的匹配性，再次证明了 HyFLOW 软件 CFD 方法及稀薄滑移边界条件的有效性，对于类 OREX

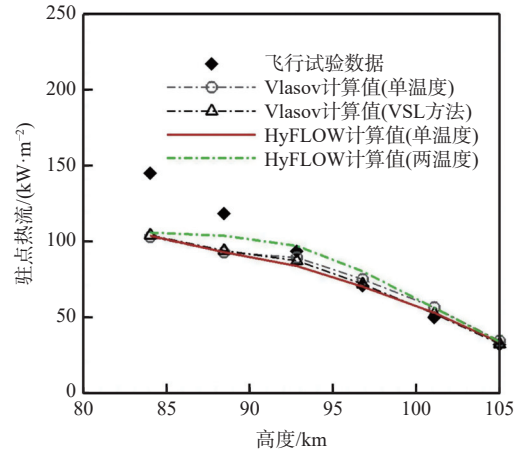


图 9　OREX 试验飞行器不同高度下计算驻点热流对比

Fig. 9　Comparison of computed stagnation point heat flux at different altitude for OREX experiment flight vehicle

钝锥外形的迎风面绕流模拟，其在 H=80～105 km 区间范围内具有有效可靠的气动热预测精度。

4　航天飞机高超稀薄滑移流动模拟

航天飞机是一类几何拓扑复杂的滑翔式天地往返飞行器，也是高超声速飞行的典型成功应用案例，其多次飞行任务可为高超飞行器的气动操控设计、热防护设计等关键技术提供极为宝贵的数据支撑和验证。本文以类“哥伦比亚”号（OV-102）航天飞机的第 2 次飞行任务（简称 STS-2）[13] 为基础，选取高空稀薄滑移飞行状态开展化学非平衡流动模拟，以及相关气动热特性预测分析，主要飞行状态如表 1 所示[21]。

类 OV-102 航天飞机的几何拓扑及计算网格分别如图 10 和图 11 所示，其中，机身长度 L_{ref}=32.34 m，气动力特性参考长度 c=12.058 m，参考面积 s=249.9 m^2，重心位置为（21.302 9, 0, 5.274 5）。计算过程主要采用热力学单温度模型和 5 组分 Park 化学模型。由于航天飞机 STS-2 飞行试验主要采用非催化防护材料，此外，依据文献 [13] 所述，以 x/L=0.2 处的实际测量温度作为全机壁面温度，壁面边界采用等温 NCW 条件。

表 1　再入过程典型飞行条件

Table 1　Typical flight conditions of reentry process

高度[21]/km	迎角[21]/(°)	速度[21]/(m·s^{-1})	密度[21]/(kg·m^{-3})	静温[21]/K	壁温[21]/K	O质量分数	O_2质量分数	N_2质量分数
103.14	39.86	7 675.57	$3.219\,7\times10^{-7}$	202.638	322.0	0.031 3	0.186 4	0.782 3
96.09	39.81	7 663.61	$1.143\,1\times10^{-6}$	189.395	464.0	0.010 4	0.219 3	0.770 3
89.95	39.78	7 648.45	$3.446\,8\times10^{-6}$	186.867	660.0	0.001 8	0.230 2	0.768 0
85.70	41.00	7 530.00	$7.316\,0\times10^{-6}$	187.460	852.0	0	0.233 0	0.767 0
77.90	40.20	7 420.00	$2.563\,0\times10^{-5}$	202.740	1 005.0	0	0.233 0	0.767 0

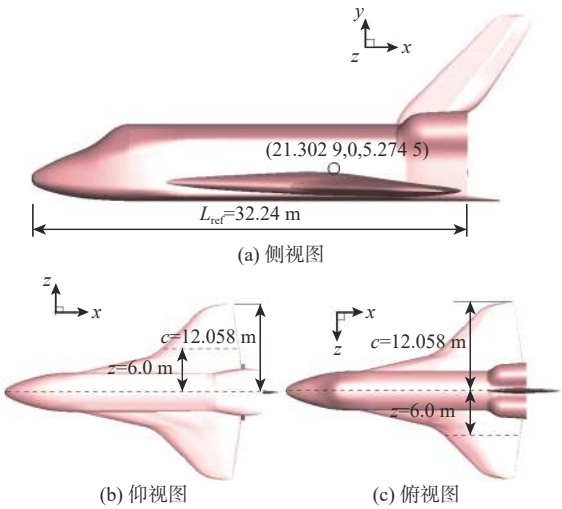


图 10 类 OV-102 航天飞机模型

Fig. 10 OV-102-like space shuttle model

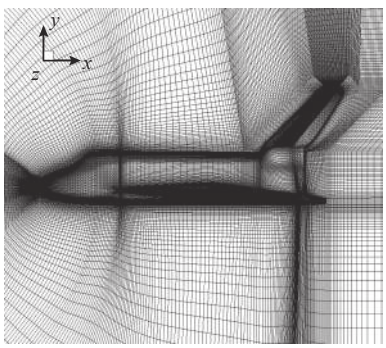


图 11 类 OV-102 航天飞机模型的计算网格

Fig. 11 Sketch of structured grid for OV-102-like space shuttle orbiter configuration

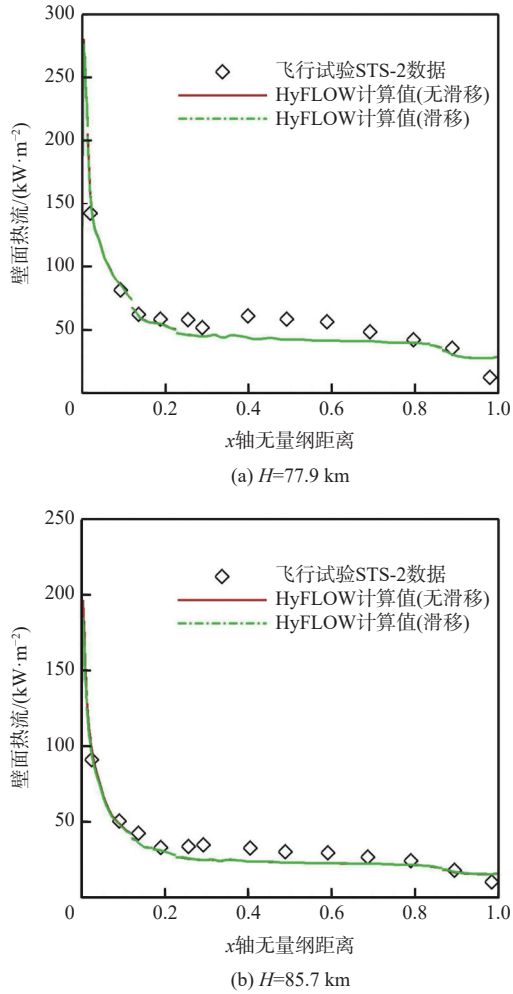


图 12 迎风面中心线热流分布

Fig. 12 Heat flux profile along the center line of the windward side

先选取 H=77.9 km 和 H=85.7 km 这 2 组飞行条件开展数值模拟，通过对比飞行试验数据检验相关方法对该几何外形和计算状态的适用性。图 12 为迎风面中心线热流分布曲线。可以看到，稀薄滑移条件计算的热流值略低于无滑移条件的计算值，这种趋势符合理论实际，证明了稀薄滑移边界条件的计算有效性。同时，壁面处采用无滑移条件估算的 Kn（特征尺度取 D=1 m，以下类同）等值线分布如图 13 所示。在 H=77.9 km 和 H=85.7 km 这 2 组飞行条件下，迎风面绕流的空气稀薄效应很弱，流动接近于连续流状态（Kn≤0.005），因此，这 2 组稀薄滑移条件的计算热流与无滑移结果差异较小是合理的，间接证明了 2 类边界条件计算热流值的可靠性。

此外，本文计算得到的热流分布曲线与 STS-2 飞行试验数据符合良好，再次显示了 HyFLOW 软件高度可靠的化学非平衡气动热特性预测精度，也证明了其在类航天飞机高超复杂几何拓扑外形化学非平衡及稀薄滑移绕流模拟中优异的计算鲁棒性和良好的适用性。

应用相同方法进一步外推计算其他几组飞行条件，表 2 为计算得到的全机气动力特性参数对比。排除飞行条件 H=103.14 km 的这组计算数据，可以看到采用稀薄滑移条件预测的升力系数、阻力系数及俯仰力矩系数等与无滑移条件的计算偏差均在 1% 以内，差异较小。

如图 13 所示，航天飞机迎风面的 Kn 均满足稀薄滑移条件（Kn≤0.02），说明采用连续流 CFD 方法对迎风面绕流的模拟是可行和可靠的。在背风面绕流中，超出滑移流定义范畴的 Kn 分布区域（即 Kn>0.1 的分布区间）随着飞行高度增加由机翼后缘逐步向机翼前缘位置扩大，尤其在 H=103.14 km 的飞行条件下，机翼上表面的 Kn 几乎均超出了滑移流定义范畴，表明连续流 CFD 方法在 H=103.14 km 的飞行条件下对航天飞机背风面绕流的模拟是不合适的，所计算的结果与实际偏差较大，故排除这组对比数据。

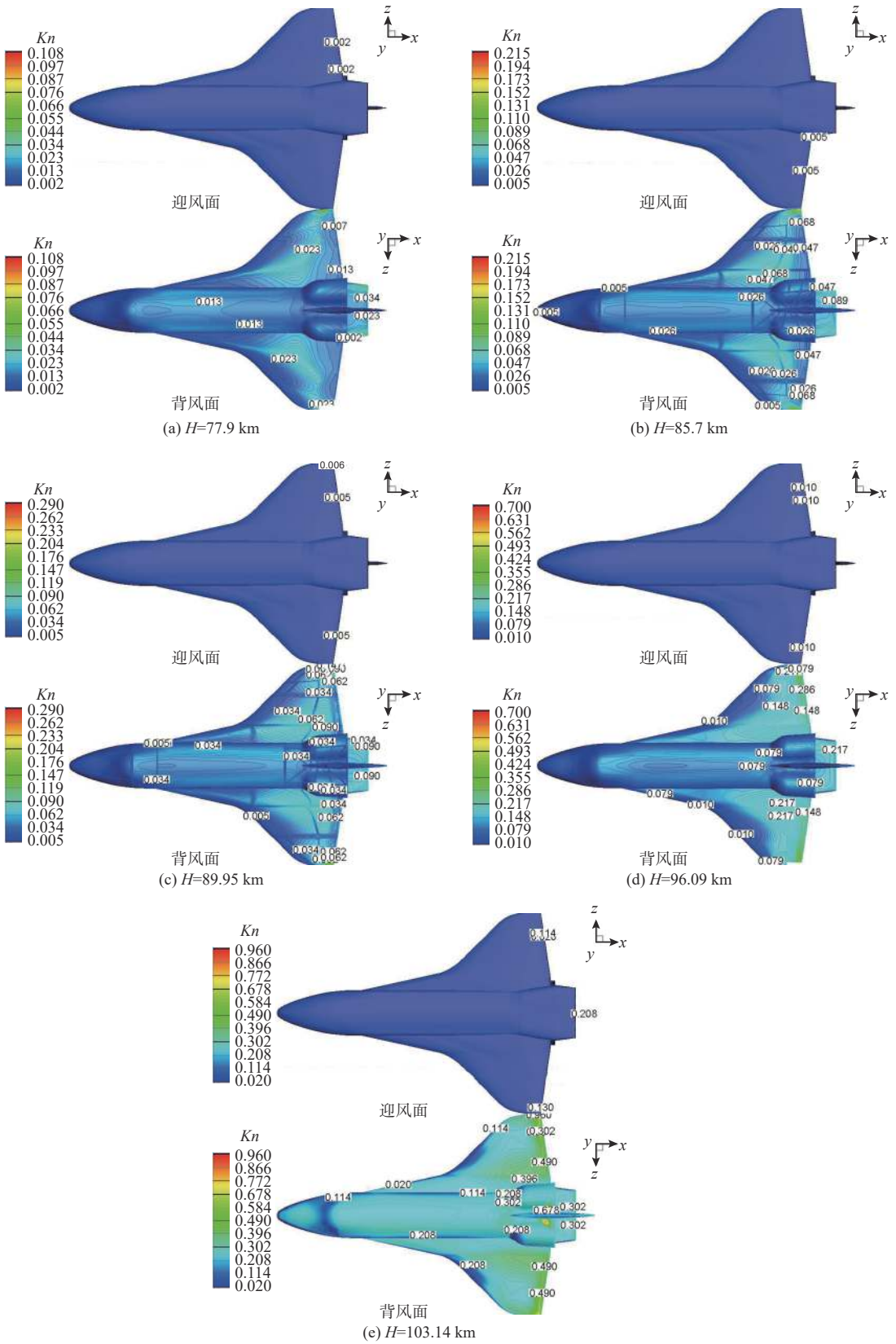


图 13　壁面处 *Kn* 等值线分布

Fig. 13　Contour of *Kn* contours on wall surface

总之，大迎角再入使航天飞机背风面绕流超出稀薄滑移流定义范畴，连续流 CFD 方法在背风面部件绕流计算中失效，这是采用无滑移条件与滑移条件分别计算全机气动力参数存在差异的根本原因。在大范围背风面绕流满足滑移流定义范畴时，采用两类边界条件计算的全机气动力参数差异在 1% 以内，表明稀薄滑移效应对高超飞行器气动力特性的影响较小。

表 2 全机气动力特性参数对比

Table 2 Comparisons of total aerodynamic forces

高度/km	升力系数C_L		C_L偏差/%	阻力系数C_D		C_D偏差/%	俯仰力矩系数C_Y		C_Y偏差/%
	无滑移	滑移		无滑移	滑移		无滑移	滑移	
103.14	0.741 3	0.741 4	0.01	1.193 1	1.190 7	−0.20	0.091 891	0.108 430	18.00
96.09	0.794 2	0.794 9	0.09	0.982 4	0.978 7	−0.38	0.089 040	0.089 720	0.76
89.95	0.823 0	0.823 0	0.00	0.894 7	0.893 6	−0.12	0.084 506	0.084 442	−0.08
85.70	0.877 8	0.877 1	−0.08	0.893 0	0.891 8	−0.13	0.088 543	0.088 322	−0.25
77.90	0.867 0	0.867 0	0.00	0.838 0	0.837 7	−0.04	0.078 104	0.078 040	−0.08

图 14 为 H=89.95 km 和 H=96.09 km 这 2 组飞行条件计算的壁面热流分布云图。同时沿 z=0 m 和 z=6 m 这 2 处位置提取剖面曲线，得到的热流分布曲线分别如图 15 和图 16 所示。分析壁面热流分布云图可见，稀薄滑移效应使机翼前缘的热流峰值区域减小。从剖面曲线上的热流分布对比可见，滑移条件计算的热流值均低于无滑移条件的计算值，在头部和机翼前缘的热流峰值区域，两者计算值的差异尤为明显，表明稀薄滑移效应对高超声速飞行器的气动热环境影响很大，可明显降低热流峰值，减小热流峰值分布区域。

表 3 为剖面曲线上的热流峰值对比。可以看到，稀薄滑移效应可使头部热流峰值降低至少 1%，机翼前缘热流峰值降低至少 2%。随着大气高度增加，热流峰值的下降幅度随之增大，头部热流峰值最大降低了约 45%，机翼前缘热流峰值最大降低了

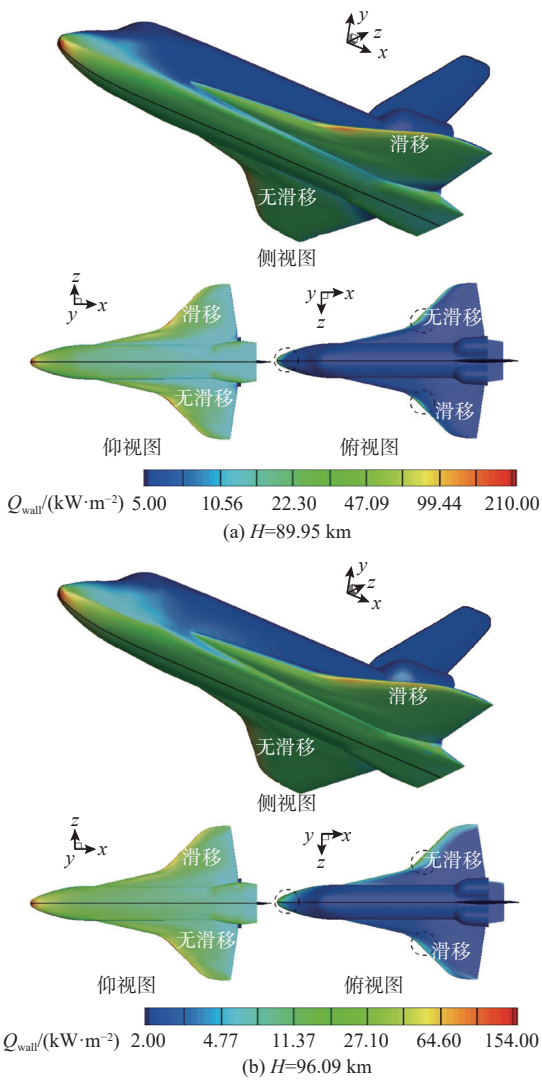


图 14 壁面热流等值线云图

Fig. 14 Contour of heating rate on wall surface

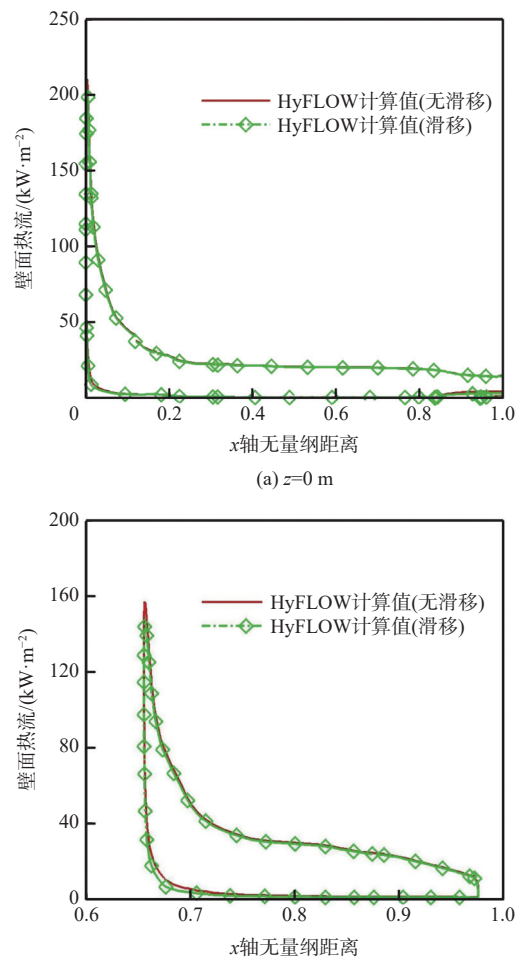
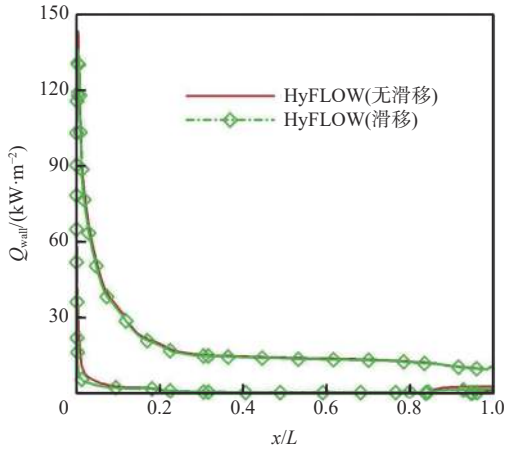
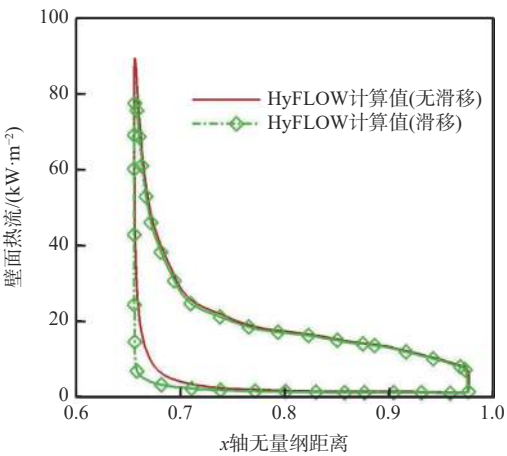


图 15 H=89.95 km 时，剖面曲线上热流分布对比

Fig. 15 Comparisons of heat flux on profile curves at H=89.95 km



(a) z=0 m



(b) z=6 m

图 16　H=96.09 km 时, 剖面曲线上热流分布对比

Fig. 16　Comparisons of heat flux on the profile curves at H=96.09 km

表 3　剖面曲线上的热流峰值对比

Table 3　Comparisons of heat flux peak on the profile curves

高度/km	Q_{max}/(kW·m^{-2})				偏差/%	
	z=0 m		z=6 m		z=0 m	z=6 m
	无滑移	滑移	无滑移	滑移		
103.14	70.033 3	38.523 3	42.967 8	34.353 3	−45.00	−20.05
96.09	143.727 0	136.705 2	89.431 2	79.197 6	−4.89	−11.44
89.95	210.233 9	202.821 9	157.211 2	146.496 4	−3.53	−6.82
85.70	196.557 8	192.212 8	180.119 1	171.566 3	−2.21	−4.75
77.90	279.896 0	276.469 5	375.778 2	366.569 8	−1.22	−2.45

约 20%, 进一步说明了稀薄滑移效应对高超声速飞行器的热流环境影响很大, 尤其是头部和机翼前缘等热流峰值区域。

5　结　论

1) 本文基于 HyFLOW 软件添加了速度滑移和温度跳跃边界条件, 使其初步具备了高超稀薄滑移流动的模拟能力。选取 Orion 飞船返回舱和 OREX 试验飞行器 2 类标模外形进行了数值验证, 同时应用该功能对类 OV-102 航天飞机高超稀薄滑移绕流开展了数值模拟及相关气动特性预测分析。

2) HyFLOW 软件已具备有效可靠的稀薄滑移模拟功能, 对于高超飞行器迎风面绕流模拟, 滑移边界条件的有效适用范围可以随特征尺度(D >1m)增大相应地拓展到 H >100 km 的大气环境。对于类 Orion 飞船返回舱大钝体外形的迎风面绕流模拟, HyFLOW 软件在 H=85～125 km 区间范围内显示了有效可靠的气动热预测能力; 对于类 OREX 钝锥外形的迎风面绕流模拟, 其在 H=80～105 km 区间范围内也具有良好的气动热预测精度。同时, 在类 OV-102 航天飞机复杂拓扑外形高超稀薄滑移绕流模拟中显示了优异的计算鲁棒性和良好的适用性。

3) 对类 OV-102 航天飞机在滑移流区的化学非平衡流动模拟显示, 稀薄滑移效应对飞行器气动力特性影响较小, 在大范围背风面绕流满足滑移流定义范畴时, 滑移条件和无滑移条件分别计算的全机气动力参数差异在 1% 以内。稀薄滑移效应对飞行器热流环境影响很大, 可显著降低热流峰值和减小热流峰值分布区域。相比于无滑移条件, 滑移条件预测的头部热流峰值最大降低约 45%, 机翼前缘热流峰值最大降低约 20%。

HyFLOW 软件后续将进一步完善稀薄滑移计算功能, 如添加组分滑移边界条件、实现稀薄滑移效应与有限催化特性的耦合计算、构建其他大气环境(如火星大气)的稀薄滑移边界条件等。

致谢　本项研究得到了中国空气动力研究与发展中心计算空气动力研究所风雷课题组和气动物理课题组的大力支持, 在此特别表示感谢!

参考文献 (References)

[1] 沈青. 稀薄气体动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 1-196.
SHEN Q. Rarefied gas dynamics[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003: 1-196(in Chinese).

[2] 梁杰, 李志辉, 杜波强, 等. 探月返回器稀薄气体热化学非平衡特性数值模拟[J]. 载人航天, 2015, 21(3): 295-302.
LIANG J, LI Z H, DU B Q, et al. Numerical simulation of rarefied gas thermochemical nonequilibrium when lunar exploration vehicle re-entering into atmosphere[J]. Manned Spaceflight, 2015, 21(3): 295-302(in Chinese).

[3] LOFTHOUSE A, SCALABRIN L, BOYD I. Velocity slip and temperature jump in hypersonic aerothermodynamics[C]//Proceedings of the 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2007.

[4] LOFTHOUSE A J. Nonequilibrium hypersonic aerothermodynamics using the direct simulation Monte Carlo and Navier-Stokes models[D]. Ann Arbor: The University of Michigan, 2008: 1-72.

[5] MOSS J, BOYLES K, GREENE F. Orion aerodynamics for hyper-

sonic free molecular to continuum conditions[C]//Proceedings of the 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston: AIAA, 2006.

[6] VOTTA R, SCHETTINO A, RANUZZI G, et al. Hypersonic low-density aerothermodynamics of orion-like exploration vehicle[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, 46(4): 781-787.

[7] MORSA L, ZUPPARDI G, VOTTA R, et al. Influence of chemical models on heat flux for EXPERT and Orion capsules[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2014, 228(6): 930-948.

[8] YAMAMOTO Y, YOSHIOKA M. CFD and FEM coupling analysis of OREX aerothermodynamic flight data[C]//Proceedings of the 30th Thermophysics Conference. Reston: AIAA, 1995.

[9] GUPTA R, MOSS J, PRICE J. Assessment of thermochemical nonequilibrium and slip effects for Orbital Reentry Experiment (OREX)[C]//Proceedings of the 31st Thermophysics Conference. Reston: AIAA, 1996.

[10] VLASOV V I, GORSHKOV A B. Comparison of the calculated results for hypersonic flow past blunt bodies with the OREX flight test data[J]. Fluid Dynamics, 2001, 36(5): 812-819.

[11] 李鹏, 陈坚强, 丁明松, 等. NNW-HyFLOW 高超声速流动模拟软件框架设计[J]. 航空学报, 2021, 42(9): 625718.
LI P, CHEN J Q, DING M S, et al. Framework design of NNW-HyFLOW hypersonic flow simulation software[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(9): 625718(in Chinese).

[12] 李鹏, 陈坚强, 丁明松, 等. LENS 风洞试验返回器模型气动热特性模拟[J]. 航空学报, 2021, 42(S1): 198-208.
LI P, CHEN J Q, DING M S, et al. Simulation of aerodynamic and thermal characteristics of LENS wind tunnel test returner model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(S1): 198-208(in Chinese).

[13] ZOBY E V. Analysis of STS-2 experimental heating rates and transition data[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1983, 20(3): 232-237.

[14] SCOTT C D. Effects of nonequilibrium and wall catalysis on Shuttle heat transfer[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1985, 22(5): 489-499.

[15] YOON S, JAMESON A. A multigrid LU-SSOR scheme for approximate newton iteration applied to the euler equations: NASA-CR-179524[R]. Washton, D. C. : NASA, 1986.

[16] GUPTA R N, YOS J M, THOMPSON R A, et al. A review of reaction rates and thermodynamic and transport properties for an 11-species air model for chemical and thermal nonequilibrium calculations to 30000K: NASA Reference Publication 1232[R]. Washton, D. C. : NASA, 1990.

[17] 董维中. 热化学非平衡效应对高超声速流动影响的数值计算与分析[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1996: 1-206.
DONG W Z. Numerical simulation and analysis of thermochemical nonequilibrium effects at hypersonic flow[D]. Beijing: Beihang University, 1996: 1-206(in Chinese).

[18] 郝佳傲. 高超声速热化学非平衡耦合效应的建模研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2018: 1-148.
HAO J A. Modeling of Thermochemical nonequilibrium coupling effects in hypersonic flows[D]. Beijing: Beihang University, 2018: 1-148(in Chinese).

[19] 王京盈. 高速高温流动的化学非平衡及热辐射耦合效应研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2017: 1-165.
WANG J Y. Numerical study on coupled effects of the chemical nonequilibrium and thermal radiation in high speed and high temperature flows[D]. Beijing: Beihang University, 2017: 1-165(in Chinese).

[20] SURZHIKOV S, SHANG J. Kinetic models analysis for super-orbital aerophysics[C]//Proceedings of the 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2008.

[21] KO W L, QUINN R D, GONG L, et al. Reentry heat transfer analysis of the space shuttle orbiter: 82N23491[R]. Washton, D. C. : NASA, 1982.

Simulaton of therochemical nonequilibrium and rarefied-slip flows for hypersonic flight vehicles

LI Peng[1, 2], CHEN Jianqiang[1, 2, *], DING Mingsong[1, 2], MEI Jie[2], JIANG Tao[2], Dong Weizhong[2]

(1. State Key Laboratory of Aerodynamics, Mianyang 621000, China;
2. Computational Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: The rarefied slip effect has a significant impact on the aerodynamic characteristics of hypersonic vehicle. Based on HyFLOW software, velocity slip and temperature slip boundary conditions suitable for thermochemical nonequilibrium flows are constructed. Meanwhile, the rarefied slip flows over the usual hypersonic vehicles of the Orion reentry capsule, OREX experiment flight vehicle, and the Columbia OV102-like space shuttle are simulated, and the associated aerodynamic properties are also anticipated and studied. Research results indicate that the rarefied slip boundary model in HyFLOW software is reliable, and has high computational accuracy in predicting the aerodynamic and aerothermal characteristics related to coupling effects of thermochemical nonequilibrium and rarefied slip. It can meet the simulation application requirements of complex engineering configurations. In addition, the rarefied slip effect can significantly reduce the peak value of heat flux and its distribution area. The peak heat flow of the OV102-like space shuttle's nose is anticipated by the slip condition to be, at most, 45% less than that of the no-slip condition, and, at most, 20% less than that of the leading edge of the wing.

Keywords: hypersonic; thermochemical nonequilibrium; HyFLOW software; rarefied slip; space shuttle

Received: 2022-10-30; **Accepted**: 2022-12-09; **Published Online**: 2023-02-07 08:15

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230206.1457.004

Foundation items: National Numerical Windtunnel Project; National Key Research and Development Program (2019YFA0405203)

* **Corresponding author**. E-mail: chenjq@cardc.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0830

面向终端区的航空器绿色轨迹优化

任广建[1,*]，何家兴[2]

(1. 北京交通大学 交通运输学院，北京 100044；2. 中国民航大学 空中交通管理学院，天津 300300)

摘 要：航空运输是中国综合交通领域的重要支柱，其绿色运行的研究对于可持续发展的意义重大。以绿色优化为核心，以减少碳排放为目标，面向终端区对航空器的轨迹进行优化研究，有效减少了碳排放，并得出有效结论。探索终端区飞行对于环境的影响，建立发动机排放模型；基于现有的广播式自动相关监视（ADS-B）数据和航空器A321机型巡航性能，对数据进行分析归纳；建立划分航段的整数规划模型，研究飞机在航段内的具体情况，结合飞机改变高度、平飞2种状态对航段区间水平距离长短进行分类讨论，得到航迹排放模型，依据模型假设和航行规则建立约束，利用粒子群优化(PSO)算法进行求解，模型增加了高度层改变约束，优化飞行状态，减轻管制负荷，使优化后航迹的碳排放较优化前降低了8.45%。通过对比优化前后航迹发现，在减少污染物排放的目标下，连续下降的进近策略比梯度下降策略更加高效。

关 键 词：航空运输；终端区；绿色运行；碳排放；轨迹优化

中图分类号：V355; U8

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3402-08

民航运输业是中国交通运输行业乃至国民经济中基础的、关键的产业。然而在航空运输业蓬勃发展的同时，其带来的生态环境问题也不可小觑。在相关部门的统计调查中[1]，航空运输消耗了交通行业中13%的不可再生燃料，造成了2%的全球人为CO_2排放。由此可见，航空运输具有一定的环境污染性，然而，与地面交通不同，航空运输很难使用清洁能源或新型能源来替代以减少对环境的破坏。尤其是，随着碳达峰、碳中和的生态保护议题不断深入，民航运输在绿色问题的研究上变得刻不容缓。航空器从机场起飞到落地整个过程要经过多个阶段，每个阶段所面临的环境问题都不同。航空器在飞行的各阶段会对环境产生不同的影响，研究表明航空器在终端区和场面运行对环境的影响更多元化一些[2]。因此，终端区和场面的绿色问题研究对环境问题综合治理有较大的启发价值。而相较于场面的环境问题可以从地面入手解决，终端区由于空中交通航线交叉重叠、结构密集复杂、管制压力较大等原因，环境问题较难解决，更多地依靠航线轨迹的优化。因此，本文提出面向终端区的航空器绿色轨迹优化方法。

绿色航空的研究，引起了学者的广泛关注。Lührs等[3]通过排放位置、海拔、时间和气候敏感性建立了货币化的气候成本函数，并利用这种方法进行了二维和三维优化航迹的比较评价。Sidiropoulos等[4]提出进近航线动态优化的方法，并以此分析了伦敦多个机场的终端区航线网络。Zhou等[5-6]在飞行程序的基础上基于模拟退火算法对终端区航线网络进行优化,同时，结合机场环境、航线约束和飞行器约束等条件，基于分支定界的思想对三维航迹进行规划。孙见忠等[7]对航空发动机排放物进行了评估分析，结果表明，性能退化对污染物的

收稿日期：2022-10-04；**录用日期**：2023-03-17；**网络出版时间**：2023-03-24 17:27
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230323.1256.003
基金项目：国家自然科学基金(U2333206)；中央高校基本科研业务费专项资金(2021RC214)
*通信作者. E-mail：zc416418@126.com

引用格式：任广建，何家兴. 面向终端区的航空器绿色轨迹优化[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(11)：3402-3409.
REN G J，HE J X. Green trajectory optimization of aircraft in terminal area[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(11)：3402-3409 (in Chinese).

排放指数影响较大。文献 [8] 针对航空器起落循环 (landing-take-off cycle, LTO) 阶段和巡航阶段的排放物进行了测算与预测。闫国华和吴鹏[9] 对标准 LTO 循环进行了分析, 并对飞机的完整航线进行了 CO_2 排放量估算。田勇等[10] 从高度层分配的角度, 开展了基于降低温室效应的航空器绿色轨迹优化研究。Tian 等[11] 基于绿色航空的理念, 对航空器在终端区空域的运行进行了优化分析。另外, 文献 [12] 对航空器的爬升阶段进行了绿色轨迹优化研究。李杰等[13] 分析了飞机起飞推力对油耗和排放的影响。胡荣等[14] 从碳达峰的视角, 对机场航空器的碳排放进行了预测研究。为有效减少大型枢纽机场高峰时段离港航空器拥堵延误及污染物排放, 郑丽君等[15] 提出高峰时段离港航空器绿色滑行策略, 具有一定的减排效果。

国内外对于绿色航迹优化的问题都有所研究, 总体来说国外研究起步早, 较为先进。对于污染物排放模型的建立国内的研究更加细致, 建立了诸多较为精确的预测办法。近年来, 终端区内航班数量趋于饱和, 尤其是国内大型机场的终端区运行十分繁忙。在保证安全、经济的基础上, 如果因污染物排放问题频繁改变航迹就显得有些得不偿失, 不仅威胁航行安全和效率, 还会大幅增加管制员负荷。国内外研究较少考虑到管制员负荷的问题, 因此, 本文在不改变终端区现行的航迹基础上, 在战术层面对高度层选择进行优化, 同时增加每航段能且只能调整一次高度层的约束, 目的是减小管制员负荷, 使模型更具现实价值。

1　航空器终端区排放模型

1.1　终端区运行分析

终端区通常是指以机场为圆心、水平半径为 10 km 左右, 地面以上、航路高度以下的柱形空域。由于各条航路及空中走廊上的航空器都会在终端区汇集, 完成进近、通过等一系列飞行任务, 因此, 终端区空中交通十分复杂, 交通流线密集, 管制员对于梳理航班顺序的工作负荷很大。终端区内重要的运行活动是飞机的 LTO 阶段, 其指从机场起飞、滑行、爬升至航路进入口, 再从开始进近点下降至机场并进行场面滑行, 除去航路巡航的完整过程。其活动范围是地面至空中 915 m(3 000 英尺)。国际民航组织 (International Civil Aviation Organization, ICAO) 规定, 理想条件下 LTO 阶段包含 4 种飞行模式: 滑行、起飞、爬升和下降, 如图 1 所示。

LTO 的 4 种飞行模式的完整过程均发生在终端区内, 其运行模式概括了飞机除巡航和下降外的飞行过程。本文将以标准 LTO 阶段为基础, 补充自航路开始下降过程的航行数据, 形成完整的飞行下降过程模型, 并以下降模型为例讨论终端区的绿色航迹优化问题。

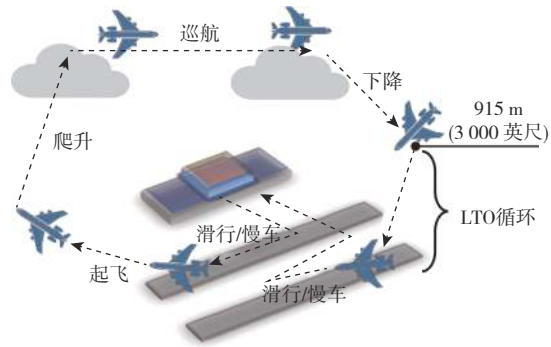


图 1　标准 LTO 循环[9]

Fig. 1　Standard LTO cycle [9]

1.2　排放模型构建

文献 [9] 给出了一个 LTO 阶段中进近部分某一航段的排放模型。由于终端区均处于对流层中, 实验航段整个下降过程都在终端区内, 下降所需的空间区域内大气环境可以整体看作对流层空间的一部分, 性质相同。因此, 可以将 LTO 阶段中进近部分的排放模型推广到实验航段的下降过程中, 即下降过程的排放模型为

$$E = NIF_{\mathrm{W}} \tag{1}$$

式中: N 为发动机数量; I 为燃油 CO_2 排放指数, I = 3 150 g/kg[12], 即每燃烧 1 kg 燃油生成的 CO_2(g); F_{W} 为在某一飞行状态下某一高度层航行时发动机的燃油流量, 其计算式为

$$F_{\mathrm{W}} = Ft \tag{2}$$

其中: F 为在该状态下发动机的燃油流率; t 为该航段中飞行状态持续的时间。

因此, 针对平飞航段燃油排放模型为

$$E^{\mathrm{cr}} = NIF_{\mathrm{W}}^{\mathrm{cr}} \tag{3}$$

式中: $F_{\mathrm{W}}^{\mathrm{cr}}$ 为平飞航段发动机燃油流量, 则

$$E^{\mathrm{cr}} = NIF^{\mathrm{cr}}t^{\mathrm{cr}} \tag{4}$$

同理, 改变高度层的航段燃油排放模型为

$$E^{\mathrm{ch}} = \begin{cases} NIF_{\mathrm{W}}^{\mathrm{cl}} = NIF^{\mathrm{cl}}t^{\mathrm{cl}} \\ NIF_{\mathrm{W}}^{\mathrm{des}} = NIF^{\mathrm{des}}t^{\mathrm{des}} \end{cases} \tag{5}$$

式中: 等号右侧上下分别为爬升和下降阶段的模型; $F_{\mathrm{W}}^{\mathrm{cl}}$ 和 $F_{\mathrm{W}}^{\mathrm{des}}$ 分别为爬升和下降阶段发动机燃油流量; F^{cl} 和 F^{des} 为相应燃油流率; t^{cl} 和 t^{des} 为相应航段飞行时间。

将各个航段的污染物排放进行求和, 即得到目标航迹的污染物排放水平, 其计算式为

$$E=\sum(E^{\mathrm{cr}}+E^{\mathrm{ch}}) \tag{6}$$

2 绿色轨迹优化模型构建

模型在终端区空域的垂直剖面上建立，将航段进行分割划分决策变量。根据整数规划的思路建立模型，由航行规则确定约束，以此来表现终端区的航迹策略。

2.1 模型假设

依据实验航段的实际航线对轨迹的高度进行优化，不考虑水平方向上因管制或飞行技术引起的偏航。

假设实验选取的空域条件理想，不考虑容量饱和和空中禁区的现象。在第1节中考虑到终端区优化问题，将为模型引入空域禁行区的约束条件：数据缺失限制，且实验航段为进近过程中高度较高的空域，因此，不考虑地形对于净空条件的限制。

由于数据缺失限制，实验将选取历史航迹进近过程中广播式自动相关监视(automatic dependent surveillance-broadcast, ADS-B)数据较为密集的航段作为参照对比对象。

为降低管制负荷，保证航行安全，规定每航段能且只能调整一次高度层。

假设飞行器在进入某一航段时开始决策变高度或平飞。

2.2 模型设计

1) 航段划分。将进近区域在垂直剖面划分为不同的相对高度层，水平方向上依据现有ADS-B数据的对应高度层，划分为不同航段。每个航段的高度层即为模型决策变量，取值为进近过程中7 500～900 m之间的高度层。垂直剖面上划分航段后的空域模型，如图2所示。

相对高度层编号对应的飞行高度层如表1所示。

2) 航段内航行。飞机在刚进入某航段航行时会有3种不同的状态选择，即平飞、爬升和下降。对于平飞的决策，飞机在同一高度以平均速率飞过该航段，如图3所示，其中，CRV表示平飞，L_i为航段区间长度，d为高度层高。

此时航行只生成平飞状态的燃油排放，该航段的污染物排放为

$$E=E^{\mathrm{cr}} \tag{7}$$

由式(4)可得

$$E=NIF^{\mathrm{cr}}t^{\mathrm{cr}} \tag{8}$$

对于平飞情况，决策后某一航段t^{cr}的求解为

$$t_i^{\mathrm{cr}}=\frac{L_i}{v_{J_i}^{\mathrm{cr}}} \tag{9}$$

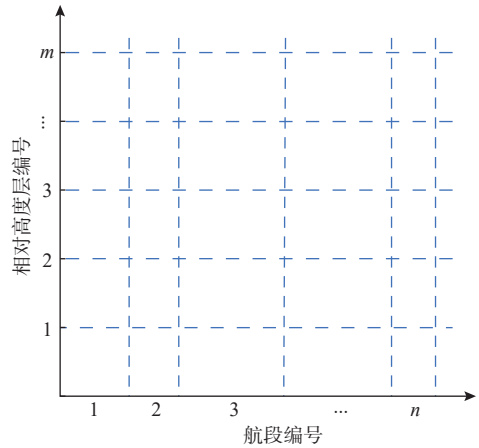


图2 垂直剖面上划分航段后的空域模型

Fig. 2 Airspace model after dividing flight segments on vertical section

表1 相对高度层编号对应的飞行高度层

Table 1 Flight altitude layers corresponding to relative altitude layer numbers

相对高度层编号	高度/m
1	0～900
2	900～1 500
3	1 500～2 100
4	2 100～2 700
5	2 700～3 300
6	3 300～3 900
7	3 900～4 500
8	4 500～5 100
9	5 100～5 700
10	5 700～6 300
11	6 300～6 900
12	6 900～7 500

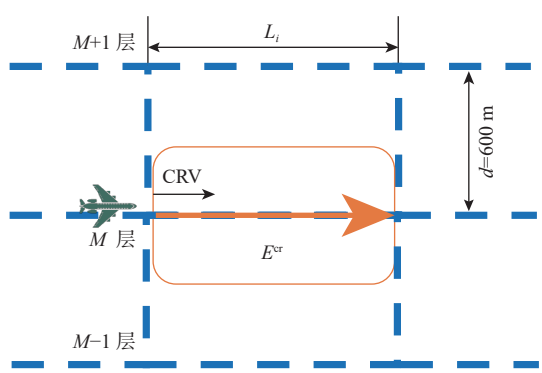


图3 航段内平飞模型

Fig. 3 Horizontal flight model in flight segment

式中：$v_{J_i}^{\mathrm{cr}}$为飞行速度。

当飞机在进入某一航段决定改变高度层，即爬升或下降时，在航段区间长度足够的前提下，该航段的飞行状态由改变高度和平飞组成。模型假设为减轻管制员负担，提升空域的组织性，在同一航

段内能且只能改变一次高度层, 同时在飞机进入某航段时便开始执行决策。由此可以得到变高度层决策下飞机航段内的飞行轨迹模型, 如图 4 所示。

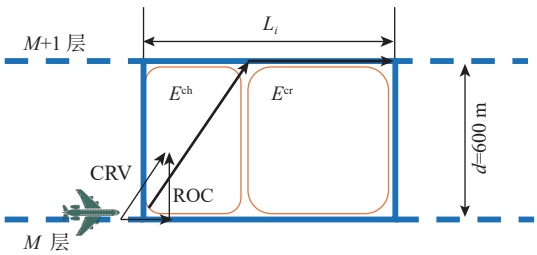


图 4　区间长度足够时, 以爬升为例的航段内变高度层飞行模型

Fig. 4　Flight model with varying altitude in flight segment, taking climbing as an example, when interval length is enough

此时变高度层的航段燃油排放模型为

$$E = E^{cr} + E^{ch} \tag{10}$$

即爬升和下降阶段的模型为

$$E = \begin{cases} NIF^{cr}t^{cr} + NIF^{cl}t^{cl} \\ NIF^{cr}t^{cr} + NIF^{des}t^{des} \end{cases} \tag{11}$$

由此, 区间长度等于改变高度时水平飞行的距离与剩余区间的平飞距离之和, 此时某一航段的 t^{cr}、t^{ch}由以下方程求解可得

$$t_i^{ch} = \frac{d}{v_{J_i}^{ch}} \tag{12}$$

$$t_i^{cr}v_{J_i}^{cr} + t_i^{ch}\sqrt{(v_{J_i}^{cr})^2 - (v_{J_i}^{ch})^2} = L_i \tag{13}$$

爬升率或下降率是根据发动机输出功率决定的, 在合理的范围内, 当区间长度在现有爬升率下不能满足模型假设, 即在该区间内无法完成一个高度层的转换时, 可以适当提高爬升率或下降率, 优先保证在该航段结束前完成高度层的转化, 因此, 该模型如图 5 所示。

模型中R_1为原有爬升率, R_2为在优先保证高度层转化的前提下的爬升率。模型在下降时同理。

此时, 排放模型为

$$E^{ch} = NIF^{ch}t^{ch} \tag{14}$$

对于高度层转化的情况, 燃油排放可根据式(14)求解。具体而言, 利用航迹作为斜边, 层高和航段距离作为直角边形成直角三角形, 在勾股定理的基础上建立方程, 求解该航段内航行的时间。建立方程如下:

$$(t_i^{ch}v_{J_i}^{cr})^2 = L_i^2 + d^2 \tag{15}$$

由式 (15) 可得

$$t_i^{ch} = \sqrt{\frac{L_i^2 + d^2}{(v_{J_i}^{cr})^2}} \tag{16}$$

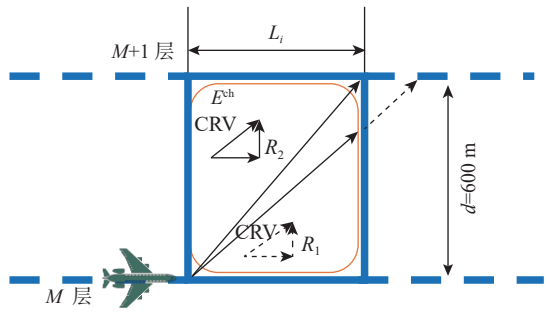


图 5　区间长度不够时, 以爬升为例的航段内变高度层飞行模型

Fig. 5　Flight model with varying altitude in flight segment, taking climbing as an example, when interval length is not enough

实际飞行过程中可能出现区间长度过小的情况, 导致要在区间内完成高度层转换的话, 垂直方向的速度分量过大, 即爬升率或下降率过大, 超过发动机可以输出的范围, 此时强行转化高度层, 不仅会大幅增加油耗, 还有可能出现事故征候, 影响航行安全。因此, 规定当区间长度过小时飞机不再进行高度层转化, 平飞经过该区间。在本文实验中, 以现有数据中的最大爬升率为爬升极限, 现有数据的最小平均速率作为参照标准, 经过计算, 出现这种情况的区间长度应小于 5.86 km, 而本文最小区间长度(6 km)大于该边界值, 故本文不对这种情况做重点研究。

3) 进近航行。综合本节航段内不同情形的排放模型, 将之求和即为航迹的排放, 最终形成如图 6 所示的在垂直剖面上的航行轨迹。

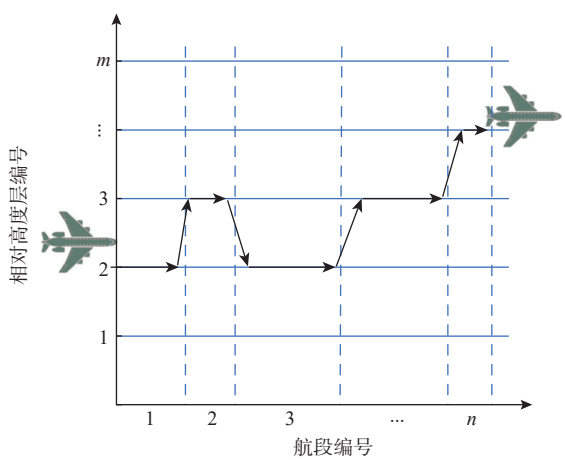


图 6　模型的进近航迹(以爬升为例)

Fig. 6　Approach trajectory of model,taking climbing as an example

2.3　模型建立

将现有 ADS-B 数据的记录点划分为n个分段, 将高度层划分为m个, 第i段航段对应的相对高度层为 J_i, 即 $i = 1,2,\cdots,n, J_i = 1,2,\cdots,m, I = 3\ 150$ g/kg。建立模型如下。

1）目标函数：

$$\min E=\sum_{i=1}^{n}(E_i^{\mathrm{cr}}+E_i^{\mathrm{ch}}) \tag{17}$$

设置飞行器升降指标，定义为

$$\begin{cases}\alpha_i=J_i-J_{i-1}\\ J_0=J_1\end{cases} \tag{18}$$

$$\alpha_i=\begin{cases}1\\0\\-1\end{cases} \tag{19}$$

其取值不同代表了该航段内航空器的运行策略选择不同，影响最终目标函数中的参数设置，$\alpha_i=1$表示爬升，$\alpha_i=0$表示平飞，$\alpha_i=-1$表示下降。

不改变高度层（平飞）时，产生的排放为

$$E_i^{\mathrm{cr}}=NIW_{i,J_i}^{\mathrm{cr}} \tag{20}$$

式中：$W_{i,J_i}^{\mathrm{cr}}=F_{J_i}^{\mathrm{cr}}t_i^{\mathrm{cr}}$为第$i$段航段选择高度层$J_i$平飞所造成的平均燃油消耗；$t_i^{\mathrm{cr}}=L_i/v_{J_i}^{\mathrm{cr}}$为第$i$段航段平飞的时间。

航段距离足够时，变高度层决策所产生的排放为

$$E_i^{\mathrm{ch}}=\begin{cases}NIF_{i,J_i}^{\mathrm{cl}} & \alpha_i=1\\0 & \alpha_i=0\\NIW_{i,J_i}^{\mathrm{des}} & \alpha_i=-1\end{cases} \tag{21}$$

式中：$F_{i,J_i}^{\mathrm{cl}}=F_{J_i}^{\mathrm{cl}}t_i^{\mathrm{cl}}$为第$i$段航段选择高度层$J_i$爬升时发动机的燃油流量，$t_i^{\mathrm{cl}}=d/R_{J_i}$为第$i$段航段爬升的时间；$W_{i,J_i}^{\mathrm{des}}=F_{J_i}^{\mathrm{des}}t_i^{\mathrm{des}}$为第$i$段航段选择$J_i$高度层下降时发动机的燃油流量，$t_i^{\mathrm{des}}=d/R_{\mathrm{O}J_i}$（高度层高$d=600$ m）为第i段航段下降的时间。

变高度层后继续平飞的排放为

$$E_i^{\mathrm{cr}}=NIW_{i,J_i}^{\mathrm{cr}} \tag{22}$$

$$W_{i,J_i}^{\mathrm{cr}}=F_{J_i}^{\mathrm{cr}}t_i^{\mathrm{cr}} \tag{23}$$

$$t_i^{\mathrm{cr}}=\frac{1}{v_{J_i}^{\mathrm{cr}}}\left[L_i-t_i^{\mathrm{ch}}\sqrt{(v_{J_i}^{\mathrm{cr}})^2-(v_{J_i}^{\mathrm{ch}})^2}\right] \tag{24}$$

$$t_i^{\mathrm{ch}}=\begin{cases}t_i^{\mathrm{cl}} & \alpha_i=1\\0 & \alpha_i=0\\t_i^{\mathrm{des}} & \alpha_i=-1\end{cases} \tag{25}$$

$$v_{J_i}^{\mathrm{ch}}=\begin{cases}R_{J_i} & \alpha_i=1\\0 & \alpha_i=0\\R_{\mathrm{O}J_i} & \alpha_i=-1\end{cases} \tag{26}$$

当航段距离较小不足以转变高度层时：

$$E_i^{\mathrm{ch}}=NIW_{i,J_i}^{\mathrm{ch}} \tag{27}$$

$$W_{i,J_i}^{\mathrm{ch}}=F_{J_i}^{\mathrm{ch}}t_i^{\mathrm{ch}} \tag{28}$$

式中：$t_i^{\mathrm{ch}}=\sqrt{\left(L_i^2+d^2\right)/\left(v_{J_i}^{\mathrm{cr}}\right)^2}$为第$i$段航段航迹改变（升或降）的时间；第$i$段航段平飞造成的燃油消耗$E_i^{\mathrm{cr}}=0$。

2）约束条件

①航行连续性

为确保航行轨迹的连续性，避免出现航迹间断，规定：

$$|J_i-J_{i-1}|\leqslant 1 \tag{29}$$

即

$$\alpha_i=\begin{cases}1\\0\\-1\end{cases} \tag{30}$$

②相对高度层取值$J_i=1,2,\cdots,m$。

③确保进近航线的进出口和飞机的下降趋势，规定，$J_1=12$且$J_n<3$。

3 实例分析

3.1 数据分析

根据某A321航班的ADS-B航迹数据，得到该航班航段的航迹信息如表2所示。同时，参照文献[16]相关数据并结合统计数据，得到航空器A321的性能参数如表3所示。本文针对进近过程进行优化，选取该段数据进行航迹分析。

表2 航班进近过程的ADS-B数据

Table 2 ADS-B data of flight approach process

时刻	航向/(°)	速度/(km·h^{-1})	高度/m	下降率/(m·s^{-1})
12:47:42	25	708	7 468	−292
12:49:46	25	689	6 828	−465
12:50:56	25	666	6 149	−595
12:51:29	25	653	5 814	−588
12:52:46	25	634	5 075	−554
12:54:07	25	581	4 511	−315
12:56:41	25	562	3 932	−174
13:00:47	327	523	3 330	−143
13:03:23	327	505	2 629	−443
13:07:00	329	478	2 247	−410
13:09:00	332	394	1 849	−389
13:11:00	333	372	1 363	−362
13:13:00	336	288	10	−312

由表3可知，可以将每个航段内的高度决策简化为相对高度层的编号（见表2）。从而得到现有航迹的相对高度层序列为：[12,12,11,10,10,8,8,7,6,4,4,3,2,1]。该航班的航迹如图7所示。

3.2 航段区间长度

基于如图7所示的现行航迹数据，取飞行在飞行高度层规定高度的时刻作为航段区分点。根据表3的发动机平均速率曲线，对其积分得到航程-时间函数，即

表 3　A321 各高度层发动机参数与飞行性能数据

Table 3　A321 engine parameters and flight performance data at different altitudes

高度/m	相对高度层编号	爬升功率/(kg·s^{-1})	飞行速度/(m·s^{-1})	平飞功率/(kg·s^{-1})	爬升率/(m·s^{-1})	下降功率/(kg·s^{-1})	下降率/(m·s^{-1})
900	1	1.56	83.33	4.60	9.86	0.38	11.45
1 500	2	1.77	105.56	4.48	9.04	0.37	11.50
2 100	3	1.91	133.60	4.36	4.84	0.37	12.48
2 700	4	2.00	140.28	4.23	4.24	0.36	12.10
3 300	5	2.08	145.28	4.11	6.96	0.35	12.55
3 900	6	2.14	156.11	3.99	5.38	0.35	10.16
4 500	7	2.18	161.39	3.86	3.21	0.34	9.34
5 100	8	2.20	176.11	3.74	5.88	0.33	11.10
5 700	9	2.18	181.39	3.61	4.25	0.32	10.78
6 300	10	2.14	185.00	3.48	7.87	0.32	13.48
6 900	11	2.06	191.39	3.35	5.61	0.31	13.87
7 500	12	1.94	196.67	3.23	3.50	0.30	11.33

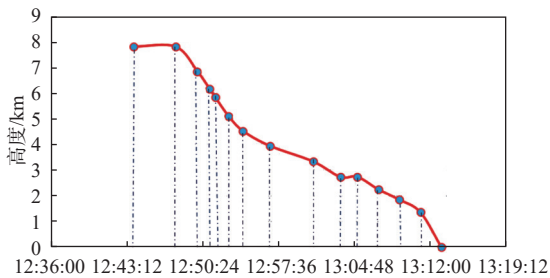


图 7　航班的现有航迹示意图

Fig. 7　Schematic diagram of existing flight trajectory

$$l=\int v^{\mathrm{cr}}\mathrm{d}t \tag{31}$$

将航段区分点时刻代入, 得到所有区间的累计航程, 做差或对式(36)求定积分即得各航段区间长度为

$$L_i=l_i-l_{i-1}=\int_{T_{i-1}}^{T_i}v^{\mathrm{cr}}\mathrm{d}t \qquad i=1,2,\cdots,n,l_0=0,t_0=0 \tag{32}$$

式中: l为从进近起始点开始的航程; n为航段数; t为时间; T为时刻; i为各个航段。最终求得各航段区间的距离如图 8 所示。

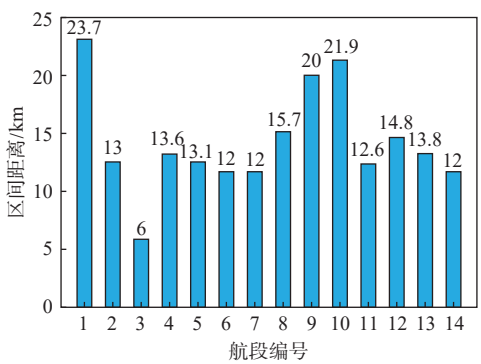


图 8　航段区间距离

Fig. 8　Distance between flight segments

3.3　结果分析

本文采取粒子群优化(particle swarm optimization, PSO)算法进行优化, 模型参数: 初始种群个数设置为 3 000, 最大迭代次数为 2 000, 惯性权重设置为 1.5, 自我学习因子设置为 0.5, 群体学习因子设置为 0.5, 进行迭代。速度限制设为 [−1,1] 且为整数, 位置 (高度) 限制设为 [1,12] 且为整数。迭代 600 次左右收敛至最优解。迭代过程如图 9 所示, 其中, 纵坐标为适应度, 即目标函数的值。

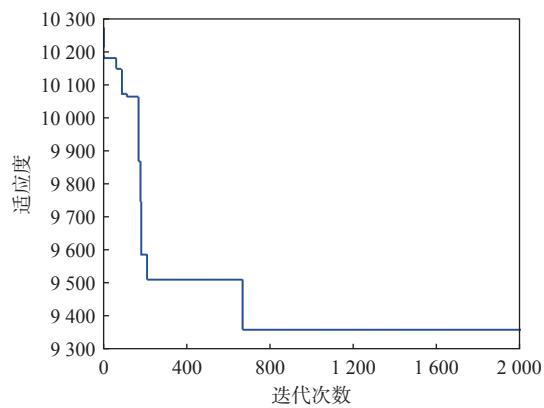


图 9　求解收敛过程

Fig. 9　Solution convergence process

求解时以现行航迹为初始解, 运用本文模型算法, 最终得到优化后的航线高度层决策序列为 [12,11,12,11,10,9,8,7,6,5,4,3,2,1] 。优化前后的航迹如图 10 所示。

由图 10 可知, 飞行器在第 2 航段选择下降后又在第 3 航段又选择爬升, 分析原因: 一方面是飞机在寻找连续下降的最优解的同时极力避免梯度下降 (下降率不合理) 的出现; 另一方面是在第 2 航段和第 3 航段中选择先下降后爬升的策略要优于平飞两段的策略, 最终模型收敛至现有策

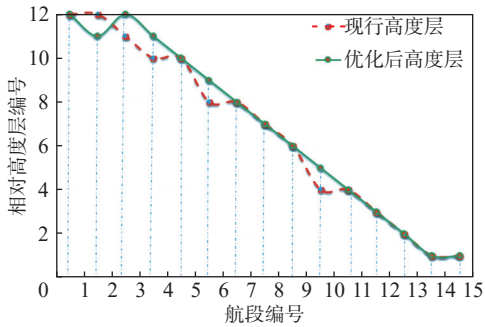


图 10 优化前后航迹对比

Fig. 10 Comparison of trajectory before and after optimization

略。此外，航迹的整体趋势由优化前的梯度下降迭代为优化后的连续下降，碳排放明显减少，飞行效率明显提升。该结果与连续下降进近的理念相吻合，从梯度下降优化至连续下降的整体优化效果，再次印证连续下降的飞行效率优于梯度下降的飞行策略。

进一步得到优化前后污染物排放水平，如图 11 所示。

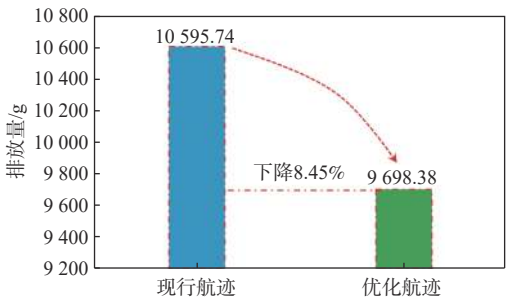


图 11 优化前后污染物排放量对比

Fig. 11 Comparison of emissions before and after optimization

图 11 表明优化后航迹的排放较优化前下降了 8.45%，进一步降低了环境污染，促进了绿色航空理念。同时，验证了本文航迹排放模型的有效性和适用性。

4 结 论

1）本文通过对民航运行绿色研究的学习理解，从终端区的优化入手，研究飞机性能、飞行数据、航行阶段等特征，确定油耗模型。

2）以提高终端区航迹的环境友好度为目标，本文建立划分航段的整数规划模型，利用 PSO 算法求解，得到终端区的航空器绿色优化航迹并与现行航迹进行对比研究。结果表明本文航迹排放模型能够有效减少排放，使优化后航迹的排放较优化前下降了 8.45%，这有利于绿色航空的发展，促进碳达峰、碳中和的实现。

3）分析优化前后航迹的变化趋势，在环境友好度的层面上，得出连续下降的进近策略比梯度下降策略更有效率的结论。

本文航迹排放模型简化分析了航段内航行的 4 种不同情况，未来研究中可以丰富模型，聚焦航段内的多种航行机制，如在多航段内进行爬升的运动分析等。

参考文献（References）

[1] 樊守彬. 美国机场大气污染物控制途径及效果[J]. 环境科学与管理, 2011, 36(3): 40-43.
FAN S B. Control measures and efficiency of air pollutant from aircraft in USA[J]. Environmental Science and Management, 2011, 36(3): 40-43(in Chinese).

[2] 殷润泽. 基于环境影响的终端区进离场航线优化研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018: 1-38.
YIN R Z. Research on optimization of arrival and departure routes for environmental impact in TMA[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018: 1-38(in Chinese).

[3] LÜHRS B, NIKLASS M, FROEMMING C, et al. Cost-benefit assessment of 2D and 3D climate and weather optimized trajectories[C]//Proceedings of the 16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Reston: AIAA, 2016.

[4] SIDIROPOULOS S, MAJUMDAR A, HAN K, et al. A framework for the classification and prioritization of arrival and departure routes in multi-airport systems terminal manoeuvring areas[C]//Proceedings of the 15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. Reston: AIAA, 2015.

[5] ZHOU J, CAFIERI S, DELAHAYE D, et al. Optimal design of SIDs/STARs in TMA using simulated annealing[C]//Proceedings of the IEEE/AIAA 35th Digital Avionics Systems Conference. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1-8.

[6] ZHOU J, CAFIERI S, DELAHAYE D, et al. Optimization-based design of departure and arrival routes in terminal maneuvering area[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2017, 40(11): 2889-2904.

[7] 孙见忠, 左洪福, 刘鹏鹏, 等. 航空发动机污染物排放量估算方法[J]. 交通运输工程学报, 2012, 12(2): 53-61.
SUN J Z, ZUO H F, LIU P P, et al. Estimation method of aeroengine pollution emissions[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2012, 12(2): 53-61(in Chinese).

[8] 陈林. 我国航空运输 LTO 阶段和巡航阶段排放量测算与预测[J]. 北京交通大学学报 (社会科学版), 2013, 12(4): 27-33.
CHEN L. Measurement and forecast of the emissions from Chinese air transportation LTO and cruise phases[J]. Journal of Beijing Jiaotong University (Social Sciences Edition), 2013, 12(4): 27-33(in Chinese).

[9] 闫国华, 吴鹏. 飞机完整航线二氧化碳排放量估算[J]. 装备制造技术, 2013(8): 29-31.
YAN G H, WU P. The aircraft the complete routes CO_2 emissions estimate[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2013(8): 29-31(in Chinese).

[10] 田勇, 万莉莉, 叶博嘉, 等. 基于降低温室效应的飞行高度层分配优化[J]. 西南交通大学学报, 2018, 53(2): 400-405.
TIAN Y, WAN L L, YE B J, et al. Flight level allocation optimiza-

tion to reduce greenhouse effect[J]. Journal of Southwest Jiaotong University, 2018, 53(2): 400-405(in Chinese).

[11] TIAN Y, WAN L L, HAN K, et al. Optimization of terminal airspace operation with environmental considerations[J]. Transportation Research Part D: Transport and Environment, 2018, 63: 872-889.

[12] LIU F Z, HU M H, LV W Y, et al. Research on optimization of aircraft climb trajectory considering environmental impact[J]. Journal of Advanced Transportation, 2021, 2021(S1): 6677329.

[13] 李杰, 杨好天, 王兵, 等. 民航飞机起飞推力对油耗和排放的影响分析[J]. 交通运输系统工程与信息, 2021, 21(6): 283-288.
LI J, YANG H T, WANG B, et al. Influence of takeoff thrust on fuel consumption and emissions of civil aircraft[J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2021, 21(6): 283-288(in Chinese).

[14] 胡荣, 王德芸, 冯慧琳, 等. 碳达峰视角下的机场航空器碳排放预测[J]. 交通运输系统工程与信息, 2021, 21(6): 257-263.
HU R, WANG D Y, FENG H L, et al. Prediction of aircraft CO_2 emission from perspective of CO_2 emission peak[J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2021, 21(6): 257-263(in Chinese).

[15] 郑丽君, 胡荣, 张军峰, 等. 高峰时段下离港航空器绿色滑行策略设计与评价[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11): 2320-2326.
ZHENG L J, HU R, ZHANG J F, et al. Design and evaluation of green taxiing strategy for departure aircraft during peak hours[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11): 2320-2326(in Chinese).

[16] 王中凤燕. 航空器绿色轨迹优化研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017: 32-56.
WANG Z F Y. Aircraft trajectory optimization based on environmental impact[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017: 32-56(in Chinese).

Green trajectory optimization of aircraft in terminal area

REN Guangjian[1,*], HE Jiaxing[2]

(1. School of Traffic and Transportation, Beijing Jiaotong University, Beijing 100044, China;
2. School of Air Traffic Management, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: Air transport is an important pillar in the field of comprehensive transportation in China, and the research on its green operation is of great significance to sustainable development. To achieve green optimization and reduce carbon emissions, the trajectory of the aircraft in the terminal area was optimized, which effectively reduced carbon emissions and drew effective conclusions. The influence of the flight in the terminal area on the environment was explored, and the engine emission model was established. Based on the existing automatic dependent surveillance-broadcast(ADS-B) data and the cruise performance of aircraft A321, the data were analyzed and summarized. An integer programming model was established to divide flight segments and study the specific circumstances of the aircraft in the flight segment. The trajectory emission model was obtained by considering the two states of changing aircraft altitude and keeping horizontal flight and discussing the length of horizontal distance between flight segments. Then, the constraints were established according to the model assumptions and navigation rules, and the particle swarm optimization (PSO) algorithm was used to solve the problem. The model increased the altitude layer change constraint, optimized the flight state, reduced the control load, and lowered the carbon emission by 8.45% after trajectory optimization. By comparing the trajectory before and after optimization, it was found that under the goal of reducing emissions, the approach strategy of continuous descent was more efficient than the strategy of gradient descent.

Keywords: air transport; terminal area; green operation; carbon emission; trajectory optimization

Received: 2022-10-04; **Accepted**: 2023-03-17; **Published Online**: 2023-03-24 17:27

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230323.1256.003

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (U2333206); The Fundamental Research Funds for the Central Universities (2021RC214)

* **Corresponding author**. E-mail: zc416418@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0849

高速折叠翼飞行器气动布局优化设计

袁亚[1,2]，刘君[1,*]，余家泉[2]，张程[2]，任鹏飞[2]

(1. 大连理工大学 运载工程与力学学部，大连 116024；2. 中国运载火箭技术研究院，北京 100076)

摘 要：为解决在内部载荷和外部发射装置约束条件下高速复杂折叠翼飞行器气动布局优化设计问题，提出基于类型函数/形状函数转换(CST)技术和直接参数结合的折叠翼飞行器参数化建模方法，开发了基于物面法矢量快速修正的黏性气动特性快速计算方法，并围绕飞行器气动性能的多目标优化设计，构建了基于克里金代理模型-遗传算法(Kriging-GA)的高速折叠翼飞行器多目标优化算法框架和优化流程，实现高速折叠翼飞行器气动布局的优化设计，获得了多目标多约束下的优化解集，可指导高速折叠翼飞行器气动布局优化设计。

关 键 词：折叠翼飞行器；参数化；克里金代理模型-遗传算法；气动性能；多目标优化

中图分类号：V221^{+}.3; TB553

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3410-07

高速飞行器指标需求的不断提升，给飞行器总体布局设计提出了更高的要求。其中，翼面可折叠的飞行器在折叠时可适应外部发射装置强约束空间，飞行展开后可利用足够大的翼面提供较大的升阻比、升力等气动特性，可实现较远的射程并提供较高的机动能力，是在内部载荷约束和外部发射装置多约束条件下高性能飞行器的重要布局之一。折叠翼飞行器具有设计参数多、外形布局复杂、设计需求多等特点，在方案阶段如何快速实现折叠翼飞行器总体布局的迭代优化设计，是总体论证阶段的重要课题和研究的关键问题[1-2]。

针对飞行器总体优化设计，马洋等[3]围绕高速升力体外形优化设计，采用类型函数/形状函数转换(class shape ransformation, CST)技术和幂函数相结合的外形参数化设计和遗传算法，实现了滑翔式飞行器外形优化设计；曹特[4]采用自由变形(free form deform, FFD)技术和基因算法技术，对空天飞行器进行外形建模和优化；吕韵等[5]采用外形直接参数化和计算机辅助三维交互应用(computer aided three-dimensional interactive application, CATIA)结合的三维外形建模方法，实现了常规飞行器的外形建模设计，为常规布局飞机多学科设计优化系统提供了基础。针对折叠飞行器设计，主要集中在折叠翼变化过程中气动特性和折叠展开控制研究。其中，Yuan[6]采用嵌套网格技术，对折叠翼飞行器折叠展开过程进行了模拟，获取了非定常特性变化历程；刘玮等[7]研究了内外翼组合的折叠翼飞行器不同构型下的气动特性，并利用变增益的鲁棒控制技术，对飞行器的变形稳定控制进行了研究。目前，鲜见高速折叠翼飞行器气动布局总体优化设计的系统研究文献资料。

本文针对内外强约束条件下复杂外形折叠翼飞行器的气动布局快速优化设计，构建复杂折叠翼飞行器参数化建模流程和方法，设计基于物面法矢量快速修正的黏性高超气动计算方法，并搭建多维参数化多目标优化算法，探索折叠翼飞行器总体优化设计方法。

1 复杂外形参数化建模

飞行器参数化建模一般通过数学模型和相关函数，实现飞行器关键设计参数与三维外形的关联设计，不仅是飞行器设计的重要环节和关键步骤，

收稿日期：2022-10-10；录用日期：2023-03-10；网络出版时间：2023-03-30 16:12
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230330.1435.002
*通信作者. E-mail：liujun65@dlut.edu.cn

引用格式：袁亚，刘君，余家泉，等. 高速折叠翼飞行器气动布局优化设计[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(11)：3410-3416.
YUAN Y，LIU J，YU J Q，et al. Aerodynamic layout optimization design of high-speed folding-wing vehicles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(11)：3410-3416 (in Chinese).

也是飞行器外形优化的重要前提条件。

1.1　参数化建模方法

常用参数化建模包括二次曲线建模[8]、FFD 方法建模[9]、CST 方法建模[10] 等。其中, CST 方法具有控制参数少、形状表达直接具体、设计外形丰富等特点, 可直接将关心参数进行形象表达, 广泛应用于航空航天领域各类飞行器的设计研究。折叠翼飞行器除截面参数外, 还包括折叠翼内翼、外翼、折叠角、前后缘的后掠角等多个尺寸, 关键控制参数多, 参数化表达较为复杂。本文采用 CST 与直接形状结合的方式, 设计复杂折叠翼飞行器外形。

折叠翼飞行器机身截面由截面上下部的曲线组成, 机身最大宽度为 W, 横坐标 y 的最值为 $[-W/2, W/2]$, 最大净高度为 $2H$, 纵坐标 z 的取值范围为 $[-H, H]$。对机身参数进行归一化处理: $\varphi=y/W+0.5$, $\eta=z/H$, 则曲线方程可用参数坐标(φ, η)表达, 具体表达式为

$$\eta(\varphi)=C(\varphi)S(\varphi) \tag{1}$$

类型函数的表达式为

$$C(\varphi)=\varphi^{N_c}(1-\varphi)^{N_c} \qquad \varphi\in(0,1) \tag{2}$$

式中: N_c 为类型函数指数。

形状函数表示式为

$$S(\varphi)=2^{2N_c} \tag{3}$$

将式(2)和式(3)代入式(1), 并用物理坐标进行表达, 可得

$$z_u=H_u(y/W+0.5)^{N_{cu}}(0.5-y/W)^{N_{cu}}2^{2N_{cu}} \tag{4}$$

$$z_d=H_d(y/W+0.5)^{N_{cd}}(0.5-y/W)^{N_{cd}}2^{2N_{cd}} \tag{5}$$

式中: 下标 u、d 分别表示截面上、下曲线。

可以看出, 通过 CST 方法中 N_{cu}、N_{cd}、H_u、H_d 这 4 个参数, 即可刻画出折叠翼飞行器的截面具体形状, 具有参数少、表达丰富等显著特点。图 1 为典型截面 CST 曲线, 其基本满足不同机身外形的设计需求。

1.2　折叠翼飞行器参数化建模

采用 CST 方法建立折叠翼飞行器机身, 并通过不同截面的长度放样, 获取机身整体形状; 翼舵采用直接参数化设计; 考虑设计问题的一般性, 将空气舵长度和宽度设为定值, 翼、舵截面形状采用典型菱形剖面[11]。采用美国国家航空航天局的开源

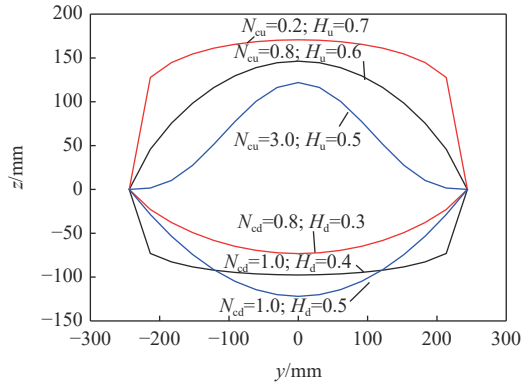


图 1　典型 CST 方法生成截面

Fig. 1　Typical cross-section generated by CST

软件 OpenVSP[12], 对参数化的数据进行建模, 生成如图 2 和图 3 所示的折叠翼飞行器, 其主要参数变量如表 1 所示。其中, R_{head} 为球头半径, C_{WR} 为翼根长度, l_1 为折叠内翼半展长, l_2 为折叠外翼半展长, χ_{WL} 为折叠翼前缘, χ_{WT} 为折叠翼后缘, θ 为折叠翼角度, χ_{RL} 为舵前缘角度, χ_{RT} 为舵后缘角度。

利用 OpenVSP 软件可计算输出飞行器的三角形物面网格, 供气动特性计算使用, 网格划分结果如图 3 所示。

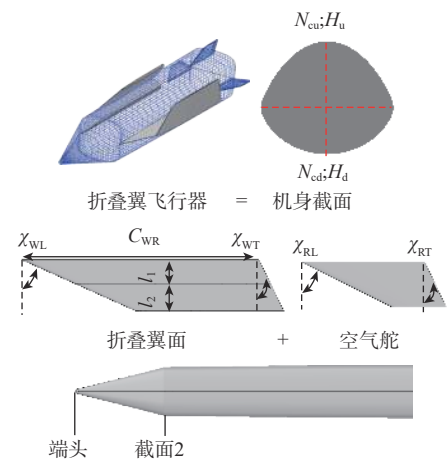


图 2　CST 与直接参数化结合方法

Fig. 2　Combination of CST and direct parameterization

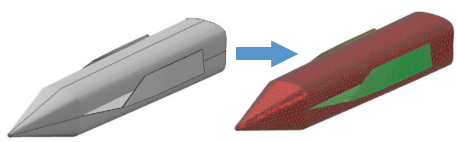


图 3　三维建模和网格划分

Fig. 3　3D modeling and meshing

表 1　折叠翼飞行器归一化设计参数

Table 1　Normalized design parameters of folding-wing vehicle

范围	R_{head}	x_2(截面2)	z_2(截面2)	N_{cu}	N_{cd}	H_u	H_d	C_{WR}	l_1	l_2	χ_{WL}	χ_{WT}	θ	χ_{RL}	χ_{RT}
上限	0.714 3	0.888 9	0.500 0	0.100 0	0.100 0	0.200 0	0.200 0	0.976 7	0.375 0	0.375 0	0.928 6	0.833 3	0.714 3	0.923 1	0.976 7
下限	1.000 0	1.000 0	1.000 0	1.000 0	1.000 0	1.000 0	1.000 0	1.000 0	1.000 0	1.000 0	1.000 0	1.000 0	1.000 0	1.000 0	1.000 0

2 基于矢量矫正的黏性气动计算

飞行器气动特性计算一般采用工程或数值计算方法，在方案论证阶段考虑计算周期与效率，一般采用一定精度的工程计算方法对飞行器气动特性进行分析。

2.1 黏性气动计算方法

本文采用基于当地斜度的三角面元法对飞行器气动特进行计算，并针对黏性问题，采用基于当地流线黏性修正方法对摩擦阻力进行修正。飞行器坐标系及三角面元示意图如图 4 所示。

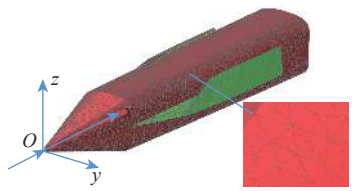
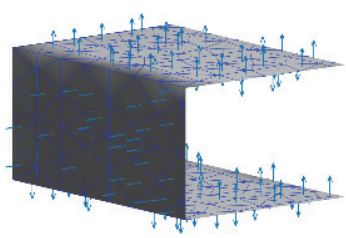


图 4 坐标系及三角面元

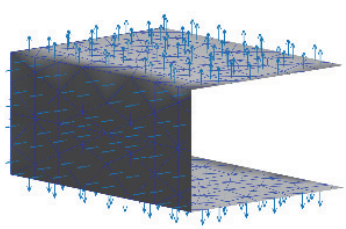
Fig. 4 Coordinate system and triangular surface element

面元可分为迎风面、背风面及底部面元。本文对飞行器迎风面采用 Dahlem-Buck 法，该方法结合牛顿法和切楔法/切锥法特点，可适应绝大多数高超声速流场计算；背风面采用 Prandtl-Meyer 膨胀波法；底部面元采用 Gaubeaud 法[13-14]。为更准确获取飞行器黏性摩擦力，采用基于参考温度法对阻力进行修正，主要通过最速牛顿下降法，获取当地雷诺数，并沿流线积分计算黏性阻力[15]。

采用面元法进行计算，需获取面元外法矢量和自由来流速度间角度[16]，由于模型缺陷，部分面元外法矢量指向飞行器内部，需进行校正。本文开发了一种基于点云表面外法向矢量快速修正方法[17]，可实现物面外法向矢量快速修正，如图 5 所示。修正前部分矢量指向物面内部，通过该方法修正物面的法向矢量，确保面元法计算的正确性。



(a) 法矢量矫正前



(b) 法矢量矫正后

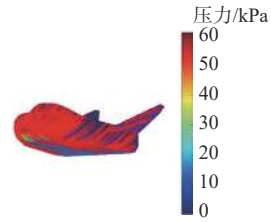
图 5 法向矢量矫正

Fig. 5 Normal vector correction

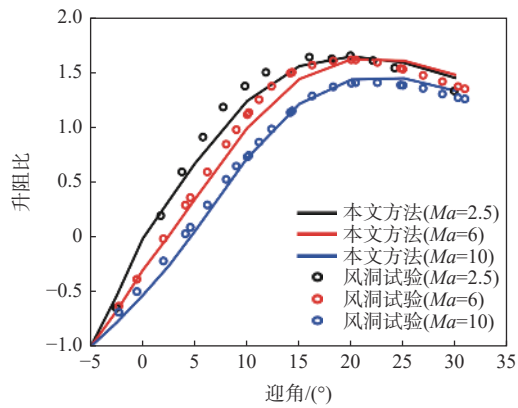
2.2 方法校核验证

采用 2.1 节的基于法向矢量矫正的黏性气动方法，对 HL-20 飞行器的风洞试验数据进行计算校核[18]。本文验算工况为：马赫数 Ma=6，迎角 α=30°，计算结果如图 6 所示。

分析可知，本文方法与实际风洞试验结果相差较小，基于法向矢量矫正的黏性气动方法可作为飞行器论证阶段气动特性获取的重要方法。



(a) 表面流线与压力



(b) 迎角与升阻比

图 6 HL-20 飞行器物面压力流线及气动特性

Fig. 6 Surface pressure streamline and aerodynamic characteristics of HL-20 vehicles

2.3 典型折叠翼飞行器气动特性计算

采用 2.1 节方法，对图 2 所示的典型飞行器展开前后的气动特性进行计算和仿真（计算条件为：Ma=8，H=30 km），结果如图 7 所示。可以看出，其升阻力系数变化规律较好，展开后升阻比增加明显。

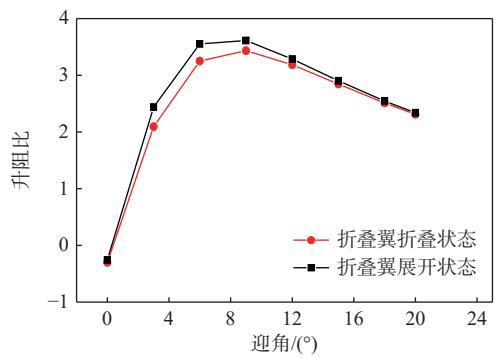


图 7 典型折叠翼飞行器折叠翼展开前后升阻比

Fig. 7 Lift-drag ratios of typical folding-wing vehicle before and after wing spreading

3　代理模型方法

复杂多维度、多学科优化计算中需调用系统分析模型, 导致了巨大的计算成本, 解决该问题的主要方法是构造高精度的代理模型, 以兼顾计算精度和效率。

3.1　试验设计

构造代理模型前, 一般采用试验设计方法, 对设计变量进行取样, 常用取样方法包括全因子试验设计、部分因子试验设计、蒙特卡罗法、正交试验设计方法等。本文采用拉丁超立方采样 (Latin hypercube sampling, LHS) 方法, 对设计参数模型进行设计。图 8 为抽样 20 个样本的结果, 可以看出, 该方法具有较高的空间填充能力。

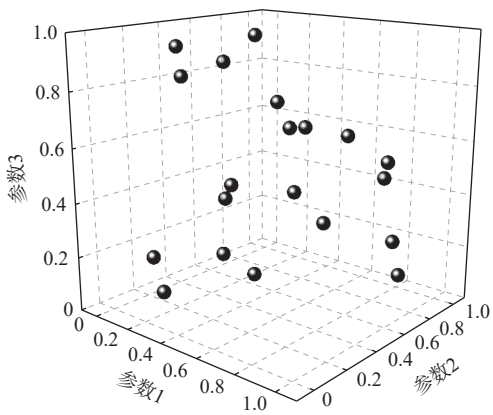


图 8　LHS 方法采样

Fig. 8　LHS method sampling

3.2　代理模型构建

常用代理模型包括响应面法(response surface method, RSM)、最小二乘法(least square method, LSM)、Kriging 模型法、人工神经网络模型法等。其中, Kriging 模型[19]可对区域变量求最优、线性、无偏内插估计值, 具有平滑效应及估计方差最小的统计特征。Kriging 模型主要由局部的偏差模型和全局模型组成:

$$f(z)=B(z)b+G(z) \tag{6}$$

式中: $B(z)b$ 为 $f(z)$ 的数学期望; $G(z)$ 为随机过程, 该数学期望一般满足 $E[G(z)]=0$, 方差 $\mathrm{var}[G(z)]=\sigma^2$, 且对于不同的输入变量 z_i 和 z_j $(i\neq j)$, 随机变量间存在相关性, 其可由协方差描述为

$$\begin{cases}\mathrm{Cov}[G(z_i),G(z_j)]=\sigma^2R(z_i,z_j)\\ R(z_i,z_j)=\prod\limits_{k=1}^{n_z}R_k(z_{ik}-z_{jk})\end{cases} \tag{7}$$

其中: R 为相关函数, 其随 z_i 和 z_j 间距离的增大而减小, 且当 $|z_i-z_j|=0$ 时, 满足 $R=1$, 当 $|z_i-z_j|\to\infty$ 时, 满足 $R=0$; 下标 k 表示输入变量第 k 维变量所对应的参数; n_z 为输入变量个数; R_k 为相关基函数。

对设计的滑翔式折叠翼飞行器 15 个设计变量, 采用 LHS 方法进行取值采样, 初始样本点个数遵循“10 倍”原则[20]。采样完成后, 按第 2 节方法设计形成 150 个外形, 并计算飞行器折叠前后的升阻比、升阻力系数、容积率等指标(计算条件为 Ma=8, α=8°, H=30 km), 构建代理模型。

随机构造 2 000 个样本点对代理模型的误差进行分析, 如图 9 所示, 对升阻比均方差大于 0.015 的点进行静态加点修正, 确保代理模型的均方差满足要求, 保证了代理模型的精度。

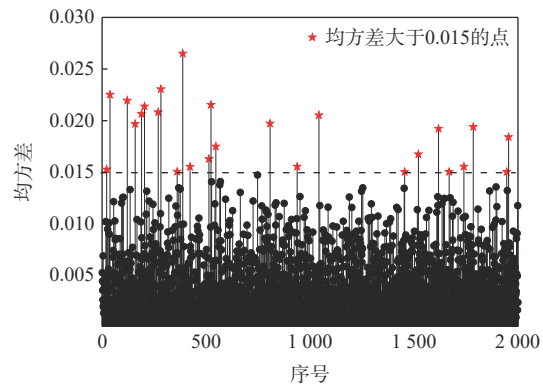


图 9　升阻比代理模型均方差

Fig. 9　Mean square error of surrogate model of lift-drag ratio

4　基于 Kriging-GA 的多目标优化设计

4.1　问题描述

对折叠翼飞行器总体设计而言, 需满足内外尺寸约束, 且折叠翼展开后升阻比最大; 对包含助推段飞行的助推滑翔飞行器而言, 要求助推折叠阶段, 折叠翼飞行器阻力最小; 此外, 还对飞行器的可用体积提出较大的需求。分析可知, 该问题是一个典型的多目标优化问题, 可表达为

$$\min\begin{cases}f_1:-K_{\mathrm{unfold}}\\ f_2:C_{D\mathrm{fold}}\\ f_3:-V\end{cases} \tag{8}$$

式中: K_{unfold} 为折叠翼飞行器翼面展开后的升阻比; $C_{D\mathrm{fold}}$ 为折叠翼折叠时的阻力系数; V 为飞行器内部的容积。

4.2　约束条件

1) 外部发射装置约束条件。折叠翼飞行器需满足外部发射装置约束, 如图 10 所示。图中, D 为外部发射装置的轴向半径。

图 10 转化为数学表达式为

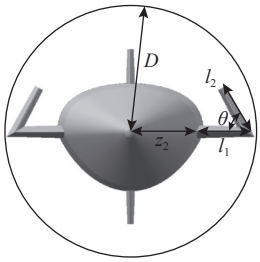


图 10 飞行器外部约束

Fig. 10 External constraints of vehicle

$$\begin{cases} z_2+l_1 \leqslant D \\ \sqrt{(z_2+l_1-l_2\cos\theta)^2+(l_2\sin\theta)^2} \leqslant D \end{cases} \tag{9}$$

2）内部载荷舱截面面积及体积约束。折叠翼飞行器截面2的面积不仅直接影响滑翔飞行器前端探测装置可用的口径大小，还关系到后端内部载荷的最大包络设计。根据论证需求，截面2的面积S_2需大于0.125 5 m^2，飞行器内部容积V不小于0.4 m^3。

3）前端球头约束。折叠翼飞行器球头驻点处的气动加热最高，在方案论证阶段，可采用近似的工程方法（Lee驻点热流密度）计算球头处的热流密度，初步评估计算式为

$$\begin{cases} \dot{Q}=k_Q\sqrt{\rho}v^3 \leqslant \dot{Q}_{\max} \\ k_Q=\dfrac{2.373\times10^{-7}}{\sqrt{R_{\text{head}}}}\left(\dfrac{\gamma-1}{\gamma}\right)^{0.25}\left(\dfrac{\gamma_h+1}{\gamma_h-1}\right)^{0.25} \end{cases} \tag{10}$$

式中：$\dot{Q}$为热流密度；ρ为空气密度；v为飞行速度；R_{head}为驻点半径（球头半径）；γ为完全气体比热比，值为1.4；γ_h为高温气体比热比，值为1.2。

结合目标函数、约束条件等分析可知，本文的优化问题可概述为

$$\begin{cases} \min \begin{cases} f_1:-K_{\text{unfold}} \\ f_2:C_{D\text{fold}} \\ f_3:-V \end{cases} \\ \text{s.t.} \begin{cases} z_2+l_1-D\leqslant 0 \\ \sqrt{(z_2+l_1-l_2\cos\theta)^2+(l_2\sin\theta)^2}-D\leqslant 0 \\ S_2-0.125\,5\geqslant 0 \\ V-0.4\geqslant 0 \\ k_Q\sqrt{\rho}v^3-\dot{Q}_{\max}\leqslant 0 \end{cases} \end{cases} \tag{11}$$

4.3 优化分析

图11为折叠翼飞行器气动布局优化设计框架。其中，多目标优化方法采用基于克里金代理模型-遗传算法 (Kriging-genetic algorithm, Kriging-GA) 的多目标优化方法；优化算法采用基于多目标的NSGA-Ⅱ算法[21]。

优化Pareto[22]前沿结果如图12所示。从优化的结果分析可知，折叠翼飞行器的最大升阻比、最小阻力、最大体积指标无法同时达到最优，在优化

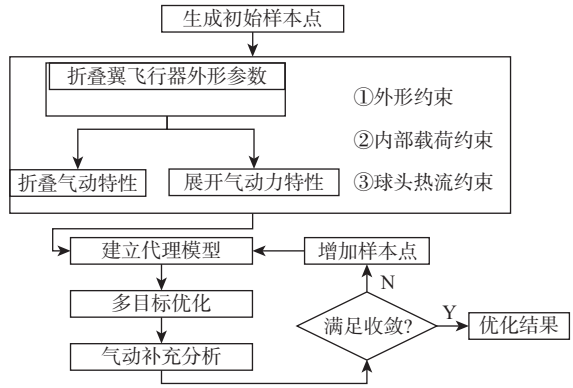


图 11 气动布局优化框架

Fig. 11 Aerodynamic layout optimization framework

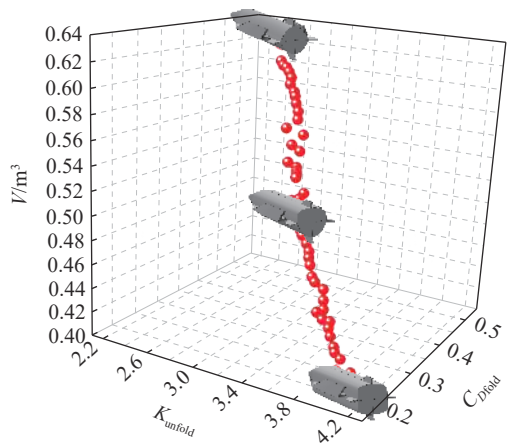


图 12 折叠翼多目标优化的Pareto前沿

Fig. 12 Pareto frontiers for multi-objective optimization of folding wings

的三维Pareto图中可以看出，所有优化结果的容积均满足0.4 m^{3}以上约束。约束条件下，升阻比最大为4.23，此时飞行器容积为0.4 m^3，满足体积约束，阻力系数最小为0.18；升阻比最小为2.19，阻力系数最大为0.546 2，飞行器体积为0.63 m^3。表2和表3分别给出了Pareto前沿个体的设计变量和个体的性能参数。

图13为优化后的典型个体的对比。由图13和表2可知，升阻比最大的飞行器折叠翼的折叠角度为115°（优化参数为0.827 9，115°为反归一化后的参数）。该个体满足约束条件，且在折叠时提供较小的阻力，从而降低助推段全弹阻力；滑翔飞行器与助推器分离后，滑翔飞行器折叠翼展开，利用较大的翼面提供加大的升阻比，实现较远的飞行航程；但同时可以看出，该个体体积较小，内部装载空间有限。

因此，在飞行器气动布局优化中，需在优化后的Pareto前沿中综合考虑各项性能参数，选择较为合适的个体，作为飞行器总体论证的初步方案。

表 2　优化后的设计变量

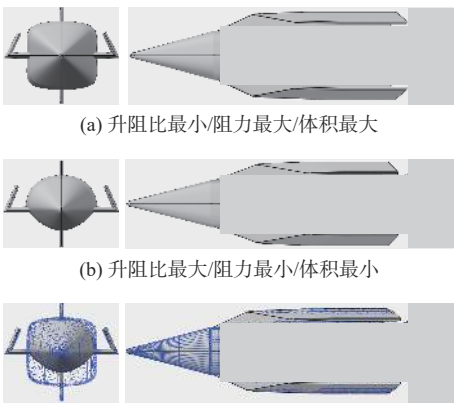
Table 2　Optimized design variables

约束条件	R_{head}	x_2(截面2)	z_2(截面2)	N_{cu}	N_{cd}	H_u	H_d	C_{WR}	l_1	l_2	χ_{WL}	χ_{WT}	θ	χ_{RL}	χ_{RT}
升阻比最大	0.751 5	0.982 7	0.760 5	0.984 8	1.000 0	0.994 9	0.841 2	0.992 0	0.424 4	0.443 7	0.998 5	0.865 7	0.827 9	0.946 4	0.875 1
体积最大	0.778 7	0.946 0	0.773 2	0.127 8	0.103 8	1.000 0	1.000 0	0.986 2	0.420 5	0.452 5	0.996 1	0.965 5	0.829 9	0.962 2	0.852 3

表 3　Pareto 前端个体性能

Table 3　Performance of Pareto frontiers

典型结果	K_{unfold}	C_{Dfold}	V/m^3	S_2/m^2	l_1/mm	l_2/mm	Q/(kW·m^{-2})
升阻比最大/阻力最小/体积最小	4.23	0.183 3	0.40	0.127 2	398	358	1 315.0
升阻比最小/阻力最大/体积最大	2.19	0.546 2	0.63	0.192 0	400	359	1 291.8



(a) 升阻比最小/阻力最大/体积最大

(b) 升阻比最大/阻力最小/体积最小

(c) 同视角对比

图 13　Pareto 前沿个体对比

Fig. 13　Comparison of Pareto frontiers

5　结　论

1) 本文采用参数化设计方法, 构建了基于 CST 建模技术的复杂约束条件下的多参数折叠翼飞行器的参数化建模设计方法, 实现了设计参数与飞行器外形的紧密关联和有效表达。

2) 针对方案阶段复杂外形的气动特性计算, 在传统面元法的基础上, 开发了基于物面法矢量快速修正的黏性面元法方法, 实现了气动特性的快速精确计算。

3) 针对折叠翼飞行器优化设计, 构建了基于 Kriging-GA 的多目标优化算法框架, 实现了折叠翼飞行器设计参数的空间探索, 并对飞行器气动性能进行优化设计, 探索了参数变化空间, 获得了多目标下的 Pareto 解, 可指导飞行器方案阶段的总体设计。

参考文献 (References)

[1] 孙杨, 昌敏, 白俊强. 变形机翼飞行器发展综述[J]. 无人系统技术, 2021, 4(3): 65-77.
SUN Y, CHANG M, BAI J Q. Review of morphing wing aircraft [J]. Unmanned Systems Technology, 2021, 4(3): 65-77(in Chinese).

[2] 叶友达. 近空间高速飞行器气动特性研究与布局设计优化[J]. 力学进展, 2009, 39(6): 683-694.
YE Y D. Study on aerodynamic characteristics and design optimization for high speed near space vehicles[J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(6): 683-694(in Chinese).

[3] 马洋, 杨涛, 张青斌. 高超声速滑翔式升力体外形设计与优化[J]. 国防科技大学学报, 2014, 36(2): 34-40.
MA Y, YANG T, ZHANG Q B. Configuration optimization design of hypersonic gliding lifting body[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2014, 36(2): 34-40(in Chinese).

[4] 曹特. 高超声速飞行器气动外形优化[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
CAO T. Aerodynamic shape optimization of hypersonic vehicles [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015(in Chinese).

[5] 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).

[6] YUAN Y. Numerical simulation of dynamic deployment of the folding wing[C]//Proceedings of the 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference. Reston: AIAA, 2017: 2371.

[7] 刘玮, 陆宇平, 殷明. 折叠翼飞行器气动建模及变形稳定控制律设计[J]. 电子设计工程, 2014, 22(8): 1-4.
LIU W, LU Y P, YIN M. Aerodynamic modeling and robust controller design for a folding wing aircraft[J]. Electronic Design Engineering, 2014, 22(8): 1-4(in Chinese).

[8] 唐伟, 张勇, 李为吉, 等. 二次曲线截面弹身的气动设计及优化[J]. 宇航学报, 2004, 25(4): 429-433.
TANG W, ZHANG Y, LI W J, et al. Aerodynamic design and optimization for vehicles with conic cross section[J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(4): 429-433(in Chinese).

[9] LAMOUSIN H J, WAGGENSPACK N N. NURBS-based free-form deformations[J]. IEEE Computer Graphics and Applications, 1994, 14(6): 59-65.

[10] KULFAN B M. Universal parametric geometry representation method[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(1): 142-158.

[11] 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).

[12] MCDONALD R A. Interactive reconstruction of 3D models in the OpenVSP parametric geometry tool[C]//Proceedings of the 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2015: 1014.

[13] 程锋, 唐硕, 张栋. 超声速/高超声速飞行器气动力快速估算平台设计及应用[J]. 西北工业大学学报, 2018, 36(6): 1076-1084.
CHENG F, TANG S, ZHANG D. Design and applications of preliminary evaluation platform of aerodynamic forces for supersonic/hypersonic vehicles[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2018, 36(6): 1076-1084(in Chinese).

[14] LOBBIA M A. Rapid supersonic/hypersonic aerodynamics analysis model for arbitrary geometries[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2017, 54(1): 315-322.

[15] 霍霖. 复杂外形高超声速飞行器气动热快速工程估算及热响应分析[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2012.
HUO L. The rapid engineering aero-heating calculation and thermal respond for complex shaped hypersonic vehicles[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012(in Chinese).

[16] 李正洲. 考虑操稳特性的有翼再入飞行器总体多学科设计优化[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
LI Z Z. Multidisciplinary design optimization for winged re-entry vehicles considering stability and control characteristics[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018(in Chinese).

[17] 麻卫峰, 王金亮, 张建鹏, 等. 一种改进法向量估算的点云特征提取[J]. 测绘科学, 2021, 46(11): 84-90.
MA W F, WANG J L, ZHANG J P, et al. Feature extraction from point cloud based on improved normal vector[J]. Science of Surveying and Mapping, 2021, 46(11): 84-90(in Chinese).

[18] WARE G M, CRUZ C I. Aerodynamic characteristics of the HL-20 [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1993, 30(5): 529-536.

[19] SONG W B, KEANE A J. Surrogate-based aerodynamic shape optimization of a civil aircraft engine nacelle[J]. AIAA Journal, 2007, 45(10): 2565-2574.

[20] JONES D R, SCHONLAU M, WELCH W J. Efficient global optimization of expensive black-box functions[J]. Journal of Global Optimization, 1998, 13(4): 455-492.

[21] ANDERSON M, BURKHALTER J, JENKINS R. Multi-disciplinary intelligent systems approach to solid rocket motor design. I - Single and dual goal optimization[C]//Proceedings of the 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2001: 3599.

[22] 刘传振, 段焰辉, 蔡晋生. 使用类别形状函数的多目标气动外形优化设计[J]. 气体物理, 2016, 1(2): 37-46.
LIU C Z, DUAN Y H, CAI J S. Multi-objective aerodynamic shape optimization based on class and shape transformation[J]. Physics of Gases, 2016, 1(2): 37-46(in Chinese).

Aerodynamic layout optimization design of high-speed folding-wing vehicles

YUAN Ya[1, 2], LIU Jun[1, *], YU Jiaquan[2], ZHANG Cheng[2], REN Pengfei[2]

(1. Faculty of Vehicle Engineering and Mechanics, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China;
2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to solve the optimization design problem of the aerodynamic layout of complex high-speed folding-wing vehicles under the constraints of internal loads and external launch devices, a parametric modeling method for folding-wing vehicles based on the combination of class shape transformation (CST) and direct parameterization was proposed. In addition, a fast calculation method of viscous aerodynamic characteristics based on the rapid correction of the normal vector of the object plane was developed. The multi-objective optimization algorithm framework and optimization process of high-speed folding-wing vehicles based on Kriging-genetic algorithm (Kriging-GA) were constructed, so as to optimize the aerodynamic layout design of high-speed folding-wing vehicles. The optimization solution set under multiple objectives and constraints was obtained, which could guide the aerodynamic layout optimization design of high-speed folding-wing vehicles.

Keywords: folding-wing vehicle; parametric; Kriging-genetic algorithm; aerodynamic performance; multi-objective optimization

Received: 2022-10-10; **Accepted**: 2023-03-10; **Published Online**: 2023-03-30 16:12
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230330.1435.002

* **Corresponding author**. E-mail: liujun65@dlut.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0852

磁悬浮控制敏感陀螺转子系统在线动平衡方法

夏长峰[1,*]，王小乐[1]，李智[1]，蒋成伟[1]，王卫杰[2]，程富强[1]

(1. 航天器在轨故障诊断与维修重点实验室，西安 700043；2. 航天工程大学 宇航科学与技术系，北京 101416)

摘　　要：为改善磁悬浮控制敏感陀螺(MSCSG)转子质量分布，减小转子偏转系统动不平衡振动，提出基于电流响应的磁悬浮转子在线动平衡方法。分析了磁轴承-转子系统的工作原理；确定了质量分布不平衡条件下转子几何轴与惯性轴间的关系模型，对转子静不平衡和动不平衡进行了定量分析；在此基础上，提出利用洛伦兹力磁轴承(LFMB)线性特性的优势，采用二次修正法推导转子校正质量与控制电流间的关系式，对转子不平衡质量进行在线校正，进而改善转子质量分布，从根源上减小转子系统不平衡振动。在线动平衡实验结果表明：所提方法可将转子系统动不平衡振动峰值降低67.7%，验证了方法的有效性。

关 键 词：磁悬浮控制敏感陀螺；洛伦兹力磁轴承；转子不平衡；在线动平衡；二次修正法

中图分类号：V448.2

文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)11-3417-09

航天器姿态控制系统由姿态敏感器、姿态控制器和执行机构组成[1-2]。作为敏感器的转子式速率陀螺仪与作为执行器的控制力矩陀螺同为惯性器件，如果能将二者合二为一，姿态控制系统的体积、质量、功耗、成本将显著降低。磁悬浮控制敏感陀螺(magnetically suspended control and sensing gyro, MSCSG)是一种新概念陀螺，既具备磁悬浮控制力矩陀螺(magnetically suspended control momentum gyro, MSCMG)作为执行机构对载体输出控制力矩的功能，还可以作为敏感器对载体航天器进行姿态角速度测量，将航天器姿态控制系统的执行机构与敏感器一体化的同时，有效继承了磁悬浮惯性器件无接触、无摩擦、精度高、寿命长等优点[3-4]。

MSCSG通过转子与洛伦兹力磁轴承(Lorentz force magnetic bearing, LFMB)相互作用交换力矩，将控制力矩传递至与LFMB固连的载体航天器上，以达到控制载体姿态的目的；同时，载体姿态变化时，LFMB对转子沿径向施加二自由度控制力矩，根据与力矩成线性关系的控制电流反向推导出载体姿态角速度，从而实现姿态测量[5]。因此，对LFMB支承的MSCSG转子进行高精度控制是实现其检控一体功能的必然要求。

对于磁悬浮转子，受材料密度分布、加工和装配误差等因素影响，转子存在质量分布不平衡的问题[6-8]。随转子高速旋转，不平衡量将作为一种与转速同频的扰动作用于磁轴承-转子系统[9]。当不平衡扰动较大时，转子将碰撞保护轴承，进而对与MSCSG固连的载体航天器产生振动，影响MSCSG正常工作。为实现MSCSG对航天器的高精度姿态控制和姿态敏感，有必要对MSCSG转子不平衡振动进行有效抑制。

抑制磁悬浮转子不平衡振动的方法主要可以分为2类：①改变转子质量分布，即动平衡[10-11]；②通过磁轴承对振动的磁悬浮转子施加控制力和力矩，即主动振动控制[12-13]。由于磁轴承具备主动控制的能力，很多学者通过主动振动控制来消除不

收稿日期：2022-10-10；**录用日期**：2022-11-18；**网络出版时间**：2022-11-23 17:25
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221122.2142.003
基金项目：国家自然科学基金(52075545)
* **通信作者**. E-mail：superxiacf@163.com

引用格式：*夏长峰，王小乐，李智，等. 磁悬浮控制敏感陀螺转子系统在线动平衡方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(11)：3417-3425. XIA C F，WANG X L，LI Z，et al. Field balancing method for rotor system of magnetically suspended control and sensing gyro[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(11)：3417-3425 (in Chinese).*

平衡振动对转子产生的影响，主要包括陷波器[14]、重复控制器[15]、扰动观测器[16]、基于扰动量辨识的反馈控制器[17]等方式，减小了转子质量不平衡引起的振动。但做主动振动控制的前提是转子系统本身不平衡质量较小，而对于转子固有的原始不平衡，需通过动平衡的方式改善转子质量分布，从根源上降低转子不平衡振动[18]。

在动平衡机上对转子进行离线动平衡处理是最常用的动平衡方法，但受动平衡仪器精度的限制，且转子在动平衡仪器与陀螺房内所处环境的不同会产生额外的不平衡，离线动平衡对质量分布改善效果有限[19]。近年来，学者们提出采用在线动平衡的方式来抑制转子不平衡振动，该方法直接对陀螺房内转子加、减重，通过在线配重来调节转子质量分布的对称性[20]。双平面影响系数法是最常用的在线动平衡方法，该方法通过多次试重的方式改善转子质量分布，但需要多次启停和试重，效率较低[21]；无试重在线动平衡法根据转子不平衡响应直接计算不平衡量，无需对转子进行加、减重处理，但对模型精度要求较高，且无法应用在转子振动较大的情况下[22]；模态平衡法将磁悬浮转子按振型分成一系列模态成分，在已知振型的前提下搭配试重比例，对各模态逐次平衡后，可减小转子振动，但该方法只适用于细长挠性转子[23]。此外，上述在线动平衡方法存在一个共同问题，即针对的被控对象为采用磁阻力磁轴承支承的转子系统。本文研究对象为采用LFMB支承的扁平刚性转子系统，而LFMB转子系统在线动平衡方法鲜见深入报道。因此，对MSCSG转子进行有效的在线动平衡具有重要的工程应用价值。本文提出一种基于电流响应的MSCSG转子系统在线动平衡方法。首先，在分析不平衡振动产生机理的基础上，建立含有不平衡量的MSCSG转子系统模型；其次，利用MSCSG结构特点控制其转子沿几何轴旋转，在此工况下采用二次修正法对残余不平衡质量进行定量分析，并根据计算结果对转子质量分布进行在线校正，从而实现高效率、高精度的在线动平衡。

1 MSCSG转子系统建模

MSCSG结构如图1所示，主要由陀螺房、陀螺转子、轴向磁轴承、力矩器、径向磁轴承、旋转电机、传感器构成。其中，径向磁轴承控制转子沿径向二自由度平动；轴向磁轴承控制转子沿轴向平动；旋转电机驱动转子绕旋转轴高速旋转；力矩器控制转子沿径向二自由度偏转；传感器用于检测转子位置及姿态信息。MSCSG转子平动通过纯电磁结构的径向磁轴承和轴向磁轴承实现，磁轴承极面位于2个不同半径的球形包络面上，如图1中虚线所示。由于球面磁极产生的电磁力始终经过磁极球心，当磁极球心与转子中质心重合时，无论转子在磁间隙内处于什么位置，都不会产生扭转力矩，从而实现了平动自由度对径向转动自由度的解耦。因此，转子径向偏转只受力矩器控制。

MSCSG的径向磁轴承采用纯电磁结构，通过调节磁轴承线圈中的电流来提供对转子的主动控制力，从而实现转子的平动稳定悬浮。当转子悬浮在磁中心附近时，其径向所受合力为磁轴承上两磁极间电磁力的差，近似线性化表达为

$$\begin{cases} f_x = k_I i_x + k_h x \\ f_y = k_I i_y + k_h y \end{cases} \tag{1}$$

式中：k_I为径向磁轴承电流刚度，为常量；k_h为位移刚度，是与转子位移呈非线性关系的变量；i_x、i_y为径向磁轴承对转子径向二自由度施加的平动控制电流；x、y为转子二自由度平动位移。

MSCSG采用LFMB为力矩器驱动转子偏转，LFMB-转子系统主要结构如图2所示。转子外沿一周的狭长内壁上放置着上、下2层磁钢，2层磁

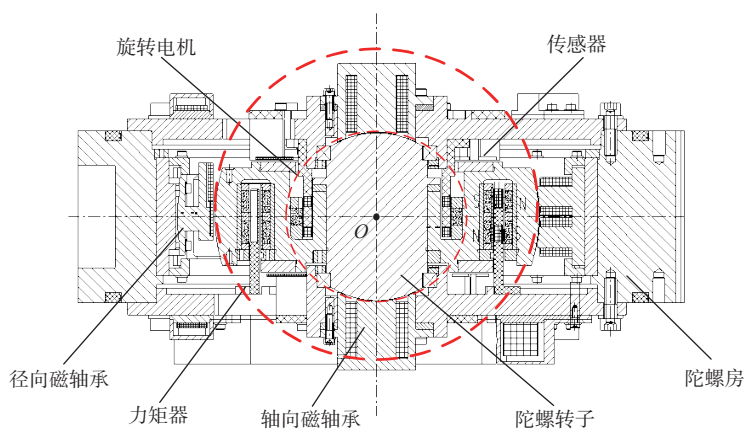


图1 MSCSG结构示意图

Fig. 1 Structure diagram of MSCSG

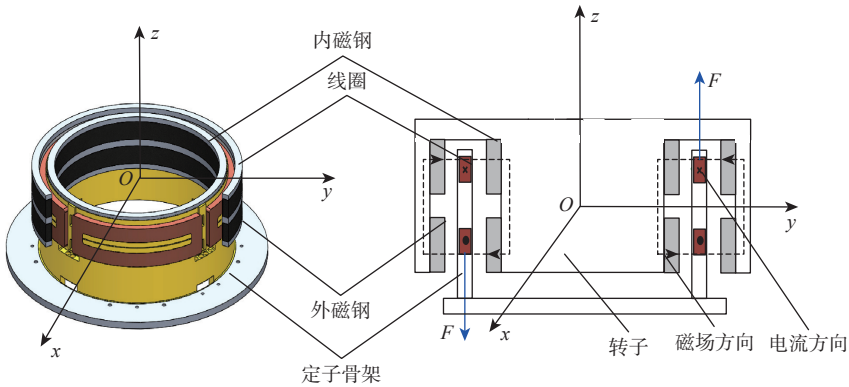


图 2　LFMB-转子系统结构

Fig. 2　LFMB-rotor system structure

钢的内、外磁钢间充磁方向相反, 从而形成了图 2 中虚线所示的闭合磁场。LFMB 的定子部分由 4 组匝数相同的线圈构成, 位于内外磁钢间的狭缝中, 沿 LFMB 周向均匀分布, 4 组线圈成对使用, 正对的 2 组线圈为一对, 用于实现转子的二自由度偏转控制。根据安培定律, 当 LFMB 中与磁场垂直方向放置的线圈通入电流时, 线圈的上、下 2 部分将分别产生垂直于线圈及磁场方向的安培力, 合力大小为

$$F = 2nBIL \tag{2}$$

式中: n 为线圈匝数; B 为磁感应强度; I 为线圈电流; L 为放置于磁场中线圈的长度。

当相对方向的线圈通入大小相等、方向相反的电流时, 两线圈间将产生大小相等、方向相反的安培力, 形成力偶驱动转子径向偏转。结合式 (2) 及图 2 可知, LFMB 对转子施加的二自由度控制力矩 p_x、p_y表达式为

$$\begin{cases} p_x = 2l_{\mathrm{m}} \cdot 2nBLi_\alpha = 4nBLl_{\mathrm{m}}i_\alpha \\ p_y = 2l_{\mathrm{m}}(-2nBLi_\beta) = -4nBLl_{\mathrm{m}}i_\beta \end{cases} \tag{3}$$

式中: i_α、i_β分别为线圈中驱动转子绕 x、y 轴偏转的激励电流, 下标 α、β 分别为绕 x、y 轴偏转的角度; l_{m}为 LFMB 定子半径。

2　MSCSG 转子不平衡问题建模

质量分布均匀的情况下, 高速转子旋转自由度对应的惯性轴与几何轴重合。然而, 转子材料不均匀和加工、装配等误差会使转子质量分布不平衡, 导致转子的惯性轴与几何轴不再一致, 从而使惯性轴相对传感器检测到的几何轴产生如图 3 所示的偏转, 图中, δ 为幅值, Ω 为转子转速, ϕ 为质心在几何坐标系下的初始相位, t 为时间。

图 3 中, 惯性轴与几何轴间的偏差一方面体现在转子质心与几何中心存在偏移, 在转子高速旋转

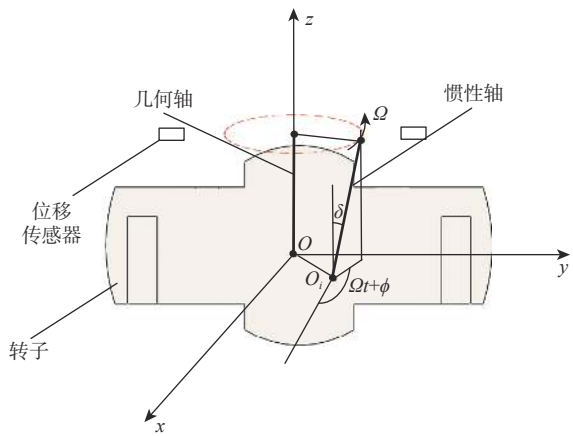


图 3　MSCSG 转子惯性轴与几何轴关系

Fig. 3　Relation between inertial axis and geometric axis of rotor in MSCSG

时产生不平衡振动力, 引起影响转子平动的静不平衡问题; 另一方面体现在惯性轴相对于几何轴存在倾角, 在转子高速旋转时产生不平衡振动力矩, 引起影响转子转动的动不平衡问题[9]。

2.1　转子静不平衡建模

转子质心相对几何中心存在偏移时, 产生的转子静不平衡俯视图如图 4 所示。图中, P 为与转子同步旋转的固连坐标系 $O(u,v)$上的位置点, e 为质心与几何中心的距离。由图 4 可知, 转子位移在惯性坐标系 $O_i(x_i,y_i)$与几何坐标系 $O(x,y)$中的位置关系为

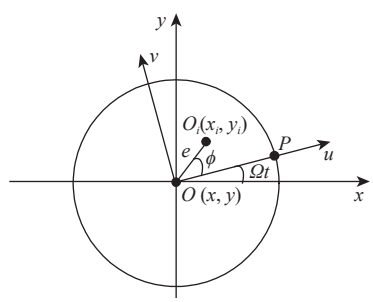


图 4　MSCSG 转子静不平衡俯视图

Fig. 4　Top view of static unbalance in MSCSG rotor

$$\begin{cases} x_i = x + e\cos(\Omega t + \phi) \\ y_i = y + e\sin(\Omega t + \phi) \end{cases} \tag{4}$$

根据牛顿定律，转子径向平动二自由度动力学模型为

$$\begin{cases} m\ddot{x}_{\mathrm{i}} = f_x \\ m\ddot{y}_{\mathrm{i}} = f_y \end{cases} \tag{5}$$

式中：m为转子质量；f_x、f_y为径向磁轴承对转子在径向二自由度所加的电磁力。

将式(4)代入式(5)得

$$\begin{cases} m\ddot{x} - me\Omega^2\cos(\Omega t + \phi) = f_x \\ m\ddot{y} - me\Omega^2\sin(\Omega t + \phi) = f_y \end{cases} \tag{6}$$

令$|\boldsymbol{d}| = e[\cos(\Omega t+\phi)+\mathrm{j}\sin(\Omega t+\phi)]$，$|\boldsymbol{Z}| = x+\mathrm{j}y$，$|\boldsymbol{f}| = f_x+\mathrm{j}f_y$，则将式(6)中第2个等式乘以j加到第1行可得

$$m\ddot{\boldsymbol{Z}} - m\boldsymbol{d}\Omega^2 - \boldsymbol{f} = \boldsymbol{0} \tag{7}$$

2.2 转子动不平衡建模

转子的惯性轴与几何轴间存在倾角时，产生的动不平衡俯视图如图5所示。图中，$(\alpha_{\mathrm{g}},\beta_{\mathrm{g}})$为几何轴的角坐标，$(\alpha_{\mathrm{in}},\beta_{\mathrm{in}})$为惯性轴的角坐标，$q(\xi,\zeta)$为与转子固连的旋转角坐标系，转子惯性主轴在$q(\xi,\zeta)$中的幅值和相位分别为$\delta$和$\phi$。

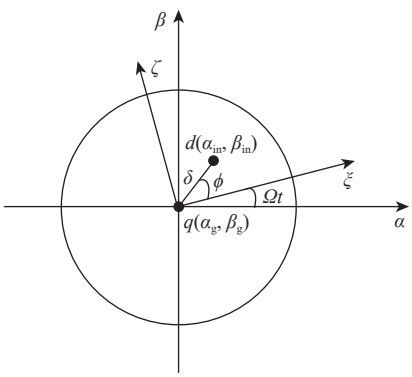


图5 MSCSG转子动不平衡俯视图

Fig. 5 Top view of dynamic unbalance in MSCSG rotor

由图5中转子惯性轴与几何轴间的倾角关系可知，转子偏转角在惯性坐标系下转子偏转角信息α_{in}、β_{in}表达式为

$$\begin{cases} \alpha_{\mathrm{in}} = \alpha_{\mathrm{g}} + \delta\cos(\Omega t + \phi) \\ \beta_{\mathrm{in}} = \beta_{\mathrm{g}} + \delta\sin(\Omega t + \phi) \end{cases} \tag{8}$$

根据欧拉定理列写陀螺技术方程[3]：

$$\begin{cases} J_x\ddot{\alpha}_{\mathrm{in}} + J_z\Omega\dot{\beta}_{\mathrm{in}} = p_x \\ J_y\ddot{\beta}_{\mathrm{in}} - J_z\Omega\dot{\alpha}_{\mathrm{in}} = p_y \end{cases} \tag{9}$$

式中：J_x、J_y分别为转子在x、y方向的转动惯量，大小与转子赤道转动惯量J_{rad}相等；J_z为转子在z方向的转动惯量。

将式(8)代入式(9)，得

$$\begin{cases} J_x\ddot{\alpha} + J_z\Omega\dot{\beta} - (J_x - J_z)\Omega^2\delta\cos(\Omega t + \phi) = p_x \\ J_y\ddot{\beta} - J_z\Omega\dot{\alpha} - (J_y - J_z)\Omega^2\delta\sin(\Omega t + \phi) = p_y \end{cases} \tag{10}$$

令$|\boldsymbol{T}| = \delta[\cos(\Omega t+\phi)+\mathrm{j}\sin(\Omega t+\phi)]$，$|\boldsymbol{\theta}| = \alpha+\mathrm{j}\beta$，$|\boldsymbol{p}| = p_x+\mathrm{j}p_y$，则将式(10)中第2个等式乘以j加到第1行，得

$$J_{\mathrm{rad}}\ddot{\boldsymbol{\theta}} - \mathrm{j}J_z\Omega\dot{\boldsymbol{\theta}} - (J_{\mathrm{rad}} - J_z)\Omega^2\boldsymbol{T} = \boldsymbol{p} \tag{11}$$

3 MSCSG转子在线动平衡

3.1 转子校正质量解算

根据式(7)和式(11)，可得转子静不平衡和动不平衡矢量为

$$\begin{cases} \boldsymbol{d} = \dfrac{m\ddot{\boldsymbol{Z}} - \boldsymbol{f}}{m\Omega^2} \\ \boldsymbol{T} = \dfrac{J_{\mathrm{rad}}\ddot{\boldsymbol{\theta}} - \mathrm{j}J_z\Omega\dot{\boldsymbol{\theta}} - \boldsymbol{p}}{(J_{\mathrm{rad}} - J_z)\Omega^2} \end{cases} \tag{12}$$

为便于转子质量分布调整，MSCSG转子轴向两表面外沿各留有24个沿圆周方向均匀分布且深度相同的配重孔，用于在线动平衡的配重孔所在校正面作为平衡盘。MSCSG转子在线动平衡原理如图6所示。平衡盘A、B上配重块的质量矢量形式分别为$\boldsymbol{m}_{\mathrm{a}}$、$\boldsymbol{m}_{\mathrm{b}}$，所在相位角分别为$\phi_{\mathrm{ca}}$、$\phi_{\mathrm{cb}}$，两校正面半径都为$r$，则两校正面不平衡质量导致的离心力为

$$\begin{cases} \boldsymbol{f}_{\mathrm{a}} = \boldsymbol{m}_{\mathrm{a}}r\Omega^2 \\ \boldsymbol{f}_{\mathrm{b}} = \boldsymbol{m}_{\mathrm{b}}r\Omega^2 \end{cases} \tag{13}$$

假设通过在2个校正面添加配重螺钉使转子完全平衡，则配重后由于质量不平衡产生的合力及合力矩为$\boldsymbol{0}$，表达式为

$$\begin{cases} \boldsymbol{f}_{\mathrm{a}} + \boldsymbol{f}_{\mathrm{b}} + m\boldsymbol{d}\Omega^2 = \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{f}_{\mathrm{a}}L_1 + \boldsymbol{f}_{\mathrm{b}}L_2 + J_{\mathrm{rad}}\boldsymbol{T}\Omega^2 = \boldsymbol{0} \end{cases} \tag{14}$$

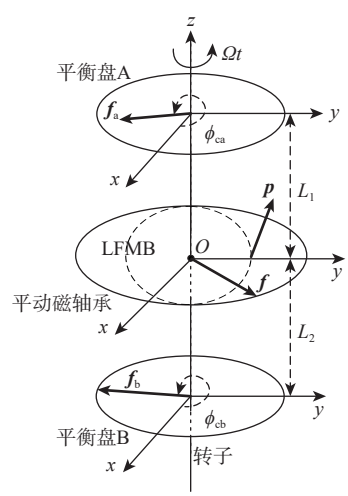


图6 MSCSG转子在线动平衡原理

Fig. 6 Schematic diagram of field balancing for MSCSG rotor

式中: L_1、L_2分别为两校正面距离转子中心的距离。

根据式 (12)～式 (14) 解算转子校正质量, 得

$$\begin{cases} \boldsymbol{m}_{\mathrm{a}}=\dfrac{1}{r\Omega^2(L_1+L_2)}\left[\left(\boldsymbol{f}-m\ddot{\boldsymbol{Z}}\right)L_2-\dfrac{J_{\mathrm{rad}}\left(J_{\mathrm{rad}}\ddot{\boldsymbol{\theta}}-\mathrm{j}J_z\Omega\dot{\boldsymbol{\theta}}-\boldsymbol{p}\right)}{J_{\mathrm{rad}}-J_z}\right] \\ \boldsymbol{m}_{\mathrm{b}}=\dfrac{1}{r\Omega^2(L_1+L_2)}\left[\left(\boldsymbol{f}-m\ddot{\boldsymbol{Z}}\right)L_1+\dfrac{J_{\mathrm{rad}}\left(J_{\mathrm{rad}}\ddot{\boldsymbol{\theta}}-\mathrm{j}J_z\Omega\dot{\boldsymbol{\theta}}-\boldsymbol{p}\right)}{J_{\mathrm{rad}}-J_z}\right] \end{cases} \tag{15}$$

式中: $\boldsymbol{f}$和$\boldsymbol{p}$表达式为

$$\begin{cases} |\boldsymbol{f}|=f_{\mathrm{rada}}+\mathrm{j}f_{\mathrm{radb}}=k_I\left(i_{\mathrm{rada}}+\mathrm{j}i_{\mathrm{radb}}\right)+k_h\left(s_{\mathrm{rada}}+\mathrm{j}s_{\mathrm{radb}}\right) \\ |\boldsymbol{p}|=f_{\mathrm{ma}}l_{\mathrm{ma}}+\mathrm{j}f_{\mathrm{mb}}l_{\mathrm{mb}}=k_ii_{\mathrm{ma}}l_{\mathrm{ma}}+\mathrm{j}k_ii_{\mathrm{mb}}l_{\mathrm{mb}} \end{cases} \tag{16}$$

其中: k_i为偏转磁轴承的电流刚度; k_h为平动磁轴承的位移刚度; s_{rada}和s_{radb}为转子径向两方向平动位移; i_{rada}和i_{radb}为平动磁轴承中的控制电流; i_{ma}和i_{mb}为 LFMB 中控制电流; l_{ma}和l_{mb}为转子质心到偏转磁轴承两侧的距离。

转子匀速旋转过程中, 受同频不平衡振动影响, 转子位移和偏转角矢量满足: $\ddot{\boldsymbol{Z}}=-\boldsymbol{Z}\Omega^2$, $\ddot{\boldsymbol{\theta}}=-\boldsymbol{\theta}\Omega^2$, $\dot{\boldsymbol{\theta}}=\mathrm{j}\boldsymbol{\theta}\Omega$, 将该关系式代入式 (15), 得

$$\begin{cases} \boldsymbol{m}_{\mathrm{a}}=\dfrac{1}{r\Omega^2(L_1+L_2)}\left[\left(m\boldsymbol{Z}\Omega^2+\boldsymbol{f}\right)L_2-\dfrac{J_{\mathrm{rad}}\left(J_z\Omega^2\boldsymbol{\theta}-J_{\mathrm{rad}}\boldsymbol{\theta}\Omega^2-\boldsymbol{p}\right)}{J_{\mathrm{rad}}-J_z}\right]=\dfrac{1}{r\Omega^2(L_1+L_2)}\cdot\left[\left(m\boldsymbol{Z}\Omega^2+\boldsymbol{f}\right)L_2+J_{\mathrm{rad}}\boldsymbol{\theta}\Omega^2+\dfrac{J_{\mathrm{rad}}}{J_{\mathrm{rad}}-J_z}\boldsymbol{p}\right] \\ \boldsymbol{m}_{\mathrm{b}}=\dfrac{1}{r\Omega^2(L_1+L_2)}\left[\left(m\boldsymbol{Z}\Omega^2+\boldsymbol{f}\right)L_1+\dfrac{J_{\mathrm{rad}}\left(J_z\Omega^2\boldsymbol{\theta}-J_{\mathrm{rad}}\boldsymbol{\theta}\Omega^2-\boldsymbol{p}\right)}{J_{\mathrm{rad}}-J_z}\right]=\dfrac{1}{r\Omega^2(L_1+L_2)}\cdot\left[\left(m\boldsymbol{Z}\Omega^2+\boldsymbol{f}\right)L_1-J_{\mathrm{rad}}\boldsymbol{\theta}\Omega^2-\dfrac{J_{\mathrm{rad}}}{J_{\mathrm{rad}}-J_z}\boldsymbol{p}\right] \end{cases} \tag{17}$$

由式 (17) 可知, 解算转子校正质量需得到径向磁轴承施加的电磁力、LFMB 施加的电磁力矩、转子位移及转子偏转角的精确测量值, 但常规模式下, 径向磁轴承施加的电磁力与电流及位移相关, 且位移刚度随位移变化呈非线性特性, 在转子偏离平衡位置电磁力测量精度有限, 影响校正质量解算的准确性。转子位移为 0 的零位移模式下, 径向磁轴承施加的电磁力不受非线性的位移刚度影响, 可通过控制电流精确测量, 此时式 (16) 可表示为

$$\begin{cases} |\boldsymbol{f}|=k_Ii_{\mathrm{rada}}+\mathrm{j}k_Ii_{\mathrm{radb}} \\ |\boldsymbol{p}|=k_ii_{\mathrm{ma}}l_{\mathrm{ma}}+\mathrm{j}k_ii_{\mathrm{mb}}l_{\mathrm{mb}} \end{cases} \tag{18}$$

由式 (18) 可知, 零位移模式下, 磁阻力和电磁力矩都是控制电流的线性函数, 不受磁阻力非线性因素影响, 且转子偏转角可通过传感器精确测量, 将式 (18) 代入式 (17) 可得

$$\begin{cases} \boldsymbol{m}_{\mathrm{a}}=\dfrac{1}{r\Omega^2(L_1+L_2)}\left[k_I\left(i_{\mathrm{rada}}+\mathrm{j}i_{\mathrm{radb}}\right)L_2+\dfrac{J_{\mathrm{rad}}}{J_{\mathrm{rad}}-J_z}\cdot\left(k_ii_{\mathrm{ma}}l_{\mathrm{ma}}+\mathrm{j}k_ii_{\mathrm{mb}}l_{\mathrm{mb}}\right)+J_{\mathrm{rad}}\boldsymbol{\theta}\Omega^2\right] \\ \boldsymbol{m}_{\mathrm{b}}=\dfrac{1}{r\Omega^2(L_1+L_2)}\left[k_I\left(i_{\mathrm{rada}}+\mathrm{j}i_{\mathrm{radb}}\right)L_1-\dfrac{J_{\mathrm{rad}}}{J_{\mathrm{rad}}-J_z}\cdot\left(k_ii_{\mathrm{ma}}l_{\mathrm{ma}}+\mathrm{j}k_ii_{\mathrm{mb}}l_{\mathrm{mb}}\right)-J_{\mathrm{rad}}\boldsymbol{\theta}\Omega^2\right] \end{cases} \tag{19}$$

因此, 零位移模式下可根据径向平动磁轴承和偏转磁轴承的控制电流及转子偏转角直接计算转子校正质量, 在确保解算精度的同时简化了解算过程。

3.2　不平衡质量动态校正

由于 MSCSG 转子机械结构的对称性, $l_{\mathrm{ma}}=l_{\mathrm{mb}}=l_{\mathrm{m}}$。令 $\boldsymbol{i}_{\mathrm{rad}}=i_{\mathrm{rada}}+\mathrm{j}i_{\mathrm{radb}}$, $\boldsymbol{i}_{\mathrm{m}}=i_{\mathrm{ma}}+\mathrm{j}i_{\mathrm{mb}}$, 则式 (19) 可表示为

$$\begin{cases} \boldsymbol{m}_{\mathrm{a}}=\dfrac{1}{r\Omega^2(L_1+L_2)}\left[k_I\boldsymbol{i}_{\mathrm{rad}}L_2+\dfrac{J_{\mathrm{rad}}}{J_{\mathrm{rad}}-J_z}k_i\boldsymbol{i}_{\mathrm{m}}l_{\mathrm{ma}}+J_{\mathrm{rad}}|\boldsymbol{\theta}|\Omega^2\right] \\ \boldsymbol{m}_{\mathrm{b}}=\dfrac{1}{r\Omega^2(L_1+L_2)}\left[k_I\boldsymbol{i}_{\mathrm{rad}}L_1-\dfrac{J_{\mathrm{r}}}{J_{\mathrm{rad}}-J_z}k_i\boldsymbol{i}_{\mathrm{m}}l_{\mathrm{ma}}-J_{\mathrm{rad}}|\boldsymbol{\theta}|\Omega^2\right] \end{cases} \tag{20}$$

将式 (20) 化简为如下形式:

$$\boldsymbol{M}=\boldsymbol{K}\boldsymbol{I}+\boldsymbol{k}\boldsymbol{\theta} \tag{21}$$

式中: $\boldsymbol{M}=[\boldsymbol{m}_{\mathrm{a}}\quad\boldsymbol{m}_{\mathrm{b}}]^{\mathrm{T}}$为不平衡质量矢量; $\boldsymbol{I}=[\boldsymbol{i}_{\mathrm{rad}}\quad\boldsymbol{i}_{\mathrm{m}}]^{\mathrm{T}}$为控制电流矢量; $\boldsymbol{k}$为偏转角系数向量, 表达式为

$$\boldsymbol{k}=\begin{bmatrix}\dfrac{J_{\mathrm{rad}}}{r(L_1+L_2)}\\ -\dfrac{J_{\mathrm{rad}}}{r(L_1+L_2)}\end{bmatrix} \tag{22}$$

系数矩阵 $\boldsymbol{K}$ 的表达式为

$$\boldsymbol{K}=\begin{bmatrix}\dfrac{k_IL_2}{r\Omega^2(L_1+L_2)} & \dfrac{k_il_{\mathrm{ma}}J_{\mathrm{rad}}}{r\Omega^2(L_1+L_2)(J_{\mathrm{rad}}-J_z)}\\ \dfrac{k_IL_1}{r\Omega^2(L_1+L_2)} & -\dfrac{k_il_{\mathrm{ma}}J_{\mathrm{rad}}}{r\Omega^2(L_1+L_2)(J_{\mathrm{rad}}-J_z)}\end{bmatrix} \tag{23}$$

理想情况下, 可直接利用式 (21) 解算不平衡质量。但实际上, 涡流损耗、装配误差、标定误差等因素导致系数矩阵与设计值存在一定差异, 这些误差在一定程度上将影响解算精度。因此, 为抑制参数不确定性对解算精度的影响, 采用二次修正法解算系数矩阵, 进而求解校正质量。不平衡校正前, 转子不平衡质量为 $\boldsymbol{M}$, 将转子升至指定转速及偏转角时, 测量控制电流为$\boldsymbol{I}_0$, 此时满足:

$$\boldsymbol{M}=\boldsymbol{K}\boldsymbol{I}_0+\boldsymbol{k}\boldsymbol{\theta} \tag{24}$$

对转子添加试重块$\boldsymbol{M}_1$，此时转子不平衡质量为$\boldsymbol{M}-\boldsymbol{M}_1$，再次将转子升至指定转速及转子偏转角时，测量控制电流为$\boldsymbol{I}_1$，此时满足：

$$\boldsymbol{M}-\boldsymbol{M}_1=\boldsymbol{K}\boldsymbol{I}_1+\boldsymbol{k}\boldsymbol{\theta} \tag{25}$$

式(24)与式(25)相减，得

$$\boldsymbol{M}_1=\boldsymbol{K}(\boldsymbol{I}_0-\boldsymbol{I}_1) \tag{26}$$

由式(26)可根据试重质量、控制电流计算增益矩阵，再将系数矩阵代入式(21)，即可解算不平衡质量的精确值。根据解算的不平衡质量，选取对应的配重螺钉，穿过陀螺房预留通孔将配重螺钉安装在指定配重孔，实现在线动平衡。

4 在线动平衡实验验证

为检验本文提出的在线动平衡方案对改善MSCSG转子质量分布、减小固有不平衡振动的有效性，采用如图7所示的MSCSG实验系统进行验证。作为本文的实验对象，MSCSG实验系统主要由电源、示波器、上位机、控制器、功率放大器和MSCSG原理样机构成，系统采用DSP+FPGA为核心的数字控制器，以LFMB支撑的MSCSG转子为被控对象，控制器以5 MHz频率在DSP中高速运行，上位机可以实现对控制器参数的实时设置、显示。进行不平衡质量解算所需的MSCSG转子系统主要参数如表1所示。

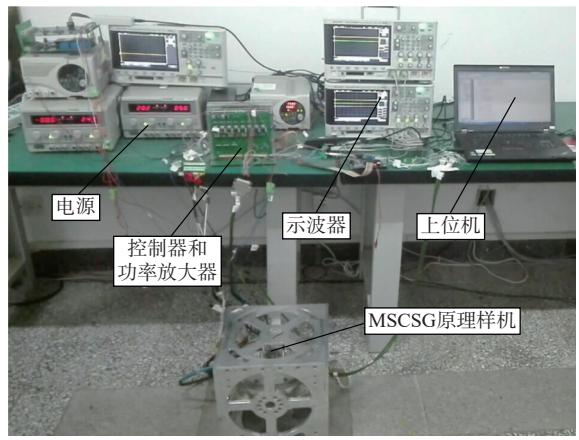


图7 MSCSG实验系统

Fig. 7 Experimental setup of MSCSG system

表1 MSCSG转子系统的主要参数

Table 1 Main parameters of rotor system in MSCSG

J_z/(kg·m²)	m/kg	k_I/(N·A^{-1})	n	l_{ma}/m	L_2/m	L/m	J_{rad}/(kg·m²)	k_i/(N·A^{-1})	k_h/(N·m^{-6})	B/T	L_1/m	r/m
0.028 7	8.951	28.91	200	0.059	0.024	0.062	0.009 7	19.84	−0.58	0.4	0.024	0.084

转子保持在平衡位置时，将其转速调整至2 400 r/min后开展在线动平衡，根据式(23)及表1可知，控制电流与校正质量间的系数矩阵为

$$\hat{\boldsymbol{K}}=\begin{bmatrix}0.002\,7 & -0.002\,3\\ 0.002\,7 & 0.002\,3\end{bmatrix}$$

将转子转速升至2 400 r/min，待转速稳定后，测量转子平衡状态下的控制电流：

$$\boldsymbol{I}_1=\begin{bmatrix}0.159+\mathrm{j}0.253 & -0.064+\mathrm{j}0.023\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\ \mathrm{A}$$

考虑转子不平衡质量分布相位角的情况下，不平衡质量通过复数形式的向量表示，此时得到待校正质量为

$$\boldsymbol{M}_1=\begin{bmatrix}0.575+\mathrm{j}0.624 & 0.279+\mathrm{j}0.732\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\ \mathrm{g}$$

受实际配重螺孔位置及配重螺钉质量的物理限制，无法直接根据解算的校正质量进行现场配重。结合现有配重螺钉的规格，将实际的配重矢量设置为

$$\boldsymbol{M}_1=\begin{bmatrix}0.575+\mathrm{j}0.624 & 0.279+\mathrm{j}0.732\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\ \mathrm{g}$$

配重后再次将转子转速升至2 400 r/min，转速稳定后，测量得到平衡状态下控制电流矢量为

$$\boldsymbol{I}_1=\begin{bmatrix}0.033+\mathrm{j}0.082 & 0.032+\mathrm{j}0.013\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\ \mathrm{A}$$

此时，根据式(26)解算得到修正的系数转换矩阵为

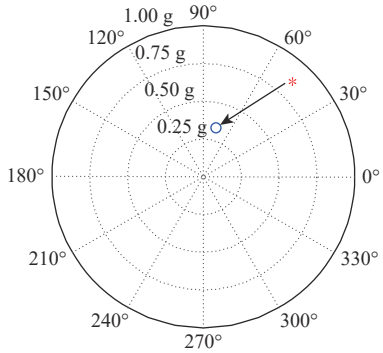
$$\boldsymbol{K}=\begin{bmatrix}0.003\,6 & -0.001\,2\\ 0.004\,0 & 0.002\,5\end{bmatrix}$$

进而确定第2次待配重质量为

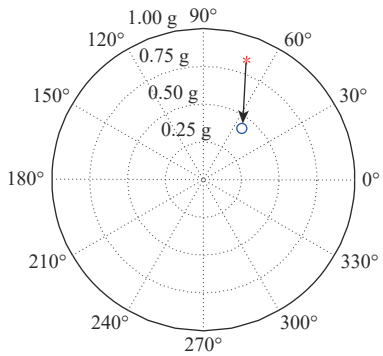
$$\boldsymbol{M}_2=\begin{bmatrix}0.08+\mathrm{j}0.28 & 0.21+\mathrm{j}0.36\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}\ \mathrm{g}$$

在线动平衡过程中，转子不平衡质量分布变化情况如图8所示。可知，在线动平衡过程中，平衡盘A的等效待校正质量由0.85 g降为0.29 g，待校正相位由47°调整为74°；平衡盘B的等效待校正质量由0.79 g降为0.41 g，待校正相位由69°调整为59°。

用示波器实时显示检测到的偏转角α_g和β_g对应的电压信息，偏转角信息中，纵轴代表电压，每格代表200 mV。在线动平衡处置前后转子偏转响应如图9所示。可知，在线配重前，转子偏转角偏离平衡位置的峰峰值约为960 mV；对转子进行配重后，转子偏转角偏离平衡位置的峰峰值约为310 mV，由转子不平衡引起的振动较配重前减小了67.7%。配重前后转子偏转角响应结果表明，本文所提出的方案可以改善转子质量分布，且通过在线动平衡，转子固有不平衡振动得到了大幅度抑制。



(a) 平衡盘A

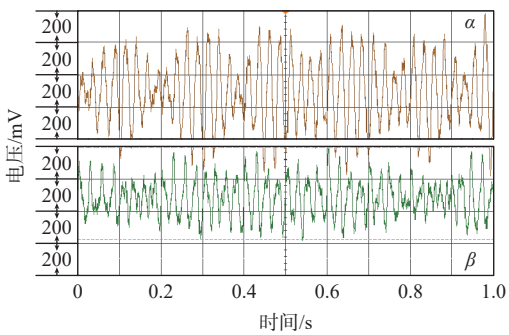


(b) 平衡盘B

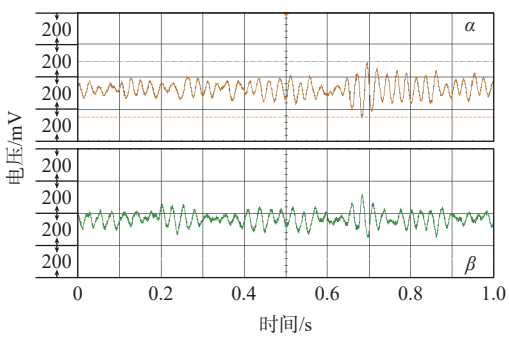
* 第1次　○ 第2次

图 8　不平衡质量分布变化示意图

Fig. 8　Change of unbalanced mass distribution



(a) 配重前



(b) 配重后

图 9　在线动平衡前后转子偏转响应

Fig. 9　Rotor tilt response before and after on-line dynamic balancing

5　结　论

1）MSCSG 转子的惯性轴和几何轴在质量分布不平衡条件下不重合，会导致转子旋转时产生不平衡振动。

2）采用二次修正法可通过 MSCSG 转子系统控制电流等信息推导转子不平衡质量。

3）根据推算的 MSCSG 转子不平衡量对转子进行在线动平衡可改善转子质量分布，与在线校正前相比，高速 MSCSG 转子振动幅值可降低 67.7%。

参考文献（References）

[1] YU C M, CAI Y W, REN Y, et al. Angular rate sensitive method of magnetically suspended control & sensing gyroscope based on deflection current and angle[J]. IEEE Sensors Journal, 2021, 21(10): 12068-12076.

[2] CHEN X C, CAI Y W, REN Y, et al. Spacecraft angular rates and angular acceleration estimation using single-gimbal magnetically suspended control moment gyros[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2019, 66(1): 440-450.

[3] 夏长峰, 蔡远文, 任元, 等. 磁悬浮控制敏感陀螺转子偏转通道稳定控制方法[J]. 控制理论与应用, 2020, 23(7): 1535-1543.
XIA C F, CAI Y W, REN Y, et al. Stable control method for rotor tilt channel in magnetically suspended control and sensing gyro[J]. Control Theory and Applications, 2020, 23(7): 1535-1543(in Chinese).

[4] 于春淼, 汪洲, 任元, 等. 基于逆系统解耦的 MSCSG 姿态测量方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(1): 150-158.
YU C M, WANG Z, REN Y, et al. MSCSG attitude measurement method based on inverse system decoupling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(1): 150-158 (in Chinese).

[5] CAI Y W, YU C M, REN Y, et al. High precision attitude-rate measurement of magnetically suspended control and sensing gyroscope using variational mode decomposition and wavelet transform[J]. IEEE Sensors Journal, 2022, 22(2): 1188-1198.

[6] YU Y J, YANG Z H, HAN C, et al. Active vibration control of magnetically suspended wheel using active shaft deflection[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 64(8): 6528-6537.

[7] CHEN Q, LIU G, HAN B C. Unbalance vibration suppression for AMBs system using adaptive Notch filter[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2017, 93(9): 136-150.

[8] 汤继强, 崔旭, 袁新竹, 等. 磁悬浮控制力矩陀螺高速转子的高精度位置控制[J]. 光学 精密工程, 2020, 28(3): 659-670.
TANG J Q, CUI X, YUAN X Z, et al. High-precision position control for MSCMG's high-speed rotor[J]. Optics and Precision Engineering, 2020, 28(3): 659-670(in Chinese).

[9] 夏长峰, 蔡远文, 任元, 等. MSCSG 转子不平衡振动原理分析与建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(11): 2321-2328.
XIA C F, CAI Y W, REN Y, et al. Principle analysis and modeling of rotor imbalance vibration in magnetically suspended control and sensing gyroscope[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(11): 2321-2328(in Chinese).

[10] 刘超, 刘刚, 赵光再. 主被动磁悬浮高速转子系统的自动平衡控制[J]. 光学 精密工程, 2015, 23(3): 714-722.
LIU C, LIU G, ZHAO G Z. Autobalancing control of high-speed rotor suspended by active-passive hybrid magnetic bearings[J]. Op-

tics and Precision Engineering, 2015, 23(3): 714-722(in Chinese).

[11] 彭聪. 磁悬浮飞轮不平衡振动控制方法及实验研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2016: 15-18.
PENG C. Research on vibration suppression for magnetically suspended flywheel in the full speed range[D]. Beijing: Beihang University, 2016: 15-18(in Chinese).

[12] CUI P L, HE J X, FANG J C, et al. Research on method for adaptive imbalance vibration control for rotor of variable-speed MSCMG with active-passive magnetic bearings[J]. Journal of Vibration and Control, 2017, 23(2): 167-180.

[13] REN Y, CHEN X C, CAI Y W, et al. Adaptive robust sliding mode simultaneous control of spacecraft attitude and micro-vibration based on magnetically suspended control and sensitive gyro[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2020, 234(15): 2197-2210.

[14] LIU G, LI J L, ZHENG S Q, et al. Suppression of synchronous current using double input improved adaptive Notch filter algorithm [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2020, 67(10): 8599-8607.

[15] CUI P L, WANG Q R, ZHANG G X, et al. Hybrid fractional repetitive control for magnetically suspended rotor systems[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2018, 65(4): 3491-3495.

[16] LIU C, LIU G, FANG J C. Feedback linearization and extended state observer-based control for rotor-AMBs system with mismatched uncertainties[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 64(2): 1313-1322.

[17] ZHENG S Q, FENG R. Feedforward compensation control of rotor imbalance for high-speed magnetically suspended centrifugal compressors using a novel adaptive Notch filter[J]. Journal of Sound & Vibration, 2016, 366(3): 1-14.

[18] 王英广, 房建成, 郑世强, 等. 磁悬浮电机的高效高精度在线动平衡[J]. 光学 精密工程, 2013, 21(11): 2884-2892.
WANG Y G, FANG J C, ZHENG S Q, et al. Field balancing of magnetically levitated motor in high-efficiency and high-accuracy [J]. Optics and Precision Engineering, 2013, 21(11): 2884-2892(in Chinese).

[19] 夏长峰. 磁悬浮控制敏感陀螺转子偏转控制方法及实验研究[D]. 北京: 航天工程大学, 2018: 11-15.
XIA C F. Study on tilt control approach and experiment for the rotor of MSCSG[D]. Beijing: Space Engineering University, 2018: 11-15(in Chinese).

[20] LIU C, LIU G. Field dynamic balancing for rigid rotor-AMB system in a magnetically suspended flywheel[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2016, 21(2): 1140-1150.

[21] 张珂, 张驰宇, 张丽秀, 等. 电磁滑环式在线动平衡系统特性分析与实验[J]. 振动、测试与诊断, 2018, 38(1): 34-38.
ZHANG K, ZHANG C Y, ZHANG L X, et al. Performance analysis and experiment of electromagnetic ring balancer during operation[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2018, 38(1): 34-38(in Chinese).

[22] 韩辅君, 房建成. 磁悬浮飞轮转子系统的现场动平衡方法[J]. 航空学报, 2010, 31(1): 184-190.
HAN F J, FANG J C. Field balancing method for rotor system of a magnetic suspending flywheel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(1): 184-190(in Chinese).

[23] 王英广. 磁悬浮挠性转子过临界转速控制及实验研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2014: 47-57.
WANG Y G. Study on control approach and experiment for the magnetically levitated flexible rotor passing through the critical speed[D]. Beijing: Beihang University, 2014: 47-57(in Chinese).

Field balancing method for rotor system of magnetically suspended control and sensing gyro

XIA Changfeng[1,*], WANG Xiaole[1], LI Zhi[1], JIANG Chengwei[1], WANG Weijie[2], CHENG Fuqiang[1]

(1. Key Laboratory for Fault Diagnosis and Maintenance of Spacecraft in-Orbit, Xi'an 700043, China;
2. Department of Aerospace Science and Technology, Space Engineering University, Beijing 101416, China)

Abstract: A field balancing solution based on current response is proposed to optimize mass distribution and eliminate dynamic unbalanced vibration in the rotor tilt mechanism of a magnetically suspended control and sensing gyro (MSCSG). The working principle of the magnetic bearing-rotor system is first analyzed. Then the geometric analytic relation between the geometric and inertial axis of the rotor is achieved on the condition that the rotor is unbalanced, and the static and dynamic unbalance of the rotor are quantitatively analyzed. On the basis of this, a secondary correction method with the benefit of excellent linearity in Lorentz force magnetic bearing (LFMB) is used to infer the relationship between imbalanced mass and rotor control current. Thus the rotor mass distribution is improved by field balancing, so as to reduce the unbalanced vibration in the rotor system from the root. Experiment results of field balancing show that the proposed method can reduce the dynamic unbalance vibration peak value of the rotor system by 67.7% which verifies the effectiveness of the proposed method.

Keywords: magnetically suspended control and sensing gyro; Lorentz force magnetic bearing; rotor imbalance; field balancing; secondary correction method

Received: 2022-10-10; **Accepted**: 2022-11-18; **Published Online**: 2022-11-23 17:25
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221122.2142.003
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (52075545)
* **Corresponding author**. E-mail: superxiacf@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0865

基于自回归模型的机翼柔性基线在线预测方法

刘艳红[1,2,3]，黄艳[1,2,*]，谭浩[4]，叶文[5]，董希旺[3]

(1. 北京市计量检测科学研究院，北京 100029；2. 国家卫星导航定位与授时计量产业测试中心，北京 100029；
3. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100191；4. 广州小鹏汽车科技有限公司，广州 510000；
5. 中国计量科学研究院 力学与声学计量科学研究所，北京 100029)

摘 要：机翼柔性动态形变制约分布式位置姿态系统（POS）传递对准精度的提升，光纤光栅传感器可精确测量柔性基线，然而光纤光栅传感器测量的应变转化为基线过程需要时间，这导致测量得到的基线不能实时用于传递对准。针对该问题，在光纤光栅传感器柔性基线测量的基础上，提出基于自回归模型的柔性基线在线预测方法。利用过去一段时间内实测应变值转换的基线数据来超前预测当前时刻的基线值，用于子节点实时传递对准量测匹配误差补偿，其中，模型参数可随输入实测基线数据在线递推更新，使得基线预测更加精确。在模拟机翼平台上进行振动实验，结果表明：所提方法实现了基线的精确预测，预测误差在0.051 mm之内，且具有很强的实时性。

关 键 词：阵列合成孔径雷达；传递对准；光纤光栅；自回归模型；基线
中图分类号：V224+.4; V221.41+1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3426-08

分布式位置姿态系统(position and orientation system, POS)由高精度主POS、固联在任务载荷上的多个小型子惯性测量单元(inertial measurement unit, IMU)等组成[1-2]，其利用主POS输出的高精度时空测量信息对多个子IMU进行动基座柔性基线传递对准，从而实现对多节点时空基准和相对空间信息的精确测量，这已成为机载阵列合成孔径雷达(synthetic aperture radar, SAR)实现高精度运动补偿，提高其成像精度和效率的必要技术手段[3-4]。然而，随机时变的柔性基线影响传递对准估计精度[5]，如何用时变的柔性基线实时补偿子节点位姿辅助分布式POS传递对准成为亟待解决的问题。

目前，柔性基线建模方法主要分为两大类：①利用马尔可夫模型[6-7]或力学模型[8]对子IMU安装点处的挠曲变形进行建模，描述机翼形变，精度有限；②借助外部传感器直接测量柔性形变信息[9]，具有代表性的是利用光纤光栅传感器测量应变，利用应变和机翼结构的模态来重构形变[10]。根据机翼模态重构形变来计算柔性基线具有相对良好的快速性，但在利用柔性基线对子节点实时传递对准的过程中，光纤布拉格光栅(fiber Bragg grating, FBG)传感器所测应变换算到基线的过程本身需要时间，而飞行过程中主、子节点间传递对准和当前机翼的应变测量同步进行，因而当前时刻应变测量值转换得到的基线数据无法用于当前时刻子节点实时传递对准。

针对上述问题，本文提出一种基于自回归模型的柔性基线在线预测方法，该方法不再利用当前时刻的应变测量值转换得到的基线数据用于子节点实时传递对准量测匹配误差补偿，而是利用过去一段时间内实测应变值转换的基线数据来超前预测当前时刻的基线值，以此解决当前时刻应变测量值转换得到的基线数据无法用于当前时刻子节点实时传递对准的问题。具体过程为：利用光纤光栅传

收稿日期：2022-10-30；**录用日期**：2023-02-12；**网络出版时间**：2023-03-09 16:47
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230309.1405.006
基金项目：国家自然科学基金(61901431)；国家市场监督管理总局科技计划(S2021MK0236)
*通信作者. E-mail：huangy@bjjl.cn

*引用格式：刘艳红，黄艳，谭浩，等. 基于自回归模型的机翼柔性基线在线预测方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(11)：3426-3433.
LIU Y H，HUANG Y，TAN H，et al. On-line prediction method of wing flexible baseline based on autoregressive model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(11)：3426-3433 (in Chinese).*

感器测量柔性基线，在此基础上，对机翼抖动特性进行分析，基于自回归模型提出一种模型参数随输入实测基线数据在线更新的方法，对柔性基线在线预测，具体以综合反映横纵位移变化的动态基线作为估计对象，在线识别模型参数并输出基线预测值。

1　机翼颤振特性分析

1.1　机翼动态特性分析

飞机在运动过程中，由于大气湍流、阵风等作用于机翼表面及机翼的相邻部件，以及发动机振动等因素，机翼将会产生颤振现象。机翼颤振往往与飞机内部转子效应、推力效应相联系，通常用无量纲惯性矩$\bar{H}$表征发动机陀螺惯性矩相对机翼的结构刚度、质量的比值[11]：

$$\bar{H}=\frac{J\Omega}{\omega m l^3} \tag{1}$$

式中：J为极惯性矩；Ω为转子自转角速度；ω为轴向进动角速度；m 为发动机质量；l 为翼展长度。

由式 (1) 可以看出，转子自转角速度增大会导致发动机陀螺惯性矩相对机翼结构刚度和质量的比值增大，引起机翼颤振的固有频率发生变化，这种变化体现在：随着发动机陀螺惯性矩的增大，机翼面内弯曲的模态频率增大，扭转模态的频率降低。因此，机翼抖动造成柔性基线变化时，可先根据当前发动机转子转速判断此时固有频率的大小，再结合机翼的颤振频率判断机翼当前时刻的振动响应模态类型，最终针对不同模态类型选择对柔性基线求解空间的维度，一定程度上简化柔性基线求解的复杂程度。

1.2　机翼模态分析

柔性基线建模前需确定机翼抖动频率范围和模态类型，利用 ANSYS 软件仿真机翼模型，探究其固有抖动频率与模态类型的关系。本文选择最经典的平凸翼型（CLARK-Y 翼型）进行仿真，模型材料选择 7075 铝合金，其具有刚度好、柔性好、抗氧化等优点。机翼模型关键技术参数如表 1 所示。

表 1　机翼模型关键技术参数

Table 1　Key technical parameters of wing model

翼型长度/mm	翼根弦长/mm	翼尖弦长/mm	最大厚度/mm	根梢比
2 700	320	240	21	0.75

高阶的机翼模态频率过高，往往难以被激励，因此，本文将翼根设置为固定端，机翼轴向设置为y轴，横向设置为z轴，与二者正交方向设置为x轴，在翼根处建立如图 1 所示的坐标系。机翼模型的前 4 阶横向位移模态如图 2 所示。

由图 2 可以看出，对于 1 阶机翼模态，机翼形

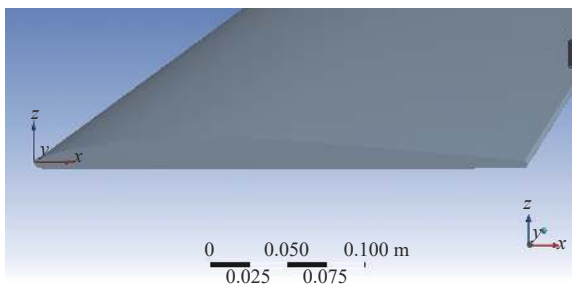
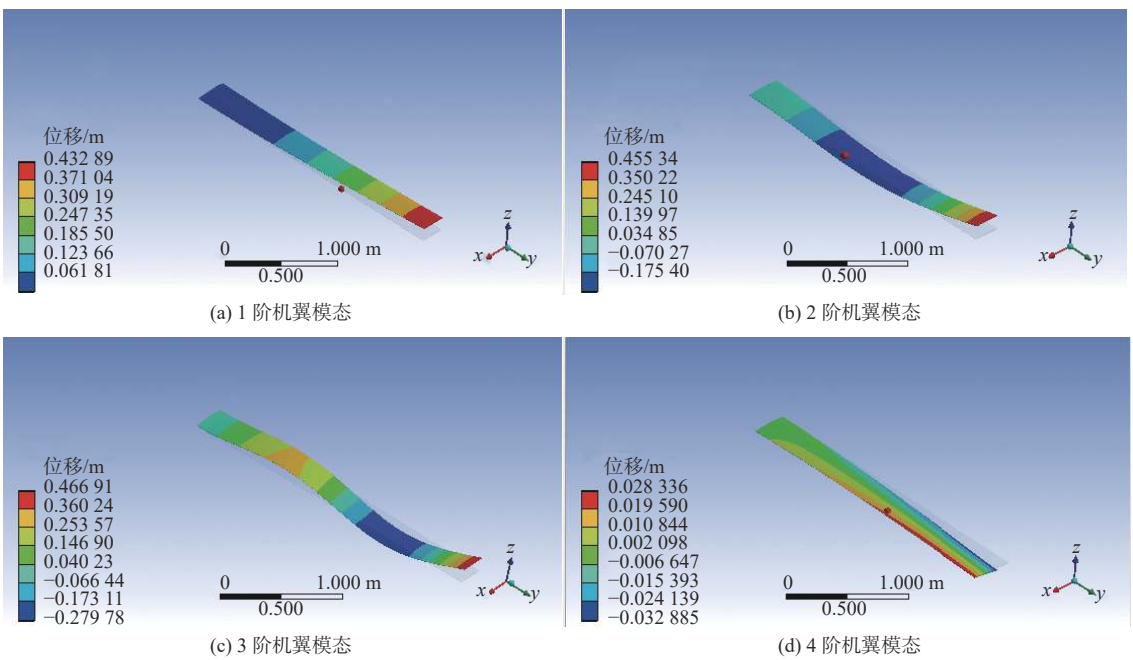


图 1　机翼模型的坐标系

Fig. 1　Coordinate system of wing model



(a) 1 阶机翼模态　　(b) 2 阶机翼模态

(c) 3 阶机翼模态　　(d) 4 阶机翼模态

图 2　机翼前 4 阶横向位移模态

Fig. 2　The first fourth order lateral displacement mode of wing

变位移从翼根到翼尖呈现出均匀增大的趋势；对于2阶机翼模态，机翼形变位移从翼根到翼尖呈现出先变小再变大的趋势；3阶机翼模态与2阶机翼模态类似，但形变位移最小的位置相对后移；对于4阶机翼模态，可以看出翼根到翼尖并不是沿轴向均匀变化，此时的弯曲类型已经变成侧向扭曲。

机翼前4阶的固有频率和各阶最大位移如表2所示。可知，前3阶机翼模态类型主要为横向弯曲，第4阶机翼模态类型主要为侧向扭曲。

表2 机翼抖动的前4阶模态

Table 2 The first fourth modes of wing flutter

阶数	抖动频率/Hz	最大位移/mm	模态类型
1	2.217	432.89	横向弯曲
2	11.641	455.34	横向弯曲
3	30.860	466.91	横向弯曲
4	34.363	28.34	侧向扭曲

飞机在飞行过程中，由于外界气流和内部发动机抖动的影响，机翼抖动频率一般为数十赫兹[12]。由表2可知，数十赫兹的抖动频率条件下，机翼模态类型主要是横向弯曲，因此，本文柔性基线模型只考虑横向弯曲模态类型，即只将机翼发生轴向和横向位移形变导致的基线变化作为建模对象，不考虑扭转对基线的影响。在实验部分，本文考虑了机翼抖动的前2阶模态。

2 自回归基线预测模型构建

当前时刻的基线与前若干时刻的基线相关联，利用光纤光栅传感器对机翼进行应变测量，通过模态重构法将离散应变数据转换为基线数据[13]。基于此，待估计时刻的基线$\hat{x}(n)$可利用自回归模型得到，其表达式为

$$\hat{x}(n)=\sum_{i=1}^{p}a_i x(n-i)+\varepsilon_n \tag{2}$$

式中：$\hat{x}(n)$为$x(n)$的预测值；$x(n)$为n时刻实测基线值；a_i为需要辨识的模型参数；p为模型阶数；ε_n为白噪声序列的一个随机分量，满足$E(\boldsymbol{e}_n)=\boldsymbol{0}$和$E\left(\boldsymbol{e}_n\boldsymbol{e}_n^{\mathrm{T}}\right)=\boldsymbol{Q}$，$\boldsymbol{Q}$为白噪声方差。式(2)反映了柔性基线之间的先后影响关系，根据基线的前后时刻数据自相关性对基线进行合理预测。

2.1 模型定阶

自回归模型定阶需考虑两方面的内容：一方面是模型对实测基线数据的拟合程度，通常利用似然函数判定，似然函数值越大，模型对数据的描述越精确；另一方面是模型的计算复杂度[14]。由于本文模型预测基线数据用于实时传递对准，在提高模型对数据描述能力的同时，模型参数越少越好。目前，对于模型阶数的选择常用的准则有最终预报误差(final prediction error, FPE)准则、F检验准则和赤池信息量准则(Akaike information criterion, AIC)等[15]。

AIC准则适用于样本数据较少的情况，本文模型对柔性基线进行预测的前提是需要利用基线数据求解模型参数，因此，需要初始化时间，而初始化时间取决于用于模型参数辨识的数据长度，故样本数据一般不宜过多。增加自由参数提高了拟合的优良性，AIC准则在鼓励数据拟合优良性的同时，尽量避免出现过度拟合的情况，因此，优先考虑的模型应使AIC取最小值。

利用AIC准则确定模型阶数，计算式如下：

$$A_{\mathrm{AIC}}(p)=N\ln\sigma^2+2p \tag{3}$$

$$\sigma^2=\frac{S}{N-p} \tag{4}$$

式中：A_{AIC}为AIC的值；N为基线数据序列的长度；S为建模所用基线数据的残差平方和。

2.2 模型参数辨识

判断预测结果准确程度的标准是使得预测误差的平方和最小，本文采用基于实测基线数据的自相关函数，以预测平方误差最小作为约束条件，找出模型参数和自相关函数之间的关系，并借助Levinson-Durbin递推算法对模型参数进行辨识。

预测平方误差为

$$R=\sum_n(x(n)-\hat{x}(n))^2=\sum_n\left(x(n)-\sum_{i=1}^{p}a_i x(n-i)\right)^2 \tag{5}$$

为使R最小，各系数a_i应满足：

$$\frac{\partial R}{\partial a_j}=0\qquad 1\leqslant j\leqslant p \tag{6}$$

根据式(5)，则有

$$\frac{\partial R}{\partial a_j}=2\sum_n x(n)x(n-j)-2\sum_{i=1}^{p}a_i\sum_n x(n-i)x(n-j)=0 \tag{7}$$

进一步化简得

$$\sum_n x(n)x(n-j)=\sum_{i=1}^{p}a_i\sum_n x(n-i)x(n-j) \tag{8}$$

式(8)是一个含有p个未知数的方程组，求解该方程组即可得到各项系数$a_1,a_2,\cdots,a_p$。下面给出该方程组求解的方法。

设$x(n)$在$0\leqslant n\leqslant N-1$以外的值为0。加窗后$x(n)$的自相关函数为

$$r(j)=\sum_{n=0}^{N-1}x(n)x(n-j) \tag{9}$$

则式 (8) 可写成

$$\sum_{i=1}^{p}a_i r(|j-i|)=r(j) \tag{10}$$

写成矩阵方程形式:

$$\begin{bmatrix} r(0) & r(1) & r(2) & \cdots & r(p-1) \\ r(0) & r(0) & r(1) & \cdots & r(p-2) \\ r(0) & r(1) & r(0) & \cdots & r(p-3) \\ \vdots & \vdots & \vdots & & \vdots \\ r(p-1) & r(p-2) & r(p-3) & \cdots & r(0) \end{bmatrix}\begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \\ \vdots \\ a_p \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} r(1) \\ r(2) \\ r(3) \\ \vdots \\ r(p) \end{bmatrix} \tag{11}$$

利用 Levinson-Durbin 递推算法对矩阵方程 (11) 进行解算, 得到$a_1,a_2,\cdots,a_p$的值。整个模型参数辨识的流程如图 3 所示。

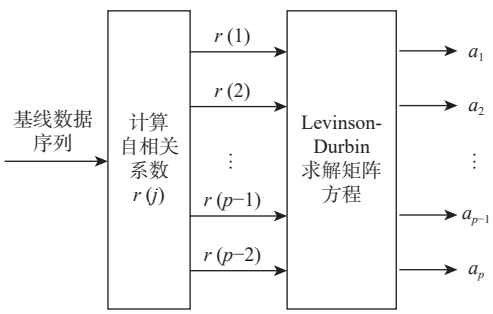


图 3　模型参数辨识流程

Fig. 3　Flow of model parameter identification

3　自回归基线预测模型优化调整

本节利用实测应变数据转换得到动态基线数据。首先, 探究振幅和振动频率对模型阶数的影响关系; 其次, 根据实际预测效果对模型阶数进行适当调整, 得到基线预测模型; 最后, 通过递推算法, 将基线预测模型转换为模型参数随输入实测基线数据不断变化的动态模型, 实现基于该动态模型的柔性基线超前预测。

3.1　模型阶数影响因素分析

首先, 探究机翼抖动幅度和频率对模型阶数的影响。初步选取用于参数辨识的基线数据长度为 50 个采样点, 待测基线选取机翼中线上距离翼根 975 mm 和 1 275 mm 的两测点之间的基线。

选取机翼抖动频率为 4 Hz 条件下, 翼根上下振幅为 10, 15, 20 mm 时的基线数据, 利用 AIC 准则确定阶数。AIC 值与模型阶数的关系如图 4 所示。可知, AIC 值的减小速度在 3 阶、5 阶和 19 阶时放缓, 各振幅条件下表现出变化趋势的一致性, 由此可知对模型阶数的影响较小。

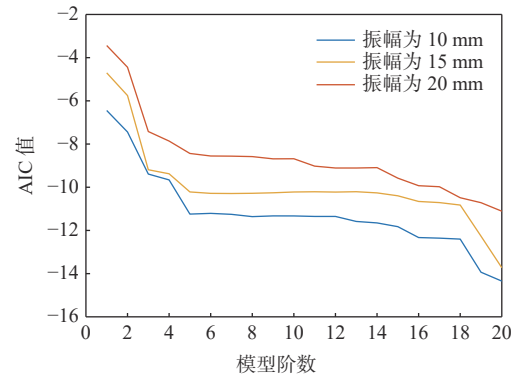


图 4　4 Hz 条件下不同振幅各阶模型的 AIC 值变化

Fig. 4　AIC change of each order model with different amplitudes under the condition of shaking frequency 4 Hz

依据 AIC 准则, AIC 取最小值时计算出的模型阶数为最佳值。由图 4 可知, AIC 值随模型阶数呈单调递减趋势, 然而, 模型阶数越高, 待拟合系数越多, 耗时越长, 因此, 本文还需考虑动态建模的另一关键性因素, 即快速性。表 3 为不同模型阶数下模型参数辨识速度。对于 5 阶之后的阶数, AIC 值经历了一段较长的缓慢递减过程, 在模型估计速度欠佳的情况下, 4 Hz 时模型 5 阶适宜, 估计速度较快情况下 19 阶较为适宜。

表 3　不同模型阶数下模型参数辨识速度

Table 3　Identification speed of model parameter under different model orders

模型阶数	耗时/s	模型阶数	耗时/s
1	0.006 0	11	0.009 0
3	0.006 5	13	0.010 8
5	0.007 3	15	0.013 4
7	0.008 1	17	0.015 2
9	0.008 7	19	0.020 1

进一步选取机翼振幅为 10 mm 条件下频率分别为 2, 4, 6 Hz 时的基线数据, 利用 AIC 准则确定阶数。AIC 值与模型阶数的关系如图 5 所示。可知, 2 Hz 时 AIC 值变化缓慢, 变化幅度不大, 且在 16 阶出现极小值; 4 Hz 时 AIC 值在 3 阶、5 阶和 19 阶模型处变化放缓, 在估计速度允许条件下, 19 阶模型更佳, 其次为 3 阶和 5 阶模型; 而 6 Hz 时 AIC 值在 3 阶、13 阶模型处变化放缓, 在不考虑预测速度情况下, 13 阶模型更佳, 其次为 3 阶。

基于以上分析可知, 机翼抖动频率对模型阶数存在一定程度的影响, 且基本不存在模型过拟合的情况, 但在用于模型参数辨识的数据长度相同的条

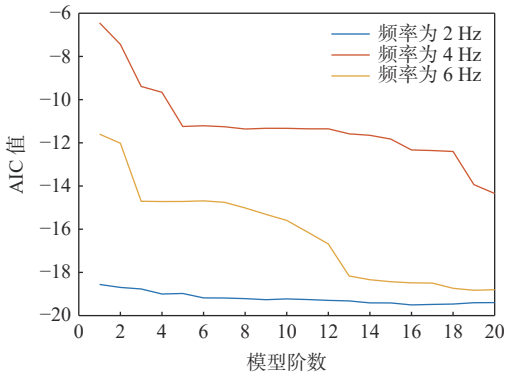


图 5 振幅为 10 mm 条件下不同频率各阶模型的 AIC 值变化

Fig. 5 AIC changes of each order model with different frequencies under the condition of amplitude of 10 mm

件下，显然模型的待估参数越多，各参数估计的准确度越低，这就需要综合考虑参数辨识的数据长度和模型阶数之间的关系；另外，对于不同抖动频率，理论上应采取不同阶数的柔性基线模型来估计基线值，然而机翼受内部机动和外界气流干扰，机翼抖动频率和振幅是时变的，严格对不同的抖动频率使用不同阶数的模型进行选择性建模显得尤为复杂。对于 AIC 值单调递减的时间序列，可考虑随阶数升高 AIC 值下降缓慢的点，再综合考虑建模复杂度与估计快速性的因素，后续根据预测效果进行调整。

3.2 模型参数优化调整

根据 50 个实测基线数据建立 3 阶模型如下：

$$\hat{x}(n)=1.305\,4x(n-1)-0.438\,7x(n-2)-0.035\,7x(n-3) \tag{12}$$

利用上述模型对这 50 个基线进行预测，基线实测值和预测值如图 6(a) 所示，并超前预测了第 51 个采样点，图中以黑点标出。图 6(b) 给出了该 3 阶模型基线预测误差的自相关函数归一化后的曲线，相邻采样点的预测误差大小呈衰减趋势，表明预测值与实测值越来越接近。

分别建立 3, 5, 13, 19 阶模型对实际基线数据进行预测，预测误差如图 7 所示，4 种模型的预测误差均呈收敛趋势。

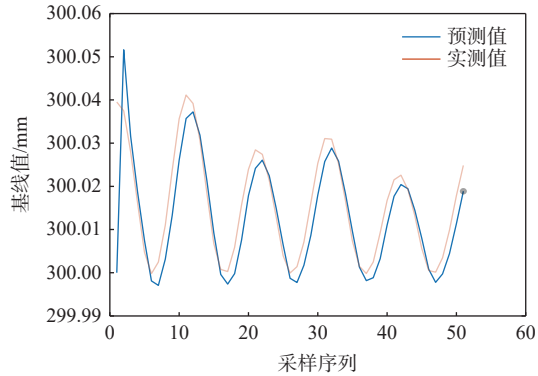
表 4 为模型不同阶数的预测误差在 3, 5, 13, 19 阶模型对第 51 个点的基线预测误差，可以看出，13 阶模型预测性能较好。

3.3 基线递推预测

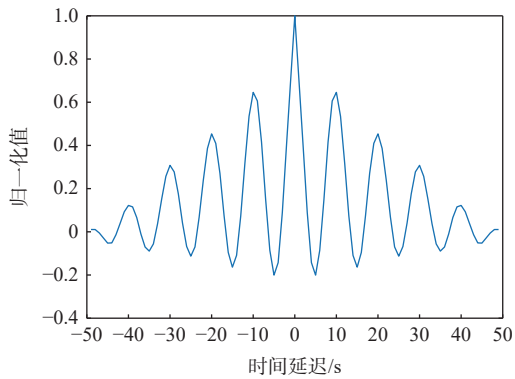
在获取新的实测基线数据后，需要及时剔除旧数据，以保证参与构建柔性基线模型的样本数据个数始终为 N，同时不断依据新的样本数据进行模型参数更新，最终不断更新输出预测值。递推过程如下：

步骤 1 设 $\boldsymbol{X}_0=[x_1 \quad x_2 \quad \cdots \quad x_N]$ 为初始模型参数辨识所采用的基线数据序列，根据 2.2 节所述的模型参数辨识算法进行模型参数辨识。

步骤 2 选取 $\boldsymbol{X}=[x_{N+1-p} \quad x_{N+2-p} \quad \cdots \quad x_N]$ 估



(a) 基线实测值与预测值变化曲线



(b) 预测误差的自相关函数

图 6 3 阶模型基线预测

Fig. 6 Baseline prediction of third-order model

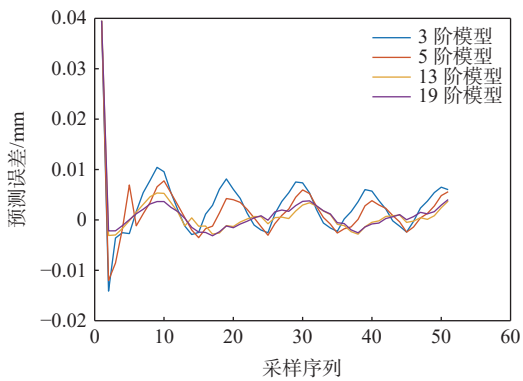


图 7 各阶模型基线预测效果

Fig. 7 Baseline prediction results of each order model

表 4 不同模型阶数的预测误差

Table 4 Single step prediction errors for model different orders

模型阶数	单步预测误差/mm
3	0.006 0
5	0.005 6
13	0.003 7
19	0.004 0

计第 N+1 时刻基线预测值 $\hat{x}_{N+1}$，即第 N+1 个采样点处的预测值。

步骤 3　监测第 N+1 个采样时刻是否到来，在 N+1 时刻将 $\hat{x}_{N+1}$ 作为 N+1 时刻的柔性基线信息输入给传递对准算法，同时，开始第 N+1 时刻的实测应变 ε_{N+1} 向基线 x_{N+1} 的转换计算过程。

步骤 4　利用步骤 3 计算得到 x_{N+1} 更新矩阵 $\boldsymbol{X}_0$ 和 $\boldsymbol{X}$，组成新的矩阵 $\boldsymbol{X}_0=[x_2 \quad x_3 \quad \cdots \quad x_{N+1}]$ 与 $\boldsymbol{X}=[x_{N+2-p} \quad x_{N+3-p} \quad \cdots \quad x_{N+1}]$，重复步骤 1 和步骤 2 得到第 N+2 时刻基线预测值 $\hat{x}_{N+2}$。

步骤 5　每递推一个采样时间间隔，重复步骤 3 和步骤 4。

按照上述步骤可得到模型参数随实测基线数据的更新而不断更新的动态柔性基线模型，进而能够在线预测柔性基线，后续可辅助子节点进行实时传递对准。

4　实验验证

由于实验条件限制，选取悬臂梁代替机翼，利用振动台作为激励源，将悬臂梁的根部固定于振动台上，模拟机翼飞行时的抖动情况。实验系统搭建如图 8 所示，利用本文方法预测悬臂梁上测点 1 和测点 2 之间的基线，并以高精度动态双目相机测量得到的这 2 个测点之间的基线作为实验基准。

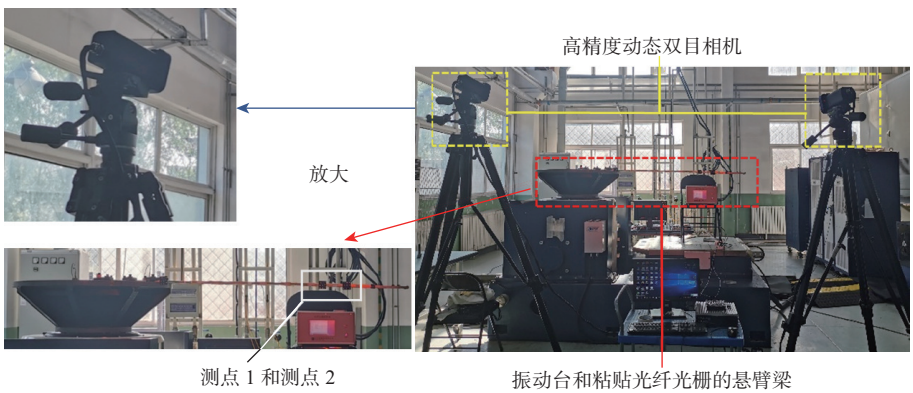


图 8　动态测量实验系统

Fig. 8　Dynamic measurement experimental system

4.1　柔性基线数据的获取

设置振动台的驱动频率和振幅，使悬臂梁分别在频率为 2, 4, 6 Hz 条件下振动，每个振动频率下振幅分别在 10, 15, 20 mm 下振动一段时间，与此同时，光纤光栅解调仪对传感器输入的波长数据进行解调得到悬臂梁的动态应变数据。关于从应变到位移的转换，本文采用机翼模态重构的方法。图 9 为 2, 4, 6 Hz 频率条件下不同振幅引起的柔性基线动态变化情况。

4.2　模型动态预测

选取机翼振动过程中 1 000 个采样基线数据序列，利用本文方法建立的基线动态模型对实测柔性基线的预测情况如图 10 所示。将该采样数据段平均分为 5 段，统计每段预测误差，结果如表 5 所示，可以看出，最大预测误差为 0.051 mm。

针对本文方法的实时性评价，由于光纤光栅解调仪暂无法直接连接至上位机进行实时数据传输，采集完整数据包后进行离线数据处理，本文根据数据处理时间评估方法的快速性。设一步预测进程内，应变向基线的转换计算过程用时为 T_1，通过建模得到基线预测值用时为 T_2，应变数据的采集频率为 f，为保证实时性，需满足以下条件：

$$T_1+T_2\leqslant\frac{1}{f} \tag{13}$$

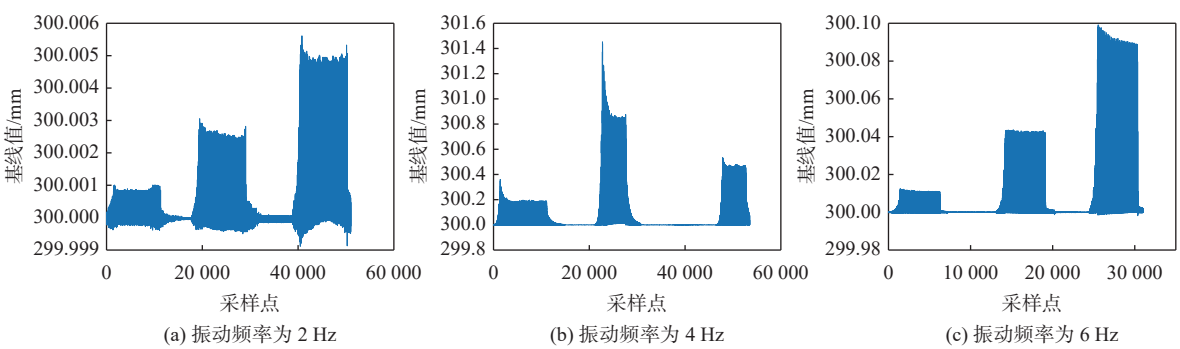


图 9　不同振动频率下柔性基线变化曲线

Fig. 9　Flexible baseline change curves under different vibration frequencies

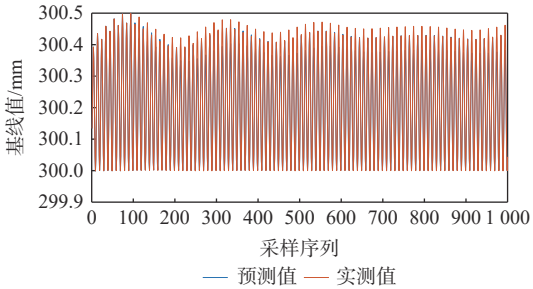


图 10 实测柔性基线的预测情况

Fig. 10 Prediction of measured flexible baseline

表 5 基线预测误差

Table 5 Baseline prediction errors

柔性基线采样序列	实测基线值/mm	预测基线值/mm	误差/mm
0～200	300.448	300.499	0.051
201～400	300.431	300.479	0.048
401～600	300.424	300.472	0.048
601～800	300.411	300.458	0.047
801～1 000	300.414	300.462	0.048

本文设定 f=20 Hz。由总体算法运行耗时分离得出一步预测进程中，T_1与T_2共用时约 0.025 s，远小于式 (13) 右侧乘积项，故本文建立的动态基线模型具有很强的实时性。

实际应用时，可通过提高应变信号的采集频率 f_s来提高建模准确度和预测效果。在增加用于模型参数识别的输入样本数据的同时，不会引入过早时刻的样本数据，因此，该方法有助于提高模型的预测效果。

5 结 论

1）本文通过机翼模型仿真分析了机翼不同阶模态的模态类型，得出在数十赫兹的抖动频率条件下，机翼模态类型主要为横向弯曲的结论，即机翼主要发生轴向和横向位移形变导致的基线变化。这为基线建模提供了理论依据。

2）基于自回归模型建立了柔性基线预测模型，并根据实测基线数据对模型进行了优化调整，模型参数可随实测基线数据自动更新。

3）振动实验结果表明，本文建立的基线模型基线预测最大误差为 0.051 mm，且具有很强的实时性。

本文弥补了以往柔性基线求取方法实时性差的缺点，为基于柔性基线的子节点实时传递对准提供了一种新思路，对实时补偿分布式对地观测载荷的相位中心、提高观测分辨率有着重大意义。

致谢 感谢北京航空航天大学惯性技术国家级重点实验室对本文实验验证提供的支持和帮助。

参考文献（References）

[1] LIU Y H, YE W, WANG B, et al. A multi-node synchronous baseline calibration system based on vision measurement for DPOS [J]. Measurement Science and Technology, 2020, 31(3): 035005.

[2] LI J L, JIA L D, LIU G. Multi-sensor time synchronization error modeling and compensation method for distributed POS[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2016, 65(11): 2637-2645.

[3] GU B, LI J L, FANG J C, et al. Airborne distributed POS flexible baseline measurement method based on MCLS[J]. IEEE Sensors Journal, 2019, 19(6): 2087-2095.

[4] LIU Y H, YE W, WANG B. Application of correntropy-based CDKF in transfer alignment for accuracy enhancement of airborne distributed POS[J]. IEEE Sensors Journal, 2022, 22(1): 685-694.

[5] LIU Y H, YE W, WANG B. A flexible baseline measuring system based on optics for airborne DPOS[J]. Sensors, 2021, 21(16): 5333.

[6] WANG B, YE W, LIU Y H. Variational Bayesian cubature RTS smoothing for transfer alignment of DPOS[J]. IEEE Sensors Journal, 2020, 20(6): 3270-3279.

[7] LU Z X, LI J L, FANG J C, et al. Adaptive unscented two-filter smoother applied to transfer alignment for ADPOS[J]. IEEE Sensors Journal, 2018, 18(8): 3410-3418.

[8] GONG X L, LIU H J, FANG J C, et al. Multi-node transfer alignment based on mechanics modeling for airborne DPOS[J]. IEEE Sensors Journal, 2018, 18(2): 669-679.

[9] LIU Y H, NING X L, LI J L, et al. A promising distributed position and orientation system with flexible baseline for array SAR applications[C]//Proceedings of the European Navigation Conference. Piscataway: IEEE Press, 2020: 1-9.

[10] 段振云, 戴现伟, 赵文辉, 等. 机翼颤振模型梁架加工变形研究[J]. 机械工程师, 2014(5): 113-115.
DUAN Z Y, DAI X W, ZHAO W H, et al. Research on machining distortion of wing flutter model beams[J]. Mechanical Engineer, 2014(5): 113-115(in Chinese).

[11] 周健斌, 章俊杰, 孟光. 计及陀螺效应的翼吊式机翼-发动机系统结构动力学特性研究[J]. 振动与冲击, 2012, 31(6): 145-149.
ZHOU J B, ZHANG J J, MENG G. Structural dynamic characteristics of a wing-engine system with gyro effects[J]. Journal of Vibration and Shock, 2012, 31(6): 145-149(in Chinese).

[12] 朱庄生, 张萌. 面向 InSAR 的空气扰动影响机翼挠曲变形建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(1): 38-50.
ZHU Z S, ZHANG M. Air disturbance affecting wing deflection deformation modeling for InSAR[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(1): 38-50(in Chinese).

[13] ZHU Z S, ZHANG M, ZHOU X Y. A new baseline measurement method for multi-node and multi-baseline interferometric SAR systems using fiber Bragg gratings[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2022, 58(1): 4-16.

[14] 王志刚. 自回归模型的定阶方法选择及弱信号探测[D]. 武汉: 武汉理工大学, 2020.
WANG Z G. Selection of order determination method[D]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 2020(in Chinese).

[15] 何璇. 基于 MATLAB 的 AR 模型参数估计[J]. 信息与电脑, 2019(7): 5-6.
HE X. MATLAB-based parameter estimation of AR model[J]. China Computer & Communication, 2019(7): 5-6(in Chinese).

On-line prediction method of wing flexible baseline based on autoregressive model

LIU Yanhong[1, 2, 3]，HUANG Yan[1, 2, *]，TAN Hao[4]，YE Wen[5]，DONG Xiwang[3]

(1. Beijing Institute of Metrology，Beijing 100029，China；
2. National Metrology Center for Industry of GNSS，Beijing 100029，China；
3. School of Automation Science and Electrical Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China；
4. Guangzhou Xiaopeng Motors Technology Co.，Ltd.， Guangzhou 510000，China；
5. Institute of Mechanics and Acoustics，National Institute of Metrology，China, Beijing 100029，China)

Abstract：The flexible dynamic deformation of the wing restricts the improvement of transfer alignment accuracy for distributed position and orientation system（POS）. The fiber grating sensor can accurately measure the flexible baseline. However, the process of transforming the strain measured by the optical fiber grating sensor into the baseline takes extra time, which results in that the measured baseline cannot be used for transfer alignment in real time. This paper proposes an online prediction method of the flexible baseline based on the autoregressive model in order to solve this problem. The method is based on the measurement of the flexible baseline of the fiber grating sensor. By updating the model parameters recursively online with the measured baseline data as input, the model can predict the baseline with greater accuracy. Finally, the vibration experiment is carried out on a simulated wing platform. The experimental results show that the method proposed in this paper achieves accurate baseline prediction, the prediction error is within 0.051 mm and has strong real-time performance.

Keywords：array synthetic aperture radar；transfer alignment；fiber grating；autoregressive model；baseline

Received：2022-10-30；**Accepted**：2023-02-12；**Published Online**：2023-03-09 16：47

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230309.1405.006

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (61901431); Science and Technology Program of the State Administration for Market Regulation (S2021MK0236)

* **Corresponding author**. E-mail：huangy@bjjl.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0871

挠性陀螺 EMD-ARIMA 漂移模型设计与应用

蔡曜*，司玉辉，王玉琢，黄涛，张亚静，杨晓龙

(西安航天精密机电研究所，西安 710100)

摘 要：为降低挠性陀螺的漂移率，提高挠性陀螺的精度，基于经验模态分解（EMD）、求和自回归移动平均（ARIMA）2种信号处理工具，提出EMD-ARIMA漂移模型。设计野点剔除算子，避免EMD过程中出现过冲、欠冲问题；对本征模态函数（IMF）辨识进行讨论，制定各阶IMF的使用原则；设计自适应定阶寻优算子，避免依靠技术人员判读自相关图、偏自相关图进行ARIMA建模，实现对多个信号（或多阶IMF）进行EMD-ARIMA建模的批处理功能。将重构的拟合信号和原始信号进行对比。工程实践表明：最终重构的拟合信号较原始信号漂移率降低了12.8%；Allan方差各项误差源均降低，M_{APE}为3.6×10^{-3}，R_{MSE}为5.1×10^{-3}，残差趋于白噪声；漂移模型在挠性陀螺漂移建模中，具有同路重复性、两路一致性、不同个体通用性。

关 键 词：挠性陀螺；求和自回归移动平均模型；经验模态分解；野点剔除算子；自适应定阶寻优算子

中图分类号：V241.5^{+}59

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3434-11

挠性陀螺因其具有二自由度，且结构简单、体积小、质量轻、启动快，适合大批量生产，在空间科学技术领域应用广泛[1]。陀螺漂移率表征挠性陀螺的精度，控制漂移率是提高挠性陀螺乃至整个导航系统精度的主要目标。挠性陀螺漂移率控制措施包括机械、电气、信号处理3个部分，当前机械、电气部分的优化已进入瓶颈阶段，对控制漂移率的贡献有限；随着计算机技术的发展，设计更为准确的漂移模型，使用性能更高的算法对陀螺输出信号进行处理，已成为进一步降低漂移率的主要措施。

针对陀螺漂移分析(及信号去噪)问题，学者们进行了大量的研究。柴栋栋等[2]提出一种基于能量比例与经验模态分解 (empirical mode decomposition, EMD) 相结合的陀螺噪声成分去除方法，由噪声与源信号的能量曲线拟合出能量配比曲线，区分噪声强弱区域后进行分部处理，取得了一定的去噪效果。但是陀螺噪声的获得方式为陀螺空采，由于工况不同，其与陀螺工作状态产生的噪声不能直接等效，故空采噪声能量谱确定的权重系数可信度不高。文献[3-4]将神经网络应用于挠性陀螺漂移模型的建模研究中，较好地描述了陀螺的漂移特性，对于补偿漂移取得了一定效果。但其所用神经网络结构比较落后，且对初始参数较为敏感，存在过拟合问题，已逐渐被长短期记忆神经 (long short-term memory, LSTM) 网络等先进的神经网络所取代。刘洋等[5]提出一种基于变分模态分解 (variational mode decomposition, VMD) 和样本熵 (sample entropy, SE) 的噪声抑制方法，对分解所得的固有模态函数 (intrinsic mode function, IMF) 进行分类、筛选，重构后的信号得到有效降噪。但是直接舍弃高频IMF，在去除大部分噪声的同时，还将引起少量信号遗失，这是重构信号失真的一项成因。史建伟和李永伟[6]提出一种基于VMD和连续小波变换 (continuous wavelet transform, CWT) 相结合的去噪

收稿日期：2022-10-30；录用日期：2022-12-30；网络出版时间：2023-02-27 17:26
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230227.1233.003
*通信作者. E-mail：615596667@qq.com

引用格式：蔡曜，司玉辉，王玉琢，等. 挠性陀螺 EMD-ARIMA 漂移模型设计与应用 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（11）：3434-3444. CAI Y，SI Y H，WANG Y Z，et al. Design and application of EMD-ARIMA drift model for flexible gyro [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（11）：3434-3444（in Chinese）.

方法, 通过联合降噪, 陀螺仪的零偏稳定性取得较好的改善。但是其 VMD 过程中的模态数确定的依据为中心频率是否接近, 没有明确的阈值及理论支撑, 去噪方法缺乏自适应性。张萌等[7] 为改善陀螺性能, 改进 Allan 方差方法提高其对陀螺漂移误差的辨识精度, 并利用时间序列分析方法建立陀螺漂移求和自回归移动平均 (autoregressive integrated moving average, ARIMA) 模型, 取得了较好的拟合精度。但是模型的选择和定阶仍然依靠技术人员观察自相关函数图和偏自相关函数图去确定, 模型拟合误差依赖人的经验, 且无法实现信号的批处理。

通过对现有研究成果的梳理分析发现, 仍存在工况不等效、模型结构落后、重构信号失真、自适应性差、无批处理能力等问题, 在降低陀螺漂移率的工程应用中存在一定的局限性, 不利于学术成果的产品化。为解决上述问题, 在已有研究的基础上, 以某型号挠性陀螺为研究对象, 设计一种模型结构高效, 且有利于产品化进程的 EMD-ARIMA 漂移模型, 是十分必要的。本文模型直接使用陀螺输出信号, 由野点剔除算子对其进行预处理, 保证工况的一致性; 使用 EMD 将处理后的信号分解为多阶本征模态函数 IMF 及余项, 具有较强的自适应性; 对各阶 IMF 进行辨识讨论, 提出一种陀螺输出信号的全信息提取方案, 在原理上避免重构信号失真; 设计自适应定阶寻优算子实现对各阶 IMF 进行批量 ARIMA 模型建模功能, 批处理能力强; 使用各阶模型计算所得的拟合值重构信号, 即为使用 EMD-ARIMA 漂移模型由原始信号中基本剔除白噪声的全信息信号。

1　漂移模型和信号处理工具

1.1　漂移模型

挠性陀螺受限于其本身的结构特点和制造工艺条件, 在使用过程中将不可避免地产生期望之外的干扰力矩。在干扰力矩的作用下, 挠性陀螺将产生进动, 该进动现象称为陀螺的漂移, 单位时间内的漂移量称为漂移率((°)/h)[8]。

挠性陀螺漂移模型包括物理模型和数学模型 2 类。物理模型描述了引起挠性陀螺漂移的各项因素, 包括不限于: 与重力 g 无关的漂移、由陀螺转子组件轴向质量不平衡引起的漂移、由挠性接头误差而产生的正交不平衡引起的漂移、由径向质量不平衡的滤波效应引起的漂移、由转子支撑系统不等弹性引起的漂移、与 g^2 有关的漂移等[9]。上述各项共同作用于挠性陀螺, 最终输出为一串时间序列数据, 即原始信号。此时需要使用数学模型逼近原始信号, 通过该数学模型对陀螺漂移率进行控制。

1.2　信号处理工具

挠性陀螺 EMD-ARIMA 漂移模型所使用信号处理工具主要包括信号分解工具和信号建模工具。

1) 信号分解工具-EMD

EMD 是一种可以对非线性、非平稳信号进行自适应分解的信号处理方法, 其依据数据自身的时间尺度特征来进行信号分解, 无须预先设定任何基函数, 具有较强的自适应性[10]。

EMD 可以将原始信号分解为若干阶数的 IMF 和一个余项 $r(t)$, 如下:

$$X(t)=\sum_{i=1}^{I} I_{\mathrm{MF}i}(t)+r(t) \qquad \forall t\in\{1,2,\cdots,T\} \tag{1}$$

式中: $X(t)$ 为原始信号在 t 时刻的值; $I_{\mathrm{MF}i}(t)$ 为第 i 阶 IMF 在 t 时刻的值, 共有 I 阶 IMF; 各阶 IMF 分别代表原始信号中的各频率分量, 并按照从由低阶到高阶、由高频到低频的顺序依次排列。

各阶 IMF 需满足 2 点约束条件[11]: ①极值点和过零点数目必须相等或至多相差一个; ②由局部极大值点形成的上包络线和由局部极小值点形成的下包络线的平均值为 0, 即上、下包络线相对于时间轴局部对称。

$r(t)$ 为余项在 t 时刻的值。余项是一单调函数或常值函数, 反映原始信号的趋势。

2) 信号建模工具-ARIMA 模型

求和 ARIMA 模型简记为 $A_{\mathrm{RIMA}}(p,d,q)$, 展开式为

$$\begin{cases} \nabla^d X(t)=\phi_1\nabla^d X(t-1)+\phi_2\nabla^d X(t-2)+\cdots+ \\ \quad \phi_p\nabla^d X(t-p)+\varepsilon(t)-\theta_1\varepsilon(t-1)-\theta_1\varepsilon(t-2)-\cdots- \\ \quad \theta_q\varepsilon(t-q) \\ \phi_p\neq 0 \\ \theta_q\neq 0 \\ E(\varepsilon(t))=0 \\ V_{\mathrm{ar}}(\varepsilon(t))=\sigma_\varepsilon^2 \\ E(\varepsilon(t)\varepsilon(s))=0 \qquad s\neq t \\ E(\nabla^d X(s)\varepsilon(t))=0 \qquad \forall s<t \end{cases} \tag{2}$$

式中:

$$\nabla^d X(t)=\nabla^{d-1}X(t)-\nabla^{d-1}X(t-1), \quad \forall t\in\{1,2,\cdots,T\} \tag{3}$$

其中, $\nabla^d X(t)$ 为原始信号经过 d 阶差分后在 t 时刻的值; p 为差分后序列数据的最高自回归阶数; q 为差分后序列数据的最高移动平均阶数; ϕ_i 为第 i 阶自回归项的系数; θ_j 为第 j 阶移动平均项的系数; $E(\varepsilon(t))$ 为随机序列 $\varepsilon(t)$ 的均值; $V_{\mathrm{ar}}(\varepsilon(t))$ 为随机序列 $\varepsilon(t)$ 的方差, 记为 σ_ε^2。

ARIMA 模型通过差分运算可以将挠性陀螺输

出的非平稳、非白噪声原始信号(或分解后的信号)转换为平稳序列数据。根据平稳序列分解定理,该序列数据又可被分解为一个确定性的平稳序列和一个随机性的白噪声序列,此两序列一定可以用某阶的 $A_{\mathrm{RIMA}}(p,d,q)$ 等价表达[12-13]。

2 EMD-ARIMA 漂移模型设计

EMD-ARIMA 漂移模型的建立,包括野点剔除算子、EMD、IMF 辨识讨论、ARIMA 建模、漂移序列重构 5 部分。其中,IMF 辨识讨论和 ARIMA 建模为漂移模型设计的研究重点。

2.1 野点剔除算子

挠性陀螺输出信号中的野点往往位于极大值或极小值上,后续 EMD 中参与拟合上、下包络线,造成过冲或欠冲问题(即上、下包络线无法完全包络原信号),包络拟合出现误差,信号分解不正确。使用野点剔除算子可以有效避免此类问题,同时避免野点干扰陀螺的测量精度。野点剔除算子依据莱特准则进行设计[14],具体步骤如下。

步骤 1 对于挠性陀螺的输出序列 $X(t)$, $t\in\{1,2,\cdots,T\}$,计算均值:

$$\bar{X}=\frac{1}{T}\sum_{t=1}^{T}X(t) \tag{4}$$

计算标准差:

$$\sigma=\sqrt{\frac{1}{T-1}\sum_{i=1}^{T}\left(X(t)-\bar{X}\right)^2} \tag{5}$$

步骤 2 计算残差序列:

$$\mu(t)=X(t)-\bar{X} \tag{6}$$

步骤 3 由 t=1 至 t=T,依次判断 $|\mu(t)|<3\sigma$ 是否成立。若成立,$X(t)$保持不变;若不成立,赋值 $X(t)=X(t-1)$。特殊的,当 t=1 时不等式不成立,赋值 $X(1)=\bar{X}$。

步骤 4 对挠性陀螺输出信号中 T 个数据依次判断、赋值完成后,算子结束。

野点剔除算子的流程如图 1 所示。

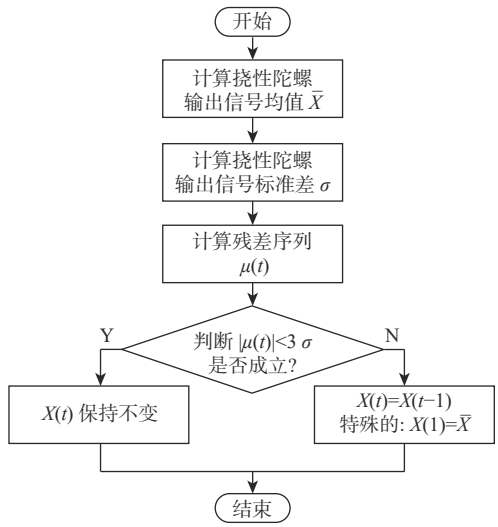


图 1 野点剔除算子流程

Fig. 1 Flow of outlier elimination operator

2.2 EMD

EMD 具体步骤如下,其流程如图 2 所示。

步骤 1 将野点剔除算子预处理的挠性陀螺输出序列定义为 $X(t)$, $t\in\{1,2,\cdots,T\}$; IMF 阶数为 i,设置 i=1。

步骤 2 设置 j=1,赋值 $h_j(t)=X(t)$。

步骤 3 找到 $h_j(t)$所有的极值点。对于 $h_j(t)$所有的极大值点,通过 3 次样条函数拟合出上包络线 $e_{\max,j}(t)$;对于 $h_j(t)$所有的极小值点,通过 3 次样条函数拟合出下包络线 $e_{\min,j}(t)$。计算均值包络线 $m_j(t)$:

$$m_j(t)=\frac{e_{\max,j}(t)+e_{\min,j}(t)}{2}\qquad \forall t\in\{1,2,\cdots,T\} \tag{7}$$

步骤 4 计算 $h_{j+1}(t)=h_j(t)-m_j(t)$。

步骤 5 判断 $h_{j+1}(t)$是否满足 IMF 的 2 个约束条件。若不满足,赋值 $h_j(t)=h_{j+1}(t)$,执行步骤 3;若满足,赋值 $I_{\mathrm{MF}i}(t)=h_{j+1}(t)$, i=i+1。

步骤 6 赋值 $X(t)=X(t)-I_{\mathrm{MF}i}(t)$。

步骤 7 判断 $X(t)$是否为单调序列或常值序列。若否,执行步骤 2;若是,赋值 $r(t)=X(t)$,流程结束。

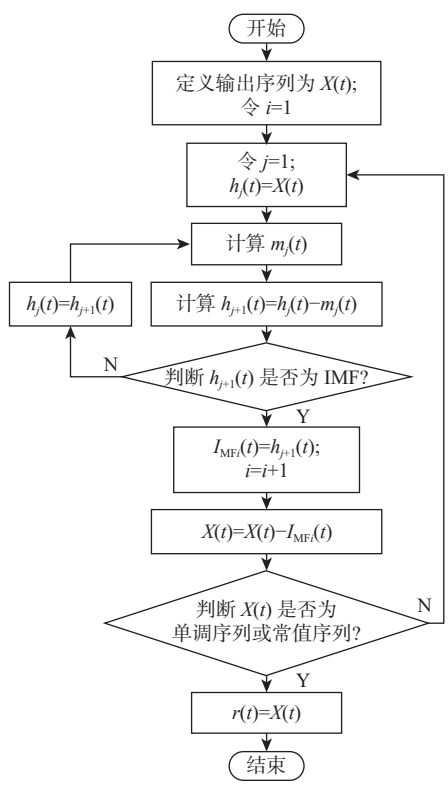


图 2 EMD 流程

Fig. 2 Flow of EMD

2.3　IMF 辨识讨论

EMD 将挠性陀螺的输出序列有效地分解为若干阶 IMF, 但对各阶 IMF 的辨识却缺乏理论支撑和共识准则。普遍认为, 各阶 IMF 可分为 3 类: 以噪声为主导的 IMF、噪声与有效信息混合的 IMF、有效信息为主导的 IMF。在此基础上, 研究人员分别采用自相关系数[14]、皮尔逊相关系数[15]、Shannon 信息熵[16]、Hurst 指数[17] 等方法对各阶 IMF 进行分类, 取得了一定的效果。但在 IMF 辨识完成后, 通常的做法为: 舍弃以噪声为主导的 IMF; 对噪声与有效信息混合的 IMF 进行重构, 提取有效信息; 直接使用有效信息为主导的 IMF。

事实上, 各阶 IMF 中所含的有效信息比例可由图 3 描述。

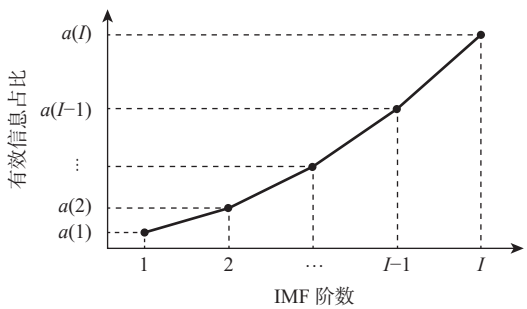


图 3　各阶 IMF 有效信息占比示意图

Fig. 3　Schematic diagram of effective information ratio of each order of IMF

图 3 中, 共有 I 阶 IMF, 第 i 阶 IMF 的有效信息占比为 $a(i)$, 且满足:

$$a(i)=\frac{B_{\mathrm{it}}(I_{\mathrm{MF}i})}{B_{\mathrm{it}}(X(t))}\times 100\% \tag{8}$$

式中: $B_{\mathrm{it}}(I_{\mathrm{MF}i})$为第 i 阶 IMF 中所含有效信息量; $B_{\mathrm{it}}(X(t))$为野点剔除算子预处理的挠性陀螺输出序列中所含有效信息量。

随着阶数的增长, IMF 中有效信息的占比也在增长, 且 I 阶 IMF 中有效信息的占比满足:

$$\sum_{i=1}^{I}a(i)=100\% \tag{9}$$

由此可知, 无论通过何种方法对 IMF 进行辨识, 低阶 IMF 中依然包含少量的有效信息, 舍弃以噪声为主导的 IMF, 必然会造成信号缺失; 高阶 IMF 中依然存在少量噪声, 直接使用有效信息为主导的 IMF, 必然引入噪声。因此, 在 EMD-ARIMA 漂移模型的设计中, 不再对 IMF 进行分类, 而是将通常用于 IMF 分类的算力资源转用于对各阶 IMF 的 ARIMA 建模。通过 ARIMA 的拟合计算, 获得各阶 IMF 的拟合序列和残差序列, 各阶拟合序列重构的序列为挠性陀螺的全信息信号, 剔除的各阶残差序列趋于白噪声。

2.4　ARIMA 建模

将各阶 IMF 作为输入, 依次进行 ARIMA 建模。在传统的 $A_{\mathrm{RIMA}}(p,d,q)$ 建模过程中, 主要依靠技术人员观察自相关系数图和偏自相关系数图判断其拖尾性、截尾性, 确定模型的自回归阶数 p 和移动平均阶数 q。由于挠性陀螺输出序列的随机性, 样本的相关系数很难呈现理论截尾的完美情况, 而是表现为在 0 附近小值波动, 故不同技术人员对相关系数图的判读结果不甚相同。针对此问题, 以最小信息量准则(AIC 准则)为目标函数, 以 2 倍标准差($2\sigma_{\mathrm{ACF}}$、$2\sigma_{\mathrm{PACF}}$)为阈值, 设计自适应定阶寻优算子, 避免人工判读的主观性, 满足各阶信号建模的批处理需求。

$A_{\mathrm{RIMA}}(p,d,q)$ 建模步骤如下。

步骤 1　设置 IMF 的阶数 i=1, IMF 的总阶数为 I。

步骤 2　设置差分阶数 d=0, 赋值 $I_{\mathrm{MF}i,d}(t)=I_{\mathrm{MF}i}(t)$, $t\in\{1,2,\cdots,T\}$, 将$I_{\mathrm{MF}i,d}(t)$作为建模的输入序列。

步骤 3　对 $I_{\mathrm{MF}i,d}(t)$进行增广迪基-富靳(augmented Dickey-Fuller, ADF)检验, 判断输入序列是否为平稳序列。若是, 执行步骤 5; 若否, 执行步骤 4。

步骤 4　对 $I_{\mathrm{MF}i,d}(t)$进行差分运算, 令 d=d+1, 将差分运算的结果赋值$I_{\mathrm{MF}i,d}(t)$。执行步骤 2。

步骤 5　基于 LB(Ljung-Box)统计量, 对$I_{\mathrm{MF}i,d}(t)$进行白噪声检验, 判断输入序列是否为白噪声。若是, 执行步骤 17; 若否, 执行步骤 6。

步骤 6　计算 $I_{\mathrm{MF}i,d}(t)$的自相关系数$A_{\mathrm{CF}i,d}(s)$及其 2 倍标准差$2\sigma_{\mathrm{ACF}}$, 偏自相关系数$P_{\mathrm{ACF}i,d}(s)$及其 2 倍标准差$2\sigma_{\mathrm{PACF}}$, $s\in\{1,2,3,4,5\}$。

步骤 7　在集合$\{1,2,3,4,5\}$中, s 由小到大依次取值, 判断在前$s_{q,\max}$阶延迟下, $A_{\mathrm{CF}i,d}(s)\geqslant 2\sigma_{\mathrm{ACF}}$均成立; 判断在前$s_{p,\max}$阶延迟下, $P_{\mathrm{ACF}i,d}(s)\geqslant 2\sigma_{\mathrm{PACF}}$均成立。

步骤 8　判断$s_{q,\max}=5$是否成立。若是, 赋值$q_{\max}=0$; 若否, 赋值$q_{\max}=s_{q,\max}-1$。

步骤 9　判断$s_{p,\max}=5$是否成立。若是, 赋值$p_{\max}=0$; 若否, 赋值$p_{\max}=s_{p,\max}-1$。

步骤 10　依次令$p=1,2,\cdots,p_{\max}$, $q=1,2,\cdots,q_{\max}$, 排列组合得到 $A_{\mathrm{RIMA}}(p,d,q)$ 模型族。

步骤 11　通过极大似然估计, 计算 $A_{\mathrm{RIMA}}(p,d,q)$ 模型族中各模型的参数, 包括ϕ_i, $i\in\{1,2,\cdots,p\}$; θ_j, $j\in\{1,2,\cdots,q\}$; $\sigma^2_{\varepsilon,p,d,q}$。

步骤 12　依据 AIC 准则, 计算 $A_{\mathrm{RIMA}}(p,d,q)$ 模型族中各模型的$A_{\mathrm{IC}p,d,q}$:

$$A_{\mathrm{IC}p,d,q}=T\ln\left(\sigma^2_{\varepsilon,p,d,q}\right)+2(p+\mathrm{q}+1) \tag{10}$$

步骤 13 选取 $A_{\mathrm{IC}p,d,q}$ 最小的 $A_{\mathrm{RIMA}}(p,d,q)$ 模型，即为最优模型。

步骤 14 由最优 $A_{\mathrm{RIMA}}(p,d,q)$ 模型计算 $I_{\mathrm{MF}i,d}(t)$ 的拟合序列 $I_{\mathrm{MF}i,d}^{\mathrm{Fit}}(t)$。

步骤 15 对 $I_{\mathrm{MF}i,d}^{\mathrm{Fit}}(t)$ 进行 d 阶差分还原，将差分还原的结果赋值 $I_{\mathrm{MF}i}^{\mathrm{Fit}}(t)$。

步骤 16 赋值 $I_{\mathrm{MF}i}(t)$ 的拟合残差序列 $\xi_i(t)=I_{\mathrm{MF}i}^{\mathrm{Fit}}(t)-I_{\mathrm{MF}i}(t)$，$t\in\{1,2,\cdots,T\}$。

步骤 17 判断 $i<I$ 是否成立。若是，令 $i=i+1$，执行步骤 2；若否，建模结束。

建模步骤中，自适应定阶寻优算子（见步骤 6～步骤 13）的流程如图 4 所示。

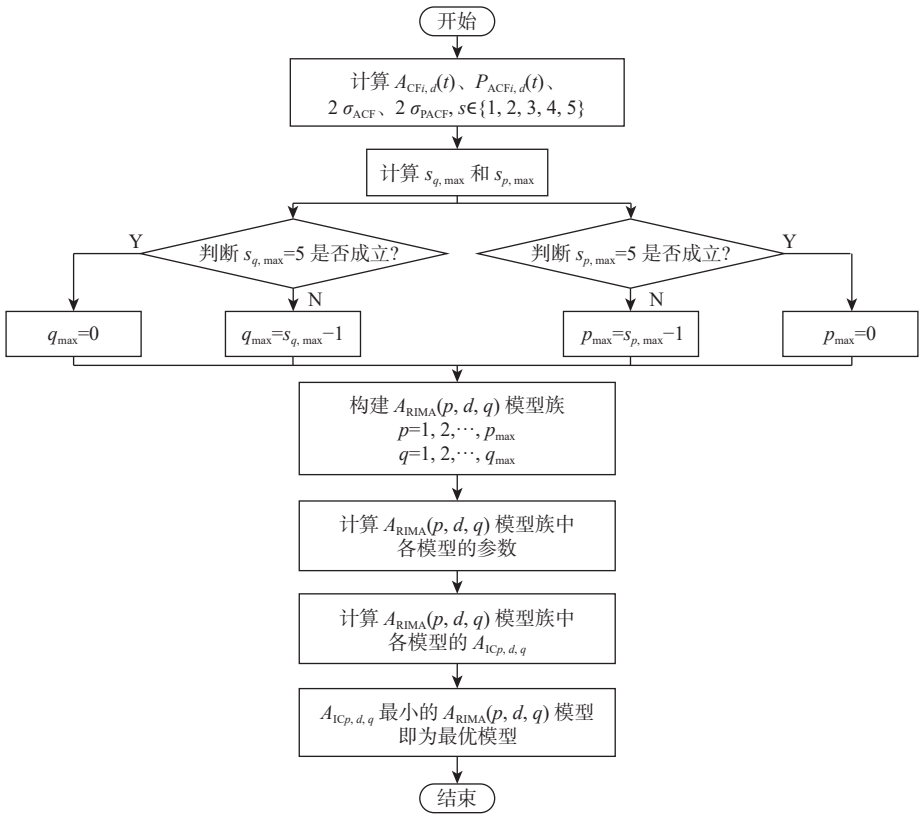


图 4 自适应定阶寻优算子流程

Fig. 4 Flow of adaptive order optimization operator

根据现有的研究成果，挠性陀螺的漂移信号为短期相关性，由此设计的自适应定阶寻优算子既可以准确识别出自相关系数和偏自相关系数是否具有拖尾性，又能保证最终确定最优模型的自回归阶数 p 和移动平均阶数 q 最大不超过 3 阶。

通过 $A_{\mathrm{RIMA}}(p,d,q)$ 建模步骤，可完成对 I 阶 IMF 的批量建模。输入序列 $I_{\mathrm{MF}i}(t)$ 中的有效信息均被提取至拟合序列 $I_{\mathrm{MF}i}^{\mathrm{Fit}}(t)$ 中，拟合残差序列 $\xi_i(t)$ 趋于白噪声序列。

2.5 漂移序列重构

将各阶 $I_{\mathrm{MF}i}^{\mathrm{Fit}}(t)$ 及 EMD 分解的余项 $r(t)$ 重构，即可获得充分提取有效信息的 EMD-ARIMA 漂移序列，描述为

$$X_{\text{EMD-ARIMA}}(t)=\sum_{i=1}^{I}I_{\mathrm{MF}i}^{\mathrm{Fit}}(t)+r(t)\qquad\forall t\in\{1,2,\cdots,T\}\tag{11}$$

$X_{\text{EMD-ARIMA}}(t)$ 较 $X(t)$ 已基本剔除白噪声，为全信息信号，漂移率更小，可有效提高挠性陀螺的精度。

3 工程应用

工程应用对象为某型号小型化挠性陀螺，由表头和伺服回路组成。挠性陀螺的带宽不小于 60 Hz，标度因素为 (100±3) (mV·s)/(°)，采样频率为 1 Hz。

通过对 EMD-ARIMA 漂移模型拟合性能、预测性能的检验，确认 EMD-ARIMA 漂移序列的准确性、有效性。此外，挠性陀螺具有二自由度，在同一时段可输出 X、Y 两路信号。为研究挠性陀螺“同个体、同路、不同时段”“同个体、同时段、不同路”“同型号、不同个体”3 类情况的漂移特征，使用 EMD-ARIMA 漂移模型对其进行辨识，检验漂移模型在应用于挠性陀螺漂移建模时的同路重复性、两路一致性、不同个体通用性。

3.1 拟合性能检验

将挠性陀螺（编号：220024）置于隔离地基上，

采集时长为 4 h, 其 X 路输出信号共产生 14 400 个数据, 取其前 3 600 个数据作为实验数据。

对原始信号执行野点剔除算子后, 进行 EMD 分解, 共得到 9 阶 IMF 和 1 个余项, 如图 5 所示。

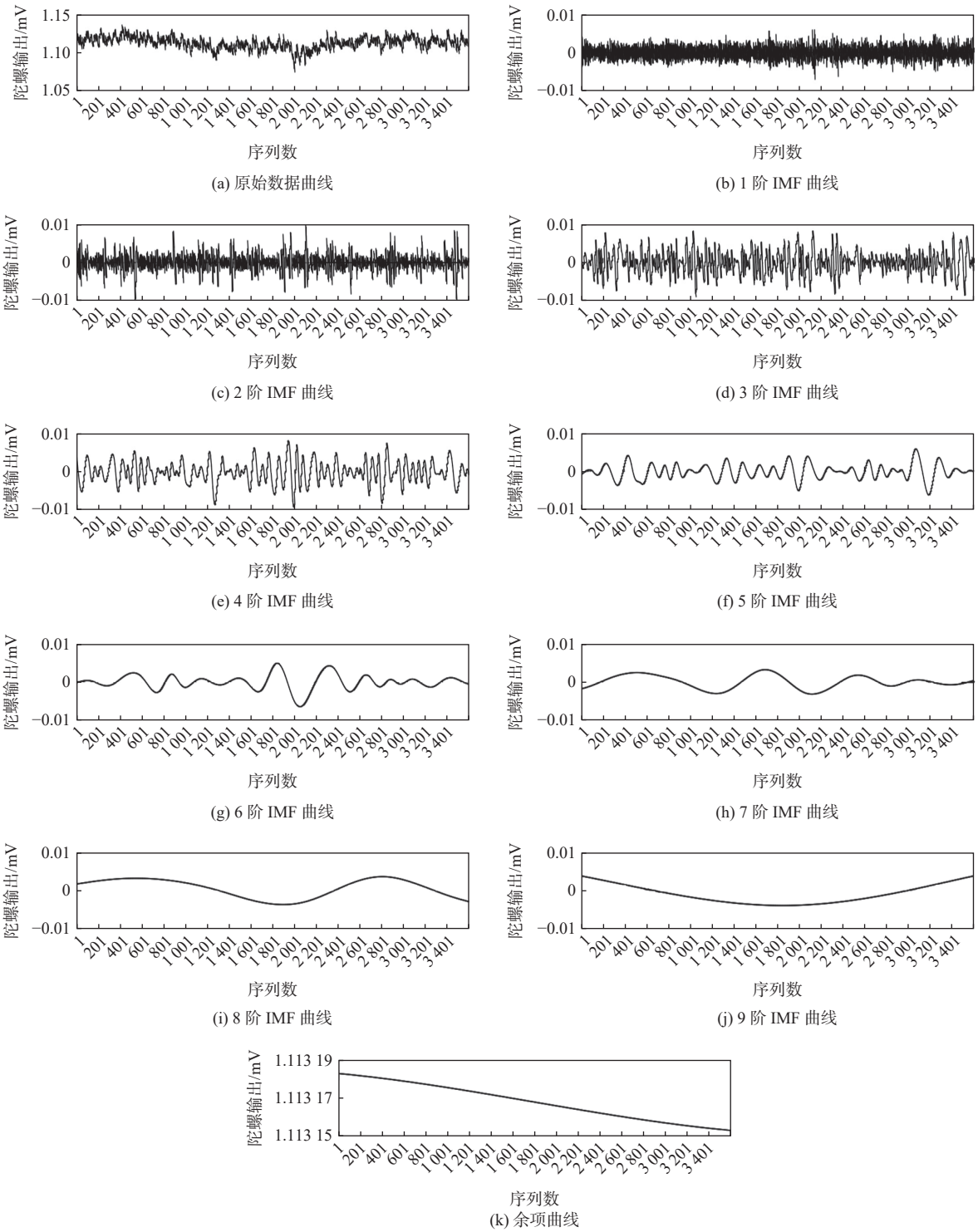


图 5　EMD 分解结果

Fig. 5　Empirical mode decomposition results

按照 $A_{\mathrm{RIMA}}(p,d,q)$ 建模步骤对 9 个 IMF 进行建模, 由自适应定阶寻优算子确定的各阶 IMF 的最优模型, 如表 1 所示。

表 1 中, 平均绝对误差百分比 M_{APE} 计算式为

$$M_{\mathrm{APE}}=\frac{1}{T}\sum_{t=1}^{T}\left|\frac{\xi_i(t)}{I_{\mathrm{MF}i}(t)}\right| \tag{12}$$

均方根误差 R_{MSE} 计算式为

$$R_{\mathrm{MSE}}=\sqrt{\frac{1}{T}\sum_{t=1}^{T}\xi_i(t)^2} \tag{13}$$

式中: $\xi_i(t)$为第 i 阶 IMF 的拟合残差序列中第 t 个数的值, 各阶 IMF 的拟合残差序列均趋于白噪声。

表1 各阶IMF对应的最优模型

Table 1 Optimal models corresponding to each order of IMF

IMF阶数	p	d	q	A_{IC}	ϕ_1	ϕ_2	θ_1	σ_ε^2	I_{MF}标准差	I_{MF}^{Fit}标准差	M_{APE}	R_{MSE}
1	1	0	1	−12.9	−0.82	0	−1.00	2.4×10^{-6}	1.6×10^{-3}	1.2×10^{-5}	1.2	1.6×10^{-3}
2	2	0	0	−15.4	1.72	−0.88	0	2.1×10^{-7}	2.4×10^{-3}	5.3×10^{-4}	2.4	2.5×10^{-3}
3	2	0	0	−18.5	1.95	−0.99	0	9.0×10^{-9}	3.1×10^{-3}	2.6×10^{-3}	5.2	3.4×10^{-3}
4	2	0	0	−22.4	1.99	−1.00	0	1.8×10^{-10}	3.0×10^{-3}	2.9×10^{-3}	2.5×10^{-1}	2.3×10^{-3}
5	2	1	0	−32.3	2.00	−1.00	0	9.7×10^{-15}	2.0×10^{-3}	1.7×10^{-3}	1.3	5.2×10^{-4}
6	2	1	0	−37.4	2.00	−1.00	0	5.8×10^{-17}	1.9×10^{-3}	1.9×10^{-3}	1.5×10^{-1}	9.9×10^{-5}
7	2	0	0	−33.9	2.00	−1.00	0	1.8×10^{-15}	1.7×10^{-3}	1.7×10^{-3}	5.1×10^{-2}	1.3×10^{-5}
8	2	1	0	−47.6	2.00	−1.00	0	2.1×10^{-21}	2.4×10^{-3}	2.4×10^{-3}	3.9×10^{-3}	2.4×10^{-6}
9	2	1	0	−54.4	2.00	−1.00	0	2.3×10^{-24}	2.4×10^{-3}	2.4×10^{-3}	1.3×10^{-4}	9.7×10^{-8}

将各阶IMF的拟合序列$I_{MFi}^{Fit}(t)$及余项$r(t)$重构，可得到EMD-ARIMA漂移序列。此外，根据现有研究成果，陀螺仪漂移序列通常表现为自相关函数拖尾性、偏自相关函数截尾性，故适用自回归(Autoregressive, AR)模型：$A_R(p)$模型。同时，陀螺仪漂移序列的自相关函数为低阶拖尾，阶数不超过3阶，即$p\in\{1,2,3\}$，在实际工程应用中，低阶$A_R(p)$模型已取得较好效果[18]。为验证EMD-ARIMA漂移序列的优越性，选取$A_R(1)$、$A_R(2)$模型对原始序列进行建模，得到其对应的拟合序列，进行比较。

原始序列、EMD-ARIMA漂移序列、$A_R(1)$模型拟合序列、$A_R(2)$模型拟合序列对比如图6所示。

采用Allan方差分析法对原始序列、EMD-ARIMA漂移序列、$A_R(1)$模型拟合序列、$A_R(2)$模型拟合序列进行对比分析，Allan方差双对数曲线如图7所示。

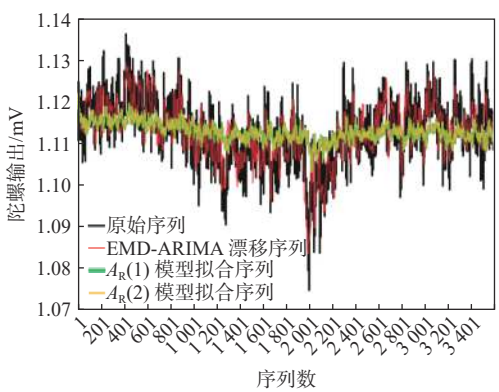


图6 漂移序列对比

Fig. 6 Drift sequence comparison

原始序列、EMD-ARIMA漂移序列、$A_R(1)$模型拟合序列、$A_R(2)$模型拟合序列的量化对比如表2所示。

由图6、图7和表2可知，EMD-ARIMA漂移序列与其他序列相比，其漂移率较原始序列降低了12.8%，M_{APE}、R_{MSE}更小，分别为3.6×10^{-3}、5.1×10^{-3}，能够更好地拟合原始序列的真实特征，准确提取有效信息，基本剔除白噪声；与原始序列相比，其标准差、漂移率、Allan方差各项误差源更小。$A_R(1)$模型拟合序列、$A_R(2)$模型拟合序列，虽然标准差、漂移率、Allan方差各项误差源更小，但是以拟合信号失真为代价换取的，无法全面、准确地反应当前陀螺的实际工况，缺乏可信度。通过对比，可知EMD-

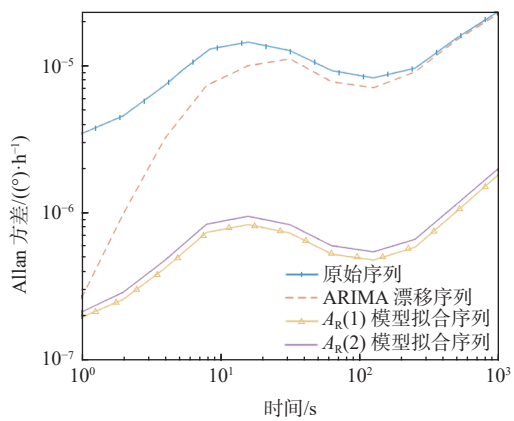


图7 Allan方差曲线

Fig. 7 Allan variance curve

表2 量化对比汇总表

Table 2 Summary of quantitative comparison table

序列	标准差/10^{-3}mV	漂移率/((°)·h^{-1})	零偏不稳定性/((°)·h^{-1})	角速率游走/((°)·h$^{-3/2}$)	速率斜坡/((°)·h^{-2})	M_{APE}	R_{MSE}
原始序列	7.8	0.78	20.5	1960	271 000		
$A_R(1)$模型拟合序列	2.2	0.22	5.0	468	64 900	4.9×10^{-3}	7.1×10^{-3}
$A_R(2)$模型拟合序列	2.3	0.23	5.3	487	67 500	4.9×10^{-3}	7.0×10^{-3}
EMD-ARIMA漂移序列	6.8	0.68	18.1	1 020	75 300	3.6×10^{-3}	5.1×10^{-3}

ARIMA 漂移序列具有信息有效、拟合准确、可信度高的优越性。

3.2　预测性能检验

EMD-ARIMA 漂移模型的主要应用场景为离线建模, 预测准确与否是检验该模型可用性的关键。考虑实战中最大飞行时间为 30 min, 以挠性陀螺(编号: 220024)X 路输出信号前 3 600 个数据为历史数据, 预测未来 30 min 的漂移序列(数据量为 1 800), 并与实测序列进行对比。

实测序列与预测序列的对比如图 8 所示。

实测序列与预测序列的量化对比如表 3 所示。

由图 8 和表 3 可知, 预测序列与实测序列相比, 变化趋势、均值基本一致, EMD-ARIMA 漂移模型预测序列的 M_{APE}、R_{MSE} 均为较小值, 且标准差、漂移率、Allan 方差各项误差源更小。因此, EMD-ARIMA 漂移模型预测有效、结果准确。

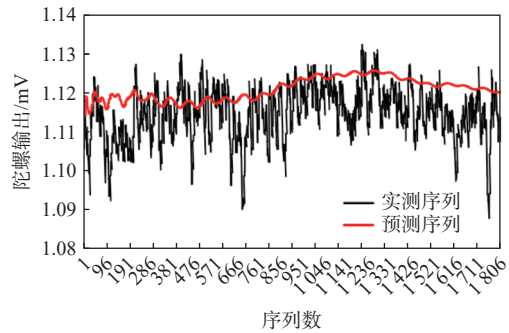


图 8　实测序列与预测序列的对比

Fig. 8　Comparison between measured sequence and predicted sequence

3.3　重复性、一致性、通用性检验

对挠性陀螺(编号: 220024)X 路后 3h 采集的 3 600×3=10 800 个数据进行 EMD-ARIMA 分析, 获得每小时的 EMD-ARIMA 漂移模型信息如表 4 所示。

表 3　实测序列与预测序列的量化对比汇总

Table 3　Summary of quantitative comparison between measured and predicted sequences

序列	均值/mV	标准差/mV	漂移率/((°)·h^{-1})	零偏不稳定性/((°)·h^{-1})	角速率游走/((°)·h$^{-3/2}$)	速率斜坡/((°)·h^{-2})	M_{APE}	R_{MSE}
实测序列	1.115	6.86×10^{-3}	0.686	22.8	1990	276 000		
预测序列	1.121	2.84×10^{-3}	0.284	3.71	151	9 300	6.5×10^{-3}	9.0×10^{-3}

表 4　EMD-ARIMA 漂移模型信息汇总

Table 4　Summary of EMD-ARIMA drift model information

小时数	IMF总阶数	IMF阶数	p	d	q	ϕ_1	ϕ_2	θ_1	θ_2	θ_3	σ_ε^2
第2小时	8	1	2	0	3	−0.50	−0.75	−0.53	−0.59	0.30	2.3×10^{-6}
		2	2	0	0	1.75	−0.88	0	0	0	2.3×10^{-7}
		3	2	0	0	1.95	−0.99	0	0	0	8.7×10^{-9}
		4	2	0	0	1.99	−1.00	0	0	0	2.0×10^{-10}
		5	2	1	0	2.00	−1.00	0	0	0	7.7×10^{-15}
		6	2	1	0	2.00	−1.00	0	0	0	1.9×10^{-17}
		7	2	1	0	2.00	−1.00	0	0	0	1.1×10^{-19}
		8	2	1	0	2.00	−1.00	0	0	0	1.2×10^{-22}
第3小时	8	1	1	0	1	0.72	0	0.81	0	0	2.8×10^{-6}
		2	2	0	0	1.73	−0.86	0	0	0	2.9×10^{-7}
		3	2	0	0	1.95	−0.99	0	0	0	9.9×10^{-9}
		4	2	0	0	1.99	−1.00	0	0	0	1.6×10^{-10}
		5	2	1	0	2.00	−1.00	0	0	0	9.3×10^{-15}
		6	2	1	0	2.00	−1.00	0	0	0	2.7×10^{-17}
		7	2	1	0	2.00	−1.00	0	0	0	2.5×10^{-20}
		8	2	0	0	2.00	−1.00	0	0	0	2.1×10^{-18}
第4小时	9	1	1	0	1	0.70	0	0.82	0	0	2.7×10^{-6}
		2	2	0	0	1.75	−0.86	0	0	0	2.8×10^{-7}
		3	2	0	0	1.96	−0.99	0	0	0	1.2×10^{-8}
		4	2	1	0	1.99	−1.00	0	0	0	3.1×10^{-12}
		5	2	1	0	2.00	−1.00	0	0	0	7.5×10^{-15}
		6	2	1	0	2.00	−1.00	0	0	0	8.7×10^{-18}
		7	2	1	0	2.00	−1.00	0	0	0	4.3×10^{-20}
		8	2	1	0	2.00	−1.00	0	0	0	2.4×10^{-22}
		9	2	1	0	2.00	−1.00	0	0	0	7.1×10^{-27}

由表1和表4可知，挠性陀螺（编号：220024）X路各时段输出信号的EMD-ARIMA漂移模型的分解总阶数接近，为8～9阶；$A_{\mathrm{RIMA}}(2,d,0)$，$d\in\{0,1\}$模型对各时段输出信号的建模具有普适性；随着IMF阶数的升高，ϕ_1的值在2附近小值波动，ϕ_2的值在−1附近小幅波动；EMD-ARIMA漂移模型应用于挠性陀螺漂移模型建模时，具有同路重复性。

对挠性陀螺（编号：220024）Y路1 h采集的3 600个数据进行EMD-ARIMA分析，其漂移模型信息如表5所示。

表5 220024#Y路EMD-ARIMA漂移模型

Table 5 220024# Y-channel EMD-ARIMA drift model

小时数	IMF总阶数	IMF阶数	p	d	q	ϕ_1	ϕ_2	θ_1	θ_2	θ_3	σ_ε^2
1	8	1	1	0	3	−0.83	0	−0.82	0.46	0.32	2.8×10^{-6}
		2	2	0	0	1.77	−0.91	0	0	0	2.4×10^{-7}
		3	2	0	0	1.96	−0.99	0	0	0	5.7×10^{-9}
		4	2	0	0	1.99	−1.00	0	0	0	1.2×10^{-10}
		5	2	1	0	2.00	−1.00	0	0	0	3.2×10^{-15}
		6	2	1	0	2.00	−1.00	0	0	0	6.2×10^{-18}
		7	2	0	0	2.00	−1.00	0	0	0	6.5×10^{-16}
		8	2	1	0	2.00	−1.00	0	0	0	5.6×10^{-23}

由表1和表5可知，挠性陀螺（编号：220024）X路、Y路同时段输出信号的EMD-ARIMA漂移模型的分解总阶数接近，为8～9阶；$A_{\mathrm{RIMA}}(2,d,0)$，$d\in\{0,1\}$时模型对X、Y两路输出信号的建模具有普适性；随着IMF阶数的升高，ϕ_1的值在2附近小幅波动，ϕ_2的值在−1附近小幅波动；EMD-ARIMA漂移模型应用于挠性陀螺漂移模型建模时，具有两路一致性。

对同型号挠性陀螺（编号：210073）X路1h采集的3 600个数据进行EMD-ARIMA分析，其漂移模型信息如表6所示。

表6 210 073#X路EMD-ARIMA漂移模型

Table 6 210 073# X-channel EMD-ARIMA drift model

小时数	IMF总阶数	IMF阶数	p	d	q	ϕ_1	ϕ_2	σ_ε^2
1	10	1	2	0	0	0.05	−0.19	2.2×10^{-5}
		2	2	0	0	1.70	−0.84	3.0×10^{-6}
		3	2	0	0	1.94	−0.98	1.1×10^{-7}
		4	2	0	0	1.99	−1.00	1.7×10^{-9}
		5	2	1	0	2.00	−1.00	4.4×10^{-3}
		6	2	0	0	2.00	−1.00	5.8×10^{-3}
		7	2	0	0	2.00	−1.00	7.3×10^{-15}
		8	2	0	0	2.00	−1.00	2.2×10^{-16}
		9	2	0	0	2.00	−1.00	4.8×10^{-17}
		10	2	1	0	2.00	−1.00	6.0×10^{-24}

由表1和表6可知，挠性陀螺220024、210073号的X路输出信号的EMD-ARIMA漂移模型的分解总阶数接近，为9～10阶；$A_{\mathrm{RIMA}}(2,d,0)$，$d\in\{0,1\}$模型对两陀螺输出信号的建模具有普适性；随着IMF阶数的升高，ϕ_1的值在2附近小幅波动，ϕ_2的值在−1附近小幅波动；EMD-ARIMA漂移模型应用于挠性陀螺漂移模型建模时，具有不同个体通用性。

对EMD-ARIMA漂移模型的准确性、有效性、重复性、一致性、通用性进行验证后，其模型参数可扩展至组合滤波器，以提高滤波精度，抑制滤波发散，进一步控制陀螺输出的漂移率。尤其普适性较好的$A_{\mathrm{RIMA}}(2,d,0)$，$d\in\{0,1\}$模型，更有利于组合滤波器在工程应用中的批产进程。

4 结 论

1）本文EMD-ARIMA漂移模型通过对某型号挠性陀螺输出信号进行拟合性能检验，最终重构信号较原始信号漂移率降低了12.8%，Allan方差各项误差源均降低，M_{APE}为3.6×10^{-3}，R_{MSE}为5.1×10^{-3}，且残差趋于白噪声；由此表明，EMD-ARIMA漂移模型在提高挠性陀螺精度的同时，对有效信息具有极好的提取能力，是一种准确、有效的陀螺漂移

模型。

2）对 EMD-ARIMA 漂移模型的挠性陀螺不同时段、不同路、不同个体间的差异进行研究，确认该漂移模型在挠性陀螺漂移建模中，具有同路重复性、两路一致性、不同个体通用性。

3）基于已有成果，将 EMD-ARIMA 漂移模型的模型参数扩展至组合滤波器，以提高滤波精度，抑制滤波发散，进一步控制陀螺输出的漂移率将是后续工作的重点内容。

参考文献（References）

[1] 王亚辉, 李醒飞, 纪越, 等. 改进极大似然法动力调谐陀螺仪闭环辨识[J]. 纳米技术与精密工程, 2017, 15(6): 499-506.
WANG Y H, LI X F, JI Y, et al. Dynamically tuned gyroscope closed-loop identification based on modified maximum likelihood method[J]. Nanotechnology and Precision Engineering, 2017, 15(6): 499-506(in Chinese).

[2] 柴栋栋, 宋仁银, 王吉顺. 基于 ER-EMD 的陀螺仪信号去噪方法[J]. 四川兵工学报, 2011, 32(12): 36-41.
CHAI D D, SONG R Y, WANG J S. Denoising method of gyroscope signal based on ER-EMD[J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2011, 32(12): 36-41(in Chinese).

[3] 吉世涛, 万彦辉, 裴纺霞, 等. 挠性陀螺随机漂移模型的神经网络辨识[J]. 导航与控制, 2003(4): 62-67.
JI S T, WAN Y H, PEI F X, et al. Using neural network to identify DTG random drift model[J]. Navigation and Control, 2003(4): 62-67(in Chinese).

[4] 王世方, 余志勇, 王新国. 模糊神经网络在动调陀螺随机误差建模中的应用[J]. 弹箭与制导学报, 2008, 28(3): 55-58.
WANG S F, YU Z Y, WANG X G. Random error model based on fuzzy network application to DTG[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2008, 28(3): 55-58(in Chinese).

[5] 刘洋, 李杰, 张德彪, 等. 一种基于变分模态分解和样本熵的 MEMS 陀螺去噪方法[J]. 仪表技术与传感器, 2021(6): 90-94.
LIU Y, LI J, ZHANG D B, et al. MEMS gyroscope denoising method based on variational mode decomposition and sample entropy[J]. Instrument Technique and Sensor, 2021(6): 90-94(in Chinese).

[6] 史建伟, 李永伟. 基于 VMD 和 CWT 的 MEMS 陀螺仪输出降噪研究[J]. 计算机仿真, 2021, 38(5): 42-45.
SHI J W, LI Y W. Research on noise reduction of MEMS gyroscope output based on VMD and CWT[J]. Computer Simulation, 2021, 38(5): 42-45(in Chinese).

[7] 张萌, 王虹, 吕东. MEMS 陀螺仪随机误差分析与建模[J]. 电光与控制, 2022, 29(6): 68-71.
ZHANG M, WANG H, LYU D. Random error of MEMS gyroscope: Analysis and modeling[J]. Electronics Optics & Control, 2022, 29(6): 68-71(in Chinese).

[8] 周百令. 动力调谐陀螺仪设计与制造[M]. 南京: 东南大学出版社, 2002.
ZHOU B L. Design and manufacture of dynamically tune gyroscope[M]. Nanjing: Southeast University Press, 2002(in Chinese).

[9] 罗麟经, 杨军, 宋有山. 动力调谐陀螺仪与 g2 有关及谐振引起的漂移误差分析[J]. 战术导弹控制技术, 2003(2): 26-31.
LUO L J, YANG J, SONG Y S. Analysis of the drift errors with related to g2 and resonance-induced for DTG[J]. Control Technology of Tactical Missile, 2003(2): 26-31(in Chinese).

[10] 张宁. 基于 CEEMD 阈值和相关系数原理的 MEMS 陀螺信号去噪方法[J]. 传感技术学报, 2018, 31(9): 1383-1388.
ZHANG N. Signal de-noising method for MEMS gyroscope based on CEEMD threshold and correlation coefficient principle[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2018, 31(9): 1383-1388(in Chinese).

[11] HE J N, ZHONG Y, LI X F. Multi-scale prediction of MEMS gyroscope random drift based on EMD-SVR[J]. Journal of Measurement Science and Instrumentation, 2020, 11(3): 290-296.

[12] 王燕. 应用时间序列分析[M]. 6 版. 北京: 中国人民大学出版社, 2022.
WANG Y. Applied time series analysis[M]. 6th ed. Beijing: China Renmin University Press, 2022(in Chinese).

[13] 吴宗收, 汪立新, 李新三, 等. 一种改进 PSO-ARMA 半球谐振陀螺温度误差建模方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(6): 1050-1056.
WU Z S, WANG L X, LI X S, et al. An improved PSO-ARMA method for temperature error modeling of hemispherical resonator gyroscope[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(6): 1050-1056(in Chinese).

[14] 刘明, 刘金辉, 陈金萌, 等. 基于改进 EMD 的 MEMS 陀螺仪降噪方法[J]. 传感技术学报, 2020, 33(5): 705-710.
LIU M, LIU J H, CHEN J M, et al. MEMS gyroscope noise reduction method based on improved EMD[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2020, 33(5): 705-710(in Chinese).

[15] 李文华, 汪立新, 沈强, 等. 基于 EMD 的 MEMS 陀螺仪随机漂移分析方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(9): 1927-1932.
LI W H, WANG L X, SHEN Q, et al. Random drift analysis method of MEMS gyroscope based on EMD[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(9): 1927-1932(in Chinese).

[16] 王晨钢. 基于 Shannon 熵和 EMD 算法的 MEMS 陀螺仪信号降噪处理[J]. 电子设计工程, 2017, 25(10): 174-177.
WANG C G. MEMS gyroscope signal denoise based on Shannon's entropy and EMD[J]. Electronic Design Engineering, 2017, 25(10): 174-177(in Chinese).

[17] 丁明宽, 石志勇, 韩兰懿, 等. 基于 EMD-DFA-小波阈值的 MEMS 陀螺信号去噪方法[J]. 火炮发射与控制学报, 2021, 42(2): 50-56.
DING M K, SHI Z Y, HAN L Y, et al. MEMS gyroscope signal denoising method based on EMD-DFA-wavelet threshold[J]. Journal of Gun Launch & Control, 2021, 42(2): 50-56(in Chinese).

[18] 李成, 刘洁瑜, 张斌. 半球谐振陀螺仪随机漂移数学模型研究[J]. 压电与声光, 2012, 34(5): 695-698.
LI C, LIU J Y, ZHANG B. Research on mathematic model of random drift of hemispherical resonant gyro[J]. Piezoelectrics & Acoustooptics, 2012, 34(5): 695-698(in Chinese).

Design and application of EMD-ARIMA drift model for flexible gyro

CAI Yao*, SI Yuhui, WANG Yuzhuo, HUANG Tao, ZHANG Yajing, YANG Xiaolong

(Xi'an Aerospace Precision Mechatronics Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: In order to reduce the drift rate of the flexible gyro and improve the precision of the flexible gyro, EMD-ARIMA drift model was proposed based on empirical mode decomposition (EMD) and autoregressive integrated moving average (ARIMA) signal processing tools. The outfield removal operator is designed to avoid the overshoot and undershoot problems in the EMD process. The identification of the intrinsic mode function (IMF) is discussed, and the principles for the use of IMF at various levels are formulated. By depending on technical staff to interpret autocorrelation and partial autocorrelation graphs and to implement the batch processing function of EMD-ARIMA modeling for multiple signals (or multi-order IMFs), the adaptive order optimization operator is intended to avoid ARIMA modelling. Comparing the reconstructed fitting signal with the original signal, the engineering practice shows that the drift rate of the final reconstructed fitting signal is 12.8% lower than that of the original signal. All the error sources of Allan variance are reduced. Meanwhile, the M_{APE} is 3.6×10^{-3}, and the R_{MSE} is 5.1×10^{-3}. The drift model in flexible gyro drift modeling possesses the qualities of universality in many individuals, consistency in two ways, and repetition in one manner.

Keywords: flexible gyro; autoregressive integrated moving average model; empirical mode decomposition; outfield removal operator; adaptive order optimization operator

Received: 2022-10-30; **Accepted**: 2022-12-30; **Published Online**: 2023-02-27 17:26

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230227.1233.003

* **Corresponding author**. E-mail: 615596667@qq.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0819

行星借力地木转移轨道优化与星历模型下中途修正设计

陆鹏飞[1]，王悦[1,*]，齐征[1,2]，刘建辉[2]

(1. 北京航空航天大学 宇航学院，北京 100191；2. 空间物理重点实验室，北京 100076)

摘 要：木星系探测具有重要的科学意义与战略价值，而地木转移是实现木星系探测的关键基础。基于行星借力飞行技术对地球木星转移轨道进行了优化设计，并在高精度星历模型中针对实际飞行可能存在的轨道误差设计了中途修正策略。基于Tisserand图分析行星借力飞行序列；以进入环木轨道探测器质量最大化为目标，构建考虑行星星历的借力飞行转移轨道优化非线性规划模型；针对实际飞行误差设计多次借力飞行轨道的中途修正策略；以中国木星系探测任务论证为背景，以2034—2036年为发射窗口，在长征5号运载火箭发射能力下，得到了多种借力转移序列的最优与次优转移方案。结果表明：金星-地球-地球借力转移的最优解可以使进入目标环木轨道的探测器质量达到4 340.8 kg，相比霍曼转移提高约1 300 kg，而后在星历模型下用蒙特卡罗仿真验证中途修正策略，结果显示，在各种误差情况下终端B平面脱靶量小于50 km，且修正脉冲消耗较小，证明所设计的行星借力转移轨道和中途修正策略能够在高精度力学环境中实现地木转移任务，可为中国木星系探测任务设计提供参考。

关 键 词：地木转移；星历模型；借力飞行；轨道优化；中途修正；蒙特卡罗仿真

中图分类号：V412.4^{+}1

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3445-11

木星是太阳系已知最古老和质量、体积最大的行星。作为一颗气态巨行星，其主要由气态物质与液态物质构成，大气中拥有极高含量的氢气，目前天文学界对其是否有固态内核仍然存在争议。迄今为止，已发现木星拥有80颗天然卫星，其中，最大的4颗卫星为木卫1～木卫4，统称为伽利略卫星。木星系探测具备极高的科学价值，可提高对太阳系起源与演化、地外生命存在可能性等问题的认识。

目前国外已有的木星探测任务包括飞越探测和环绕探测2种方式。早期的先驱者10号、11号，旅行者1号、2号等对木星进行过飞越探测；伽利略号与朱诺号实现了对木星的环绕探测，获取到更多关于木星大气、磁场、内部结构等的数据。未来美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的欧罗巴快帆计划、欧洲航天局的木星冰卫探测器都将陆续发射。中国的木星探测任务已被提上日程，将逐步开展论证工作，推动中国行星探测工程进入新阶段。

在木星系探测任务规划中，行星际转移轨道的设计至关重要。转移过程的燃料消耗往往决定任务可携带的有效载荷质量。因此，行星际转移轨道设计中需要着重考虑减少燃料消耗。在二脉冲直接转移方面，中心引力场下2个共面圆轨道之间最

收稿日期：2022-09-29；录用日期：2022-11-09；网络出版时间：2022-11-23 10:11
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221122.0942.001
基金项目：国家自然科学基金(11872007)；中央高校基本科研业务费专项资金
*通信作者. E-mail：ywang@buaa.edu.cn

引用格式：陆鹏飞，王悦，齐征，等. 行星借力地木转移轨道优化与星历模型下中途修正设计[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(11)：3445-3455. LU P F，WANG Y，QI Z，et al. Gravity-assist Earth-to-Jupiter transfer trajectories optimization and midcourse correction design in ephemeris model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(11)：3445-3455 (in Chinese).

省燃料的转移方式为霍曼转移,其最优性已被不少学者证明[1-2]。然而霍曼转移对发射窗口要求严格,在给定的任务发射时刻区间内不一定存在,此时可采用更为普适的Lambert变轨转移方式。将发射时刻、到达时刻与转移能量建立关系的Pork-Chop图,可以用于搜索转移能量消耗较低的发射窗口[3-4]。文献[5]提出一种二维发射窗口搜索方法,在搜索过程中引入约束以减小搜索空间,相较于Pork-Chop图搜索效率更高。此外,在霍曼转移的条件不满足时,增加一定数量的中间脉冲有助于降低转移燃料消耗,由此引出对多脉冲转移优化的相关研究,有间接法与直接法两类方法。间接法基于主矢量原理,将最优控制问题转化为边值问题,不断迭代使得主矢量满足4个必要条件[6-7];直接法将最优控制问题参数化,转为非线性规划问题求解[8-10]。

由于木星轨道的能量较大,直接向木星转移所需的燃料很多,因此,需要引入借力飞行技术,以降低燃料消耗。借力飞行也称为引力辅助,指利用对大天体的飞掠来改变相对中心天体的轨道。在借力飞行的机理研究方面,Broucke用圆锥曲线拼接法对借力前后相对中心天体轨道的能量角动量变化进行研究,并分析了飞掠参数对轨道能量改变的影响[11]。Qi和Xu则在圆型限制性三体问题框架下研究借力飞行的机理,推导出能量变化的解析表达[12],与文献[11]的结论基本一致,文献[13]又推广到借力天体轨道偏心率不为0的情况。乔栋等用限制性三体问题的数值积分研究了借力飞行中自由参数与借力前后轨道变化的关系[14-15]。在借力飞行的应用方面,文献[16]提出C3匹配法设计借力飞行转移轨道,文献[17]针对多次借力飞行转移序列搜索问题,提出Tisserand图方法。文献[18]用微分进化算法优化行星际多次借力飞行转移轨道。文献[19]采用借力飞行技术分析主带小行星的可达性问题。一些学者还将借力飞行与小推力变轨结合用于设计星际转移轨道[20-21]。借力飞行还被用于设计多卫星行星系统中的探测轨道设计[22-23]。

针对地木转移轨道设计,美国的伽利略号探测器使用1次金星借力、2次地球借力的方式进行转移,而朱诺号采用2次深空机动和1次地球借力实现地木转移。中国深空探测起步较晚,在地木转移方面目前只有少数学者进行过一些探索。陈杨等用圆锥曲线拼接法对窗口为2020—2025年的地木转移轨道进行初步优化设计,并考虑了中途飞越主带小行星[24]。田百义等对2030年前后多次借力飞行的地木转移及行星飞越探测轨道进行了分析[25]。陈诗雨等初步设计了地木日心段转移及木星系内借力捕获至木卫四轨道的方案[26]。杨彬等基于有动力借力飞行设计了地木转移轨道[27]。然而,现有的研究都是在圆锥曲线拼接法中初步设计转移轨道,对真实轨道动力学环境中方案是否可行鲜有探究。此外,前述文献中都只给出了某种借力序列的最优解,而对于次优解的情况及可行解的分布没有进行分析,不利于整体任务规划。再者,目前的研究大多以逃逸地球速度增量和捕获速度增量为优化目标,没有与运载火箭的发射能力结合考虑。事实上,航天器在转移中实际执行的脉冲消耗与逃逸地球及被木星捕获速度增量相比有较大差别,后者的结果无法用于对探测器质量的初步设计。

因此,本文建立了以进入环木轨道探测器质量为目标函数的、考虑了运载能力的优化模型,该模型更贴合任务实际,可直接用于探测器质量的设计。通过优化求解得到给定窗口内各方案的最优转移解,并分析了可行解的分布及借力次数与飞行时间对到达质量的影响。在考虑各大行星与主要卫星引力、太阳光压摄动及入轨误差、导航误差、修正执行误差等实际因素的情况下设计中途修正策略,并通过蒙特卡罗仿真验证了修正策略的有效性,在高精度动力学环境下实现了行星际转移飞行。

1 借力飞行序列分析

1.1 借力飞行机理

在初步设计中,借力飞行过程常用圆锥曲线拼接法建模。当探测器远离行星时,假设其只受太阳引力,遵循日心二体运动;当探测器近距离飞掠行星时,假设其只受行星引力,轨道是以行星为焦点的双曲线,如图1所示。其中,P为借力行星,$\boldsymbol{v}_P$为

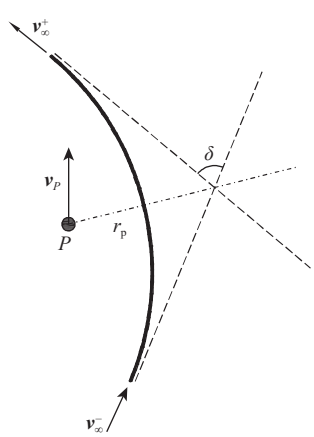


图1 借力飞行过程双曲线

Fig. 1 Hyperbolic curve of planet-assisted flight

行星的速度矢量, $\boldsymbol{v}_\infty^-$为进入双曲线无穷远速度矢量, $\boldsymbol{v}_\infty^+$为出射双曲线无穷远速度矢量, r_p为双曲线近拱点半径。借力飞行前后相对行星的双曲线无穷远速度大小不变, 即 $\left\|\boldsymbol{v}_\infty^+\right\| = \left\|\boldsymbol{v}_\infty^-\right\| = v_\infty$, δ为方向偏转角。

根据双曲线运动的性质, 可以求解出偏转角δ的大小:

$$\delta = 2\arcsin\left(\frac{\mu_P}{\mu_P + v_\infty^2 r_\mathrm{p}}\right) \tag{1}$$

式中: μ_P为行星的引力常数。

由于借力过程持续时间相较于日心巡航段可忽略不计, 因此, 一般假设借力飞行瞬时发生, 即探测器日心位置不改变, 日心速度发生突变。图 2 中的速度矢量三角形描述了飞掠前后日心速度的变化, $\boldsymbol{v}^-$为借力前探测器日心速度矢量, $\boldsymbol{v}^+$为借力后探测器日心速度矢量, $\Delta\boldsymbol{v}$为借力前后日心速度增量矢量。

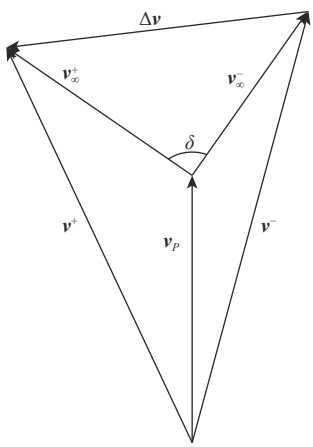


图 2　借力飞行速度矢量三角形

Fig. 2　Velocity vector triangle of planet-assisted flight

1.2　借力序列确定

文献 [17] 提出搜索借力序列的 Tisserand 图方法。该方法给出满足能量要求的行星际转移序列。其原理源于 Tisserand 准则, 当借力天体(行星)的质量远小于中心天体(太阳)的质量时, 借力前后探测器的轨道存在守恒量:

$$T = \frac{a_P}{a} + 2\sqrt{\frac{a}{a_P}(1-e^2)}\cos i \tag{2}$$

式中: a_P为借力行星的轨道半长轴; a、e、i分别为探测器轨道半长轴、偏心率、轨道倾角。

借力飞行时探测器一般以较近距离飞掠行星, 由此可以推导出式 (2) 中的守恒量与相对借力行星双曲线无穷远速度大小的定量关系[28], 归一化后的表现形式为

$$|\boldsymbol{v}_\infty| = \sqrt{3-T} \tag{3}$$

式(3)表明相对同一借力行星, 每次飞掠时双曲线无穷远速度大小也为恒定。又因为行星轨道的线速度大小近似不变, 所以可进一步推断出借力后探测器日心轨道的能量E与近日点半径R_p, 依赖于借力时相对行星双曲线出射无穷远速度矢量$\boldsymbol{v}_\infty^+$与行星速度矢量$\boldsymbol{v}_P$之间的角度。因此, 以探测器近日点半径R_p为横轴, 以日心轨道能量E为纵轴, 对于某颗借力行星, 在不同的双曲线无穷远速度大小$|\boldsymbol{v}_\infty|$下, 可以绘制出一族曲线, 曲线上的每一点(E, R_p)都代表轨道能量和近日点半径为对应值的一条轨道。将代表不同借力行星的曲线族绘制在同一个图中, 便可得到用于搜索借力序列的 Tisserand 图。

图 3 为v_∞以 1 km/s 为间隔变化的 Tisserand 图, 不同颜色的曲线族分别对应不同的行星, 其中, 横轴的单位 AU 为天文单位(后文同)。由于地木转移中一般用于借力的行星为金星、地球、火星, 因此, 图中只体现出了对应这些行星和木星的曲线。每一次借力, 在图上表现为日心轨道对应的点在该$|\boldsymbol{v}_\infty|$值对应的曲线上滑动。由于飞掠行星的近拱点半径r_p不能低于某个阈值, 根据式 (1), 表现为偏转角δ存在一个上限, 所以在图 3 中标记出单次借力允许滑动范围的上限。

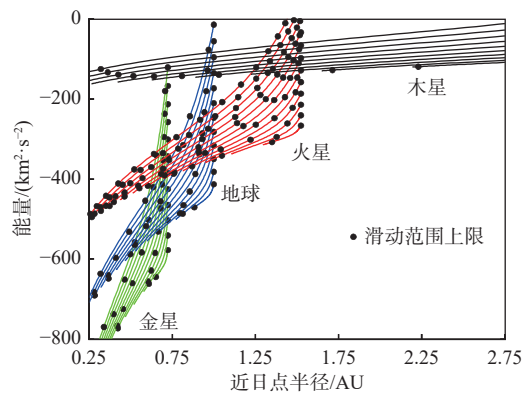


图 3　地木转移 Tisserand 图

Fig. 3　Tisserand graph of Earth-Jupiter transfer

从 Tisserand 图中可以找到很多潜在可行的地木转移借力序列, 为进行比较, 初步考虑火星借力 (Earth-Mars-Jupiter, EMJ)、金星-地球借力 (Earth-Venus-Earth-Jupiter, EVEJ)、火星-地球借力 (Earth-Mars-Earth-Jupiter, EMEJ)、金星-地球-地球借力 (Earth-Venus-Earth-Earth-Jupiter, EVEEJ)、火星-地球-地球借力 (Earth-Mars-Earth-Earth-Jupiter, EMEEJ)、金星-地球-火星借力 (Earth-Venus-Earth-Mars-Jupiter, EVEMJ) 这 6 种序列。图 4 为这些序列在 Tisserand 图上的局部细节。以 EVEJ 序列为例描述借力转移过程: 探测器相对地球以 7 km/s 的速度逃逸, 通过相对金星

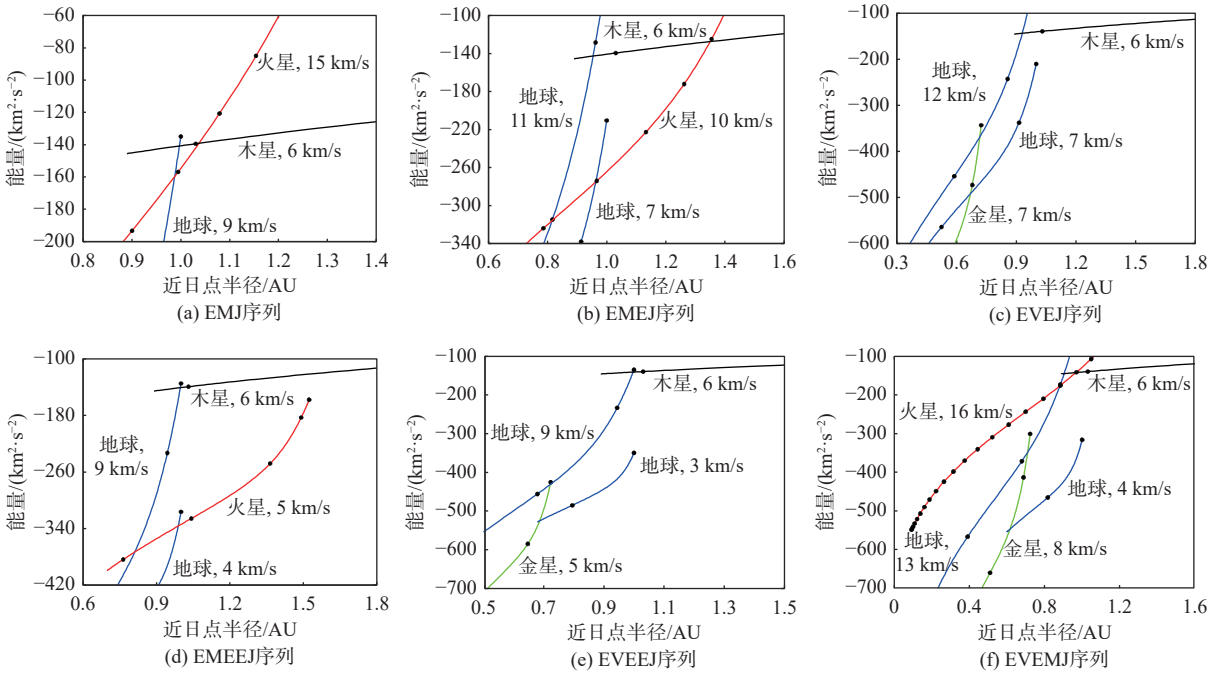


图4 借力转移序列分析

Fig. 4 Analysis of gravity-assist transfer sequences

7 km/s的双曲线无穷远速度借力后，可进入相对地球双曲线无穷远速度为12 km/s的日心轨道，再次通过地球借力后进入相对木星双曲线无穷远速度6 km/s的日心轨道。

需要说明的是，由Tisserand图确定的借力转移序列，只是能量上满足要求的潜在可能序列。在给定发射时刻区间内是否存在可行解，要考虑更多约束进行分析。

2 转移轨道优化

本节介绍三维空间中考虑行星真实星历的转移轨道优化方法。涉及的行星位置、速度由行星星历获得。探测器的动力学模型采用二体模型，轨道设计方法使用圆锥曲线拼接法。

已有的行星际转移轨道优化设计中，常常以总速度增量或发射与到达C_3作为目标函数。但在运载火箭起飞质量没有固定的情况下，以总速度增量为目标进行优化设计不一定能获得最大的到达质量。本文以最终到达质量为目标函数构建优化问题，旨在最大化进入环木轨道的探测器质量。

首先，对探测器离开地球的初始质量与发射能量的关系建模。根据已公开资料，当发射能量小于100 km^2/s^{2}时，运载火箭载荷质量与发射能量近似呈线性关系[29-30]。因此，采用线性函数近似拟合离开地球时探测器质量与发射能量间的关系：

$$m_{\mathrm{i}} = \lambda C_{3\mathrm{d}} + \xi \tag{4}$$

式中：m_{i}为离开地球时的探测器质量；$C_{3\mathrm{d}}$为发射能量；λ和ξ为根据运载火箭性能确定的系数。

进而，进入目标环木轨道的探测器质量为

$$m_{\mathrm{f}} = m_{\mathrm{i}} \mathrm{e}^{-\frac{|\Delta \boldsymbol{v}|}{I_{\mathrm{sp}} g_0}} \tag{5}$$

式中：I_{sp}为轨控发动机的比冲；g_0为海平面的重力加速度；$|\Delta \boldsymbol{v}|$为转移过程中的脉冲消耗大小：

$$|\Delta \boldsymbol{v}| = \Delta v_{\mathrm{M}} + \Delta v_{\mathrm{a}} \tag{6}$$

其中，Δv_{M}为借力飞行时在行星近拱点施加的速度脉冲大小；Δv_{a}为近木制动脉冲大小。Δv_{a}可由下述方法确定：探测器在双曲线轨道的近木点处施加制动脉冲，制动后被捕获至环绕木星的目标椭圆轨道，近木点半径为$r_{\mathrm{p}}^{\mathrm{J}}$，远木点半径为$r_{\mathrm{a}}^{\mathrm{J}}$，则双曲线轨道在近木点处的速度大小为

$$v_{\mathrm{p}}^{\mathrm{hyp}} = \sqrt{v_{\mathrm{J}\infty}^2 + \frac{2\mu_{\mathrm{J}}}{r_{\mathrm{p}}^{\mathrm{J}}}} \tag{7}$$

式中：$v_{\mathrm{J}\infty}$为进入木星影响球双曲线无穷远速度大小；μ_{J}为木星的引力常数。目标椭圆轨道在近木点处的速度为

$$v_{\mathrm{p}}^{\mathrm{ell}} = \sqrt{\frac{\mu_{\mathrm{J}}(1+e_{\mathrm{J}})}{r_{\mathrm{p}}^{\mathrm{J}}}} \tag{8}$$

其中，$e_{\mathrm{J}} = \left(r_{\mathrm{a}}^{\mathrm{J}} - r_{\mathrm{p}}^{\mathrm{J}}\right) / \left(r_{\mathrm{a}}^{\mathrm{J}} + r_{\mathrm{p}}^{\mathrm{J}}\right)$为目标轨道的偏心率。则近木点处的制动脉冲大小为

$$\Delta v_{\mathrm{a}} = v_{\mathrm{p}}^{\mathrm{hyp}} - v_{\mathrm{p}}^{\mathrm{ell}} \tag{9}$$

优化变量为从地球出发的时刻t_0、各次借力时

刻$t_1,t_2,\cdots,t_k$(设转移过程中存在k次借力), 以及到达木星的时刻t_{k+1}, 则优化变量记为

$$\boldsymbol{\chi}=[t_0,\cdots,t_k,t_{k+1}]^{\mathrm{T}}$$

优化过程中需考虑下述约束。

1) 发射能量约束。逃逸地球的$C_{3\mathrm{d}}$应小于运载火箭的发射能量上限$C_3^{\lim}$, 该约束描述为

$$C_{3\mathrm{d}}\leqslant C_3^{\lim} \tag{10}$$

2) 飞行时间约束。整个地木转移过程的时间T_{of}小于给定飞行时间上限$t_{\lim}$, 该约束描述为

$$T_{\mathrm{of}}\leqslant t_{\lim} \tag{11}$$

3) 飞掠行星高度约束。借力飞行时, 探测器距离行星表面的高度存在一个下限, 设行星的半径为r_{P}, 距行星表面高度最小为$h_{\lim}$, 该约束描述为

$$r_{\mathrm{p}}\geqslant r_{\mathrm{P}}+h_{\lim} \tag{12}$$

式中: r_{p}为双曲线近拱点半径, 可由下述非线性方程式 (13) 求解得到, 使该方程成立的r_{p}对应于借力前后双曲线无穷远速度矢量偏转角度。本文中通过牛顿迭代法求解该超越方程。

$$\arcsin\left(\frac{\left\|\boldsymbol{v}_\infty^-\times\boldsymbol{v}_\infty^+\right\|}{|\boldsymbol{v}_\infty^-||\boldsymbol{v}_\infty^+|}\right)-\arcsin\left(\frac{\mu_P}{\mu_P+r_{\mathrm{p}}|\boldsymbol{v}_\infty^-|^2}\right)-\arcsin\left(\frac{\mu_P}{\mu_P+r_{\mathrm{p}}|\boldsymbol{v}_\infty^+|^2}\right)=0 \tag{13}$$

4) 行星近拱点处速度匹配约束。对于无动力借力, 相对行星入射双曲线与出射双曲线的无穷远速度大小应相等; 对于有动力借力, 近拱点时所施加的脉冲幅值应小于给定的上限值。该约束可统一描述为

$$\left|\sqrt{|\boldsymbol{v}_\infty^+|^2+\frac{2\mu_P}{r_{\mathrm{p}}}}-\sqrt{|\boldsymbol{v}_\infty^-|^2+\frac{2\mu_P}{r_{\mathrm{p}}}}\right|\leqslant\Delta v_{\lim} \tag{14}$$

式中: 左侧 2 项分别为出射双曲线和入射双曲线轨道在近拱点的速度; $\Delta v_{\lim}$为近拱点脉冲幅值上限。

根据优化变量可由星历确定各时刻的行星位置与速度, 连接行星之间的探测器轨迹根据 Lambert 问题求解得到。

本文为裁剪庞大的优化空间, 提高优化效率, 采用网格搜索法对优化空间进行了预搜索。表 1 为各变量的搜索范围, 其中, t_{i}和t_{f}分别为任务发射的最早和最晚时刻, $t_{i,j}^{\mathrm{hoh}}$表示第 i 次借力的行星与第 j 次借力的行星之间霍曼转移的时长, $\gamma_{i,j}^{\mathrm{L}}$和$\gamma_{i,j}^{\mathrm{U}}$为系数。

预搜索过程初步确定了满足前述 4 条约束的变量空间, 记为Ω。

综上, 转移轨道优化建模为一个非线性规划问题, 数学模型表述为

表 1　变量搜索范围

Table 1　Searching intervals of variables

变量	搜索范围下界	搜索范围上界
t_0	t_{i}	t_{f}
t_1	$t_0+\gamma_{0,1}^{\mathrm{L}}t_{0,1}^{\mathrm{hoh}}$	$t_0+\gamma_{0,1}^{\mathrm{U}}t_{0,1}^{\mathrm{hoh}}$
t_2	$t_1+\gamma_{1,2}^{\mathrm{L}}t_{1,2}^{\mathrm{hoh}}$	$t_1+\gamma_{1,2}^{\mathrm{U}}t_{1,2}^{\mathrm{hoh}}$
⋮	⋮	⋮
t_{k+1}	$t_k+\gamma_{k,k+1}^{\mathrm{L}}t_{k,k+1}^{\mathrm{hoh}}$	$t_k+\gamma_{k,k+1}^{\mathrm{U}}t_{k,k+1}^{\mathrm{hoh}}$

$$\begin{cases}\max\ m_{\mathrm{f}}=m_{\mathrm{i}}\mathrm{e}^{-\frac{|\Delta\boldsymbol{v}|}{I_{\mathrm{sp}}g_0}}\\ \quad\text{s.t.}\quad \boldsymbol{\chi}\in\Omega\\ \qquad C_{3\mathrm{d}}\leqslant C_3^{\lim}\\ \qquad T_{\mathrm{of}}\leqslant t_{\lim}\\ \qquad r_{\mathrm{p}}\geqslant r_P+h_{\lim}\\ \qquad\left|\sqrt{|\boldsymbol{v}_\infty^+|^2+\frac{2\mu_P}{r_{\mathrm{p}}}}-\sqrt{|\boldsymbol{v}_\infty^-|^2+\frac{2\mu_P}{r_{\mathrm{p}}}}\right|\leqslant\Delta v_{\lim}\end{cases} \tag{15}$$

其中, 各个约束式都可由优化变量间接得出。

3　星历模型下轨道修正

求解模型式 (15) 可以得到最大化进入环木轨道探测器质量的转移方案。由于探测器转移轨道的设计采用了圆锥曲线拼接法, 故优化出的转移方案在真实动力学中与期望轨迹会产生较大偏差。此外, 考虑到实际飞行中存在入轨误差、导航误差、修正执行误差等, 因此, 有必要在星历动力学模型中对优化出的转移轨道进行修正, 使转移轨道满足真实力学环境的要求。

3.1　星历动力学模型

在日心黄道 J2000 坐标系下建立星历动力学模型, 考虑探测器受到的力包括: 太阳、水星、金星、地球、火星、木星的引力, 月球引力, 木卫 1～木卫 4 的引力, 土星系统、天王星系统、海王星系统的引力, 并且考虑了太阳光压摄动。

动力学模型表述为

$$\ddot{\boldsymbol{r}}=-\frac{\mu}{|\boldsymbol{r}|^3}\boldsymbol{r}+\sum_{i=1}^{13}\mu_i\left(-\frac{\boldsymbol{r}_i}{|\boldsymbol{r}_i|}+\frac{\boldsymbol{u}_i}{|\boldsymbol{u}_i|^3}\right)+\boldsymbol{a}_{\mathrm{srp}} \tag{16}$$

式中: μ为太阳的引力常数; $\boldsymbol{r}$为太阳指向探测器的位置矢量; μ_i为第 i 个摄动天体(系统)的引力常数; $\boldsymbol{r}_i$为第 i 个摄动天体(系统)指向探测器的位置矢量; $\boldsymbol{u}_i$为第 i 个摄动天体(系统)指向太阳的位置矢量; $i=1$～13 分别表示: 水星、金星、地球、月球、火星、木星、木卫 1～木卫 4、土星系统、天王星系统、海王星系统; $\boldsymbol{a}_{\mathrm{srp}}$为太阳光压摄动加速度, 其表

达式为

$$\boldsymbol{a}_{\mathrm{srp}}=p_{\mathrm{sr}}C_{\mathrm{R}}\frac{A}{m}\cdot\frac{\boldsymbol{r}}{|\boldsymbol{r}|} \tag{17}$$

其中，$p_{\mathrm{sr}}=4.563\times10^{-6}(R_0/|\boldsymbol{r}|)^2$为距离太阳$\boldsymbol{r}$处的太阳光压强度，$R_0$为平均日地距离；$C_{\mathrm{R}}$为探测器的表面辐射压力系数；$A$为与太阳垂直的截面积；$m$为探测器质量。

式(16)中各天体的位置及引力常数都由喷气推进实验室(jet propulsion laboratory, JPL)的星历文件获得。

3.2 中途修正策略

由于地木转移持续时间较长，且转移中存在一次或多次行星借力，因此，由二体动力学模型与真实动力学环境偏差导致的轨道误差较大；又考虑到实际飞行中存在各种误差，故在转移中需要进行多次轨道修正。采用Breakwell间距比方法，设计行星借力飞行转移过程中每段轨道的修正次数及修正时机。关于Breakwell间距比策略的推导可以参考文献[31-32]。确定修正时刻与修正次数的步骤如下。

1）确定所需修正次数：

$$N=1+\log_3\left(B_{\mathrm{v}0}/B_{\mathrm{v}}^*\right) \tag{18}$$

式中：$B_{\mathrm{v}0}$为初始时刻修正误差传播到B平面上的偏差；B_{v}^*为给定的容许脱靶误差。

2）确定最后一次修正时刻。满足在该时刻修正后的误差传播到B平面上小于给定的容许脱靶误差$B_{\mathrm{v}}{}^*$的原则。

3）向前递推各次修正时刻。前一次修正执行后剩余的转移时间是后一次修正执行后剩余转移时间的3倍。

4）首次修正尽早执行。因首次修正的脉冲消耗较大，故尽量选择修正消耗较小的时机执行。

3.3 B平面打靶

星历模型下的单次轨道修正依靠B平面打靶进行。B平面及B平面坐标系$\boldsymbol{RST}$的定义如图5所示，首先，选取某个特定方向的单位向量$\boldsymbol{N}$(如垂直于黄道面方向)，并求出入射双曲线无穷远速度方向的单位向量$\boldsymbol{S}=\boldsymbol{v}_\infty^-/\left\|\boldsymbol{v}_\infty^-\right\|$，定义B平面上$\boldsymbol{R}$方向和$\boldsymbol{T}$方向的单位向量为

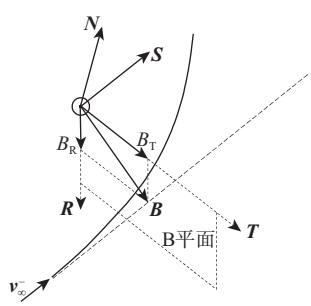


图5 B平面及B平面坐标系

Fig. 5 B-plane and B-plane coordinate system

$$\boldsymbol{T}=\frac{\boldsymbol{S}\times\boldsymbol{N}}{\|\boldsymbol{S}\times\boldsymbol{N}\|} \tag{19}$$

$$\boldsymbol{R}=\boldsymbol{S}\times\boldsymbol{T} \tag{20}$$

$\boldsymbol{B}$矢量为由行星中心指向入射渐近线与B平面交点的矢量，$\boldsymbol{B}$矢量在坐标系$\boldsymbol{RST}$下的坐标为$\left[B_{\mathrm{R}}\quad 0\quad B_{\mathrm{T}}\right]^{\mathrm{T}}$。

B平面上期望打靶点的计算方法如下。

根据圆锥曲线拼接法，可以获得借力飞行前后相对借力行星的双曲线无穷远速度矢量$\boldsymbol{v}_\infty^-$和$\boldsymbol{v}_\infty^+$，则期望的相对于行星双曲线轨道角动量方向的单位矢量为

$$\boldsymbol{h}_{\mathrm{E}}=\left(\boldsymbol{v}_\infty^-\times\boldsymbol{v}_\infty^+\right)/\left\|\boldsymbol{v}_\infty^-\times\boldsymbol{v}_\infty^+\right\| \tag{21}$$

从而期望$\boldsymbol{B}$矢量为

$$\boldsymbol{B}_{\mathrm{E}}=\sqrt{r_{\mathrm{p}}^2-2a_{\mathrm{p}}r_{\mathrm{p}}}\left(\boldsymbol{S}\times\boldsymbol{h}_{\mathrm{E}}\right) \tag{22}$$

式中：r_{p}可根据解非线性方程(13)得到；a_{p}为双曲线轨道半长轴，可根据能量公式得到。

根据式(19)和式(20)计算$\boldsymbol{T}$与$\boldsymbol{R}$，则期望打靶点为

$$\begin{cases}B_{\mathrm{R}}^*=\boldsymbol{B}_E\cdot\boldsymbol{R}\\ B_{\mathrm{T}}^*=\boldsymbol{B}_{\mathrm{E}}\cdot\boldsymbol{T}\end{cases} \tag{23}$$

B平面上真实打靶点的计算方法为将探测器的位置速度在星历动力学模型式(16)下积分至行星影响球内近拱点处，近拱点满足的条件为

$$\begin{cases}(\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}_P)\cdot(\boldsymbol{v}-\boldsymbol{v}_P)=0\\ (\boldsymbol{v}-\boldsymbol{v}_P)\cdot(\boldsymbol{v}-\boldsymbol{v}_P)+(\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}_P)\cdot\boldsymbol{a}_{\mathrm{sc}}>0\\ \|\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}_P\|<r_{\mathrm{SOI}}\end{cases} \tag{24}$$

式中：$\boldsymbol{r}$、$\boldsymbol{v}$和$\boldsymbol{r}_P$、$\boldsymbol{v}_P$分别为探测器和行星在日心黄道J2000坐标系中的位置、速度；$\boldsymbol{a}_{\mathrm{sc}}$为该时刻探测器的加速度；$r_{\mathrm{SOI}}$为行星影响球半径。求出此时探测器相对于行星的位置速度矢量

$$\begin{cases}\boldsymbol{r}_{\mathrm{sc}}^P=\boldsymbol{r}-\boldsymbol{r}_P\\ \boldsymbol{v}_{\mathrm{sc}}^P=\boldsymbol{v}-\boldsymbol{v}_P\end{cases} \tag{25}$$

则探测器相对于行星双曲线轨道角动量方向的单位矢量为

$$\boldsymbol{h}=\left(\boldsymbol{r}_{\mathrm{sc}}^P\times\boldsymbol{v}_{\mathrm{sc}}^P\right)/\left\|\boldsymbol{r}_{\mathrm{sc}}^P\times\boldsymbol{v}_{\mathrm{sc}}^P\right\| \tag{26}$$

偏心率矢量为

$$\boldsymbol{e}=\frac{1}{\mu_P}\left[\left(\left\|\boldsymbol{v}_{\mathrm{sc}}^P\right\|^2-\frac{\mu_P}{\left\|\boldsymbol{r}_{\mathrm{sc}}^P\right\|}\right)\boldsymbol{r}_{\mathrm{sc}}^P-\left(\boldsymbol{r}_{\mathrm{sc}}^P\cdot\boldsymbol{v}_{\mathrm{sc}}^P\right)\boldsymbol{v}_{\mathrm{sc}}^P\right] \tag{27}$$

进一步求出$\boldsymbol{B}$矢量的模值为

$$b=\mu_P\left\|\boldsymbol{r}_{\mathrm{sc}}^P\right\|\Big/\left(\left\|\boldsymbol{v}_{\mathrm{sc}}^P\right\|^2\left\|\boldsymbol{r}_{\mathrm{sc}}^P\right\|-2\mu_P\right)\cdot\sqrt{\|\boldsymbol{e}\|^2-1} \tag{28}$$

真实的单位向量$\boldsymbol{S}$为

$$\boldsymbol{S}=\frac{\boldsymbol{e}}{\|\boldsymbol{e}\|}\cos\theta+\left(\boldsymbol{h}\times\frac{\boldsymbol{e}}{\|\boldsymbol{e}\|}\right)\sin\theta \tag{29}$$

式中: $\theta=\arccos(1/\|\boldsymbol{e}\|)$。

进而可以求解出真实的$\boldsymbol{B}$矢量:

$$\boldsymbol{B}=b(\boldsymbol{S}\times\boldsymbol{h}) \tag{30}$$

进一步根据式 (19) 和式 (20) 求解出方向向量$\boldsymbol{T}$与$\boldsymbol{R}$, 真实打靶点可由类似式 (23) 的点乘关系得到。

在中间某时刻探测器的日心位置速度由星历模型积分得到, 修正探测器的日心速度, 使得在 B 平面上的真实打靶点$(B_{\mathrm{R}},B_{\mathrm{T}})$收敛到期望打靶点$(B_{\mathrm{R}}^*,B_{\mathrm{T}}^*)$, 真实飞行时间$t_{\mathrm{of}}$收敛到期望飞行时间$t_{\mathrm{of}}^*$, 其中, 期望飞行时间根据第 2 节中的优化结果确定, 而真实飞行时间为从修正时刻积分至满足式 (24) 条件的飞行时间。打靶过程通过微分修正实现。

设打靶量$\boldsymbol{\zeta}=\begin{bmatrix}B_{\mathrm{R}} & B_{\mathrm{T}} & t_{\mathrm{of}}\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$, 微分修正每次迭代的速度修正量为

$$\Delta\boldsymbol{v}=\left(\frac{\partial\boldsymbol{\zeta}}{\partial\boldsymbol{v}}\right)^{-1}(\boldsymbol{\zeta}^*-\boldsymbol{\zeta}) \tag{31}$$

式中: $\boldsymbol{\zeta}^*=\begin{bmatrix}B_{\mathrm{R}}^* & B_{\mathrm{T}}^* & t_{\mathrm{of}}^*\end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$为期望打靶量, $\partial\boldsymbol{\zeta}/\partial\boldsymbol{v}$为$3\times3$的 Jacobi 矩阵。星历模型下 Jacobi 矩阵的解析形式较为复杂, 因此, 本文使用有限差分法计算 Jacobi 矩阵。

根据式 (31) 不断修正探测器的日心速度, 直至打靶量的脱靶误差在精度允许的范围内。

4　转移轨道设计实例

本节将前述转移轨道优化与修正方法应用于中国木星系探测任务的地木转移轨道设计, 检验设计方法的有效性, 并为中国木星系探测任务提供设计参考。

4.1　转移轨道优化结果

根据已知少量数据, 估算长征五号运载火箭发射载荷质量与发射能量$C_{3\mathrm{d}}$的近似关系式为

$$m_{\mathrm{i}}=-23.611\,1C_{3\mathrm{d}}+5\,424.999\,8 \tag{32}$$

目标环木椭圆轨道的近木点半径选为 75 492 km, 远木点半径选为8×10^6 km。探测器轨控发动机的比冲设置为 320 s。约束中相关的参数设置如表 2 所示。

地球发射窗口取 2034 年 1 月 1 日—2036 年 12 月 31 日。预搜索网格间隔设置为 5 d, 变量搜索区间的系数取值设置为

表 2　优化设计中约束的参数设置

Table 2　Parameters of constraints in optimization design

$C_3^{\mathrm{lim}}/(\mathrm{km}^2\cdot\mathrm{s}^{-2})$	h_{lim}/km	$\Delta v_{\mathrm{lim}}/(\mathrm{km}\cdot\mathrm{s}^{-1})$	t_{lim}/a
90	200	0.6	8

$$\begin{cases}\gamma_{i,i+1}^{\mathrm{L}}=0.5,\ \gamma_{i,i+1}^{\mathrm{U}}=5,\ i=0,1,\cdots,k-1\\ \gamma_{i,i+1}^{\mathrm{L}}=0.5,\ \gamma_{i,i+1}^{\mathrm{U}}=2,\ i=k\end{cases}$$

式中: $i=k$与$i=0,1,\cdots,k-1$时设置不同, 是因为$i=k$表示从最后一次借力行星向木星转移, 而地球等内行星向木星霍曼转移时长普遍较长, 故系数取值不应过大, 否则导致行星际飞行总时间超出上限。

优化算法采用综合学习粒子群(comprehensive learning particle swarm optimization, CLPSO)[33] 和序列二次规划(sequential quadratic programming, SQP)混合的算法, 参数设置: CLPSO 算法中粒子个数设置为 30, 迭代次数设置为 2 000, 惯性因子从 0.9 线性递减到 0.2; SQP 算法中最大迭代次数设置为 2 000。表 3 为转移轨道优化结果。

结果显示, 各借力序列转移时长一般为 2 000 多天, EVEEJ 借力转移序列最终进入目标轨道的探测器质量最大, 为 4 340.8 kg; 其次为 EMEJ 借力转移序列, 探测器质量为 3 882.57 kg。在给定的发射时间限制内, 对 EVEEJ 借力序列和 EMEJ 借力序列优化出的最优解在借力时不需要消耗脉冲, 即中间每一次借力都是无动力借力; 而其他 4 个序列都需要在某 1 次或 2 次借力时施加脉冲, 为有动力借力飞行转移。综合表 3 中结果, 到达木星质量较大的转移方案具备 2 个特征, 首先, 地球发射能量$C_{3\mathrm{d}}$较小, 使得探测器初始质量可以设计得较大; 其次, 在多次借力转移中施加脉冲消耗较少。根据齐奥尔可夫斯基公式, 在本算例中转移过程每施加 100 m/s 的脉冲, 进入环木轨道终端质量就会降低 3.14%。因此, 满足这 2 点特征的 EVEEJ 借力序列转移方案具备较大的到达质量。

计算地木霍曼转移的结果以进行对比, 霍曼转移进入目标轨道的探测器质量为 3 028.19 kg, 飞行时长为 998 d。可以看出, 借力飞行技术的引入, 虽然需要更长的转移时间, 但显著提高了最终进入环木轨道的探测器质量, 比霍曼转移提高了约 1 300 kg。

已有研究中通常采用以速度增量为优化目标的行星际转移轨道优化方法, 与本文考虑运载火箭能力以到达质量为目标的优化模型存在差别, 将 2 种模型的优化结果进行对比, 如表 4 所示。对比可以发现, 本文以到达质量为目标函数的优化模型, 相较于传统以速度增量为指标的模型, 可以获

表3 转移轨道优化结果

Table 3 Results of transfer orbit optimization

转移序列	发射时刻(年/月/日)	到达木星时刻(年/月/日)	总飞行时长/d	发射能量/($km^2·s^{-2}$)	到达能量/($km^2·s^{-2}$)	近木制动脉冲/($km·s^{-1}$)	借力飞行时施加脉冲/($km·s^{-1}$)	发射质量/kg	到达质量/kg	借力天体	借力时刻(年/月/日)	飞掠近拱点半径/km	近拱点脉冲/($km·s^{-1}$)	借力等效脉冲/($km·s^{-1}$)
EMJ	2035/12/5	2042/8/16	2 445.63	59.34	28.14	0.514	0.294	4 023.82	3 110.84	火星	2039/6/25	3 589.5	0.294	1.573 4
EMEJ	2035/11/9	2042/7/3	2 427.95	32.64	34.58	0.569	1.6×10^{-6}	4 654.28	3 882.57	火星	2038/6/27	3 744.1	2.7×10^{-8}	2.045 2
										地球	2039/12/28	8 485.77	1.6×10^{-6}	5.919 8
EVEJ	2035/12/26	2041/4/14	1 935.54	27.45	37.46	0.594	0.215	4 776.82	3 691.60	金星	2037/3/30	6 296.17	0.212	7.051 2
										地球	2038/12/8	6 658.19	0.002 97	6.513 0
EMEEJ	2036/2/4	2044/1/24	2 910.76	44.61	34.00	0.564	0.610	4 371.77	3 008.24	火星	2037/11/18	8 816.91	2.6×10^{-9}	0.757 1
										地球	2038/4/28	38 462.14	0.153	2.098 3
										地球	2040/12/15	6 571.61	0.457	7.723 7
EVEEJ	2036/3/31	2042/10/6	2 380.65	10.83	32.16	0.548	2.8×10^{-6}	5 169.26	4 340.80	金星	2036/9/26	7 841.4	2.8×10^{-9}	6.429 9
										地球	2038/3/2	20 793.51	5.9×10^{-7}	2.977 8
										地球	2039/10/30	9 032.28	2.2×10^{-6}	5.838 0
EVEMJ	2036/4/2	2044/3/23	2 912.05	12.12	36.73	0.588	0.570	5 138.89	3 554.23	金星	2036/10/2	9 033.38	2.3×10^{-7}	5.906 3
										地球	2038/3/4	7 401.51	8.0×10^{-10}	6.700 6
										火星	2041/7/16	3 589.5	0.570	1.436 8

表4 2种优化模型的结果对比

Table 4 Comparison of results between two different optimization models

借力序列	速度增量为优化目标的到达质量/kg	本文模型优化的到达质量/kg
EMJ	3 029.02	3 110.84
EMEJ	3 831.82	3 882.57
EVEJ	3 626.27	3 691.60
EMEEJ	2 842.30	3 008.24
EVEEJ	4 199.13	4 340.80
EVEMJ	3 501.46	3 554.23

得更大的进入环木轨道探测器质量。因此,在星际探测器质量初步设计中,本文提出的优化模型更有优势。

除表3中给出的各序列最优解外,每个序列均可求解出一些满足约束条件的次优解,将各最优解和次优解以进入目标环木轨道的探测器质量与飞行时间为坐标标记在图6中,该图反映了在给定发射时间范围内可行解的特性分布情况,这对于扩展任务窗口、提高任务规划的灵活性具有重要意义。由图6可知,3次借力转移方式的部分解在转移时长为2 400 d附近具备较大的到达质量,3次借力转移方式中,转移时间增加,到达质量不一定更大;2次借力转移方式中,有部分解具有较短的转移时长,但若想进一步提高到达质量,则需要更长的转移时间;单次借力转移方式中,本文只考虑了EMJ序列,所得解的到达质量均较小,且转移时长并不具备很大优势。

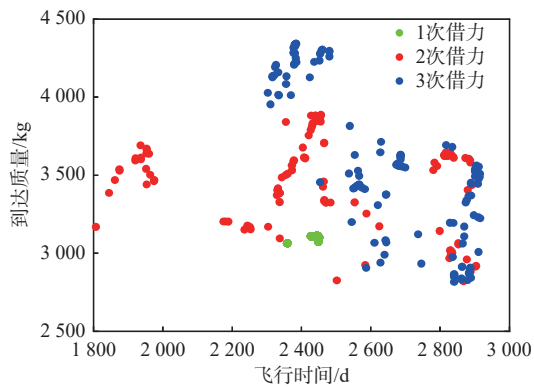


图6 到达质量与飞行时间分布

Fig. 6 Distribution of arrival mass and time of flight

4.2 轨道修正仿真结果

对表3中进入目标环木轨道探测器质量最大的EVEEJ序列借力转移方案进行星历动力学模型下的中途修正仿真。探测器的面质比取0.021 5 m^2/kg,表面辐射压力系数设置为1.4。数值积分采用四阶-五阶Runge-Kutta算法,星历数据采用了JPL的DE438、JUP365、MAR097文件,表5为地球初始停泊圆轨道和目标环木椭圆轨道的相关必要参数。

考虑转移中存在入轨误差、导航误差、修正执

表5 初始停泊轨道和目标环木轨道参数

Table 5 Parameters of initial parking orbit and target orbit around Jupiter

地球停泊圆轨道高度/ km	地球停泊圆轨道倾角/(°)	目标环木轨道近木点半径/ km	目标环木轨道远木点半径/ km	目标环木轨道倾角/(°)
400	40	75 492	8×10^6	10

行误差 3 类误差, 假设其遵循高斯分布, 3σ取值情况如表 6 所示。根据 Breakwell 间距比策略设计中途修正次数与修正时刻, 结果如表 7 所示, 表中, E-V 段为地球至金星段, V-E 段为金星至地球段, E-E 段为地球至地球段, E-J 段为地球至木星段。各次修正时刻指从离开出发行星(或借力行星)开始经过的天数。

表 6　各类误差取值

Table 6　Values of different errors

位置误差/km		速度误差/(m·s^{-1})		大小误差/%	方向误差/(°)
入轨	导航测量	入轨	导航测量		
30	15	15	0.03	1.5	0.15

表 7　各段修正次数与修正时刻

Table 7　Times and periods of corrections in different intervals

修改时刻	修正次数	各次修正时刻/d					
		1次	2次	3次	4次	5次	6次
E-V段	4	7	116	158	172		
V-E段	5	3	333	459	501	515	
E-E段	5	4	229	481	565	593	
E-J段	6	1	478	856	982	1 024	1 038

使用蒙特卡罗法进行仿真。据表 6 中的误差分布进行 100 次中途修正仿真, 图 7 为木星 B 平面上各次仿真的脱靶量, 从结果中可以看出, 多数仿真的脱靶量都集中在 20 km 以内, 极少数仿真的脱靶量为 20～30 km, 这证明了修正策略的有效性。图 8 为各次仿真的修正脉冲消耗, 可以看出, EVEEJ 借力序列转移的中途修正脉冲消耗基本都集中在 60～100 m/s。考虑中途修正脉冲消耗后, 最终进入木星轨道的探测器质量会有所减少, 图 9 为 100 次蒙特卡罗仿真中, 在星历动力学模型下考虑

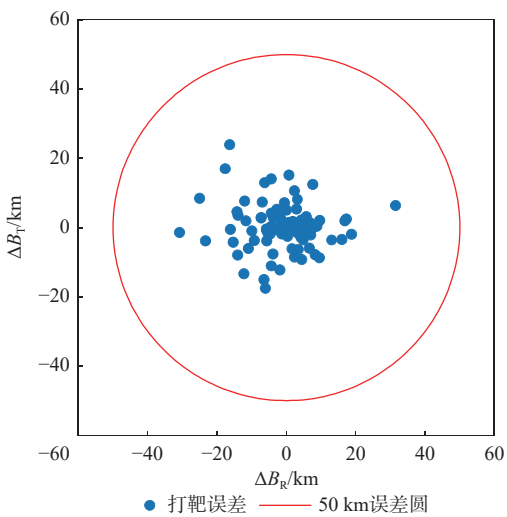


图 7　蒙特卡罗仿真脱靶量

Fig. 7　Miss distances in Monte-Carlo simulation

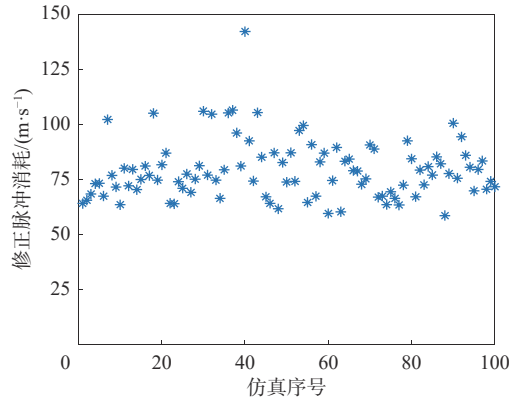


图 8　修正脉冲消耗

Fig. 8　Correction pulse consumption

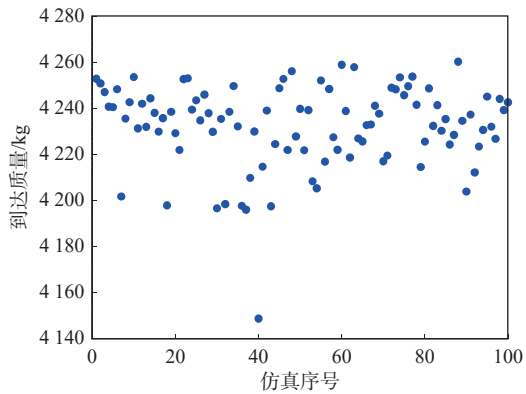


图 9　星历模型下修正后到达质量

Fig. 9　Arrival mass after correction in ephemeris model

修正脉冲后的到达质量情况, 结果显示, 最终探测器的质量基本为 4 200～4 260 kg。

以蒙特卡罗仿真中第 24 次作为示例, 绘制出日心黄道 J2000 坐标系下地木转移轨道, 如图 10 所示, 并将各次修正位置在图中标出。探测器从地球出发后, 经过金星借力和 2 次地球借力, 最终通过近木制动后进入目标轨道。经过计算, 考虑中途修正的脉冲消耗后, 进入环木轨道的探测器质量可达 4 239.64 kg。

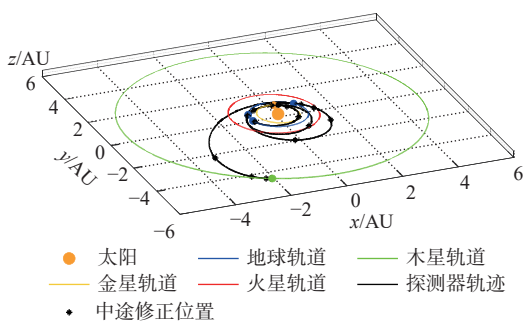


图 10　星历模型下的转移轨道

Fig. 10　Transfer orbit in ephemeris model

5　结　论

1) 本文考虑长征 5 号运载火箭发射能力, 构建

了最大化进入环木轨道探测器质量的非线性规划模型，利用CLPSO与SQP混合算法，求解得到了2034—2036年发射窗口的多个借力序列的最优转移解与次优转移解，其中，EVEEJ序列转移可以使得进入环木轨道的探测器质量达4 340.8 kg，比霍曼转移提高了约1 300 kg。分析可行解的分布，讨论借力次数与飞行时间对到达质量的影响。数值结果还表明本文构建的以到达质量为目标函数的优化模型，相较于传统的以速度增量为指标的模型，可以获得更大的进入环木轨道的探测器质量。

2）本文设计了在星历轨道动力学模型下地木转移多次借力飞行轨道的中途修正策略。考虑了多种工程误差，通过蒙特卡罗仿真验证了修正策略的有效性，表明所设计的转移轨道在高精度力学环境中可以实现。

本文方法可为中国木星系探测任务的地木转移轨道设计提供参考。虽然本文讨论地木转移问题，但设计方法可推广用于其他天体探测任务的行星借力转移轨道设计和中途修正。

参考文献（References）

[1] PRUSSING J E. Simple proof of the global optimality of the Hohmann transfer[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1992, 15(4): 1037-1038.

[2] BATTIN R H. An introduction to the mathematics and methods of astrodynamics[M]. Reston: AIAA, 1999: 529-531.

[3] BREAKWELL J V, GILLESPIE R W, ROSS S. Researches in interplanetary transfer[J]. ARS Journal, 1961, 31(2): 201-208.

[4] HULKOWER N D, LAU C O, BENDER D F. Optimum two-impulse transfers for preliminary interplanetary trajectory design[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1984, 7(4): 458-461.

[5] DUAN J H, LIU Y F. Two-dimensional launch window method to search for launch opportunities of interplanetary missions[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(3): 965-977.

[6] LION P M, HANDELSMAN M. Primer vector on fixed-time impulsive trajectories[J]. AIAA Journal, 1968, 6(1): 127-132.

[7] LI X, QIAO D, CHEN H. Interplanetary transfer optimization using cost function with variable coefficients[J]. Astrodynamics, 2019, 3(2): 173-188.

[8] ABDELKHALIK O, MORTARI D. N-impulse orbit transfer using genetic algorithms[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2): 456-460.

[9] 陈全, 杨震, 罗亚中. 基于粒子群算法的多脉冲转移轨迹优化[J]. 空间控制技术与应用, 2014, 40(5): 25-30.
CHEN Q, YANG Z, LUO Y Z. Optimization of multi-impulse orbit transfer based on particle swarm optimization algorithm[J]. Aerospace Control and Application, 2014, 40(5): 25-30(in Chinese).

[10] ZHOU H Y, WANG X G, CUI N G. Fuel-optimal multi-impulse orbit transfer using a hybrid optimization method[J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2020, 21(4): 1359-1368.

[11] BROUCKE R. The celestial mechanics of gravity assist[C]//Proceedings of the Astrodynamics Conference. Reston: AIAA, 1988: 4220.

[12] QI Y, XU S J. Mechanical analysis of lunar gravity assist in the Earth–Moon system[J]. Astrophysics and Space Science, 2015, 360(2): 55.

[13] QI Y, DE RUITER A. Energy analysis in the elliptic restricted three-body problem[J]. Monthly Notices of the Royal Astronomical Society, 2018, 478(1): 1392-1402.

[14] 乔栋, 崔平远, 崔祜涛. 基于圆型限制性三体模型的借力飞行机理研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(1): 82-87.
QIAO D, CUI P Y, CUI H T. Research on gravity-assist mechanism in circular restricted three-body problem[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(1): 82-87(in Chinese).

[15] 乔栋, 崔平远, 尚海滨. 基于椭圆型限制性三体模型的借力飞行机理研究[J]. 宇航学报, 2010, 31(1): 36-43.
QIAO D, CUI P Y, SHANG H B. Research on gravity-assist mechanism in elliptic restricted three-body model[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(1): 36-43(in Chinese).

[16] LONGUSKI J M, WILLIAMS S N. Automated design of gravity-assist trajectories to Mars and the outer planets[J]. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 1991, 52(3): 207-220.

[17] STRANGE N J, LONGUSKI J M. Graphical method for gravity-assist trajectory design[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2002, 39(1): 9-16.

[18] OLDS A D, KLUEVER C A, CUPPLES M L. Interplanetary mission design using differential evolution[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(5): 1060-1070.

[19] CHEN Y, BAOYIN H X, LI J. Accessibility of main-belt asteroids via gravity assists[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(2): 623-632.

[20] FAN Z, HUO M, QI J, et al. Fast initial design of low-thrust multiple gravity-assist three-dimensional trajectories based on the Bezier shape-based method[J]. Acta Astronautica, 2021, 178: 233-240.

[21] ARYA V, TAHERI E, JUNKINS J L. Low-thrust gravity-assist trajectory design using optimal multimode propulsion models[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2021, 44(7): 1280-1294.

[22] KLOSTER K W, PETROPOULOS A E, LONGUSKI J M. Europa orbiter tour design with Io gravity assists[J]. Acta Astronautica, 2011, 68(7-8): 931-946.

[23] CAMPAGNOLA S, BUFFINGTON B B, LAM T, et al. Tour design techniques for the Europa clipper mission[J]. Journal of Guidance Control Dynamics, 2019, 42(12): 2615-2626.

[24] 陈杨, 宝音贺西, 李俊峰. 木星探测轨道分析与设计[J]. 天文学报, 2012, 53(2): 106-118.
CHEN Y, BAOYIN H X, LI J F. Jupiter exploration mission analysis and trajectory design[J]. Acta Astronomica Sinica, 2012, 53(2): 106-118(in Chinese).

[25] 田百义, 张磊, 周文艳, 等. 木星系及行星际飞越探测的多次借力飞行轨道设计研究[J]. 航天器工程, 2018, 27(1): 25-30.
TIAN B Y, ZHANG L, ZHOU W Y, et al. Research on multiple gravity assist trajectories for a Jovian system exploration and planet flyby mission[J]. Spacecraft Engineering, 2018, 27(1): 25-30(in Chinese).

[26] 陈诗雨, 杨洪伟, 宝音贺西. 木星系探测及行星穿越任务轨迹初

步设计[J]. 深空探测学报, 2019, 6(2): 189-194.
CHEN S Y, YANG H W, BAOYIN H X. Preliminary design for the trajectories of Jovian and planetary mission[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2019, 6(2): 189-194(in Chinese).

[27] 杨彬, 杨洪伟, 李爽, 等. 基于不同动力引力辅助模型的木星转移轨道设计[J]. 上海航天, 2019, 36(3): 55-61.
YANG B, YANG H W, LI S, et al. Jupiter transfer trajectory design based on different powered gravity assist models[J]. Aerospace Shanghai, 2019, 36(3): 55-61(in Chinese).

[28] CAMPAGNOLA S, RUSSELL R P. Endgame problem part 2: Multibody technique and the tisserand-poincare graph[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(2): 476-486.

[29] SMITH D A. Space launch system (SLS) mission planner's guide: ESD 30000[R]. Huntsville: National Aeronautics and Space Administration, 2018: 35.

[30] Space Exploration Technologies Corporation. Falcon 9 launch vehicle payload user's guide: 09-S-0347[R]. Hawthorne: SpaceX, 2008: 19-24.

[31] BREAKWELL J V. Fuel requirements for crude interplanetary guidance[J]. Advances in the Astronautical Sciences, 1960, 5: 53-65.

[32] 倪彦硕, 施伟璜, 杨洪伟, 等. 利用 Breakwell 间距比法制定行星际探测中途修正策略[J]. 深空探测学报, 2016, 3(1): 83-89.
NI Y S, SHI W H, YANG H W, et al. Midcourse correction strategy of interplanetary exploration with breakwell spacing ratio method[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(1): 83-89(in Chinese).

[33] LIANG J J, QIN A K, SUGANTHAN P N, et al. Comprehensive learning particle swarm optimizer for global optimization of multimodal functions[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2006, 10(3): 281-295.

Gravity-assist Earth-to-Jupiter transfer trajectories optimization and midcourse correction design in ephemeris model

LU Pengfei[1], WANG Yue[1,*], QI Zheng[1,2], LIU Jianhui[2]

(1. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Science and Technology on Space Physics Laboratory, Beijing 100076, China)

Abstract: The Jupiter system exploration has important scientific significance and strategic value, and the Earth-to-Jupiter transfer is the key basis for Jupiter system exploration. The optimal design of Earth-to-Jupiter transfer trajectories is carried out using gravity-assist flight technology, and the midcourse correction strategy is designed to reduce orbit errors during actual flight in the high-precision ephemeris model. First, gravity-assist flight sequences were analyzed through the Tisserand graph. Second, in order to maximize the mass of the probe entering the orbit around Jupiter, a nonlinear programming model is established to optimize the planet-assisted transfer trajectories by considering the planetary ephemeris. Then, the midcourse correction strategy is designed to eliminate actual flight errors of the multiple gravity-assist flight trajectories. Finally, with China's Jupiter system exploration mission as an example, the optimal and suboptimal transfer solutions of various gravity-assist sequences are obtained by considering the capability of the Long March 5 launch vehicle in the launch window between the year 2034 and 2036. The results show that the optimal solution of the Venus-Earth-Earth-assisted transfer can make the mass of the probe entering the target orbit around Jupiter reach 4 340.8 kg, which is about 1 300 kg higher than that of the Hohmann transfer. Monte-Carlo simulations validate the midcourse correction strategy in the ephemeris model. The results show that under various errors, the final B-plane miss distances are less than 50 km, and the correction pulse consumption is small, which proves that the designed gravity-assist transfer trajectories and midcourse correction strategy can realize the Earth-to-Jupiter transfer mission in the high-precision mechanical environment and can provide a reference for the design of China's Jupiter system exploration mission.

Keywords: Earth-to-Jupiter transfer; ephemeris model; gravity-assist flight; trajectories optimization; midcourse correction; Monte-Carlo simulation

Received: 2022-09-29; **Accepted**: 2022-11-09; **Published Online**: 2022-11-23 10:11
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221122.0942.001
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11872007); The Fundamental Research Funds for the Central Universities
* **Corresponding author**. E-mail: ywang@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0827

变马赫数下的内并联式 TBCC 模态转换控制

于华锋，郭迎清*，王佳美
(西北工业大学 动力与能源学院，西安 710129)

摘 要：随着高超声速技术的发展，涡轮基组合循环（TBCC）发动机越来越受到重视。模态转换是制约 TBCC 发动机投入实用的障碍之一，有必要对这个过程中的控制方式进行研究。提出一种模型综合方式，实现一维进气道、冲压发动机及涡轮发动机的综合迭代，基于 MATLAB/Simulink 环境构建了适用于控制系统设计的 TBCC 模型。对单模态控制系统进行分析，在最小改动原则上提出模态转换控制器架构；通过线性矩阵不等式（LMI）工具给出控制器设计方法。给出变马赫数仿真的意义，通过 2.5～3 马赫数下的模态转换仿真验证了控制系统。仿真结果表明:控制系统可以保证 TBCC 发动机处于安全状态，变马赫数模态转换阶段推力波动小于 4.2%。

关 键 词：涡轮基组合循环发动机；模态转换；变马赫数；控制系统设计；多变量控制
中图分类号：V233.7+5; TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3456-07

随着超声速飞行器发展，水平起降空天一体的飞行器被提出[1-2]。由于高度及马赫数的上升，传统的涡扇发动机不能满足提供推力的需求。涡轮基组合循环（turbine-based combined cycle，TBCC）动力由于其工作包线宽及可以将飞行器从静止状态自主加速到高超声速状态的优点，成为可重复使用吸气式高超声速飞行器的理想动力之一[3]。而随着发动机工作马赫数的提升，实验的复杂度和成本也大幅度上升。因此,有必要在系统研发初级阶段，采取数字仿真的方式对实际的发动机设计及控制系统研发提供必要的技术支持。

在模态转换过程中，发动机工作点变化较大，容易出现空气流量及推力波动变化的情况[4]。而内并联式 TBCC 发动机的进气系统中往往有较为复杂的激波系，流量波动容易引起进气道不起动现象。因此，安全的模态转换成为一个关键问题。Dalle 等建立了飞推一体式的 TBCC 模型，研究了 TBCC 模态转换边界[5]。宋自航等提出一种带有预冷及变几何的并联式 TBCC 发动机构型，选定了其模态转换区间[6]。张明阳等对马赫数为 4 与马赫数为 7 的一级并联式 TBCC 发动机模态转换进行模拟，基本实现了模态转换期间发动机推力与空气流量的平稳过渡[7-8]。由国内外公开文献可知，针对内并联式 TBCC 发动机模态转换过程的研究相对较少，而且已有的研究大多为总体性能计算，对于控制层面的仿真较少。

由于 TBCC 技术还未完全成熟，目前国内外对 TBCC 发动机模态转换控制研究较少。美国国家航空航天局（National Aeronautics and Space Administration, NASA）的格林研究中心基于高马赫数瞬态发动机循环代码（high mach transient engine cycle code, HiTECC）建立了 TBCC 发动机进气道模型，研究了涡喷与冲压发动机的模态转换中的激波控制问题，并在风洞试验中进行了部分验证[9]。Qiu 等以小型串联 TBCC 发动机为研究对象，提出一种基于序列二次规划（sequence quadratic program, SQP）方法的

收稿日期：2022-10-04；**录用日期**：2023-01-05；**网络出版时间**：2023-02-08 08:50
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230207.1602.001
基金项目：国家科技重大专项 (J2019-V-0003-0094)
* **通信作者**. E-mail：yqguo@nwpu.edu.cn

引用格式：于华锋，郭迎清，王佳美. 变马赫数下的内并联式 TBCC 模态转换控制 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（11）：3456-3462.
YU H F，GUO Y Q，WANG J M. Mode transition control of over-under TBCC under variable Mach number[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（11）：3456-3462（in Chinese）.

模态转换控制器, 实现了平滑推力下的模态转换[10]。北京动力机械研究所的聂聆聪等在基于扩展卡尔曼滤波器(extended Kalman filter, EKF)的在线发动机实时模型基础上提出一种串联式 TBCC 发动机模态转化的多变量控制方法, 实现了模态转化中推力及流量的连续变化[11]。综上所述, 内并联式 TBCC 模态转换研究较少, 且很多研究未考虑马赫数的变化问题。

本文针对马赫数为 2.5～3 情况下的模态转换控制, 建立了能反映进气道、冲压发动机及涡轮发动机耦合特性的一体化模型。在此基础上, 通过分析单个模态控制系统, 建立了对现有系统影响最小的模态转换控制系统, 并通过线性矩阵不等式(linear matrix inequality, LMI)方法设计控制器。最后, 基于模态转化过程, 说明了变马赫数仿真的必要性, 通过仿真验证了控制系统的性能。

1　并联式 TBCC 发动机建模

本文研究的 TBCC 为内并联式, 其结构如图 1 所示。图中: T 和 P 分别为总温和总压; Q_{m} 为质量流量; 数字下标为不同发动机截面; F_{n} 为静推力; Q_{BLHP} 和 Q_{BLLP} 分别为用于高压涡轮和低压涡轮冷却的引气量; L_{F} 和 L_{C} 分别为风扇和压气机的功; L_{HT} 和 L_{LT} 分别为高压涡轮和低压涡轮的功。

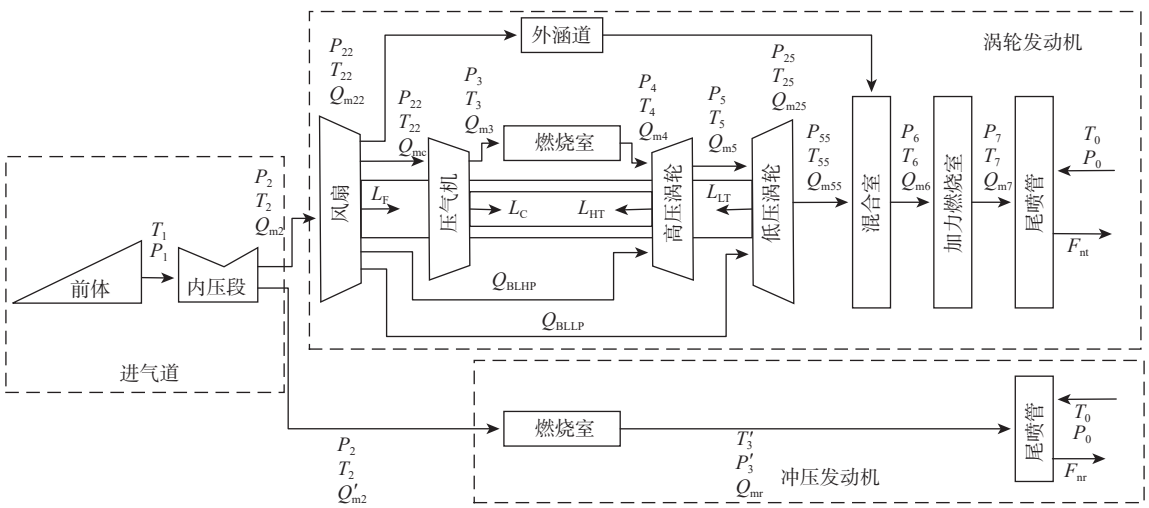


图 1　内并联 TBCC 发动机结构

Fig. 1　Structure of over-under TBCC engine

气流经前体压缩后进入超声速进气道, 在经过进气道内的激波压缩后变为亚音速, 通过分流板分别进入冲压发动机及涡轮发动机[4,6,12], 再依次通过冲压基及涡轮基各部件后, 从分别排气的尾喷管排出。本节中的 TBCC 模型的开发环境为 MATLAB/Simulink。

为保证在较大马赫数范围下的气体压缩能力, 进气道采取混压式。其中, 进气道外压部分为三楔角的形式。冲压发动机设计点马赫数为 4, 采取亚燃冲压燃烧室与收扩式尾喷管, 燃烧室进口处 5% 的气体用于冷却, 建模时考虑压力动态。涡轮发动机为小涵道比双轴混排气涡扇发动机, 建模时考虑转子动态、射流预冷及引气的影响。此外, 本文假设 2 个尾喷管分别排气, 互不影响。

需要说明的是, 进气道模型为一维的, 具体建立方式参考文献 [13-14]。模型输入为进口压力、温度、飞行器迎角、进气道正激波位置; 输出为进气道出口温度、压力及流量。采取此种方式建立模型, 可以反应进气道正激波位置, 从而判断进气道起动状态, 也可以快速计算, 满足控制系统设计需求。

TBCC 发动机模型中进气道工作状态与发动机工作状态之间具有强关联性, 具体由流量平衡方程进行描述和限制。因此, 在得到三者特性的基础上, 需要选择合适迭代变量, 将进气道与涡轮发动机、冲压发动机模型进行综合迭代计算, 以保证三者的正确匹配。

与传统发动机模型相比, 进气道内压段需要输入正激波位置。实际工作中, 进气道正激波位置主要由进气道进出口压力决定。按照部件从前往后计算时, 进气道出口参数是未知的, 因此, 需要首先选择正激波位置作为迭代变量。

对于冲压发动机流路, 选定如下的误差检验方程为发动机特性计算的控制方程:

$$f(x)=\frac{P'_3-P_{3\mathrm{c}}}{P'_3} \tag{1}$$

式中: P'_3 为从进气道和燃烧室计算过程中所获得的燃烧室出口总压; $P_{3\mathrm{c}}$ 为已知的燃烧室出口流量、总

温和尾喷管的喉道面积而从后往前计算出的所需的尾喷管进口总压；x 为正激波处进气道截面积与进气道喉部截面积之比，若 x 小于 1，正激波冲出进气道，若 x 大于 2.1，则正激波被吸入发动机内。

式(1)实际表示进气道流量与冲压发动机的平衡。通过不断改变进气道激波位置的初猜值使 $f(x)=0$，燃烧室与从尾喷口反算的压力平衡，从而使进气道与冲压基各截面的压力与流量保持连续，进一步实现进气道与冲压发动机的匹配。

在涡轮模态，除涡轮发动机本身的平衡方程外，加入如式(2)所示平衡方程即可实现进气道及涡轮发动机的流量平衡：

$$f(x)=\frac{Q_{m2}-Q_{mfc}}{Q_{m2}} \tag{2}$$

式中：Q_{m2} 为进气道出口流量；Q_{mfc} 为风扇部件计算得到的流量。

模态转换求解需要对进气道、冲压发动机及涡轮发动机联合求解。对于超音速气流，其下游的波动并不会波及上游气体流动。因此，在实际转级过程中若发动机进口高度及马赫数一定，进口流量是一定的，不受涡轮基及冲压发动机影响：

$$Q_{min}=Q_{mt}+Q_{mr} \tag{3}$$

式中：Q_{min} 为进气道进口流量；Q_{mt} 为涡轮基流量；Q_{mr} 为冲压基流量。若进气道进口参数均匀，则冲压基及涡轮基流量与进气道调节板位置相关，均为已知量。在冲压发动机及涡轮发动机计算中，均可得到一个合理的进气道反压。2 个反压可能不同，因此，上述参数均与假设不适用。

在实际过程中，分流处已经经过了正激波，气流处于亚音速，所以进气过程应该参考传统的亚音速进气道。进气道流量取决于发动机流通能力，进口流量多则溢流，气体进入另一个流路，此时加入某一流路的气体流量作为迭代变量，即可采取式(4)求解模态转换过程：

$$\begin{cases} f(x,Q_{mt})=\dfrac{P_3-P_{3c}}{P_3} \\ f(x,Q_{mt})=\dfrac{Q_{min}-Q_{mt}-Q_{mfc}}{Q_{min}} \end{cases} \tag{4}$$

由上述分析可知，在内并联情况下，实际挡板位置仅影响总压损失系数，冲压基及涡轮基流量取决于两者的流通能力。

2 模态转换控制器设计

2.1 模态转换控制器架构设计

模态转换控制系统设计原则为尽量不改变冲压发动机及涡轮发动机原有的控制系统。因此，在决定模态转换系统架构前，先要对冲压发动机及涡轮发动机原有控制系统进行分析。

发动机的控制原理如图 2 所示。图中，δ_{PLAt} 和 δ_{PLAr} 分别为涡轮基和冲压基油门杆角度，n_{Hr} 为涡轮基高压转子期望转速，Δ_{nr} 为涡轮基期望转差，W_{ftr} 为涡轮基加力燃油流量，W_{ft} 为涡轮基主燃油流量，A_8 为涡轮基尾喷管喉部面积，F_{nt} 和 F_{nr} 为涡轮基和冲压基静推力，n_H 为涡轮基高压转子转速，Δ_n 为轮基期望转差，P_{2r} 为冲压基期望进口总压，W_{fr} 为冲压基燃油流量，A_t 为冲压基尾喷管喉部面积，T_2 和 P_2 为冲压基进口总温和总压。

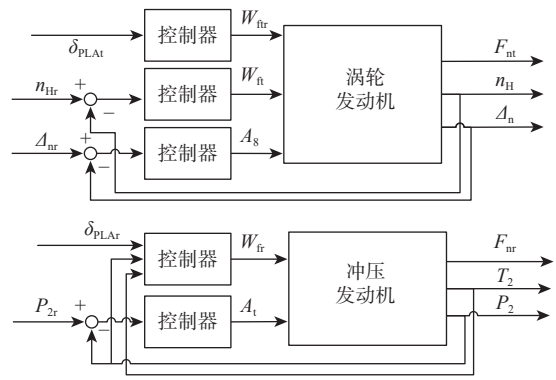


图 2 单个模态下控制原理

Fig. 2 Control principle under single mode

冲压燃烧室供油量实行开环控制，根据油门杆位置线性插值得到，其函数关系为

$$W_{fr}/P_2=f(T_2,A_t,\delta_{PLAr}) \tag{5}$$

在一定的发动机几何结构下，总温、总压和马赫数决定了某个截面流量。而在特定飞行条件下，尾喷管喉部面积决定了马赫数大小。此函数中的总温、总压及面积实际上是空气流量的衡量方式。控制规律实际作用是使冲压燃烧室的余气系数随油门杆角度线性变化，进而随油门杆角度改变发动机推力。

冲压发动机的尾喷管实行闭环控制。通过尾喷管喉部面积保证冲压发动机进口总压遵循如下函数规律：

$$A_t \rightarrow P_2=f(H,Ma) \tag{6}$$

式中：H 和 Ma 为飞行高度和马赫数。可以看到，在一定的外部条件下，控制器保证冲压发动机燃烧室进口总压恒定。在实际工作中，若忽略飞行器的影响，在一定的高度和马赫数下，进气道的进口总压是确定的。而控制系统可以保证进气道出口总压恒定，则进气道的进出口参数均可确定。此控制规律的实际作用是保证进气道工作在特定的工作状态下。此时正激波靠近喉部，因此，总压损失小；同

时，正激波距喉部有一定裕度，保证了进气道处于起动状态，并且有一定的安全裕度。

涡轮发动机的主燃油实行闭环控制，具体控制规律如下：

$$W_{\mathrm{ft}} \rightarrow n_{\mathrm{H}} = C_1 \tag{7}$$

式中：C_1 为一个常数。式(7)表明涡轮发动机主燃油通过闭环控制，保证高压转子转速在一定条件下恒定。此规律的主要作用是保证发动机的核心机工作在最大状态下，进一步保证提供足够的推力。需要说明的是，该控制规律适用于加力状态。

涡轮发动机的尾喷管喉部面积采取闭环控制，具体控制规律如下：

$$A_8 \rightarrow \Delta_{\mathrm{n}} = C_2 \tag{8}$$

式中：C_2 为一个常数。此控制规律主要意义是，通过涡轮发动机尾喷管喉部面积，保证高低压转子转差恒定，从而保证转子工况恒定。这样做主要是为保证加力燃烧不改变转子工作状态，同时避免转子出现喘振情况。

最后，涡轮发动机加力燃油控制规律如下：

$$W_{\mathrm{ftr}} = f(\delta_{\mathrm{PLAt}}) \tag{9}$$

由式(5)～式(9)可知，TBCC 发动机主要有 5 个控制量。其中，W_{fr}、W_{ftr} 这 2 个量为开环控制，其作用主要为保证发动机的推力随油门杆角度改变。A_{t}、W_{ft}、A_8 这 3 个量为闭环控制，主要控制发动机进气道裕度和转子工作在最大状态下。

在实际的模态转换过程中，主要需要保持推力恒定，因此，模态转换控制器中应该包含对推力影响大的控制量，即 W_{fr}、W_{ftr}。其他 3 个闭环控制量主要用以保证各种安全裕度，可以保持不变，减小对控制系统架构的改变。需要说明的是，本文假设发动机的推力是可以估计的，且不考虑具体的推力估计方式。

最终的模态转换控制系统架构如图 3 所示。模态转换控制器的输入为期望推力与实际推力差值，输出为冲压基燃油流量及涡轮基加力燃油流量。

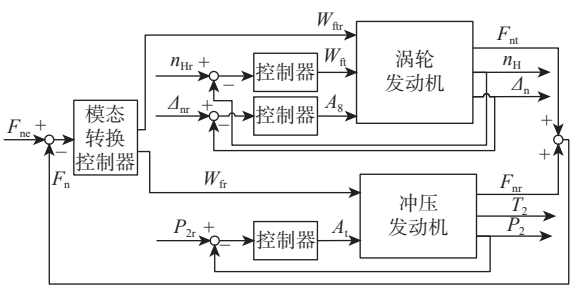


图 3　模态转换控制器结构

Fig. 3　Structure of mode transition controller

与原控制系统相比，模态转换控制时去除 2 个开环的燃油流量控制回路，改为通过模态转换控制器闭环控制，从而实现推力的恒定；同时进气道裕度及 2 个转子状态的控制回路不变，保证发动机安全工作。采取此控制结构，可以在对原控制系统最小改变的基础上，实现模态转换控制。

2.2　鲁棒保性能控制器设计

为设计控制器，需要对非线性模型进行线性化。线性化时的输入为冲压发动机燃油流量、涡轮发动机加力燃油流量；状态为涡轮基高低压转子转速；输出为总推力；采取进口马赫数来划分不同线性化稳态点。

本文采取鲁棒保性能控制方式设计控制器[15-16]，采取 LMI 工具进行求解。采取此控制器设计方式的原因是控制器可以应对模型的不确定性。而在模态转换中，不同稳态点的状态空间方程有一定差异，将其视为不确定性的一部分，则可以用一个控制器应对不同稳态点，避免了不同稳态点间的控制器插值或切换问题，简化控制系统设计流程。而 LMI 为常见的鲁棒控制器求解工具，通过把性能指标优化问题转变为一组矩阵不等式的极值问题，实现鲁棒保性能控制器的求解。

对于一组不同的稳态点，其对应的传递函数矩阵分别为 $\boldsymbol{A}_i$、$\boldsymbol{B}_i$。其不确定性表现为

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{A}_i & \boldsymbol{B}_i\end{bmatrix} = \boldsymbol{D}_i\boldsymbol{F}_i(t)\begin{bmatrix}\boldsymbol{E}_{1i} & \boldsymbol{E}_{2i}\end{bmatrix} \tag{10}$$

式中：$\boldsymbol{D}_i$、$\boldsymbol{E}_{1i}$、$\boldsymbol{E}_{2i}$ 为常数矩阵；$\boldsymbol{F}_i$ 为确定性未知矩阵，其是时变的，且 $\boldsymbol{F}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}_i \leqslant \boldsymbol{1}_{2\times 2}$。

定义二次型指标：

$$J = \int_0^{\infty}\left[\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{Q}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{u}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{R}\boldsymbol{u}\right]\mathrm{d}t \tag{11}$$

式中：$\boldsymbol{Q}$、$\boldsymbol{R}$ 为加权矩阵；$\boldsymbol{x}$ 和 $\boldsymbol{u}$ 为线性化时选择的状态和输出；t 为时间。此指标即为保性能控制中的性能指标，保性能控制器的原理即为保证在扰动下，此二次型指标最小。

对于给定的系统及性能指标，在所有的稳态点下，如果以下式(12)的优化问题有解，则此时的最优控制律为 $\boldsymbol{u}^* = \boldsymbol{W}\boldsymbol{X}^{-1}\boldsymbol{x}$。

$$\begin{cases}\min\limits_{\varepsilon,\boldsymbol{W},\boldsymbol{X},\boldsymbol{M}} \mathrm{Trace}(\boldsymbol{M}) \\ \mathrm{s.t.}\begin{bmatrix}\boldsymbol{M}_1 & \boldsymbol{M}_2 & \boldsymbol{X} & \boldsymbol{W}^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{E}_1\boldsymbol{X}+\boldsymbol{E}_2\boldsymbol{W} & -\varepsilon\boldsymbol{I} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{X} & \boldsymbol{0} & -\boldsymbol{Q}^{-1} & \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{W} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & -\boldsymbol{R}^{-1}\end{bmatrix} < \boldsymbol{0} \\ \begin{bmatrix}\boldsymbol{M} & \boldsymbol{I} \\ \boldsymbol{I} & \boldsymbol{X}\end{bmatrix} > \boldsymbol{0}\end{cases} \tag{12}$$

其中：

$$\boldsymbol{M}_1=\boldsymbol{A}_i\boldsymbol{X}+\boldsymbol{B}_i\boldsymbol{W}+(\boldsymbol{A}_i\boldsymbol{X}+\boldsymbol{B}_i\boldsymbol{W})^{\mathrm{T}}+\varepsilon\boldsymbol{D}\boldsymbol{D}^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{M}_2=(\boldsymbol{E}_{1i}\boldsymbol{X}+\boldsymbol{E}_{2i}\boldsymbol{W})^{\mathrm{T}}$$

其中，$\boldsymbol{X}$ 为对称正定矩阵；$\boldsymbol{W}$、$\boldsymbol{M}$ 为任意矩阵；ε 为大于 0 的标量。

3 变马赫数下的模态转换仿真

发动机工作状态如图 4 所示。其中，马赫数为 2.5～3 为模态转换过程，具体步骤如下。

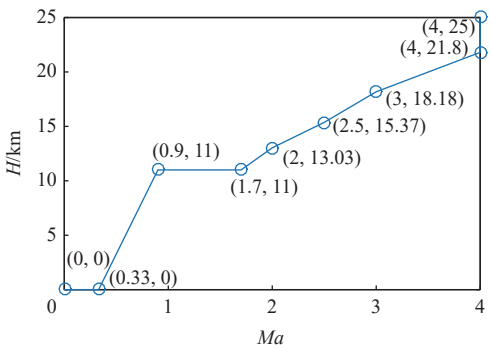


图 4 发动机工作状态示意图

Fig. 4 Schematic diagram of engine working state

步骤 1 在涡轮模态下，沿飞行轨迹至模态转换开始点。此时涡轮发动机处于射流预冷下的加力状态。冲压发动机冷态下流道打开。此时的马赫数为 2.5，飞行高度为 15.37 km。

步骤 2 冲压发动机点火，逐渐增加功率。同时涡轮发动机减小功率。逐渐向模态转换结束点移动。

步骤 3 在模态转换结束点，涡轮发动机关闭加力并逐渐节流，直至熄火。冲压发动机进一步增加功率。此时马赫数为 3，飞行高度为 18.18 km。

在模态转换过程中，存在冲压发动机和涡轮发动机共同工作提供推力的过程。在并联发动机结构下，推力会显著大于单个发动机工作情况。因此，在模态转换的步骤 2 阶段，其推力会明显大于步骤 1 和步骤 3。若步骤 1 和步骤 3 为平飞，则步骤 2 为加速过程。综上所述，有必要进行变马赫数下的模态转换仿真。

变马赫数模态转换结果如图 5 所示。0～5 s 为冲压发动机点火前，马赫数为 2.5，5 s 时冲压发动机点火，发动机进口马赫数均匀上升，25 s 时进口马赫数变为 3。

由图 5(b)可知，0～5 s 时，发动机的总推力 F_{n} 下降，由于在此阶段，为防止冲压发动机点火时正激波冲出进气道，冲压发动机喷口进行了预开，引起一定推力损失。

5 s 时，冲压发动机点火，发动机总推力 F_{n} 有瞬间的上升，但在控制器作用下迅速下降。5～25 s 时，发动机总推力在控制器作用下保持在 35 000 N 左右，最大偏差为 1 440 N，推力总的波动小于 4.2%。

在这个过程中，冲压发动机与涡扇发动机的加力燃油流量 W_{f} 变化趋势是相反的。这是由于需要

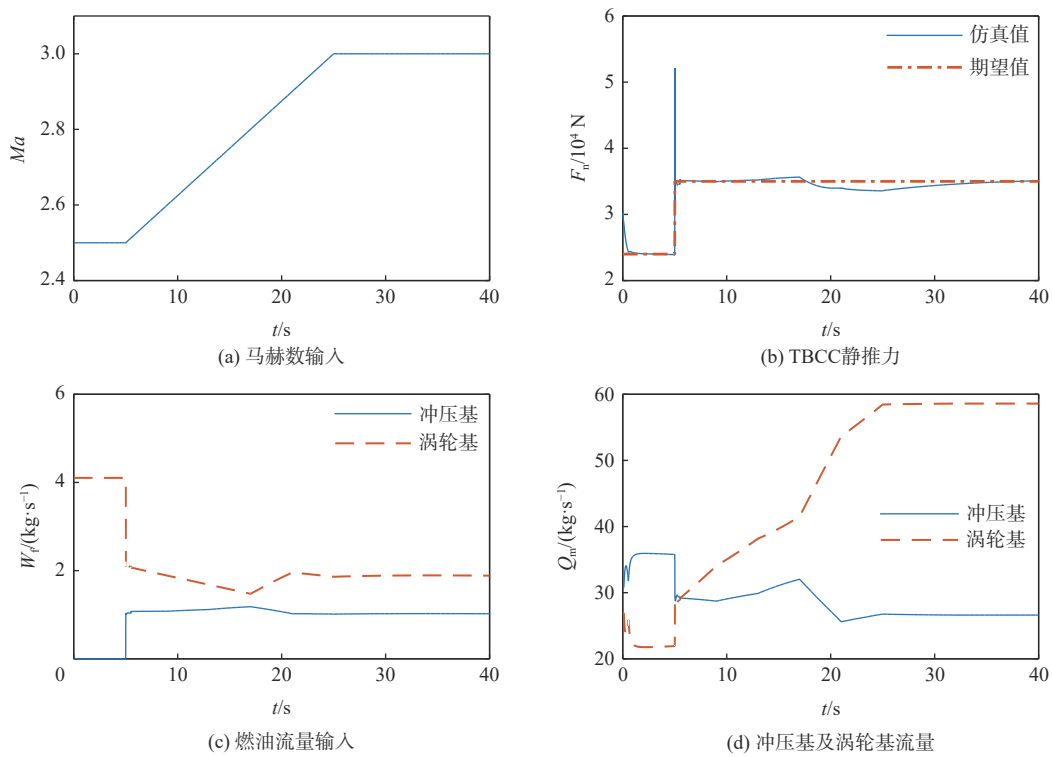


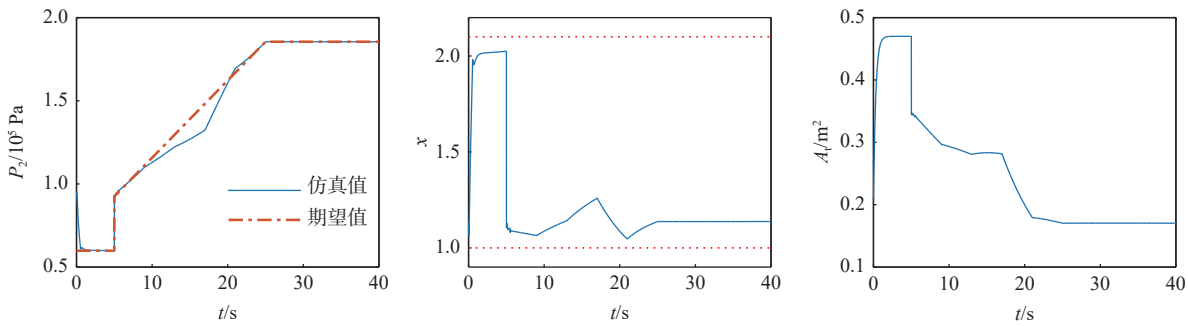
图 5 变马赫数下的模态转换仿真结果

Fig. 5 Mode transition simulation result under variable Mach number

保证总的推力为 35 000 N, 所以燃油流量变化相反, 而且由于不同马赫数下, 控制器设计的基准点不同, 因此, 5～25 s 时, 燃油流量 W_f 的变化不是单调的。

由图 5(d)可知。在马赫数为 2.5 时, 由于进口压力较低, 因此, 涡轮发动机抽吸能力更差, 此时涡轮发动机流量较小。而随着喷口预开, 涡轮发动机流量继续下降。但是随着冲压发动机点火, 其流通能力迅速下降, 流量瞬间下降。随着马赫数上升, 涡轮发动机抽吸能力迅速上升, 因此, 涡轮发动机流量迅速上升。可以看到在 5 s 前与 25 s 后, 2 个流量变化是完全相反的, 这证明了模型正确实现了进气道、冲压发动机与涡轮发动机的流量匹配。

以冲压发动机喷口面积及进气道出口压力 P_2 控制回路来说明其他未改动的控制回路如何工作, 相关仿真结果如图 6 所示。



(a) 冲压基进口总压　　(b) 进气道正激波位置　　(c) 冲压基尾喷管喉部面积

图 6　冲压发动机尾喷管回路模态转换仿真结果

Fig. 6　Simulation results of mode transition of ramjet nozzle loop

由图 6 可知, 0～5 s 时, 冲压发动机喷口进行了预开, 流通能力上升, 正激波向后移动, P_2 压力随之下降; 5 s 时, 冲压发动机点火, 流通能力迅速下降, 正激波出现向前的瞬间移动。但是由于喷口预开作用, 正激波未冲出进气道。5 s 后, 随着马赫数逐渐上升, P_2 压力的期望值也逐渐上升。在控制器作用下, 喷口逐渐减小, P_2 压力逐渐上升。25 s 后, 马赫数不再上升, P_2 压力稳定在期望值, 稳态精度优于 1%。整个过程中正激波位置均未超出 2.1 和 1.0 的限制值。

在整个模态转换过程中, 控制器均较好地实现了对 P_2 的控制, 从而控制了进气道正激波位置, 保证了进气道处于起动状态。这说明对控制系统的结构仅进行部分改变之后, 其他控制回路依然可以实现保证发动机安全工作的功能。

4　结　论

1) 本文提出一种进气道、冲压发动机及涡轮发动机的综合迭代方式, 建立了适用于控制器设计的模态转换仿真模型, 得到了对于内并联式 TBCC 发动机, 不同流道流量取决于流通能力的结果。

2) 通过对现有冲压模态及涡轮模态控制系统的分析, 本文提出一种对控制系统改变最小的模态转换控制器架构, 给出了一种基于 LMI 的模态转换控制器设计方式。

3) 对模态转换过程进行分析, 之后进行变马赫数仿真, 通过对马赫数为 2.5～3 下的模态转换进行仿真, 验证了控制系统可以在变马赫数模态转换阶段实现推力波动小于 4.2%, 同时保证发动机处于安全的工作状态。

参考文献（References）

[1] DING Y B, YUE X K, CHEN G S, et al. Review of control and guidance technology on hypersonic vehicle[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, 35(7): 1-18.

[2] AN H, LIU J X, WANG C H, et al. Disturbance observer-based antiwindup control for air-breathing hypersonic vehicles[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2016, 63(5): 3038-3049.

[3] LE D, VRNAK D, SLATER J, et al. A framework for simulating turbine-based combined-cycle inlet mode-transition[C]//Proceedings of the 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2012.

[4] LYU G L, GAO Z X, QIAN Z S, et al. Studies on unsteady mode transition of a turbine based combined cycle (TBCC) inlet with multiple movable panels[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 111: 106546.

[5] DALLE D J, DRISCOLL J F, TORREZ S M. Ascent trajectories of hypersonic aircraft: Operability limits due to engine unstart[J]. Journal of Aircraft, 2015, 52(4): 1345-1354.

[6] 宋自航, 唐海龙, 陈敏. 高超声速并联 TBCC 总体性能分析与模态转换仿真[J]. 航空发动机, 2019, 45(1): 33-39.
SONG Z H, TANG H L, CHEN M. Overall performance analysis and modal conversion simulation of hypersonic parallel TBCC[J]. Aeroengine, 2019, 45(1): 33-39(in Chinese).

[7] 张明阳, 周莉, 王占学, 等. 外并联式 TBCC 发动机模态转换性能模拟与分析[J]. 推进技术, 2018, 39(11): 2429-2437.

ZHANG M Y, ZHOU L, WANG Z X, et al. Simulation and analysis of mode transition performance for an over-under TBCC engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(11): 2429-2437(in Chinese).

[8] 张明阳, 王占学, 刘增文, 等. Mach 4 一级内并联式 TBCC 发动机模态转换性能分析[J]. 推进技术, 2017, 38(2): 315-322.
ZHANG M Y, WANG Z X, LIU Z W, et al. Analysis of mode transition performance for a Mach 4 over-under TBCC engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(2): 315-322(in Chinese).

[9] CSANK J, STUEBER T. A turbine based combined cycle engine inlet model and mode transition simulation based on HiTECC tool[C]//Proceedings of the 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2012.

[10] QIU X J, SU W S, TANG Y T. The mode switch control research of small-type parallel TBCC engine based on SQP method[C]//Proceedings of the AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Reston: AIAA, 2015.

[11] 聂聆聪, 李岩, 戴冬红, 等. 涡轮冲压组合发动机模态转换多变量控制研究[J]. 推进技术, 2017, 38(5): 968-974.
NIE L C, LI Y, DAI D H, et al. Study on mode transition multi-variable control for turbine-based combined cycle engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(5): 968-974(in Chinese).

[12] 刘君, 袁化成, 郭荣伟. 内并联式 TBCC 进气道模态转换过程流动特性分析[J]. 宇航学报, 2016, 37(4): 461-469.
LIU J, YUAN H C, GUO R W. Analysis of over/under TBCC inlet mode transition flow characteristic[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(4): 461-469(in Chinese).

[13] YU H F, GUO Y Q. Modeling and simulation of parallel TBCC aircraft/engine integrated system[C]//Proceedings of the 39th Chinese Control Conference. Piscataway: IEEE Press, 2020: 6899-6903.

[14] 王伟. 冲压发动机建模及参数测量方案研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2012: 13-18.
WANG W. Modeling and parameter measurement scheme research of ramjet engine[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2012: 13-18(in Chinese).

[15] 麻莉莉, 马静. 基于 LMI 的航空发动机鲁棒弹性保性能控制[J]. 测控技术, 2014, 33(5): 90-93.
MA L L, MA J. Robust and resilient guaranteed cost control of aero-engine based on LMI[J]. Measurement & Control Technology, 2014, 33(5): 90-93(in Chinese).

[16] 张海波, 孙立国, 孙健国. 直升机/涡轴发动机综合系统鲁棒抗扰控制设计[J]. 航空学报, 2010, 31(5): 883-892.
ZHANG H B, SUN L G, SUN J G. Robust disturbance rejection control design for integrated helicopter system/turbo-shaft engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(5): 883-892(in Chinese).

Mode transition control of over-under TBCC under variable Mach number

YU Huafeng, GUO Yingqing*, WANG Jiamei

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: With the development of hypersonic technology, turbine-based combined cycle (TBCC) engines have received much attention. Mode transition is one of the obstacles that restrict the application of TBCC engines. Therefore, it is necessary to study the control methods in this process. First, a model synthesis method was proposed, which realized the comprehensive iteration of a one-dimensional inlet, ramjet, and turbine engine. A TBCC model suitable for control system design was constructed based on the MATLAB/Simulink environment. Then, the single mode control system was analyzed, and a mode transition controller structure was proposed following the principle of minimal modification. The controller design method was developed by linear matrix inequality (LMI) tool. Finally, the significance of variable Mach number simulation was illustrated. The control system was verified by mode transition simulation at Mach number of 2.5–3. The simulation result shows that the control system can ensure the safety of TBCC engines, and the thrust fluctuation is less than 4.2% in the variable Mach number mode transition stage.

Keywords: turbine-based combined cycle engine; mode transition; variable Mach number; control system design; multi-variable control

Received: 2022-10-04; **Accepted**: 2023-01-05; **Published Online**: 2023-02-08 08:50

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230207.1602.001

Foundation item: National Science and Technology Major Project (J2019-V-0003-0094)

* **Corresponding author**. E-mail: yqguo@nwpu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0856

基于可达区在线预测的GPI中制导协同拦截策略

王鹏[1]，赵石磊[1,2]，陈万春[1,*]
(1. 北京航空航天大学 宇航学院，北京 100191；2. 北京控制与电子技术研究所，北京 100038)

摘 要：针对临近空间高超声速滑翔目标防御中存在目标机动能力强、机动意图不明确的问题，提出一种基于可达区在线预测的滑翔段拦截器(GPI)中制导协同拦截策略。基于滑翔弹道解析解给出针对目标横程机动的可达区在线预测方法。利用多项式拟合和反向传播(BP)神经网络给出GPI标控弹道的纵程可达区在线预测方法，并利用弹道解析解进一步给出拦截弹的横程可达区在线预测方法。通过对目标和拦截弹可达区在线预测，引入多弹协同思想，实现拦截弹可达区对目标可达区的覆盖，完成协同拦截策略的设计。拦截仿真分析表明：所提协同拦截策略可有效应对目标的倾侧反转机动。

关 键 词：滑翔段拦截器；滑翔机动解析解；可达区在线预测；协同拦截策略；可达区覆盖
中图分类号：V448.232; TJ765.3
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3463-14

高超声速滑翔飞行器具有发现难、探测难、跟踪难、拦截难等特点[1]，对现有导弹防御体系提出了新的挑战[2]。而高超声速滑翔飞行器在滑翔段飞行时间最长，可拦截区间最宽。因此，目前各国都在加速研制滑翔段拦截器，美国在其中占领先机，先后提出滑翔破坏者和滑翔段拦截器(glide phase interceptor, GPI)等滑翔段拦截器概念[3]。

目前，国内针对滑翔段拦截的研究还在起步阶段。文献[1]分析了高抛再入和高抛滑翔2种拦截模式的优缺点，相比高抛滑翔，高抛再入的技术难度小，飞行环境较为简单。文献[4]研究了拦截中末交班的导引头视场角优化问题，分析出针对临近空间高超声速目标，采用高抛再入弹道有利于增加导引头探测距离。文献[5]基于高抛弹道，利用最优控制原理，通过设置虚拟命中点，设计了可满足中末交班约束的中制导律。文献[6]通过分段抛物线拟合生成标准弹道族，给出了拦截滑翔目标时发射诸元的快速计算方法。上述研究均在目标弹道真实可知的前提下开展，但在实际作战过程中，拦截方无法获知目标真实弹道，需要对目标弹道进行预报。然而滑翔目标飞行时间长，机动不可预知，为制定合适的拦截策略，需要对目标的可达区进行在线预测。高超声速滑翔飞行器有较强的横程机动能力，目前主要求解其可达区的方法有轨迹优化、再入走廊规划、常倾侧角和近似椭圆拟合[7-8]。此外，为保证求解速度，可达区的解析解受到了越来越多的关注。文献[9]基于平衡滑翔假设和最大横程的埃格斯解求解出目标最大纵程和横程终点坐标，再通过椭圆近似的方法求解出可达区。但上述预测方法计算量大或解析解精度低，无法满足高精度在线预测的要求。由于拦截弹实施机动修正时间有限，而滑翔目标可持续进行横程机动突防，单枚拦截弹的覆盖范围有限，往往难以与目标形成交汇条件，因而多弹协同拦截成为重要的解决途径[10-12]。文献[13]针对大气层中段反导问题，通过深度学习方法，利用拦截弹的飞行状态和基础参数预测当前拦截弹的拦截范围，基于可达区覆盖和深度强化学习生成拦截策略，完成协同拦截任务。文献[14]针对高超声速目标，将协同拦截问题转化为可达区覆盖问题，提出了分时协同和同时

收稿日期：2022-10-30；录用日期：2023-02-10；网络出版时间：2023-03-15 14:07
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230314.1506.001
*通信作者. E-mail：wanchun_chen@buaa.edu.cn

引用格式：王鹏，赵石磊，陈万春. 基于可达区在线预测的GPI中制导协同拦截策略[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(11)：3463-3476. WANG P，ZHAO S L，CHEN W C. Cooperative interception strategy for midcourse guidance of GPI based on online prediction of reachable area[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(11)：3463-3476 (in Chinese).

协同拦截方法，实现了对目标的有效拦截。文献[15]针对机动目标，在多领导者-多跟随者模式下设计了多飞行器协同拦截的分布式协同围捕制导律，完成了对目标的协同拦截。但上述研究主要针对末制导段的协同拦截，关于中制导段的协同拦截策略研究较少。

针对上述问题，本文提出一种基于可达区在线预测的反临近空间高超声速滑翔目标的中制导协同拦截策略。首先，利用滑翔弹道解析解给出了目标横程机动的可达区在线预测方法。其次，利用多项式拟合和反向传播(back propagation, BP)神经网络给出了GPI标控弹道的纵程可达区在线预测方法，并利用弹道解析解给出了横程可达区。最后，基于目标及拦截弹在线预测的可达区完成了拦截弧段及发射诸元的计算，设计了协同拦截策略具体流程。为验证该拦截策略的有效性，进行了单弹拦截和多弹协同拦截的仿真分析，仿真结果表明，相比单弹拦截，本文策略可有效应对目标的倾侧反转机动，实现对目标的有效拦截。

1 基于解析解的高超声速滑翔目标可达区在线预测方法

1.1 高超声速滑翔飞行器运动模型

基于航迹坐标系，滑翔飞行器三自由度质点运动学和动力学方程为

$$\begin{cases}\dot{\lambda}=V\cos\gamma\sin\psi/(r\cos\phi)\\ \dot{\phi}=V\cos\gamma\cos\psi/r\\ \dot{H}=V\sin\gamma\\ \dot{V}=-D/m-g\sin\gamma\\ \dot{\gamma}=\dfrac{1}{V}\left(\dfrac{L\cos\sigma}{m}-g\cos\gamma+\dfrac{V^2}{r}\cos\gamma+\right.\\ \quad 2V\omega_{\mathrm{e}}\cos\phi\sin\psi+\omega_{\mathrm{e}}^2 r\cos^2\phi\cos\gamma+\\ \quad \left.\omega_{\mathrm{e}}^2 r\sin\phi\cos\phi\sin\gamma\cos\psi\right)\\ \dot{\psi}=\dfrac{1}{V}\left(\dfrac{L\sin\sigma}{m\cos\gamma}+\dfrac{V^2}{r}\cos\gamma\sin\psi\tan\phi+2V\omega_{\mathrm{e}}\sin\phi-\right.\\ \quad \left.2V\omega_{\mathrm{e}}\cos\phi\tan\gamma\cos\psi+\omega_{\mathrm{e}}^2 r\sin\phi\cos\phi\sin\psi/\cos\gamma\right)\end{cases}\tag{1}$$

式中：r、λ、ϕ、H、V、γ和ψ分别为飞行器的地心距、经度、纬度、高度、速度、弹道倾角和航向角；m为飞行器质量；L和D分别为飞行器的升力和阻力；g为重力加速度；σ为飞行器的倾侧角；ω_{e}为地球自转角速度。航迹坐标系原点O在飞行器质心M上，x_k轴指向飞行器相对地球表面的相对速度矢量方向，y_k轴在包含x_k轴的铅垂平面内，垂直于x_k轴向上，z_k由右手法则确定。

目标飞行器模型采用文献[16]中的高升阻比通用飞行器(common aero vehicle, CAV)，其最大升阻比达3.5，质量为907 kg，参考面积S_{ref}为0.483 9 m^2，升力系数和阻力系数可分别用线性函数和二次函数拟合如下[17]：

$$\begin{cases}C_L=0.046\,75\alpha-0.105\,68\\ C_D=0.000\,508\alpha^2+0.004\,228\alpha+0.016\,1\end{cases}\tag{2}$$

式中：α为攻角。

1.2 可达区在线预测方法

1.2.1 基于解析解的滑翔弹道预报

由于地球旋转使得再入滑翔飞行器的动力学模型中含有大量的非线性项，所以处理起来非常困难。因此，建立参考地心惯性(auxiliary geocentric inertial, AGI)坐标系以处理考虑地球旋转的飞行器动力学问题[18]。AGI坐标系原点位于地心，$\tilde{x}_{\mathrm{e}}$轴指向当前时刻飞行器的位置，$\tilde{y}_{\mathrm{e}}$轴垂直$\tilde{x}_{\mathrm{e}}$轴且位于包含飞行器初始位置矢量和速度矢量的广义赤道面上。加“～”的变量均为在AGI坐标系下的广义变量。为描述飞行器状态，建立地心赤道旋转(geocentric equatorial rotating, GER)坐标系，x_{e}轴通过0°经线与赤道的交点，z_{e}轴垂直于地球赤道平面，指向北极点，y_{e}轴在地球赤道平面内且与x_{e}轴垂直。为描述拦截弹状态，建立当地北天东(north-up-east, NUE)坐标系，当地北天东坐标系的原点O在飞行器质心M上，x_{d}轴指向当地北向，y_{d}轴铅垂向上，z_{d}轴指向当地东向。上述坐标系关系如图1所示。

由于AGI是惯性坐标系，在此坐标系下描述飞行器运动不需要考虑地球自转，但相应的飞行器运动参数不再是原物理意义上的参数，此时飞行器的速度为相对惯性空间的绝对速度，而非相对旋转地

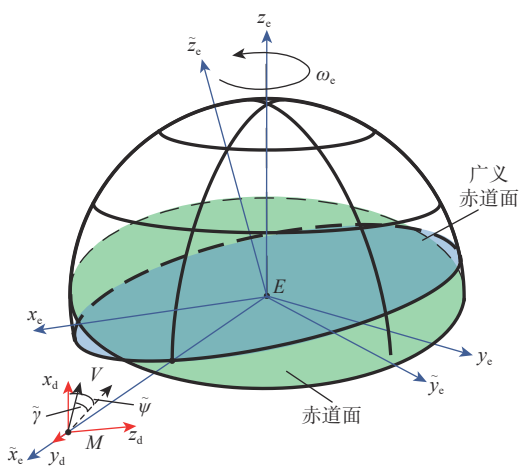


图1 坐标系关系

Fig. 1 Relationship between coordinate systems

球的相对速度, 气动参数则为补偿地球自转影响后的等效气动参数, 因此, 需要计算广义升力、阻力和倾侧角[18]。此外, 在每个预报周期内, 需要根据飞行器的当前状态对 AGI 坐标系进行更新, 以减小时间增长而积累的误差。

再入滑翔飞行器在纵平面的飞行走廊很窄, 在各类约束的限制下, 为保证飞行的可靠性, 其需要尽量使自身达到平衡滑翔状态。平衡滑翔是指飞行器在无动力滑翔的过程中, 纵平面内升力分量、重力和离心力达到平衡, 即

$$\tilde{L}\cos\tilde{\sigma}-m\left(g-\frac{\tilde{V}^2}{R_{\mathrm{e}}+\tilde{H}}\right)\cos\tilde{\gamma}\approx 0 \tag{3}$$

式中: R_{e} 为地球半径。

此时, 飞行器的弹道倾角及其变化率都很小, 可以近似为 0, 则有 $\sin\tilde{\gamma}\approx 0$, $\cos\tilde{\gamma}\approx 1$。由 $\sin\tilde{\gamma}\approx 0$ 可知, 飞行器的高度变化也很小, 地心距可视为常值, 引入过程变量 $R^*\approx R_{\mathrm{e}}+\tilde{H}$。设滑翔飞行器的广义升阻比为 $\tilde{k}$, 则阻质比为

$$\frac{\tilde{D}}{m}=\frac{\tilde{L}}{\tilde{k}m}=\frac{\cos\tilde{\gamma}\left(gR^*-\tilde{V}^2\right)}{\tilde{k}R^*\cos\tilde{\sigma}}=\frac{\cos\tilde{\gamma}\left(gR^*-\tilde{V}^2\right)}{\tilde{k}_1R^*}\approx\frac{gR^*-\tilde{V}^2}{\tilde{k}_1R^*} \tag{4}$$

式中: $\tilde{k}_1=\tilde{k}\cos\tilde{\sigma}$。

将式 (4) 代入广义速度的微分方程可得

$$\frac{\mathrm{d}\tilde{V}}{\mathrm{d}t}=\frac{\tilde{V}^2-gR^*}{\tilde{k}_1R^*} \tag{5}$$

对式 (5) 进行积分, 可得 t 时刻的目标飞行器速度为

$$\tilde{V}=\frac{2\sqrt{gR^*}}{1-\dfrac{\tilde{V}_0-\sqrt{gR^*}}{\tilde{V}_0+\sqrt{gR^*}}\exp\left[\dfrac{2}{\tilde{k}_1}\sqrt{\dfrac{g}{R^*}}(t-t_0)\right]}-\sqrt{gR^*} \tag{6}$$

式中: t_0 为预报时刻; $\tilde{V}_0$ 为预报时刻目标飞行器的绝对速度, 可根据 GER 坐标系下的初始速度、弹道倾角等计算得到

$$\tilde{V}_0=\left[V_0^2+2V_0\omega_{\mathrm{e}}(R_{\mathrm{e}}+H_0)\cos\phi_0\sin\psi_0\cos\gamma_0+\omega_{\mathrm{e}}^2(R_{\mathrm{e}}+H_0)^2\cos^2\phi_0\right]^{\frac{1}{2}} \tag{7}$$

将 $\tilde{L}=\rho\tilde{V}^2S_{\mathrm{ref}}C_l/2$ 代入式 (3) 可得, 为保持平衡滑翔状态, 大气密度 ρ 需要满足:

$$\rho\approx\frac{m}{S_{\mathrm{ref}}}\cdot\frac{2\left(g-\tilde{V}^2/R^*\right)}{\tilde{V}^2C_l\cos\sigma} \tag{8}$$

而大气密度可表示为如下关于高度的指数函数形式:

$$\rho=\rho_0\exp\left(-\beta_{\mathrm{h}}\tilde{H}\right) \tag{9}$$

式中: β_{h} 为常数。

由式 (8) 和式 (9) 可得高度 $\tilde{H}$ 关于速度 $\tilde{V}$ 的导数为

$$\frac{\mathrm{d}\tilde{H}}{\mathrm{d}\tilde{V}}=\frac{\mathrm{d}\tilde{H}}{\mathrm{d}\rho}\cdot\frac{\mathrm{d}\rho}{\mathrm{d}\tilde{V}}=\frac{2g}{\beta_{\mathrm{h}}\tilde{V}\left(g-\tilde{V}^2/R^*\right)} \tag{10}$$

对式 (10) 进行积分可得 t 时刻的目标飞行器的高度为

$$\tilde{H}=\tilde{H}_0+\frac{2}{\beta_{\mathrm{h}}}\left(\ln\left(\frac{\tilde{V}}{\tilde{V}_0}\right)-\frac{1}{2}\ln\left(\frac{\tilde{V}^2-gR^*}{\tilde{V}_0^2-gR^*}\right)\right) \tag{11}$$

基于文献 [18] 的滑翔弹道解析解, 飞行器的广义纵程、横程及航向角的预报如下:

$$\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_0\right)=\tilde{x}_{\mathrm{D0}}+\tilde{k}_1\frac{R^*}{2}\ln\left(\frac{2\tilde{E}+\mu/R^*}{2\tilde{E}_0+\mu/R^*}\right) \tag{12}$$

$$\tilde{x}_{\mathrm{C}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_0\right)=\tilde{x}_{\mathrm{C0}}\cos\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_0\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)+R_{\mathrm{e}}\left(\frac{\pi}{2}-\tilde{\psi}_0\right)\sin\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_0\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)+R_{\mathrm{e}}\int_{\tilde{E}_0}^{\tilde{E}}\frac{\tilde{k}_2}{2\tilde{x}_E+2\mu/R^*}\sin\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_0\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)\mathrm{d}\tilde{x}_E \tag{13}$$

$$\tilde{\psi}\left(\tilde{E},\tilde{E}_0\right)=\tilde{\psi}_0+\frac{1}{R_{\mathrm{e}}}\tilde{x}_{\mathrm{C0}}\sin\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_0\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)-\left(\frac{\pi}{2}-\tilde{\psi}_0\right)\cos\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_0\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)-\int_{\tilde{E}_0}^{\tilde{E}}\frac{\tilde{k}_2}{2\tilde{x}_E+2\mu/R^*}\cos\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_0\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)\mathrm{d}\tilde{x}_E \tag{14}$$

式中: $\tilde{x}_{\mathrm{D0}}$ 和 $\tilde{x}_{\mathrm{C0}}$ 分别为开始预报时刻目标飞行器的纵程和横程; μ 为地球引力常数; $\tilde{\psi}_0$ 为开始预报时刻目标飞行器在 AGI 坐标系中的航向角; 由 AGI 坐标系的定义可知, $\tilde{x}_{\mathrm{D0}}=0$, $\tilde{x}_{\mathrm{C0}}=0$, $\tilde{\psi}_0=\pi/2$; $\tilde{k}_2=\tilde{k}\sin\tilde{\sigma}$; $\tilde{E}$ 为飞行器的广义比能, $\tilde{E}_0$ 为其在开始预报时刻的值, 比能 $\tilde{E}$ 可根据速度的解析解计算得到:

$$\tilde{E}=\tilde{V}^2/2-\mu/R^* \tag{15}$$

1.2.2　横程机动可达区预测

高超声速滑翔飞行器可以通过倾侧反转进行大范围的横程机动, 为制定拦截策略, 需要分析其最大的横程机动范围, 即横程机动可达区。设目标倾侧时刻为 t_{rev}, 倾侧反转点广义比能为 $\tilde{E}_{\mathrm{rev}}$, 由于目标中途进行了倾侧反转, 其横程解析解为分段函数的形式。由式 (13) 和式 (14) 可得, 倾侧反转时刻目标飞行器的横程和航向角为

$$\tilde{x}_{\mathrm{C}}\left(\tilde{E}_{\mathrm{rev}},\tilde{E}_0\right)=\tilde{x}_{\mathrm{C0}}\cos\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E}_{\mathrm{rev}},\tilde{E}_0\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)+R_{\mathrm{e}}\left(\frac{\pi}{2}-\tilde{\psi}_0\right)\sin\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E}_{\mathrm{rev}},\tilde{E}_0\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)+R_{\mathrm{e}}\int_{\tilde{E}_0}^{\tilde{E}_{\mathrm{rev}}}\frac{\tilde{k}_2}{2\tilde{x}_E+2\mu/R^*}\sin\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E}_{\mathrm{rev}},\tilde{E}_0\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)\mathrm{d}\tilde{x}_E \tag{16}$$

$$\tilde{\psi}\left(\tilde{E}_{\mathrm{rev}},\tilde{E}_0\right)=\frac{\pi}{2}+\frac{1}{R_{\mathrm{e}}}\tilde{x}_{\mathrm{C0}}\sin\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E}_{\mathrm{rev}},\tilde{E}_0\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)-\left(\frac{\pi}{2}-\tilde{\psi}_0\right)\cos\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E}_{\mathrm{rev}},\tilde{E}_0\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)-\int_{\tilde{E}_0}^{\tilde{E}_{\mathrm{rev}}}\frac{\tilde{k}_2}{2\tilde{x}_E+2\mu/R^*}\cos\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E}_{\mathrm{rev}},\tilde{E}_0\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)\mathrm{d}\tilde{x}_E \tag{17}$$

目标进行倾侧反转机动后($\tilde{E}<\tilde{E}_{\mathrm{rev}}$)的横程表达式$\tilde{x}_{\mathrm{C}}^{\mathrm{rev}}$为

$$\tilde{x}_{\mathrm{C}}^{\mathrm{rev}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_{\mathrm{rev}},\tilde{E}_0\right)=\tilde{x}_{\mathrm{C,rev}}\cos\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_{\mathrm{rev}}\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)+R_{\mathrm{e}}\left(\frac{\pi}{2}-\tilde{\psi}_{\mathrm{rev}}\right)\sin\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_{\mathrm{rev}}\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)-R_{\mathrm{e}}\int_{\tilde{E}_{\mathrm{rev}}}^{\tilde{E}}\frac{\tilde{k}_2}{2\tilde{x}_E+2\mu/R^*}\sin\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E},\tilde{x}_E\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)\mathrm{d}\tilde{x}_E=\tilde{x}_{\mathrm{C0}}\cos\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_0\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)+R_{\mathrm{e}}\left(\frac{\pi}{2}-\tilde{\psi}_0\right)\sin\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_0\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)+R_{\mathrm{e}}\int_{\tilde{E}_0}^{\tilde{E}}\frac{\tilde{k}_2}{2\tilde{x}_E+2\mu/R^*}\sin\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E},\tilde{x}_E\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)\mathrm{d}\tilde{x}_E-2R_{\mathrm{e}}\int_{\tilde{E}_{\mathrm{rev}}}^{\tilde{E}}\frac{\tilde{k}_2}{2\tilde{x}_E+2\mu/R^*}\sin\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E},\tilde{x}_E\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)\mathrm{d}\tilde{x}_E=\tilde{x}_{\mathrm{C}}^{\mathrm{norev}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_0\right)+\Delta\tilde{x}_{\mathrm{C}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_{\mathrm{rev}}\right) \tag{18}$$

式中：$\tilde{x}_{\mathrm{C}}^{\mathrm{norev}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_0\right)$为利用式(13)计算得到的不考虑倾侧反转时的横程；$\Delta\tilde{x}_{\mathrm{C}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_{\mathrm{rev}}\right)$为倾侧反转造成的横程修正量，表达式为

$$\Delta\tilde{x}_{\mathrm{C}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_{\mathrm{rev}}\right)=-2R_{\mathrm{e}}\int_{\tilde{E}_{\mathrm{rev}}}^{\tilde{E}}\frac{\tilde{k}_2}{2\tilde{x}_E+2\mu/R^*}\sin\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E},\tilde{x}_E\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)\mathrm{d}\tilde{x}_E \tag{19}$$

同理可得，考虑倾侧反转时航向角的表达式为

$$\tilde{\psi}^{\mathrm{rev}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_{\mathrm{rev}},\tilde{E}_0\right)=\tilde{\psi}^{\mathrm{norev}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_0\right)+\Delta\tilde{\psi}\left(\tilde{E},\tilde{E}_{\mathrm{rev}}\right) \tag{20}$$

式中：

$$\Delta\tilde{\psi}\left(\tilde{E},\tilde{E}_{\mathrm{rev}}\right)=2\int_{\tilde{E}_0}^{\tilde{E}}\frac{\tilde{k}_2}{2\tilde{x}_E+2\mu/R^*}\cos\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E},\tilde{x}_E\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)\mathrm{d}\tilde{x}_E \tag{21}$$

以上给出了存在一次倾侧反转情况下目标横程的表达式，上述结果可推广到存在多次倾侧反转的情况。假设存在n个倾侧反转点且满足$\tilde{E}<\tilde{E}_n<\tilde{E}_{n-1}<\cdots<\tilde{E}_1<\tilde{E}_0$，则横程和航向角的解析解为

$$\tilde{x}_{\mathrm{C}}^{\mathrm{rev}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_n,\cdots,\tilde{E}_1,\tilde{E}_0\right)=\tilde{x}_{\mathrm{C}}^{\mathrm{norev}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_0\right)+\sum_{i=1}^{n}(-1)^{i+1}\Delta\tilde{x}_{\mathrm{C}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_i\right) \tag{22}$$

$$\tilde{\psi}^{\mathrm{rev}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_n,\cdots,\tilde{E}_1,\tilde{E}_0\right)=\tilde{\psi}^{\mathrm{norev}}\left(\tilde{E},\tilde{E}_0\right)+\sum_{i=1}^{n}(-1)^{i+1}\Delta\tilde{\psi}\left(\tilde{E},\tilde{E}_i\right) \tag{23}$$

对式(21)进行代数运算，可得预报终端t_{f}时刻的横程为

$$\tilde{x}_{\mathrm{C}}^{\mathrm{rev}}\left(\tilde{E}_{\mathrm{f}},\tilde{E}_n,\cdots,\tilde{E}_1,\tilde{E}_0\right)=\tilde{x}_{\mathrm{C}}^{\mathrm{norev}}\left(\tilde{E}_{\mathrm{f}},\tilde{E}_0\right)+\sum_{i=1}^{n}(-1)^{i+1}\Delta\tilde{x}_{\mathrm{C}}\left(\tilde{E}_{\mathrm{f}},\tilde{E}_i\right)=\tilde{x}_{\mathrm{C}}^{\mathrm{norev}}\left(\tilde{E}_{\mathrm{f}},\tilde{E}_0\right)-2R_{\mathrm{e}}\sum_{k=1}^{\lfloor(n+1)/2\rfloor}\int_{\tilde{E}_{2k-1}}^{\tilde{E}_{2k}}\frac{\tilde{k}_2}{2\tilde{x}_E+2\mu/R^*}\sin\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E}_{\mathrm{f}},\tilde{x}_E\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)\mathrm{d}\tilde{x}_E \tag{24}$$

式中：$\tilde{E}_{n+1}=\tilde{E}_{\mathrm{f}}$。由于$\tilde{x}_{\mathrm{C}}^{\mathrm{norev}}\left(\tilde{E}_{\mathrm{f}},\tilde{E}_0\right)$的值与倾侧反转点无关，横程的大小主要由式(23)中的第2项决定，因此，由式(23)易知，不进行倾侧反转时横程最大，其值为

$$\tilde{x}_{\mathrm{C,max}}^{\mathrm{rev}}=\tilde{x}_{\mathrm{C}}^{\mathrm{norev}}\left(\tilde{E}_{\mathrm{f}},\tilde{E}_0\right) \tag{25}$$

只在初始时刻t_0进行一次倾侧反转时横程最小，其值为

$$\tilde{x}_{\mathrm{C,min}}^{\mathrm{rev}}=\tilde{x}_{\mathrm{C}}^{\mathrm{norev}}\left(\tilde{E}_{\mathrm{f}},\tilde{E}_0\right)-2R_{\mathrm{e}}\int_{\tilde{E}_0}^{\tilde{E}_{\mathrm{f}}}\frac{\tilde{k}_2}{2\tilde{x}_E+2\mu/R^*}\sin\left(\frac{\tilde{x}_{\mathrm{D}}\left(\tilde{E}_{\mathrm{f}},\tilde{x}_E\right)}{R_{\mathrm{e}}}\right)\mathrm{d}\tilde{x}_E=\tilde{x}_{\mathrm{C}}^{\mathrm{norev}}\left(\tilde{E}_{\mathrm{f}},\tilde{E}_0\right)+\Delta\tilde{x}_{\mathrm{C}}\left(\tilde{E}_{\mathrm{f}},\tilde{E}_0\right) \tag{26}$$

根据上述结果可以得到预报终端时刻t_{f}对应的高超声速滑翔目标的实时横程机动可达区。本文将目标最大横程与最小横程所对应的位置的连线看作此预报终端时刻的横程机动可达区。

1.2.3 可达区预测精度校验

首先，验证弹道预报的精度。目标飞行器沿4个不同的方向(东、南、西、北)再入，其他初始条件如表1所示。

表1 目标飞行器再入初始参数

Table 1 Target vehicle reentry initial parameters

λ_0/(°)	H_0/km	γ_0/(°)	α_0/(°)	ϕ_0/(°)	V_0/(m·s^{-1})	ψ_0/(°)	σ_0/(°)
0	80	0	10	40	6 500	90,0,−90,−180	40

弹道预报从目标飞行时刻为500 s时开始，此时目标已进行平衡滑翔阶段。预报时，考虑目标在飞行时刻为1 000 s时进行倾侧反转，预报的结果曲线如图2所示。可以看出，由于受地球自转的影响，目标飞行器沿不同射向再入的轨迹有很大不

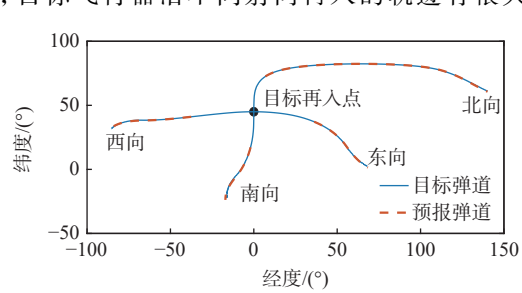


图2 目标弹道曲线

Fig. 2 Target trajectory

同, 但本文给出的解析弹道预报方法仍具有较高的预报精度。以东向再入弹道为例, 预报弹道在 1 000 s 的高度和速度误差分别为 520.698 3 m 和 8.125 1 m/s。

图 3 为目标东向再入弹道的可达区。可知, 随着预报终端时刻的增加, 目标的横程机动可达区的范围逐渐扩大。预报终端时刻的目标可达区并不是一条直线, 但采用目标最大横程与最小横程所对应位置的连线近似预测横程机动可达区并不会带来太大的误差。因此, 基于解析解的横程机动可达区预测方法有效。

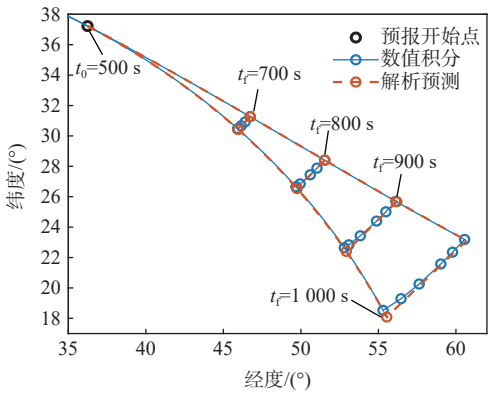


图 3　东向再入弹道的横程机动可达区

Fig. 3　Transverse range manoeuvre reachable area of east reentry trajectory

2　拦截弹可达区在线计算方法

2.1　拦截弹建模

根据网上公开资料进行测绘反设计, 绘制如图 4 所示的 GPI 外形图。拦截弹弹长为 6.580 m, 弹径为 0.533 m。弹体由三级助推器和动能拦截器组成, GPI 质量推力参数如表 2 所示, 推力曲线如图 5 所示。其中, 第 3 级为双脉冲发动机, 具备发动机点火时机可调、弹道整形能量强的优点, 已应用于各种飞行器。

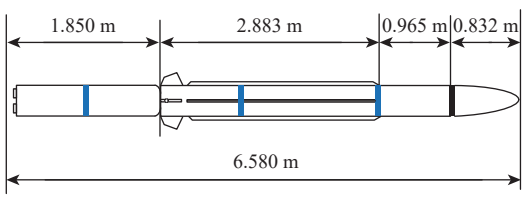


图 4　GPI 外形图

Fig. 4　GPI outline drawing

表 2　GPI 质量推力参数

Table 2　GPI mass and thrust parameters

级数	总质量/kg	燃料质量/kg	推力/kN	工作时间/s
1	2000	329.75	140	6
2	1 600	180.0	60.059	8
		520.0	39.665	35
3	700	250.0	23.423	20
		250.0	23.423	20

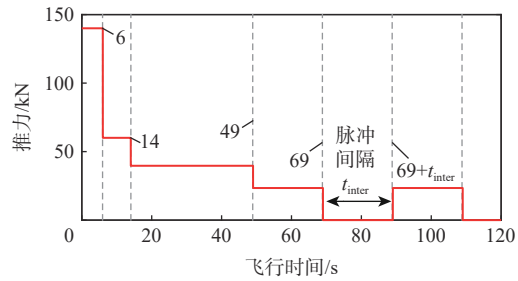


图 5　GPI 推力示意图

Fig. 5　Schematic diagram of GPI thrust

2.2　标控弹道纵程可达区的构建

标控弹道指拦截弹沿某一给定的标称控制规律飞行的轨迹。影响拦截弹弹道的因素有: ①发射方位角, 决定拦截弹纵程射面; ②助推段制导方案, 决定拦截弹在射面内的弹道形状。

对双脉冲拦截弹而言, 为方便弹道设计, 引入弹道调节项可以将复杂的助推段制导方案设计转化为对某些特定参数的调节。由于滑翔飞行器飞行高度较低, 拦截弹的弹道设计为高抛再入形式。在拦截弹标准弹道设计中, 主要通过第 1 级和第 2 级实现转弯, 第 3 级采用零攻角控制。其中, 第 2 级采用广义标控脱靶量 (generalized nominal effort miss, GNEM) 解析制导方法[19], 该方法以标准控制指令飞行所得弹道的终端状态与约束之间的偏差作为一种脱靶量, 相比零控脱靶量 (zero effort miss, ZEM), GNEM 更真实地反映了系统的动力学特性, 对弹道的预测更加合理和准确, 有效提高了制导指令的反馈修正效率。GNEM 制导方法与 ZEM 方法对比如图 6 所示。选取第 2 级终端弹道倾角 γ_{2f} 作为拦截弹的弹道调节项。同时, 由于第 3 级脉冲间隔时间 t_{inter} 对弹道形状也有很大影响, 将其作为另一个弹道调节项。

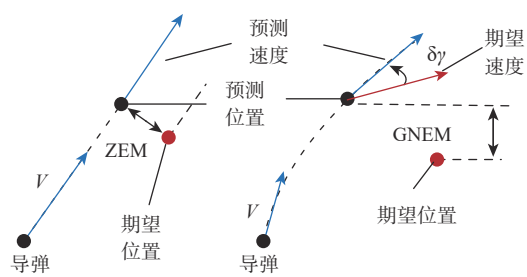


图 6　ZEM 与 GNEM 示意图

Fig. 6　Schematic diagram of ZEM and GNEM

拦截弹在射面内的弹道与发射点位置及发射方位角无关, 只与第 2 级关机弹道倾角 γ_{2f} 和第 3 级脉冲间隔时间 t_{inter} 有关。图 7 为 γ_{2f} 和 t_{inter} 取不同值时拦截弹的标控弹道族, 图中, 同一颜色的弹道代表 γ_{2f} 取值相同但 t_{inter} 取值不同的弹道族。

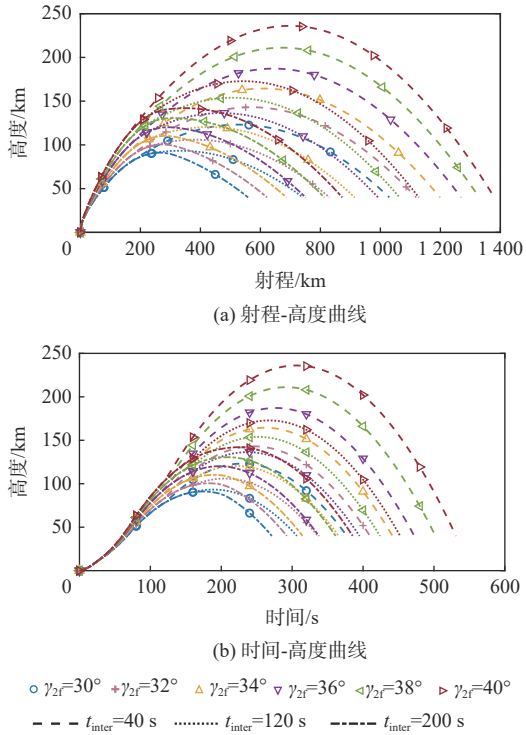


图 7 标控弹道族

Fig. 7 Trajectory cluster of normal effort

由图 7 可知，γ_{2f}和t_{inter}对标控弹道的形状均有较大影响。对于某一条选定的标控弹道，不同的飞行时间t_f对应着不同的纵程射程x_{Df}和弹道高度H_f。由于临近空间滑翔飞行器在平衡滑翔阶段的弹道高度变化比较缓慢，本文将拦截弹标控弹道的终端高度限制为某一固定值H_f^*，这样就可以将标控弹道的维度由三维降为二维。考虑大部分滑翔目标滑翔高度约为 40 km，因此，H_f^*取值为 40 km。那么，对于选定的某条标控弹道，即给定的γ_{2f}和t_{inter}，则有唯一的总飞行时间t_f和射程x_{Df}与之对应。因此，本文只需分析γ_{2f}、t_{inter}与t_f、x_{Df}的关系即可。此外，可达区必须考虑拦截弹能力限制，如双脉冲发动机脉冲间隔需要一定的时间，拦截弹末制导修正能力有限，三级脉冲结束后的滑行时间不能过长。可将拦截弹能力限制转换为对γ_{2f}、t_{inter}及t_{coast2}的约束，式 (27) 的可行域(t_f, x_{Df})，即考虑约束下的纵程可达区分布情况的集合可表示为

$$R(\gamma_{2f},t_{inter})=\left\{(\gamma_{2f},t_{inter})\middle|\gamma_{2f}\in\left[\gamma_{2f}^{min},\gamma_{2f}^{max}\right]\cap t_{inter}\in\left[t_{inter}^{min},t_{inter}^{max}\right]\cap t_{coast2}\in\left[t_{coast2}^{min},t_{coast2}^{max}\right]\right\} \tag{27}$$

式中：t_{coast2}为拦截弹第 3 级第 2 脉冲关机后直至拦截到目标的滑行时间。

各控制变量的上下限如表 3 所示。纵程可达区可表示为

$$\Lambda(t_f,x_{Df})=\{f(\gamma_{2f},t_{inter})|(\gamma_{2f},t_{inter})\in R(\gamma_{2f},t_{inter})\} \tag{28}$$

如图 8 所示，纵程可达区是由 5 条边界线围成

表 3 控制变量的上下界

Table 3 Upper and lower bounds of control variables

变量范围	γ_{2f}/(°)	t_{inter}/s	t_{coast2}/s
下界	30	40	20
上界	40	200	150

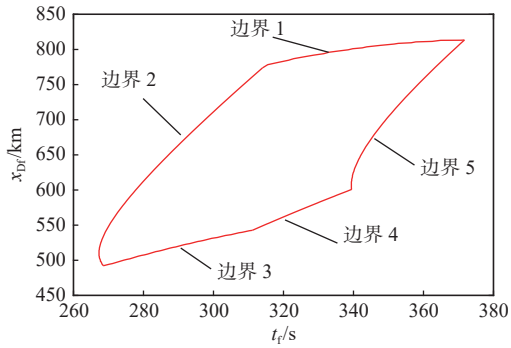


图 8 纵程可达区

Fig. 8 longitudinal reachable area

的封闭图形。5 条边界线分别如下：

1）边界 1(滑行远界)

$$f_{bound1}(t_f,x_{Df})=\left\{(t_f,x_{Df})\middle|t_{coast2}=t_{coast2}^{max}\right\} \tag{29}$$

2）边界 2(低弹道边界)

$$f_{bound2}(t_f,x_{Df})=\left\{(t_f,x_{Df})\middle|\gamma_{2f}=\gamma_{2f}^{min}\cap t_{coast2}\in\left[t_{coast2}^{min},t_{coast2}^{max}\right]\right\} \tag{30}$$

3）边界 3(滑行近界)

$$f_{bound3}(t_f,x_{Df})=\left\{(t_f,x_{Df})\middle|t_{coast2}=t_{coast2}^{min}\right\} \tag{31}$$

4）边界 4(最大脉冲间隔边界)

$$f_{bound4}(t_f,x_{Df})=\left\{(t_f,x_{Df})\middle|t_{inter}=t_{inter}^{max}\cap t_{coast2}\in\left[t_{coast2}^{min},t_{coast2}^{max}\right]\right\} \tag{32}$$

5）边界 5(高弹道边界)

$$f_{bound5}(t_f,x_{Df})=\left\{(t_f,x_{Df})\middle|\gamma_{2f}=\gamma_{2f}^{max}\cap t_{coast2}\in\left[t_{coast2}^{min},t_{coast2}^{max}\right]\right\} \tag{33}$$

为便于在线应用，本文对上述 5 条边界进行多项式拟合，具体结果为

$$\begin{cases}
f_{bound1}(t_f,x_{Df})=x_{Df}^*\left[a_{12}\left(\dfrac{t_f}{t_f^*}\right)^2+a_{11}\dfrac{t_f}{t_f^*}+a_{10}\right]-x_{Df}\\
f_{bound2}(t_f,x_{Df})=t_f^*\left[a_{23}\left(\dfrac{x_{Df}}{x_{Df}^*}\right)^3+a_{22}\left(\dfrac{x_{Df}}{x_{Df}^*}\right)^2+a_{21}\dfrac{x_{Df}}{x_{Df}^*}+a_{20}\right]-t_f\\
f_{bound3}(t_f,x_{Df})=x_{Df}-x_{Df}^*\left(a_{31}\dfrac{t_f}{t_f^*}+a_{30}\right)\\
f_{bound4}(t_f,x_{Df})=x_{Df}-x_{Df}^*\left(a_{41}\dfrac{t_f}{t_f^*}+a_{40}\right)\\
f_{bound5}(t_f,x_{Df})=t_f-t_f^*\left[a_{52}\left(\dfrac{x_{Df}}{x_{Df}^*}\right)^2+a_{51}\dfrac{x_{Df}}{x_{Df}^*}+a_{50}\right]
\end{cases} \tag{34}$$

式中：t_f^*和x_{Df}^*分别为时间和纵程的归一化值，取值

为 300 s 和 500 km; 拟合系数的具体值分别为: $a_{10}=-1.250\,4$, $a_{11}=4.608\,8$, $a_{12}=-1.845\,6$; $a_{20}=2.588\,9$, $a_{21}=-4.201\,1$, $a_{22}=3.296\,4$, $a_{23}=-0.792\,7$; $a_{30}=0.344\,1$, $a_{31}=0.718\,2$; $a_{40}=-0.188\,9$, $a_{41}=1.229\,9$; $a_{50}=1.568\,7$, $a_{51}=-0.834\,2$, $a_{52}=0.389\,2$。可看出, 多项式拟合的可达区边界与数值仿真得到的结果吻合度很好, 拟合结果如图 9 所示。因此, 纵程可达区可为

$$\Lambda(t_{\mathrm{f}},x_{\mathrm{Df}})=\left\{(t_{\mathrm{f}},x_{\mathrm{Df}})\left|\bigcap_{i=1}^{5}f_{\mathrm{bound},i}(t_{\mathrm{f}},x_{\mathrm{Df}})>0\right.\right\}\tag{35}$$

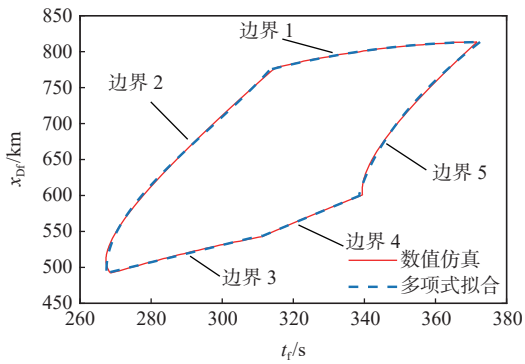


图 9　纵向可达区拟合结果

Fig. 9　Fitting result of longitudinal reachable area

本节给出了拦截弹的纵程可达区边界, 其是满足式 (27) 所示的 $\gamma_{2\mathrm{f}}$ 和 t_{inter} 的可行域边界的所有 t_{f} 和 x_{Df}。在制定拦截策略和计算发射诸元时, 还需要计算纵程可达区内每个 $(t_{\mathrm{f}},x_{\mathrm{Df}})$ 对应的 $\gamma_{2\mathrm{f}}$ 和 t_{inter}。由式 (28) 可知, 本文求该函数的反函数可得可达区内 $(t_{\mathrm{f}},x_{\mathrm{Df}})$ 对应的 $\gamma_{2\mathrm{f}}$ 和 t_{inter}:

$$\begin{cases}(\gamma_{2\mathrm{f}},t_{\mathrm{inter}})=f^{-1}(t_{\mathrm{f}},x_{\mathrm{Df}})\\(t_{\mathrm{f}},x_{\mathrm{Df}})\in\Lambda(t_{\mathrm{f}},x_{\mathrm{Df}})\end{cases}\tag{36}$$

相较于边界的拟合, 纵程可达区内的式 (36) 关系过于复杂, 很难解析推导其具体表达式, 因此, 本文利用 BP 神经网络对其进行拟合。BP 神经网络是 1987 年由 McCelland 和 Rumelhart 共同提出的重要理论[20]。BP 神经网络包含输入层、隐含层和输出层 3 部分, 其中, 隐含层较为灵活, 可以是单层或多层。图 10 为单隐含层的 3 层 BP 神经网络结构, t_{f} 和 x_{Df} 作为神经网络输入, $\gamma_{2\mathrm{f}}$ 和 t_{inter} 作为神经网络输出。其中, 各层之间是相互连接的, 但每层的各单元之间不能相互连接。图中, W_{ij}、W_{jk} 分别为输入层与隐含层、隐含层与输出层之间的连接权值。

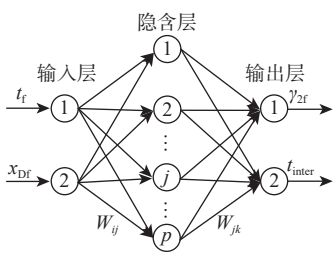


图 10　BP 神经网络结构

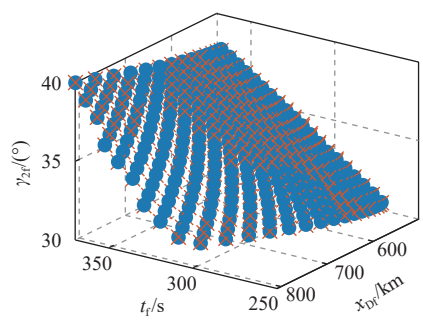
Fig. 10　Structure of BP neural network

首先, 在 $\gamma_{2\mathrm{f}}\in[30°,40°]$ 和 $t_{\mathrm{inter}}\in[40,200]$ s范围内每隔 1°和 10 s 进行采样, 并利用数值仿真生成样本。其次, 使用 BP 神经网络工具箱对样本进行拟合, 隐含层节点数量设置为 15, 隐含层和输出层的激活函数分别选为 “tansig” 和 “purelin”, 训练算法选为 “trainlm”, 学习速率设置为 0.01。最后, 得到拟合完的 BP 神经网络后, 利用数值仿真生成与样本库不同的测试集, 对 BP 神经网络拟合结果进行测试。表 4 为拟合误差的统计结果, 图 11 为测试集的拟合结果与数值仿真的对比。可以看出, 利用 BP 神经网络拟合所得结果与数值仿真得到的结果基本相同, 其中, $\gamma_{2\mathrm{f}}$ 的最大误差小于 0.1°, t_{inter} 的最大误差在 1 s 左右。

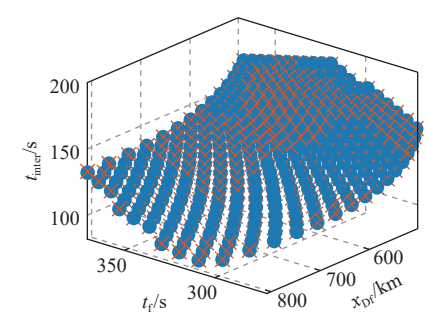
表 4　脉冲间隔时间及第 2 级关机弹道倾角的拟合误差统计

Table 4　Fitting error statistics of pulse interval and flight angle of the second stage shutdown machine

统计量	$\gamma_{2\mathrm{f}}$/(°)	t_{inter}/s
最大误差	0.089 4	1.090 2
平均误差	5.62×10^{-5}	0.007 6
误差的标准差	0.021 3	0.150 9



(a) 第 2 级关机弹道倾角



(b) 脉冲间隔时间

● 数值仿真　× BP 神经网络拟合

图 11　脉冲间隔时间及第 2 级关机弹道倾角的拟合结果

Fig. 11　Fitting error results of pulse interval and flight angle of the second stage shutdown machine

2.3　横程机动可达区解析预测

当地面雷达等探测器识别出目标进行横程机

动时，拦截弹可以通过横程机动消除横程误差。由于过载约束，拦截弹横程机动能力是有限的，该区域呈扇形，由拦截弹剩余飞行时间、第3级脉冲间隔和过载上限等因素决定，是拦截弹能到达的最大区域，称为横程机动可达区。

本文拦截弹的第1级采用程序制导，第3级基于提前设定的关机点弹道倾角和弹道偏角的GNEM解析制导。因此，只有第3级会根据目标的运动情况进行大范围横程机动。由于拦截弹能够提供的侧滑角存在上限，基于关机点状态量和关机后滑行时间可估算出拦截弹的最大横程射程，具体计算流程如下：

1）基于标控弹道求出第3级点火时刻拦截弹状态量V_{ig31}、γ_{ig31}、ψ_{ig31}和H_{ig31}，并基于此状态建立与AGI坐标系类似的辅助地心赤道旋转(auxiliary geocentric rotating, AGR)坐标系。在AGR坐标系下，拦截弹广义弹道偏角$\tilde{\psi}_{\mathrm{ig31}}=\pi/2$。基于标控弹道求出第3级第1脉冲和第2脉冲关机时刻拦截弹的弹道倾角，分别记为γ_{bo31}和γ_{bo32}，由于横程机动对弹道倾角的影响很小，可认为上述两值不变。

2）设第3级第1脉冲的最大侧滑角为$\beta_{31,\max}$，利用弹道解析解求出第1脉冲关机时拦截弹速度和弹道偏角[21]：

$$\begin{cases} V_{\mathrm{bo31}}=V_{\mathrm{ig31}}+\sum\limits_{i=1}^{N}\boldsymbol{V}_{\beta,i}\left(\bar{V}_{\mathrm{f}}\right)\beta_{31,\max}^{2} \\ \tilde{\psi}_{\mathrm{bo31}}=\dfrac{\pi}{2}+\sum\limits_{i=1}^{N}\boldsymbol{\psi}_{\beta,i}\left(\bar{V}_{\mathrm{f}}\right)\beta_{31,\max} \end{cases} \tag{37}$$

式中：$\boldsymbol{V}_{\beta,i}\left(\bar{V}_{\mathrm{f}}\right)$和$\boldsymbol{\psi}_{\beta,i}\left(\bar{V}_{\mathrm{f}}\right)$分别为不同插值点上速度和弹道偏角的取值。

3）基于标控弹道求出脉冲间隔段拦截弹速度的增量，记为$\Delta V_{\mathrm{inter}}$，则第2脉冲开机时拦截弹的速度和弹道偏角可近似为

$$\begin{cases} V_{\mathrm{ig31}}=V_{\mathrm{bo31}}+\Delta V_{\mathrm{inter}} \\ \tilde{\psi}_{\mathrm{ig31}}=\tilde{\psi}_{\mathrm{bo31}} \end{cases} \tag{38}$$

4）设第3级第2脉冲的最大侧滑角为$\beta_{32,\max}$，利用弹道解析解求出第2脉冲关机时拦截弹速度和弹道偏角：

$$\begin{cases} V_{\mathrm{bo32}}=V_{\mathrm{ig32}}+\sum\limits_{i=1}^{N}V_{\beta,i}\left(\bar{V}_{\mathrm{f}}\right)\beta_{32,\max}^{2} \\ \tilde{\psi}_{\mathrm{bo32}}=\tilde{\psi}_{\mathrm{ig32}}+\sum\limits_{i=1}^{N}\psi_{\beta,i}\left(\bar{V}_{\mathrm{f}}\right)\beta_{32,\max} \end{cases} \tag{39}$$

5）在AGI坐标系下，拦截弹横程的微分方程可近似为

$$\dot{x}_{\mathrm{C}}\approx V\cos\gamma\cos\tilde{\psi} \tag{40}$$

拦截弹的最大横程可近似为

$$\begin{aligned} x_{\mathrm{C}}\approx{}&\frac{1}{2}V_{\mathrm{bo31}}t_{31}\cos\gamma_{\mathrm{bo31}}\cos\tilde{\psi}_{\mathrm{bo31}}+\\ &V_{\mathrm{bo31}}t_{\mathrm{inter}}\cos\gamma_{\mathrm{bo31}}\cos\tilde{\psi}_{\mathrm{bo31}}+\\ &\frac{1}{2}t_{32}\left(V_{\mathrm{bo31}}\cos\gamma_{\mathrm{bo31}}\cos\tilde{\psi}_{\mathrm{bo31}}+\right.\\ &\left.V_{\mathrm{bo32}}\cos\gamma_{\mathrm{bo32}}\cos\tilde{\psi}_{\mathrm{bo32}}\right)+\\ &V_{\mathrm{bo32}}t_{\mathrm{coast2}}\cos\gamma_{\mathrm{bo32}}\cos\tilde{\psi}_{\mathrm{bo32}}=\\ &V_{\mathrm{bo31}}\cos\gamma_{\mathrm{bo31}}\cos\tilde{\psi}_{\mathrm{bo31}}\left(\frac{1}{2}t_{31}+t_{\mathrm{inter}}+\frac{1}{2}t_{32}\right)+\\ &V_{\mathrm{bo32}}\cos\gamma_{\mathrm{bo32}}\cos\tilde{\psi}_{\mathrm{bo32}}\left(\frac{1}{2}t_{32}+t_{\mathrm{coast2}}\right) \end{aligned} \tag{41}$$

式中：t_{31}、t_{32}分别为拦截弹第3级第1、2脉冲的工作时间。

图12为利用解析预测横程机动能力与数值仿真所得结果的对比，结果表明，两者基本一致。因此，上述方法除了能在拦截弹发射前预测其横程机动可达区之外，也可以实时在线预测拦截弹飞行过程中横程机动可达区。

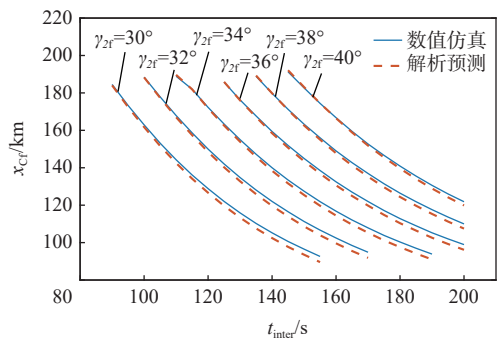


图12 横程机动能力解析预测与数值仿真结果的对比

Fig. 12 Comparison of analytical predictions and numerical simulation results of traverse maneuver

3 基于可达区覆盖的协同拦截策略

由于拦截弹的横程机动能力弱于再入滑翔目标的横程机动能力，单对单的作战模式很难实现对再入滑翔机动目标的有效拦截，利用多枚拦截弹对目标机动可达区进行覆盖是提高对再入滑翔机动目标拦截概率的有效手段。图13为基于目标横程

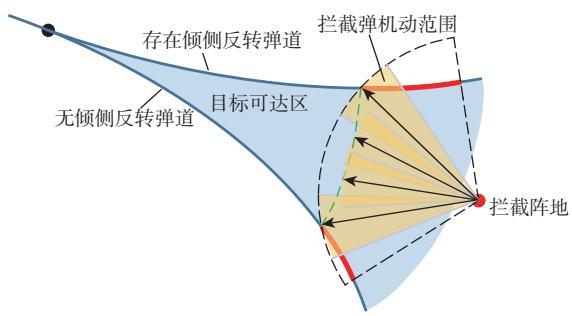


图13 基于目标横程机动可达区域覆盖的协同拦截示意图

Fig. 13 Diagram of cooperative interception based on target's traverse maneuverable reachable area

机动可达区覆盖的协同拦截示意图。该协同拦截策略要求多枚拦截弹的横程机动可达区的并集覆盖目标的横程机动可达区, 以保证至少有一枚拦截弹能拦截目标。

3.1　计算拦截弧段及发射诸元

制定协同拦截策略需要先计算拦截弹对目标的拦截弧段。拦截弧段指目标预报弹道上可以被拦截的点的集合。对目标来说, 从当前位置飞行到预测命中点的时间是固定的。为实现对目标的有效拦截, 拦截弹从发射点飞行到该点的时间必须小于目标从当前位置飞行到预测命中点的时间。此外, 拦截弹可延迟发射, 因此, 在不同发射时间下, 目标与拦截弹发射点的距离不同, 进而不同的发射时间所对应的拦截弧段也不同, 不同拦截弧段的集合组成了有效拦截区, 结果如图 14 所示。

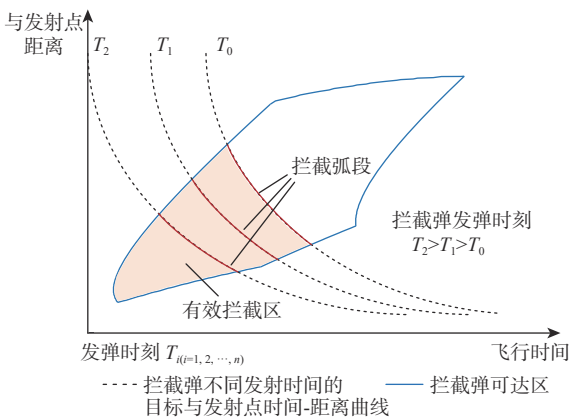


图 14　计算拦截弧段示意图

Fig. 14　Calculate the schematic diagram of intercept arc

图 15 为计算拦截弧段的流程。其中, 拦截弹发射方位角A_0、交会角ψ_{TM}及纵程射程x_{Df}的计算过程如下:

1) 计算目标位置在基于拦截阵地的 NUE 坐标系下的投影:

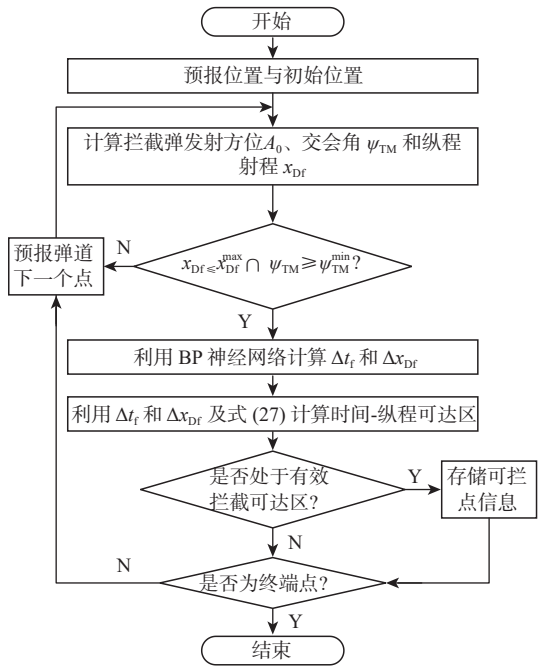


图 15　拦截弧段计算流程

Fig. 15　Flow of intercept arc calculation

$$\begin{cases} x_{\mathrm{te}}=(R_{\mathrm{e}}+H_{\mathrm{t}})\cos\lambda_{\mathrm{t}}\cos\phi_{\mathrm{t}} \\ y_{\mathrm{te}}=(R_{\mathrm{e}}+H_{\mathrm{t}})\sin\lambda_{\mathrm{t}}\cos\phi_{\mathrm{t}} \\ z_{\mathrm{te}}=(R_{\mathrm{e}}+H_{\mathrm{t}})\sin\phi_{\mathrm{t}} \\ \left[x_{\mathrm{td}},y_{\mathrm{td}},z_{\mathrm{td}}\right]^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{L}_{\mathrm{GER}}^{\mathrm{NUE}}\left[x_{\mathrm{te}},y_{\mathrm{te}},z_{\mathrm{te}}\right]^{\mathrm{T}} \end{cases} \tag{42}$$

式中: $\boldsymbol{L}_{\mathrm{GER}}^{\mathrm{NUE}}$为坐标转换矩阵, 其表达式为

$$\boldsymbol{L}_{\mathrm{GER}}^{\mathrm{NUE}}=\begin{bmatrix} -\cos\lambda\sin\phi & -\sin\lambda\sin\phi & \cos\phi \\ \cos\lambda\cos\phi & \sin\lambda\cos\phi & \sin\phi \\ -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \end{bmatrix} \tag{43}$$

2) 拦截弹发射方位角A_0为

$$A_0=\arctan\left(z_{\mathrm{td}}/x_{\mathrm{td}}\right) \tag{44}$$

3) 计算 AGR 坐标系下目标的广义经纬度, 并转化为纵程射程:

$$\begin{cases} \left[\tilde{x}_{\mathrm{te}},\tilde{y}_{\mathrm{te}},\tilde{z}_{\mathrm{te}}\right]^{\mathrm{T}}=\boldsymbol{L}_{\mathrm{GER}}^{\mathrm{AGR}}\left[x_{\mathrm{te}},y_{\mathrm{te}},z_{\mathrm{te}}\right]^{\mathrm{T}} \\ x_{\mathrm{Df}}=R_{\mathrm{e}}\arctan\left(\tilde{y}_{\mathrm{te}}/\tilde{x}_{\mathrm{te}}\right) \end{cases} \tag{45}$$

式中: $\boldsymbol{L}_{\mathrm{GER}}^{\mathrm{AGR}}$为坐标转换矩阵, 表达式为

$$\boldsymbol{L}_{\mathrm{GER}}^{\mathrm{AGR}}=\begin{bmatrix} \cos\phi_0\cos\lambda_0 & \cos\phi_0\sin\lambda_0 & \sin\phi_0 \\ -\cos\psi_0\sin\phi_0\cos\lambda_0-\sin\psi_0\sin\lambda_0 & -\cos\psi_0\sin\phi_0\sin\lambda_0+\sin\psi_0\cos\lambda_0 & \cos\psi_0\cos\phi_0 \\ -\sin\psi_0\sin\phi_0\cos\lambda_0+\cos\psi_0\sin\lambda_0 & -\sin\psi_0\sin\phi_0\sin\lambda_0-\cos\psi_0\cos\lambda_0 & \sin\psi_0\cos\phi_0 \end{bmatrix} \tag{46}$$

式中: λ_0、ϕ_0和ψ_0为飞行器的初始经度、纬度和航向角。

如图 14 所示, 当计算出拦截弧段后, 可以得到其上每个预测命中点所对应的拦截弹最短飞行时间$t_{\mathrm{flight}}^{\min}$和最长飞行时间$t_{\mathrm{flight}}^{\max}$。根据 BP 神经网络拟合得到的式 (36) 可以计算出最短和最长飞行时间对应的第 2 级关机弹道倾角及脉冲间隔时间, 分别为

$$\begin{cases} \left(\gamma_{2\mathrm{f}}^{\min},t_{\mathrm{inter}}^{\min}\right)=f^{-1}\left(t_{\mathrm{flight}}^{\min},x_{\mathrm{Df}}\right) \\ \left(\gamma_{2\mathrm{f}}^{\max},t_{\mathrm{inter}}^{\max}\right)=f^{-1}\left(t_{\mathrm{flight}}^{\max},x_{\mathrm{Df}}\right) \end{cases} \tag{47}$$

根据预测拦截时刻t_{PIP}及拦截飞行时间可计算出该点对应的拦截弹最早和最晚发射时间分别为

$$\begin{cases} t_{\mathrm{launch}}^{\min}=t_{\mathrm{PIP}}-t_{\mathrm{flight}}^{\max} \\ t_{\mathrm{launch}}^{\max}=t_{\mathrm{PIP}}-t_{\mathrm{flight}}^{\min} \end{cases} \tag{48}$$

3.2 协同拦截策略的具体流程

对于拦截方来说，为减少所需拦截弹数量，其作战策略一般为“打-看-打”[22]，即当预警系统发现目标来袭后，先发射第1波次的拦截弹进行拦截，拦截结束后评估拦截是否成功，再发射第2波次的拦截弹以增加拦截概率。该方法需要对目标有足够的拦截时间窗口才有效，但对于拦截滑翔机动目标而言，由于目标飞行速度较快，且拦截弹采用高抛弹道形式从而飞行时间较长，拦截时间窗口较短。为解决该问题，文献[23]提出了“打-打-看”的策略。该方法包含3个阶段：①发射第1波次的拦截弹；②在第1波次的拦截弹交战结束之前发射第2波次的拦截弹；③对第1波次的拦截结果进行评估，以便第2波次的拦截弹进行合适的任务分配。本文借鉴该方法制定针对滑翔机动目标的协同拦截策略，具体流程如图16所示。

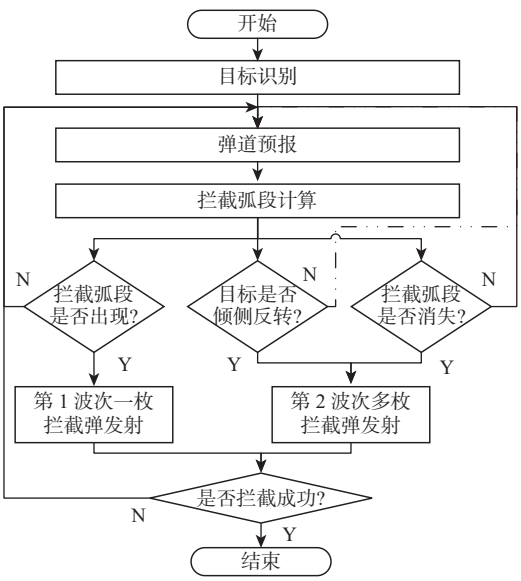


图16 协同拦截策略流程

Fig. 16 Flow of collaborative interception strategy

1）当预警系统发现并对目标稳定跟踪后，根据目标弹道信息，利用滑翔弹道解析解预报假设目标不进行倾侧反转的弹道，并计算拦截弹对该弹道的拦截弧段。选择预测命中时刻最早的一点为预测命中点，发射第1波第1枚拦截弹。

2）第1枚拦截弹发射后，持续对目标预报弹道进行更新，当侦测到目标进行倾侧反转机动时，计算目标新的横程机动可达区。发射第2波拦截弹，使2个波次所有拦截弹的横程机动可达区能够实现对目标的机动可达区的覆盖。

3）如果目标一直没有进行倾侧反转机动，实时计算目标的横程机动可达区，并计算拦截弹对目标机动可达区内点的拦截弧段。随着目标与拦截阵地越来越近，拦截弧段会越来越短直至消失。如果此后目标再执行倾侧反转机动，则拦截方将失去拦截机会。因此，为避免这种情况，在拦截弧段即将消失时，需要发射第2波拦截弹以应对目标可能的横程机动。此时，需要发射多枚拦截弹，使其横程机动可达区能够覆盖目标的机动可达区。

4）当2个波次的拦截弹均发射后，实时更新目标的横程机动可达区，并据此重新计算拦截弹预测命中点，并根据拦截弹的横程机动可达区对预测命中点进行分配。各拦截弹根据更新后的预测命中点进行中制导，以保证其中有一枚拦截弹能成功拦截到目标。

4 拦截仿真分析

本节进行拦截仿真分析以校验提出的协同拦截策略的有效性。仿真过程中，目标飞行器的初始航向角选为$\psi_0=90°$，其他再入初始参数与表1相同；拦截阵地的经纬度为(54°,20°)。由于本文主要关注的是在中制导阶段对目标的协同拦截，仿真过程中没有加入末制导环节，终端脱靶量小于2 km即认为拦截成功。

4.1 单弹拦截场景

本节进行单弹拦截仿真，假设预警系统在目标发射500 s后截获目标并稳定输出目标跟踪信息。进行如下2种情况的拦截仿真：①场景1，目标不进行倾侧反转机动；②场景2，目标在700 s倾侧反转机动。如图17～图20所示，当目标不进行倾侧反转机动，拦截弹能对目标精准拦截，并且在相似的拦截地点，拦截弹可延迟20 s后发射，即通过调整脉冲间隔时间可极大扩展拦截弹可达区的范围；然

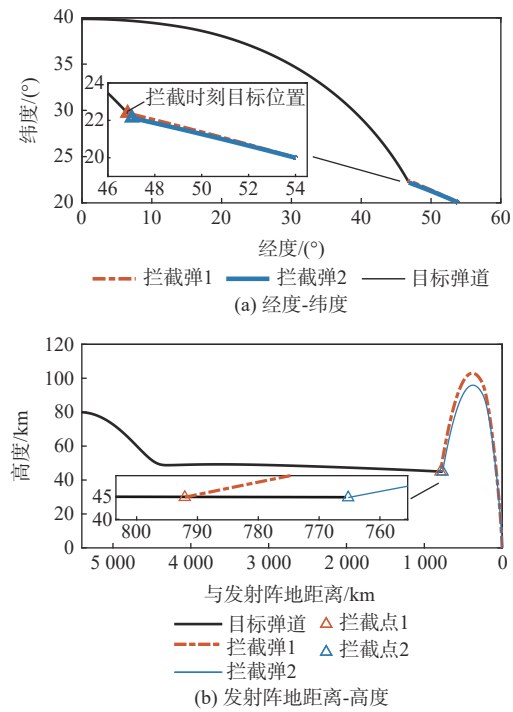


图17 目标和拦截弹的弹道(场景1)

Fig. 17 Target and interceptor trajectories (Case 1)

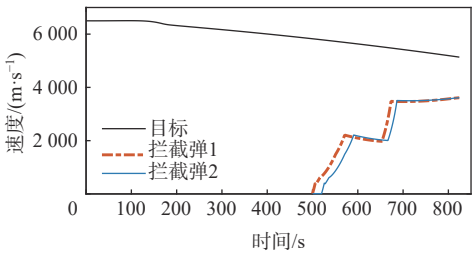
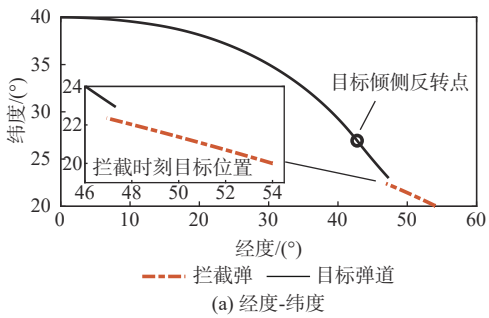
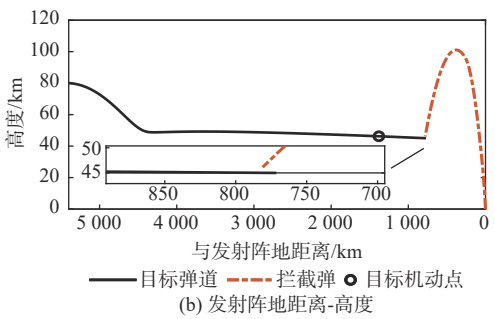


图 18　目标和拦截弹速度曲线(场景 1)

Fig. 18　Target and interceptor velocity (Case 1)



(a) 经度-纬度



(b) 发射阵地距离-高度

图 19　目标和拦截弹的弹道(场景 2)

Fig. 19　Target and interceptor trajectories (Case 2)

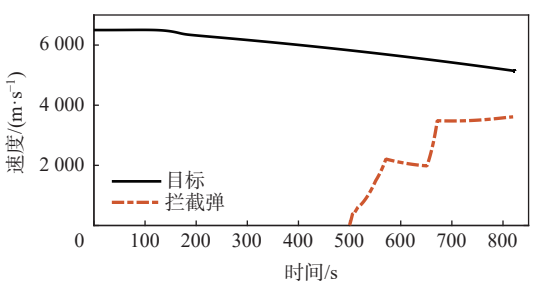


图 20　目标和拦截弹速度曲线(场景 2)

Fig. 20　Target and interceptor velocity (Case 2)

而, 当目标在拦截弹 3 级修正关机结束后再进行倾侧反转机动, 此时单个拦截弹已经失去了大幅度机动修正能力, 拦截失败。为量化说明单弹拦截效果, 表 5 给出了具体的拦截仿真结果。

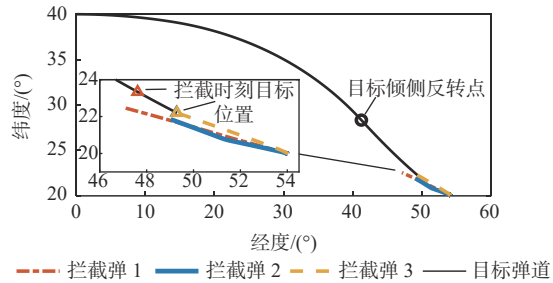
4.2　多弹拦截场景

本节进行多弹协同拦截仿真, 同样假设预警系统在拦截弹发射 500 s 后截获目标并稳定输出目标跟踪信息。进行如下 2 种情况的拦截仿真: ①场景 3, 目标在 660 s 时倾侧反转机动; ②场景 4, 目标在 760 s 倾侧反转机动。如图 21～

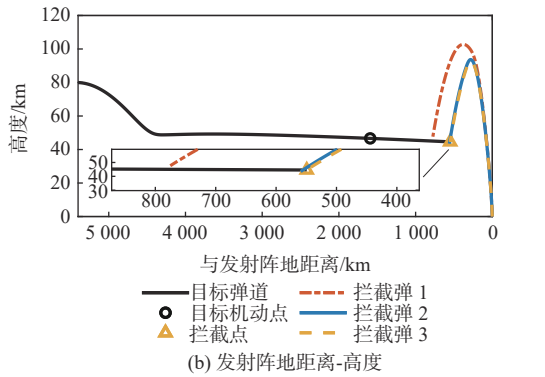
表 5　单弹拦截仿真结果

Table 5　Simulation results of single interception

场景	倾侧反转时刻/s	发射时刻/s	脉冲间隔时间/s	第2脉冲点火时刻/s	拦截时刻/s	无末制导脱靶量/m
1		500/520	82.3/75.5	653.3/665.5	824.2/830.9	601.34/637.82
2	700	500	82.3	653.3	821.6	76 142.7



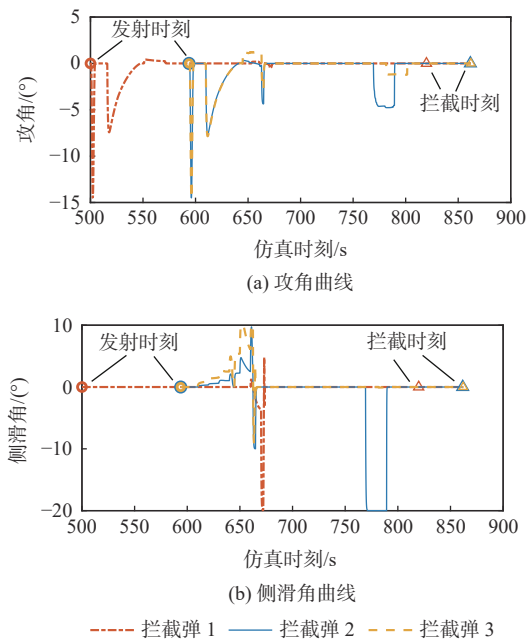
(a) 经度-纬度



(b) 发射阵地距离-高度

图 21　目标和拦截弹的弹道(场景 3)

Fig. 21　Target and interceptor trajectories (Case 3)



(a) 攻角曲线

(b) 侧滑角曲线

图 22　拦截弹的攻角和侧滑角曲线(场景 3)

Fig. 22　Interceptor AOA and sideslip angle (Case 3)

图 26 所示, 由图 21 和图 24 可知, 3 枚拦截弹朝着不同的预测命中点飞行, 其中一枚拦截弹命中了

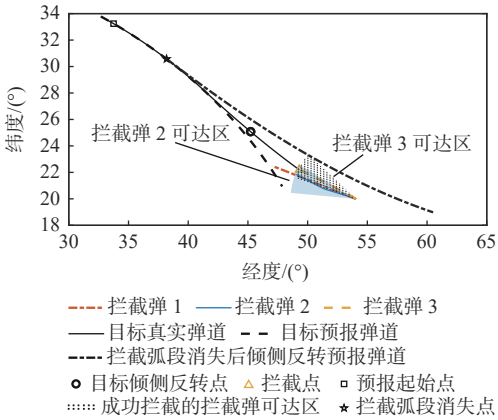


图 23 拦截态势(场景 3)

Fig. 23 Intercept situation (Case 3)

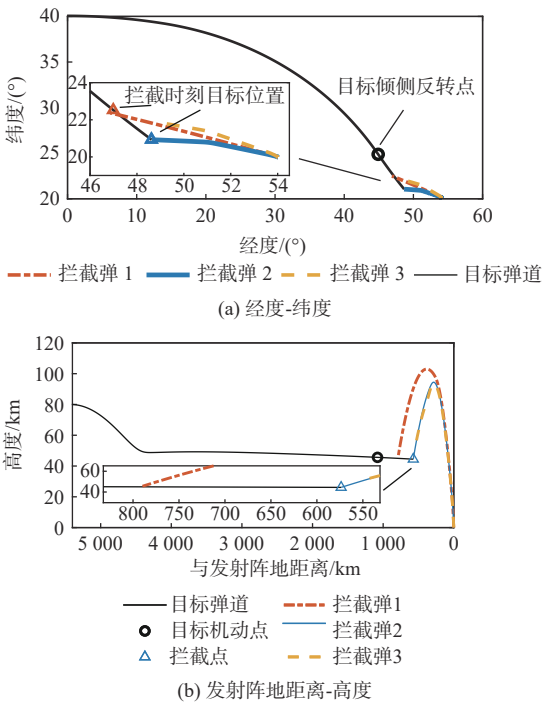


图 24 目标和拦截弹的弹道(场景 4)

Fig. 24 Target and interceptor trajectories (Case 4)

目标。由图 23 和图 26 可知，当目标倾侧反转机动时，即使对第 1 枚拦截弹突防，但仍处于剩下其中一枚拦截弹的可达区。图 22 和图 25 给出了 2 种情况中，各拦截弹的攻角及侧滑角曲线。可以看出，拦截弹飞行过程中，攻角及侧滑角变化较为平缓。当目标倾侧反转后，为快速修正预测命中点偏差，第 3 级第 2 脉冲需要较大的横程机动。

为量化说明协同拦截效果，表 6 给出了具体的拦截仿真结果。可知，3 枚拦截弹中总有一枚能够拦截到目标，场景 3 中是拦截弹 3 命中目标，场景 4 中是拦截弹 2 命中目标，命中拦截弹加黑说明。

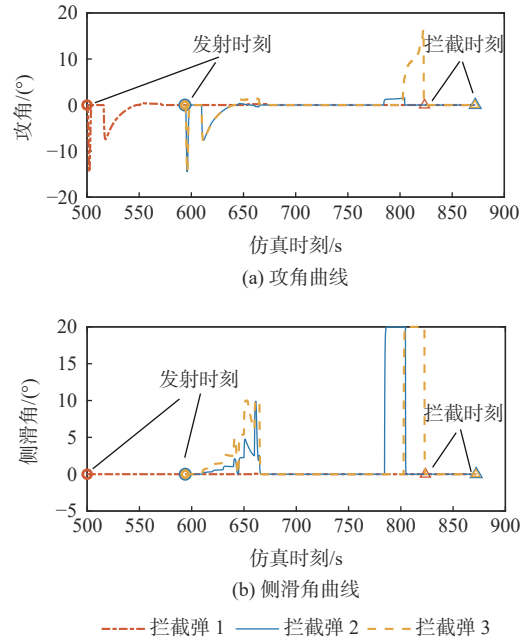


图 25 拦截弹的攻角和侧滑角曲线(场景 4)

Fig. 25 Interceptor AOA and sideslip angle (Case 4)

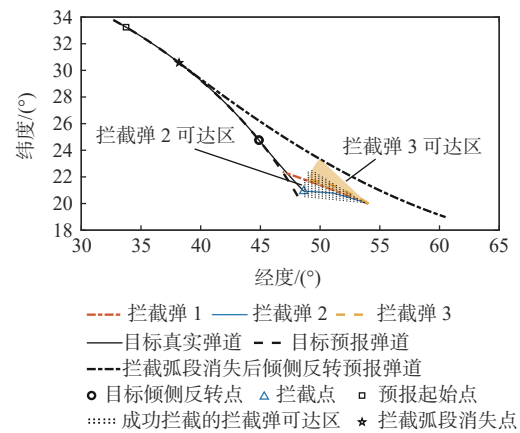


图 26 拦截态势(场景 4)

Fig. 26 Intercept situation (Case 4)

表 6 多弹协同拦截仿真结果

Table 6 Simulation results of multi-interceptor cooperative interception

场景	倾侧反转时刻/s	仿真结果					
		拦截弹序号	发射时刻/s	脉冲间隔时间/s	第2脉冲点火时刻/s	拦截时刻/s	无末制导脱靶量/m
3	660	1	500.0	82.3	653.3	820.5	92 935.430
		2	593.8	151.9	816.7	870.0	49 289.68
		3	**593.8**	**138.8**	**803.6**	**866.2**	**551.95**
4	760	1	500.0	82.3	653.3	823.5	21 183.95
		2	**593.8**	**119.6**	**784.4**	**872.1**	**55.40**
		3	593.8	137.8	802.6	871.7	113 804.54

5 结 论

本文针对临近空间高超声速滑翔目标拦截问

题, 提出一种基于目标和拦截弹可达区在线预测的协同拦截策略, 并通过仿真验证, 主要得到以下结论:

1) 基于滑翔弹道解析解提出一种针对高超声速滑翔目标横程机动的可达区在线预测方法, 仿真结果表明, 利用该方法得到的目标横程机动可达区与实际可达区差别不大, 可支撑协同拦截策略生成。

2) 利用多项式拟合和 BP 神经网络给出了 GPI 拦截器标控弹道的纵程可达区在线预测方法, 并利用解析解给出了横程可达区在线预测方法。拦截弹可达区结果表明, 标控弹道族只与第 2 级关机弹道倾角和第 3 级脉冲间隔时间有关。其中, 通过调整脉冲间隔时间可极大扩展可达区的范围, 即交战时间及位置可在较大范围内调整, 这表明了双脉冲拦截弹在任务适应能力上的优势。

3) 提出分 2 批次发射拦截器对目标机动区域进行覆盖的协同拦截策略。拦截仿真分析表明, 针对滑翔段拦截器, 突防目标可利用其他信息指引或主动感知在拦截弹中制导修正后再进行机动突防; 另外, 拦截仿真分析验证了本文策略在应对目标倾侧反转机动时的有效性。在目标进行倾侧反转后, 根据拦截弹的横程机动可达区对预测命中点进行重新分配。根据本文策略, 至少需要发射 3 枚拦截弹, 能够保证一枚拦截弹对目标的拦截。

参考文献（References）

[1] 雷虎民, 骆长鑫, 周池军, 等. 临近空间防御作战拦截弹制导与控制关键技术综述[J]. 航空兵器, 2021, 28(2): 1-10.
LEI H M, LUO C X, ZHOU C J, et al. Summary of key technologies of interceptor guidance and control in near space defense operations[J]. Aero Weaponry, 2021, 28(2): 1-10(in Chinese).

[2] 杨阳, 李昌玺, 黄兴龙, 等. 美国高超声速武器防御举措及特点分析[J]. 飞航导弹, 2019(9): 20-24.
YANG Y, LI C X, HUANG X L, et al. Defense measures and characteristics analysis of hypersonic weapons in the United States[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2019(9): 20-24(in Chinese).

[3] 赵良玉, 雍恩米, 王波兰. 反临近空间高超声速飞行器若干研究进展[J]. 宇航学报, 2020, 41(10): 1239-1250.
ZHAO L Y, YONG E M, WANG B L. Some achievements on interception of near space hypersonic vehicles[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(10): 1239-1250(in Chinese).

[4] 赵杰, 王君, 张大元, 等. 反临近空间高超声速飞行器中末交接视角研究[J]. 飞行力学, 2015, 33(3): 253-256.
ZHAO J, WANG J, ZHANG D Y, et al. Visual angle research for midcourse and terminal guidance hand-over of near space hypersonic vehicles[J]. Flight Dynamics, 2015, 33(3): 253-256(in Chinese).

[5] 李爽, 江涌, 张奕群, 等. 基于虚拟目标的大气层内拦截弹中制导律研究[J]. 航天控制, 2013, 31(3): 40-44.
LI S, JIANG Y, ZHANG Y Q, et al. Research on midcourse guidance law for interceptor based on virtual target[J]. Aerospace Control, 2013, 31(3): 40-44(in Chinese).

[6] 张荣升, 陈万春. THAAD 增程型拦截弹预测制导方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(4): 863-874.
ZHANG R S, CHEN W C. Predictive guidance method of THAAD-ER interceptor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(4): 863-874(in Chinese).

[7] 肖翔, 杨业, 郭涛, 等. 升力式再入飞行器两种可达区域计算方法的探讨[J]. 航天控制, 2015, 33(2): 39-43.
XIAO X, YANG Y, GUO T, et al. Discussion of two algorithms for generating landing footprint for lifting reentry vehicles[J]. Aerospace Control, 2015, 33(2): 39-43(in Chinese).

[8] 张凯, 熊家军. 滑翔式高超声速目标可达区域计算方法[J]. 现代防御技术, 2017, 45(2): 67-73.
ZHANG K, XIONG J J. Algorithm of footprint area for gliding hypersonic target[J]. Modern Defence Technology, 2017, 45(2): 67-73(in Chinese).

[9] 吴楠, 王锋, 赵敏, 等. 高超声速滑翔再入飞行器的可达区快速预测[J]. 国防科技大学学报, 2021, 43(1): 1-6.
WU N, WANG F, ZHAO M, et al. Fast prediction for footprint of hypersonic glide reentry vehicle[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2021, 43(1): 1-6(in Chinese).

[10] 魏明英, 崔正达, 李运迁. 多弹协同拦截综述与展望[J]. 航空学报, 2020, 41(S1): 723804.
WEI M Y, CUI Z D, LI Y Q. Review and prospect of multi-missile cooperative interception[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(S1): 723804(in Chinese).

[11] 宋俊红, 宋申民, 徐胜利. 一种拦截机动目标的多导弹协同制导律[J]. 宇航学报, 2016, 37(12): 1306-1314.
SONG J H, SONG S M, XU S L. A cooperative guidance law for multiple missiles to intercept maneuvering target[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(12): 1306-1314(in Chinese).

[12] 赵启伦, 陈建, 董希旺, 等. 拦截高超声速目标的异类导弹协同制导律[J]. 航空学报, 2016, 37(3): 936-948.
ZHAO Q L, CHEN J, DONG X W, et al. Cooperative guidance law for heterogeneous missiles intercepting hypersonic weapon[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(3): 936-948(in Chinese).

[13] 王子建. 多目标拦截器协同拦截决策方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020: 57-62.
WANG Z J. Research on decision-making method of multi-target interceptor cooperative interception[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020: 57-62(in Chinese).

[14] 王龙. 基于区域覆盖的多飞行器协同拦截优化设计方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018: 101-110.
WANG L. Study on optimization and design approach for mutiple flight vehicles cooperative interception based on area coverage[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018: 101-110(in Chinese).

[15] 于江龙, 董希旺, 李清东, 等. 拦截机动目标的分布式协同围捕制导方法[J]. 航空学报, 2022, 43(9): 325817.
YU J L, DONG X W, LI Q D, et al. Distributed cooperative encirclement hunting guidance method for intercepting maneuvering target[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(9): 325817(in Chinese).

[16] PHILLIPS T H. A common aero vehicle (CAV) model, description, and employment glide [R]. Arlington: Schafer Corporation for AFRL

and AFSPC, 2003: 1-12.

[17] ZHANG K N, CHEN W C. Reentry vehicle constrained trajectory optimization[C]//Proceedings of the 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston: AIAA, 2011: 2231.

[18] YU W B, CHEN W C. Entry guidance with real-time planning of reference based on analytical solutions[J]. Advances in Space Research, 2015, 55(9): 2325-2345.

[19] 赵石磊, 陈万春, 杨良, 等. 大气层内助推段广义标控脱靶量解析制导律[J]. 系统工程与电子技术, 2023, 45(7): 2150-2157.
ZHAO S L, CHEN W C, YANG L, et al. Analytical generalized nominal effort miss guidance law for endo-atmosphere boost phase[J]. Systems Engineering and Electronics, 2023, 45(7): 2150-2157(in Chinese).

[20] RUMELHART D E, MCCLELLAND J L. Parallel distributed processing: Explorations in the microstructure of cognition: Psychological and biological models[M]. Cambridge: MIT Press, 1987.

[21] ZHAO S L, CHEN W C, YANG L. Endoatmospheric ascent optimal guidance with analytical nonlinear trajectory prediction[J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2022, 2022: 5729335.

[22] GLAZEBROOK K, WASHBURN A. Shoot-look-shoot: A review and extension[J]. Operations Research, 2004, 52(3): 454-463.

[23] PRYLUK R, SHIMA T, GOLAN O M. Shoot-shoot-look for an air defense system[J]. IEEE Systems Journal, 2016, 10(1): 151-161.

Cooperative interception strategy for midcourse guidance of GPI based on online prediction of reachable area

WANG Peng[1], ZHAO Shilei[1, 2], CHEN Wanchun[1, *]

(1. School of Astronautics, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Beijing Institute of Control and Electronic Technology, Beijing 100038, China)

Abstract: To address the challenges of intercepting a hypersonic glide target in near space with significant maneuverability but ambiguous maneuver intention, this paper proposes a cooperative interception strategy for the midcourse guidance phase of a gliding phase interceptor (GPI), based on online prediction of an accessible area. First, based on the analytical solution of gliding trajectory, the online estimation method of lateral reach area is given. Next, polynomial fitting and back propagation (BP) neural network are used to offer an online strategy for GPI that predicts the area of reachable range under normal effort. The analytical solution is used to estimate the lateral reachable area. Finally, the interception arc and firing data can be determined under the concept of cooperative interception. Interception simulation and analysis verify that the cooperative interception strategy can effectively deal with the reversal maneuver of a hypersonic gliding target.

Keywords: glide phase interceptor; analytical solution of gliding maneuver; online prediction of reachable area; cooperative interception strategy; reachable area coverage

Received: 2022-10-30; **Accepted**: 2023-02-10; **Published Online**: 2023-03-15 14:07
URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230314.1506.001

* **Corresponding author**. E-mail: wanchun_chen@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0863

自动驾驶水平对驾驶行为稳定时间的影响分析

翟俊达[1]，鲁光泉[1,*]，陈发城[2]
(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院，北京 100191；2. 中国人民公安大学 交通管理学院，北京 100038)

摘 要：紧急事件发生后，不同自动驾驶水平下驾驶人的状态恢复对交通安全有重要影响。为研究自动驾驶水平对紧急事件后驾驶人工作负荷和驾驶绩效稳定时间的影响，提出了基于样本均值置信区间的信号稳定时间计算方法，设计并开展了手动驾驶(MD)、自适应巡航控制(ACC)和高级自动驾驶(HAD)3个自动驾驶水平与前车制动、前车换道2种紧急事件的模拟驾驶试验。试验有效被试者为53人，结果表明，相比于MD，HAD条件下2种紧急事件的心率稳定时间平均增加了4.56 s。自动驾驶水平对前车制动紧急事件后车辆速度、合成加速度和车道位置标准差稳定时间的影响均不显著，相比于MD，ACC和HAD条件下，前车换道紧急事件后驾驶绩效的稳定时间平均分别增加了3.2 s和5 s。研究成果对自动驾驶控制权切换模式和切换时刻的设计提供了理论依据。

关 键 词：智能交通；驾驶行为；驾驶模拟器；自动驾驶水平；稳定时间
中图分类号：U491
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3477-07

近年来，随着信息和通信技术的飞速发展，自动驾驶成为相关领域的热门词汇，许多学者和公司都投入自动驾驶方向的研究中。国际自动机工程师学会[1]于2016年发布了自动驾驶汽车的等级划分标准，包含从L0级的人工驾驶到L5级的完全自动驾驶共6个水平。然而，受相关技术和伦理道德等问题的约束，要想实现完全自动驾驶还有很长一段路要走[2]。因此，在自动驾驶技术发展的过程中，驾驶人与自动驾驶系统共同控制车辆的阶段会持续一段时间[3]，驾驶人的角色也从“操作者”慢慢向“监管者”转变[4]。

在L1～L3阶段，当自动驾驶系统遇到紧急事件时，会向驾驶人发送接管请求，请求驾驶人接管车辆的控制权[5]。众多学者发现，在面临紧急事件时，L1级[6]和L3级[7-8]条件下驾驶人的操作时间会延长，随着自动驾驶水平的提高，驾驶绩效也变得更差，包括更高的碰撞和冲突风险[9-10]、更大的车道偏离可能[11]和更短的车头时距[12]。在紧急事件发生后，驾驶人需要一定时间来恢复至原来的工作负荷水平和驾驶绩效水平，驾驶人具体需要多长时间来让自己的状态恢复稳定，也得到了一些学者的关注[13]。

Merat等[14]对比研究了L2级自动驾驶水平下，固定周期和可变周期2种提醒模式对驾驶人在面对紧急换道事件时眼动指标与驾驶绩效的影响，根据数据图像发现，在可变周期提醒模式下，驾驶人需要15～20 s来重新将注意力集中在当前道路中心，而在任一模式下，驾驶人的车道位置标准差都需要35～40 s才能恢复稳定。Melnicuk等[15]提出了一种基于回归分析模型的确定信号稳定时间方法，研究不同非驾驶任务和道路类型对L3级自动驾驶条件下驾驶人接管车辆后的工作负荷和驾驶

收稿日期：2022-10-30；录用日期：2022-11-25；网络出版时间：2022-12-16 15:49
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221215.1532.001
基金项目：国家自然科学基金(52131204)
*通信作者. E-mail：lugq@buaa.edu.cn

引用格式：翟俊达，鲁光泉，陈发城. 自动驾驶水平对驾驶行为稳定时间的影响分析[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(11)：3477-3483. ZHAI J D，LU G Q，CHEN F C. Effect analysis of automation levels on stabilization time of driving behaviors[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(11)：3477-3483 (in Chinese).

绩效稳定时间的影响，结果表明，驾驶人的心率变异性需要约20 s恢复稳定，在高速公路场景下，更高负荷的非驾驶任务能够缩短稳定时间至15 s，但在城市道路场景中没有发现该现象，相比于驾驶人的工作负荷指标，驾驶人的驾驶绩效恢复稳定所用时间更短，当无须做非驾驶任务时，平均车道位置和车道位置标准差分别需要13 s和5 s即可恢复稳定，而高负荷非驾驶任务则延长至22 s和10 s。Pampel等[16]将L3级自动驾驶接管车辆后60 s的数据按照每5 s为一个区间分为12个区间，研究接管模式和是否分心对驾驶人的驾驶绩效的影响，方差分析结果表明，注视中央控制屏次数和速度标准差在5～10 s的区间内可以稳定，而车辆速度在15～20 s、车道位置标准差在20～25 s的区间内才能稳定。

以上研究虽然探索了非驾驶任务、道路类型、接管模式等因素对于驾驶人各项指标稳定时间的影响，但均针对L2级或L3级的单一自动驾驶水平条件，而对于不同自动驾驶水平对驾驶人在紧急事件后的工作负荷和驾驶绩效稳定时间的影响分析还十分缺乏[17]。Ulahannan等[18]提出，在驾驶人刚接管车辆处于高负荷水平阶段时，自动驾驶系统仍可以保留部分功能，如自适应巡航或车道保持辅助，来辅助驾驶人进行驾驶，当驾驶人的工作负荷水平和驾驶绩效稳定后，车辆的全部控制权可以逐渐转移给驾驶人。Inagaki[19]定义了自适应自动驾驶的概念，主张根据环境因素及驾驶人的工作负荷和驾驶绩效，动态地切换车辆控制权，实现该概念的前提即确定驾驶人在紧急事件后的工作负荷和驾驶绩效稳定时间。

针对上述问题，本文设计了包含3个自动驾驶水平（L0级、L1级和L3级）和2种紧急事件（前车制动和前车换道）的城市道路模拟驾驶试验，并提出了一种基于样本均值置信区间的信号稳定时间计算方法。选取驾驶人工作负荷（心率）和驾驶绩效（车辆速度、车道位置标准差、合成加速度）的多项评价指标，利用重复测量方差分析和非参数分析对比研究自动驾驶水平对紧急事件后驾驶人工作负荷和驾驶绩效稳定时间的影响。研究成果为未来自动驾驶车辆的控制权切换模式和切换时刻提供了理论依据。

1 试验方法

1.1 试验对象

本文通过网络平台招募被试者，共56人，因设备故障等原因，3人数据缺失，有效被试者为53人（男性37人，女性16人），被试者的年龄范围为21～47岁（平均值37.67岁，标准差8.06岁），全部持有有效驾驶证件（平均值8.31年，均值6.09年），且拥有正常或矫正后正常的视觉和听觉。

1.2 试验设备

本文采用日本FORUM8公司研制的固定基座式驾驶模拟器PR-L-3-43-AW-AT-200（见图1）开展试验，该模拟器包括1/4的模拟车身、方向盘、加速和制动踏板、显示器（3块43 in的LED屏幕，lin=2.54 cm）和音响等设备。模拟驾驶软件采用FORUM8公司研制的虚拟现实仿真软件UC-win/Road15.0。



图1 驾驶模拟器

Fig. 1 Driving simulator

1.3 试验设计

1.3.1 自动驾驶水平

试验共包含3个驾驶水平，分别为手动驾驶（manual driving, MD）、自适应巡航控制（adaptive cruise control, ACC）和高级自动驾驶（highly automated driving, HAD），分别对应SAE International所指定自动驾驶水平中的L0级、L1级和L3级自动驾驶。在MD条件下，驾驶人需全权对车辆进行横纵向控制；当ACC系统生效时，驾驶人仅需使用方向盘对车辆进行横向控制，纵向控制则由系统完成；当HAD系统生效时，车辆的全部控制均由自动驾驶系统完成，且驾驶人无须监控前方道路情况。当紧急事件发生时，ACC和HAD条件下的自动驾驶系统会因无法处理该情况而向驾驶人发送接管请求，接管方式包括屏幕上方显示文字和语音提醒，内容均为“自动驾驶即将失效，请接管”。驾驶人在接收到接管请求后，可使用方向盘或踏板接管车辆的全部控制权，在驾驶人接管之前，自动驾驶系统会保持车辆的运动状态。对应3种自动驾驶水平，每名被试者需要完成3次完全相同的模拟驾驶试验，为减少学习效应带来的试验误差，试验顺序遵循完全平衡试验设计标准。

1.3.2 试验场景

本文的试验场景是通过仿真软件模拟德胜门外大街到京藏高速某路段，全程8.5 km，双向六车

道, 被试者驾驶的跟驰车行驶在中间车道, 左右两车道分别设置 500 辆/h 的交通流。被试者的主要任务是驾驶跟驰车紧随中间车道的前导车行驶, 前导车以 80 km/h 的速度在中间车道匀速行驶, 试验开始前, 被试者被告知在非必要的情况下不可以换道或超过前导车。在 ACC 和 HAD 条件下, 前导车和跟驰车之间的车头时距设置为 2 s, 间距为 44.44 m, 在 MD 条件下, 被试者可以根据自己的驾驶习惯控制跟车距离。为保证被试者的操作时间预算一致, 当紧急事件触发时, MD 条件下的前导车会由原位置闪现至跟驰车前方 44.44 m 处。本文试验中的紧急事件包括前车制动和前车换道, 分别发生在距试验开始点 3 km 和 6 km 处。在前车制动紧急事件中, 前导车以 3 m/s^2 的减速度从 80 km/h 减速至 30 km/h, 并在 5 s 后恢复至初始速度。在前车换道紧急事件中, 前导车迅速换道至左侧车道, 显露出中间车道前方的抛锚车辆, 该车辆与跟驰车之间的距离为 155.56 m, 即时间预算为 7 s, 被试者需要跟随前车换道至左侧车道以避免与抛锚车辆相撞。

1.3.3　试验因变量

本文试验的因变量包括被试者的工作负荷指标和驾驶绩效指标。

学者们经常使用心生理指标[20-22]来评价驾驶人的工作负荷, 在分析工作负荷的稳定时间时, 考虑其对数据采样频率的要求, 选择驾驶人的心率[23]作为工作负荷评价指标。被试者的心率数据通过美国 BIOPAC 公司的 MP150 型 16 通道生理仪采集, 通过导线和电极贴片, 将生理仪与被试者的左上肢、右上肢和右下肢相连, 数据由软件 AcqKnowledge 4.3 记录。

试验采用的驾驶绩效指标包括车辆速度、合成加速度和车道位置标准差。其中, 车辆速度和合成加速度均可综合评价紧急事件触发后车辆横纵向控制的稳定性, 考虑到前车制动紧急事件中驾驶人被要求只能制动而不能换道超过前导车, 在前车换道紧急事件中, 驾驶人需要更换车道以避免与前方抛锚车辆相撞。因此, 选择以上 2 个指标。此外, 对于学者们在研究驾驶人稳定时间中常用于评价驾驶人横向控制能力的车道位置标准差, 因该指标在换道场景中不适用, 故只在前车制动紧急事件中进行分析。

1.3.4　试验流程

首先, 被试者到达后要签署试验知情同意书和人口统计学问卷, 该问卷包含被试者的个人基本信息和驾驶经验信息。其次, 由试验人员向被试者介绍试验流程和试验设备, 包括驾驶模拟器的操作、各自动驾驶水平的功能和局限性、接管请求和如何接管等。然后, 被试者可以开始操作驾驶模拟器, 熟悉车辆控制和接管操作, 并进行预试验, 包括正式试验中的相似场景, 但不完全相同, 待被试者示意完全熟悉后, 由试验人员为被试者佩戴相关的生理设备, 并记录驾驶人在平静状态下的生理指标基准水平。最后, 开始正式试验, 共包含 3 次驾驶, 分别对应 3 个自动驾驶水平, 试验顺序遵循完全平衡试验设计标准, 每次驾驶持续时间约为 6 min, 在每次驾驶结束后被试者可稍作休息, 整个试验持续时间约 1 h。

1.4　稳定时间计算方法

本文提出了一种新的紧急事件后稳定时间计算方法。

1) 考虑到部分指标的特性, 将数据降采样至采样频率为 1 Hz。对于车道位置标准差, 计算每秒内该指标的大小; 对于其他指标, 则使用每秒内的数据均值代替该秒数据。

2) 应用每名被试者在 MD 条件下每个紧急事件触发时刻前 30 s 内数据计算该被试者的稳定时间判定阈值。将该数据作为样本进行区间估计, 因样本数量为 30, 将其视作大样本, 又因各指标恢复稳定的趋势已知, 所以需计算单侧置信区间, 其在 95% 置信水平下的均值置信区间上限和下限分别为 $\bar{x}+Z_{95\%}s_{\mathrm{e}}$ 与 $\bar{x}-Z_{95\%}s_{\mathrm{e}}$, 其中, $\bar{x}$ 为样本均值, $Z_{95\%}$ 为 95% 分位的 Z 统计量, s_{e} 为样本标准误差。对于在紧急事件后上升的指标, 由于其恢复稳定时正处于下降阶段, 判定阈值为均值置信区间的上限; 反之, 在紧急事件后下降的指标, 判定阈值为均值置信区间的下限。

3) 取各自动驾驶水平条件下紧急事件发生后 60 s 内的数据, 将全部数据放入集合中, 并计算该集合的均值, 在接下来的每一步中, 将集合中的第 1 个数据取出, 计算集合中剩余数据的均值, 当集合的均值达到判定阈值时, 则认为剩余时间内的数据已经恢复到了稳定状态, 到达该步所花费的时间即为该条件下的稳定时间。

在 Merat[14] 和 Pampel[16] 等的研究中, 稳定时间的最小周期为 5 s, 相对于危险可能发生在极短时间内的驾驶任务, 5 s 的窗口过长, 而本文方法将计算周期缩短至 1 s。相比于 Melnicuk 等[15] 提出的线性回归方法, 本文方法有 2 个优势: ①Melnicuk 等[15] 的方法过于依赖数据在下降阶段的稳定性, 因此, 对异常数据的容忍度较低, 计算单个被试者数据的稳定时间时, 结果可靠性不足, 只能对全部被试者

的数据进行线性回归，得到平均稳定时间。而本文方法可以计算每名被试者各自的稳定时间，从而支持对其进行统计学检验。②Melnicuk等[15]的方法注重指标数据本身恢复平稳的时刻，未考虑数据的恢复程度，本文方法的判定阈值考虑了被试者在MD条件下的数据，认为当被试者的指标恢复到MD条件下的正常跟驰状态时，工作负荷和驾驶绩效才算回到正常水平，指标才恢复平稳。

1.5 数据分析

对数据进行正态性和方差齐性检验，对于通过以上检验的数据，使用重复测量方差分析。在分析之前进行球形度检验，对于未通过该检验的数据，使用Greenhouse-Geisser校正其结果；对于没有通过正态性和方差齐性检验的数据，使用非参数检验中适用于多因素相关样本的Friedman M检验进行分析。本文中的显著性水平取p<0.05，在重复测量方差分析和Friedman M检验结果中分别对η^2与Z进行了展示，对于多组数据比较的结果，对其应用Bonferroni校正。

2 试验结果与讨论

2.1 工作负荷稳定时间

被试者工作负荷稳定时间结果如表1所示。自动驾驶水平对前车制动和前车换道2个紧急事件后驾驶人心率稳定时间的影响如图2所示。重复测量方差分析结果表明，自动驾驶水平对2个紧急事件后心率稳定时间的影响均是显著的(前车制动：F (2,104) = 4.396, p = 0.015, η^2 = 0.078；前车换道：F (2,104) = 4.319, p = 0.016, η^2 = 0.077)。如图2所示，相比于MD，HAD条件下被试者在前导车紧急制动后的心率稳定时间显著增加。类似地，HAD条件下被试者在前导车换道后的心率稳定时间也显著长于MD条件。

表1 被试者工作负荷稳定时间结果

Table 1 Participants' workload stabilization time results

自动驾驶水平	前车制动后心率稳定时间/s	前车换道后心率稳定时间/s
MD	14.56±4.41	15.38±5.846
ACC	16.62±6.14	15.94±6.762
HAD	18.75±6.41	20.31±6.839

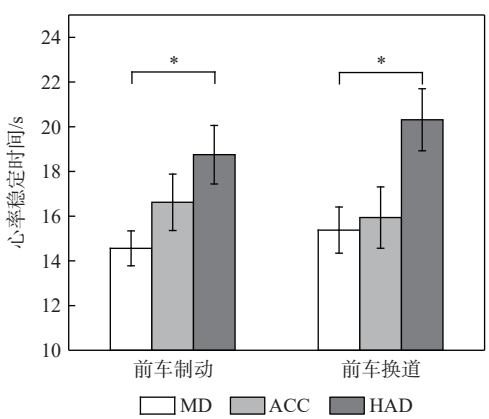


图2 心率稳定时间

Fig. 2 Stabilization time of heart rate

使用本文所提稳定时间计算方法得出的紧急事件后心率稳定时间范围为14～20 s，与Merat[14]和Melnicuk[15]等的结果具有一致性，从侧面证明了该方法的有效性。重复测量方差分析结果表明，自动驾驶水平对于2种紧急事件后的心率稳定时间均有显著影响，随着自动驾驶水平的升高，被试者在紧急事件后的工作负荷稳定时间有所延长。De Winter等[10]根据37项研究的数据进行元分析发现，当自动驾驶系统工作时，随着自动驾驶水平的提高，驾驶人的工作负荷会降低。Lu等[11]提出，当车辆面临紧急事件向驾驶人发送接管请求后，驾驶人需要在短时间内恢复工作负荷水平。因此，驾驶人的工作负荷水平会出现阶跃式的上升，而在紧急事件前的工作负荷水平越低，其在紧急事件后上升的幅度也就越大，导致驾驶人的工作负荷需要更长的时间恢复稳定。

2.2 驾驶绩效稳定时间

对各指标驾驶绩效稳定时间数据使用Kolmogorov-Smirnov检验后发现，数据不服从正态分布，因此，使用非参数检验中的Friedman M检验进行数据分析，被试者驾驶绩效稳定时间的中位数如表2所示。

表2 被试者驾驶绩效稳定时间结果

Table 2 Participants' driving performance stabilization time results

自动驾驶水平	前车制动后车辆速度稳定时间/s	前车换道后车辆速度稳定时间/s	前车制动后合成加速度稳定时间/s	前车换道后合成加速度稳定时间/s	前车制动后车道位置标准差
MD	15	13	19	15	16
ACC	16	19	21	20	18
HAD	20	20	18	25	20

自动驾驶水平对2个紧急事件后车辆速度稳定时间的影响如图3所示。结果显示，自动驾驶水平可以显著影响前车制动后的车辆速度稳定时间(Z = 6.040, p = 0.049)，MD和HAD条件下的稳定时间之间的差异是接近显著的(p = 0.052)。自动驾驶水平对前车换道后的车辆速度稳定时间同样具有显著影响(Z = 15.892, p < 0.001)，相比于MD条件，ACC(p = 0.010)和HAD(p < 0.001)条件下的车辆速度稳定时间显著增加。

自动驾驶水平对紧急事件后车辆合成加速度稳定时间的影响如图4所示。结果表明，自动驾驶

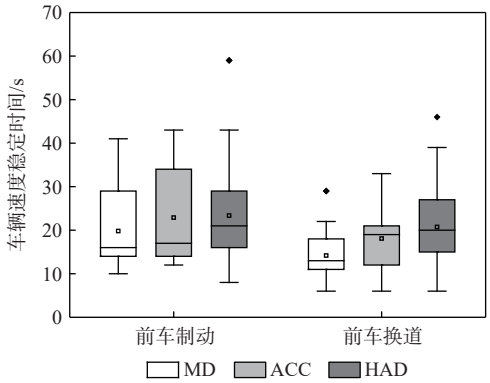


图 3　车辆速度稳定时间

Fig. 3　Vehicle speed stabilization time

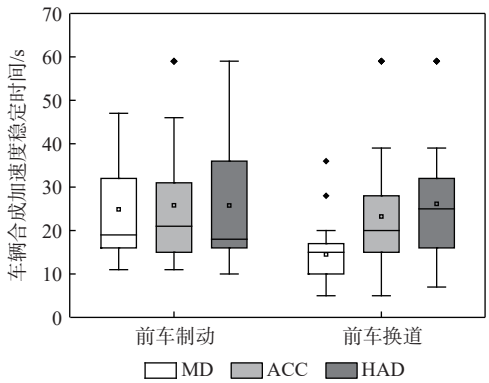


图 4　车辆合成加速度稳定时间

Fig. 4　Vehicle resultant acceleration stabilization time

水平对该指标前车制动后的稳定时间无显著性影响($Z = 0.159$, $p = 0.923$)。自动驾驶水平对车辆合成加速度在前车换道后的稳定时间影响是显著的($Z = 25.405$, $p < 0.001$), 与车辆速度稳定时间类似, ACC($p < 0.001$)和 HAD($p < 0.001$)条件下的车辆合成加速度稳定时间也显著长于 MD 条件。

如图 5 所示, 自动驾驶水平对前车制动后车道位置标准差稳定时间的影响不显著($Z = 5.136$, $p = 0.077$)。

Friedman M 检验结果显示, 在前车制动后, 自动驾驶对于车辆速度、合成加速度和车道位置标准差的影响不显著, 然而在前车换道后, 随着自动驾驶水平的提高, 车辆速度和合成加速度的稳定时间显著延长。部分学者指出, 在自动驾驶系统工作时, 驾驶人的情景意识会降低[8], 而当紧急事件发生后, 驾驶人需要恢复情景意识, 了解周围交通环境, 进行驾驶操作决策和控制, MD 条件下, 驾驶人本身就已经在随时观察道路情况, 对到来的危险进行更加游刃有余的避让操作。除此之外, Yerkes-Dodson 定律[24] 也指出, 过高的工作负荷会导致驾驶绩效降低。这可以解释当紧急事件发生后, 在更高自动驾驶水平条件下的驾驶人需要更长的时间使其对车辆的控制达到稳定状态。

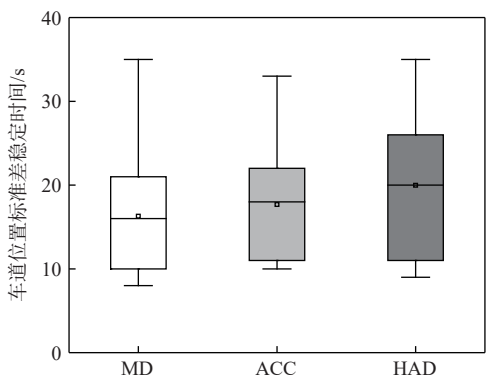


图 5　车道位置标准差稳定时间

Fig. 5　Lane position standard deviation stabilization time

而本文研究中 2 个紧急事件不同的结果, 或许与紧急事件本身有关。对于前车换道紧急事件, 当事件触发时, 驾驶人需要在短时间内进行换道操作, 而在换道之前, 则需要同时对前方抛锚车辆和相邻车道的后方车辆进行观察, 进行换道时机和换道方案的决策, 当换道完成后, 被试者即可在当前车道上继续跟驰前导车行驶。而当前车制动紧急事件触发时, 被试者需要进行制动操作以避免碰撞前导车, 相比于前车换道紧急事件, 仅在当前车道内的制动对于驾驶人的情景意识和道路周围环境了解的要求较低, 然而与前车换道紧急事件不同, 被试者需要等待前导车减速至最低速度, 并在其开始加速后解除风险预警, 跟随前导车开始加速。

从各个指标在 2 个紧急事件的稳定时间中位数可以观察到, 在 MD 条件下, 前导车制动后所用的稳定时间要长于其换道后的稳定时间, 而在 ACC 和 HAD 条件下, 前导车换道后的稳定时间与其制动后的稳定时间持平甚至更长。这是因为前车换道紧急事件虽然对驾驶人的情景意识要求较高, 但 MD 条件下的驾驶人已经处于较高的情景意识水平, 所以受到该事件的影响较小, 而在前车制动紧急事件中, 驾驶绩效的稳定时间受到等待前导车加速时间的影响较大。而对于 ACC 和 HAD 条件下的驾驶人, 因为其在前车换道紧急事件之前的情景意识不足, 面对更加复杂的换道场景, 反应时间延长, 所以在换道后可能仍需要较长时间才能使得车辆控制恢复稳定。综上, 可以对 2 种紧急事件后自动驾驶水平对各驾驶绩效指标稳定时间的不同影响进行解释。

3　结　论

1) 本文提出了一种基于样本均值置信区间的信号稳定时间计算方法, 相比于现有的常用计算方法, 该方法可以提高计算精度, 并能够分别计算每

名被试者的稳定时间，以便进行统计学分析。

2）自动驾驶水平的升高，可以增加前车制动和前车换道2种紧急事件后的工作负荷稳定时间，心率数据结果表明该影响具有显著性。

3）自动驾驶水平的升高可以显著增加前车换道紧急事件后的车辆速度和合成加速度稳定时间，然而对前车制动紧急事件后的驾驶绩效稳定时间无显著性影响。

本文仅考虑了前车制动和前车换道场景，在后续工作中可以增加更多的典型冲突和接管场景，并选用更多的常见驾驶人心理与行为指标，以提升研究的可靠性和普适性。

参考文献（References）

[1] SAE International. Taxonomy and definitions for terms related to driving automation systems for on-road motor vehicles: SAE J3016-202104[S]. Warrendale: SAE International, 2021.

[2] 吴超仲, 吴浩然, 吕能超. 人机共驾智能汽车的控制权切换与安全性综述[J]. 交通运输工程学报, 2018, 18(6): 131-141.
WU C Z, WU H R, LYU N C. Review of control switch and safety of human-computer driving intelligent vehicle[J]. Journal of Traffic and Transportation Engineering, 2018, 18(6): 131-141(in Chinese).

[3] 黄晶, 韦伟, 邹德飚. 基于个性化间距策略的自适应巡航系统模式切换策略研究[J]. 汽车工程, 2020, 42(10): 1302-1311.
HUANG J, WEI W, ZOU D B. Research on multi-mode switching strategy of adaptive cruise control system based on personalized spacing strategy[J]. Automotive Engineering, 2020, 42(10): 1302-1311(in Chinese).

[4] NOY I Y, SHINAR D, HORREY W J. Automated driving: Safety blind spots[J]. Safety Science, 2018, 102: 68-78.

[5] 鲁光泉, 陈发城, 李鹏辉, 等. 驾驶人跟车风险接受水平对其接管绩效的影响[J]. 汽车工程, 2021, 43(6): 808-814.
LU G Q, CHEN F C, LI P H, et al. Effect of drivers' acceptance level of car-following risk on the takeover performance[J]. Automotive Engineering, 2021, 43(6): 808-814(in Chinese).

[6] LARSSON A F L, KIRCHER K, HULTGREN J A. Learning from experience: Familiarity with ACC and responding to a cut-in situation in automated driving[J]. Transportation Research Part F: Traffic Psychology and Behaviour, 2014, 27: 229-237.

[7] DAMBÖCK D, WEIßGERBER T, KIENLE M, et al. Requirements for cooperative vehicle guidance[C]//Proceedings of the 16th International IEEE Conference on Intelligent Transportation Systems. Piscataway: IEEE Press, 2013: 1656-1661.

[8] RADLMAYR J, GOLD C, LORENZ L, et al. How traffic situations and non-driving related tasks affect the take-over quality in highly automated driving[J]. Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society Annual Meeting, 2014, 58(1): 2063-2067.

[9] STANTON N A, YOUNG M S, WALKER G H, et al. Automating the driver's control tasks[J]. International Journal of Cognitive Ergonomics, 2001, 5(3): 221-236.

[10] DE WINTER J C F, HAPPEE R, MARTENS M H, et al. Effects of adaptive cruise control and highly automated driving on workload and situation awareness: a review of the empirical evidence[J]. Transportation Research Part F: Traffic Psychology and Behaviour, 2014, 27: 196-217.

[11] LU G Q, ZHAI J D, LI P H, et al. Measuring drivers' takeover performance in varying levels of automation: Considering the influence of cognitive secondary task[J]. Transportation Research Part F: Traffic Psychology and Behaviour, 2021, 82: 96-110.

[12] STRAND N, NILSSON J, KARLSSON I C M, et al. Semi-automated versus highly automated driving in critical situations caused by automation failures[J]. Transportation Research Part F: Traffic Psychology and Behaviour, 2014, 27: 218-228.

[13] VOGELPOHL T, KÜHN M, HUMMEL T, et al. Transitioning to manual driving requires additional time after automation deactivation[J]. Transportation Research Part F: Traffic Psychology and Behaviour, 2018, 55: 464-482.

[14] MERAT N, JAMSON A H, LAI F C H, et al. Transition to manual: Driver behaviour when resuming control from a highly automated vehicle[J]. Transportation Research Part F: Traffic Psychology and Behaviour, 2014, 27: 274-282.

[15] MELNICUK V, THOMPSON S, JENNINGS P, et al. Effect of cognitive load on drivers' state and task performance during automated driving: introducing a novel method for determining stabilisation time following take-over of control[J]. Accident; Analysis and Prevention, 2021, 151: 105967.

[16] PAMPEL S M, LARGE D R, BURNETT G, et al. Getting the driver back into the loop: The quality of manual vehicle control following long and short non-critical transfer-of-control requests: TI: NS[J]. Theoretical Issues in Ergonomics Science, 2019, 20(3): 265-283.

[17] DOGAN E, RAHAL M C, DEBORNE R, et al. Transition of control in a partially automated vehicle: Effects of anticipation and non-driving-related task involvement[J]. Transportation Research Part F: Traffic Psychology and Behaviour, 2017, 46: 205-215.

[18] ULAHANNAN A, JENNINGS P, OLIVEIRA L, et al. Designing an adaptive interface: Using eye tracking to classify how information usage changes over time in partially automated vehicles[J]. IEEE Access, 2020, 8: 16865-16875.

[19] INAGAKI T. Adaptive automation: Sharing and trading of control [M]//HOLLNAGEL E. Handbook of cognitive task design. Mahwah: Lawrence Erlbaum Associates Publishers, 2003: 147-169.

[20] YOUNG M S, BROOKHUIS K A, WICKENS C D, et al. State of science: Mental workload in ergonomics[J]. Ergonomics, 2015, 58(1): 1-17.

[21] 朱彤, 吴玲, 胡月琦, 等. 基于因子模型的高速公路特长隧道驾驶人心理负荷特性研究[J]. 中国公路学报, 2018, 31(11): 165-175.
ZHU T, WU L, HU Y Q, et al. Research on characteristics of drivers' mental workload in extra-long expressway tunnels based on the factor model[J]. China Journal of Highway and Transport, 2018, 31(11): 165-175(in Chinese).

[22] 汪旭. 基于心率增长率的山区复杂公路纵坡路段驾驶负荷试验研究[D]. 重庆: 重庆交通大学, 2016.
WANG X. Experimental research on the driving load of longitudinal section road in complex mountain highway based on the growth rate of heart[D]. Chongqing: Chongqing Jiaotong University, 2016 (in Chinese).

[23] 翟俊达, 鲁光泉, 陈发城, 等. 城市交叉口车路网联信息对青年驾

驶人驾驶行为的影响分析[J]. 交通信息与安全, 2022, 40(1): 126-134.
ZHAI J D, LU G Q, CHEN F C, et al. Effects of information from connected vehicles and infrastructure on driving behavior of young drivers at urban intersections[J]. Journal of Transport Information and Safety, 2022, 40(1): 126-134(in Chinese).
[24] YERKES R M, DODSON J D. The relation of strength of stimulus to rapidity of habit-formation[J]. Journal of Comparative Neurology and Psychology, 1908, 18(5): 459-482.

Effect analysis of automation levels on stabilization time of driving behaviors

ZHAI Junda[1]，LU Guangquan[1,*]，CHEN Facheng[2]

(1. School of Transportation Science and Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China；
2. School of Traffic Management，People's Public Security University of China，Beijing 100038，China)

Abstract：Despite an absence of pertinent studies, the stabilization of drivers' states following crucial incidents at varied automation degrees has a significant impact on traffic safety. In order to investigate the effects of automation levels on the stabilization time of drivers' workload and driving performance, a method for acquiring signal stabilization time was proposed based on the confidence interval of sample mean value. A driving simulation was carried out that featured two crucial events (lead vehicle deceleration and lead vehicle lane changing) and three automation levels manual driving (MD), adaptive cruise control (ACC), and highly automated (HAD) driving. The effective data was collected from 53 participants. The results showed that compared to MD, heart rate stabilization time after the two critical events significantly increased 4.56 s. Moreover, automation levels did not show significant differences in speed, resultant acceleration and standard deviation of lane position of the vehicle after the lead vehicle deceleration. Following the lead vehicle's lane changing event, the driving performance stabilization time increased by an average of 3.2 s and 5 s in the ACC and HAD conditions when compared to MD. The results provide a theoretical basis for the design of mode and time during the control transition of automated driving.

Keywords：intelligent transportation; driving behavior; driving simulator; automation levels; stabilization time

Received：2022-10-30；**Accepted**：2022-11-25；**Published Online**：2022-12-16 15：49
URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221215.1532.001
Foundation item：National Natural Science Foundation of China (52131204)
* **Corresponding author**. E-mail：lugq@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0857

激波与湍流边界层干扰流动的马赫数效应

吴正园[1]，高振勋[1,*]，陈新民[2]，蒋崇文[1]，李椿萱[1]，葛航[2]

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191；
2. 中国科学院宁波材料技术与工程研究所 先进制造技术研究所，宁波 315336)

摘 要：激波与湍流边界层相互干扰(SWTBLI)现象可诱导形成复杂的流场结构和气动力热分布特性，其干扰机制和影响机理至今仍未被充分掌握。为分析超/高超声速SWTBLI流动的机理，开展了来流马赫数为3、5、11条件下压缩拐角流动的直接数值模拟(DNS)研究。结果显示，SWTBLI使干扰区内的速度、压强等物理量的脉动显著增强，且增强幅值随来流马赫数升高而增大；同时，上游边界层中的温度、压强等物理量的脉动也随来流马赫数的增大而增强。在SWTBLI作用下，流动的可压缩效应明显增强，干扰区内压力膨胀项和膨胀耗散项不再可忽略。在高超声速条件下，上游边界层中的压力膨胀项和膨胀耗散项也比较重要。此外，SWTBLI诱导的壁面压强平均值和脉动均方根值的分布存在共性。在所有来流马赫数下，干扰区内的壁面压强脉动相比上游边界层均显著增强，并形成明显的峰值。流动发生显著分离时，将分别形成位于平均分离点和再附点附近的壁面压强脉动峰值。

关 键 词：激波与湍流边界层相互干扰；高超声速流动；可压缩湍流；直接数值模拟；分离流
中图分类号：V221+.3; O355
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3484-11

激波与湍流边界层相互干扰(shock-wave/turbulent-boundary-layer interaction, SWTBLI)现象广泛存在于超声速和高超声速飞行器的内/外流场中[1-4]，对飞行器的气动力热特性、操稳特性、结构安全和推进系统的工作性能等有着极为重要的影响。作为发展超/高超声速技术所面临的共性技术难题，虽已历经近一个世纪的研究，但SWTBLI复杂的干扰机制和流动机理仍未被充分掌握。深入理解掌握SWTBLI现象的流动机理，可为发展针对SWTBLI的流动控制技术，优化高速飞行器的气动布局、热防护和推进系统设计提供理论指导和技术储备。

近一个世纪以来，国内外已结合理论、实验和数值模拟手段系统开展了不同流动和几何条件下的SWTBLI流动研究[5-7]。基于雷诺平均Navier-Scokes(Reynolds average Navier-Scokes, RANS)的高马赫数SWTBLI湍流封闭模型研究已取得一定的进展，可为工程实践提供可用的气动力热数据[3]。然而，强可压缩性所带来的复杂响应和固有的SWTBLI非定常特性直接制约了湍流的精确建模与模型的普适性。相较之下，直接数值模拟(direct numerical simulation, DNS)方法凭借其精度高和所获流场信息全面的优点[8-9]，更适用于开展SWTBLI流动的机理研究。

DNS方法在超声速SWTBLI流动研究中得到广泛应用。童福林等[10]开展了入射激波与湍流边界层干扰的DNS研究，对不同入射激波角条件下分离泡的结构及其非定常运动特性等进行了分析；

收稿日期：2022-10-30；**录用日期**：2022-12-02；**网络出版时间**：2022-12-16 10:10
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221214.1614.007
基金项目：国家自然科学基金(11872094)；国家自然科学基金创新研究群体项目(11721202)
* **通信作者**. E-mail：gaozhenxun@buaa.edu.cn

引用格式：吴正园，高振勋，陈新民，等. 激波与湍流边界层干扰流动的马赫数效应[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(11)：3484-3494. WU Z Y，GAO Z X，CHEN X M，et al. Mach number effect in shock-wave/turbulent-boundary-layer interaction flow[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(11)：3484-3494 (in Chinese).

Zhu 等[11] 开展了壁温 T_w 对 SWTBLI 影响的 DNS 研究, 其数值模拟考虑了 T_w/T_r= 0.6, 1.14, 1.4, 2.0 这 4 种情况(T_r 为恢复温度), 发现分离泡随壁温的增加而增大; Priebe 等[8-9] 先后开展了超声速入射激波和压缩拐角流动的 DNS 研究。现阶段, 高超声速 SWTBLI 流动的 DNS 研究尚不多见。Knutson 等[12] 开展了来流马赫数 Ma_∞=6 条件下带后掠翼的锥体绕流的 DNS 研究, 重点观察了该 SWTBLI 流场中的涡系结构及其对壁面热流和摩阻的影响; Fang 等[13] 开展了 Ma_∞=5 时后掠斜楔三维 SWTBLI 流动的大涡模拟(large eddy simulation, LES)研究, 分析了复杂三维涡系结构的组成及其对流动的影响; Hildebrand 等[14] 采用 DNS 方法对 Ma_∞=6 条件下入射激波与湍流边界层干扰流动的稳定性进行了研究。整体上, 迄今对 SWTBLI 的研究主要集中在 Ma_∞<6 的流动条件上, 对更高来流马赫数下 SWTBLI 的流动机理(如可压缩效应强弱、分离流特性和湍流脉动特性等)的研究尚不充分。

对此, 本文开展了超声速至高超声速范围内(Ma_∞=3,5,11)SWTBLI 流动的 DNS 研究, 深入分析 SWTBLI 流动的马赫数效应。首先, 建立了适用于超/高超声速 SWTBLI 流动研究的数值模拟平台, 发展了 DNS 高精度数值模拟方法。然后, 使用所建立的平台开展超/高超声速压缩拐角 SWTBLI 流动的 DNS 研究, 探讨不同来流马赫数下 SWTBLI 的流动机理。

1　控制方程与数值方法

1.1　可压缩流动的控制方程

在笛卡儿坐标系下, 可压缩量热完全气体流动的瞬时 Navier-Stokes 方程可写成如下守恒形式:

$$\begin{cases} \dfrac{\partial \rho}{\partial t}+\dfrac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j)=0 \\ \dfrac{\partial(\rho u_i)}{\partial t}+\dfrac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j+\delta_{ij}p)=\dfrac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \\ \dfrac{\partial(\rho E)}{\partial t}+\dfrac{\partial}{\partial x_j}(\rho H u_j)=\dfrac{\partial}{\partial x_j}\left(\tau_{ij}u_i+\lambda\dfrac{\partial T}{\partial x_j}\right) \end{cases} \tag{1}$$

式中: ρ、u_i、p 和 T 分别为气体的密度、速度、压强和静温; E 和 H 分别为单位质量总能量和总焓; x_j, j=1,2,3 分别表示 x, y, z 3 个维度方向; τ_{ij} 为剪切应力张量; λ 为热传导系数; δ_{ij} 为克罗内克符号。对满足 Stokes 假设的牛顿流体, 剪切应力张量 τ_{ij} 与速度梯度张量 $\partial u_i/\partial x_j$ 的本构方程为

$$\tau_{ij}=\mu\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)-\frac{2}{3}\mu\frac{\partial u_k}{\partial x_k}\delta_{ij} \tag{2}$$

式中: μ 为分子黏性系数, μ 采用 Sutherland 公式计算得到。

同时, 气体满足状态方程:

$$p=\rho RT \tag{3}$$

式中: R 为空气气体常数。

1.2　控制方程组的数值求解方法

1.2.1　一般形式的控制方程组

采用有限差分方法求解控制方程组 (1), 其可进一步写成如下形式:

$$\frac{\partial \boldsymbol{Q}}{\partial t}+\frac{\partial \boldsymbol{F}}{\partial x}+\frac{\partial \boldsymbol{G}}{\partial y}+\frac{\partial \boldsymbol{H}}{\partial z}=\frac{\partial \boldsymbol{F}_v}{\partial x}+\frac{\partial \boldsymbol{G}_v}{\partial y}+\frac{\partial \boldsymbol{H}_v}{\partial z} \tag{4}$$

式中: $\boldsymbol{Q}$ 为守恒变量向量; $\boldsymbol{F}$、$\boldsymbol{G}$、$\boldsymbol{H}$ 分别为 x、y、z 这 3 个方向上的对流(无黏)通量分量; $\boldsymbol{F}_v$、$\boldsymbol{G}_v$ 和 $\boldsymbol{H}_v$ 为黏性通量分量。以上各向量具体表达式可由式 (1) 推导得到, 不再具体给出。

选取特征长度 L_∞、来流密度 ρ_∞、温度 T_∞、速度 U_∞和分子黏性系数 μ_∞为特征量, 对方程组 (4) 进行无量纲化, 经整理后, 可得无量纲形式的控制方程组为

$$\frac{\partial \boldsymbol{Q}}{\partial t}+\frac{\partial \boldsymbol{F}}{\partial x}+\frac{\partial \boldsymbol{G}}{\partial y}+\frac{\partial \boldsymbol{H}}{\partial z}=\frac{1}{Re}\left(\frac{\partial \boldsymbol{F}_v}{\partial x}+\frac{\partial \boldsymbol{G}_v}{\partial y}+\frac{\partial \boldsymbol{H}_v}{\partial z}\right) \tag{5}$$

式中: 来流雷诺数 $Re=\rho_\infty L_\infty U_\infty/\mu_\infty$。

将物理空间 (x,y,z) 变换至规则的计算空间 (ξ,η,ζ) 内开展 CFD 数值模拟, 坐标变换的推导过程可参考相关 CFD 教材。

1.2.2　空间和时间离散格式

控制方程的对流项采用 7 阶 WENO 格式进行离散, 黏性项采用 4 阶中心差分格式进行离散, 时间离散选用隐式双时间步 LUSGS 方法。

1.2.3　边界条件和湍流入口条件

采用虚网格方法处理边界条件, 并根据边界条件对其赋值。虚网格方法可保证数值格式在整个计算域上保持一致。上游入口和下游出口分别采用超声速远场与超声速出口边界条件, 展向采用周期边界条件。

此外, 准确的湍流入口边界是开展 DNS 研究所必需的条件之一。入口边界条件越准确, DNS 在下游形成真实湍流流场所需的流向距离就越短, 所需的网络量也将相应减少。本文发展了一种基于已有湍流数据生成湍流入口边界的方法, 称为湍流数据库方法。为获取湍流数据以搭建湍流数据库, 本文前期开展了 Ma_∞=3 湍流边界层的预处理 DNS 数值模拟。预处理模拟采用层流入口边界而非湍流入口边界(入口边界不包含湍流脉动信息), 并通过在计算域上游层流边界层区域添加壁面吹吸扰动的方式, 在数值模拟层面“诱发”流动转捩来形成湍流边界层。通过截取预处理模拟, 充分发展湍

流边界层区域的湍流流场以形成湍流数据库。

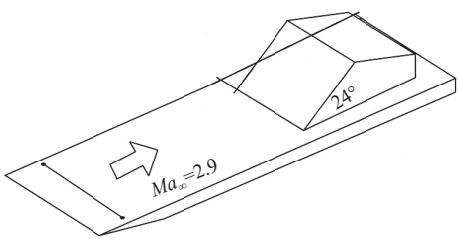
2 算例验证

本节是对所建立的DNS方法及其计算模块进行的验证。算例选用Ringuette等[15]的超声速压缩拐角流动实验模型和给定条件，以便于对比。

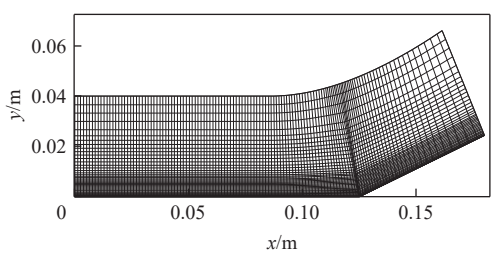
2.1 算例概述

2.1.1 绕流外形和来流条件

Ringuette等[15]的超声速压缩拐角流动实验外形如图1(a)所示，拐角角度为24°，自由来流条件为：Ma_∞=2.92，p_∞=2 410 Pa，T_∞=109.25 K，ρ_∞=0.076 8 kg/m^3，Re=6.15×10^6 m，采用绝热壁面边界条件。数值模拟采用三维结构网格，其中，x、y和z分别表示流向、壁面法向和展向方向。展向方向坐标最小值为0，最大值为展向计算域长度。x-y截面(流向-壁面法向截面)二维计算网格如图1(b)所示，上游边界层区域流向网格间距Δx=0.125 mm(对应无量纲间距Δx^+=7)，流向网格在拐角附近加密，且Δx^+<5。壁面法向方向第1层网格间距为3.5×10^{-6} m，相应的第1层网格y^+<0.3，采用双曲正切函数得到壁面法向网格点分布，在整个边界层内Δy^+<10。展向方向网格均匀分布，展向网格间距Δz=0.105 mm(Δz^+=6)，展向计算域长度为2δ(δ=6.7 mm为计算域入口处边界层厚度)，三维网格点总量为3 000万。



(a) 实验模型



(b) 计算网格-流向间隔10网格点展示

图1 超声速压缩拐角流动实验模型和计算网格

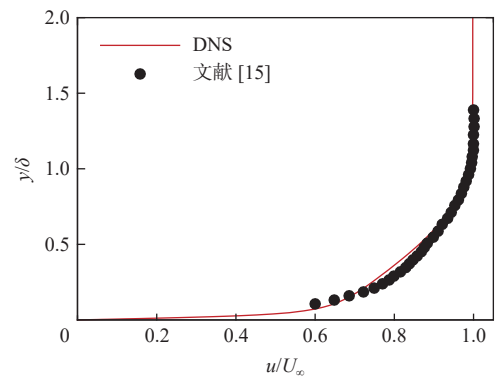
Fig. 1 Experimental models and computational grids for supersonic compression corner flow

2.1.2 DNS计算设置

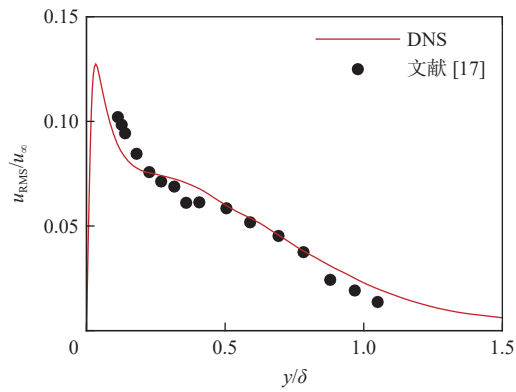
DNS研究采用ACANS有限差分程序[16]。其空间离散的无黏项采用七阶WENO格式离散，黏性项采用四阶中心差分格式离散；全局物理时间步长为5×10^{-8} s。流动特征时间定义为T_{ref}=L_x/U_∞，其中，L_x为流向计算域长度。上游入口处采用湍流数据库生成入口湍流脉动边界条件，入口平均型面截取自RANS收敛结果，对应的边界层厚度为δ=6.7 mm。以来流为初始流场，采用双时间步LUSGS方法进行时间推进，当统计平均和脉动均方根(root mean square, RMS)结果随推进时间增加仅有微小变化时，统计收敛。

2.2 结果分析

图2为x_s(x_s=0.049 m，位于充分发展湍流边界层区)站位处DNS计算及实验测量的平均速度和脉动速度分布结果对比。其中，DNS预测的平均速度分布曲线基本与实验曲线[15]重合，脉动速度结果方面，实验测量的流向速度RMS峰值位于y/δ<0.2的边界层内层区域，实验未给出更靠近壁面区域内的脉动速度结果，因而无法确定流向脉动速度峰值点。由于文献[17]中脉动速度的实验测量仅到边界层内法向距离y/δ≈0.2处，而其流向脉动速度RMS峰值可能在y/δ<0.2更接近壁面的边界层内，无法同DNS算例的计算结果进行对比。然而，在y/δ>0.2的边界层内，数值模拟给出的流向速度RMS结果与已有的实验结果符合较好；流向脉动速度RMS在y/δ≈0.1处达到峰值，峰值脉动速度u_{RMS}/U_∞≈0.13；之后，随y/δ增加，脉动速度大幅衰减，最终逐渐减



(a) 平均速度



(b) 脉动速度

图2 上游边界层速度结果对比

Fig. 2 Comparison of upstream boundary layer velocity results

小至 0。同时, 由于瞬时的湍流边界层范围可大于平均边界层, 在统计平均边界层最外缘(即 $y=\delta$)处, 脉动速度仍大于 0。

表 1 给出了 x_s 站位处 DNS 和实验测量的边界层参数对比。其中, δ^*为边界层位移厚度, θ 为边界层动量厚度, Re_θ 为动量厚度雷诺数($Re_\theta=\rho_\delta u_\delta\theta/\mu_\delta$), H 为形状因子, u_τ 为壁面摩擦速度。DNS 计算结果与实验结果基本吻合。

表 1　边界层参数计算和实验结果对比

Table 1　Comparison of boundary layer parameters between CFD and experimental results

变量	实验测量值	DNS计算结果
Ma_δ	2.9	2.9
Re_θ	2 400	2 450
δ/mm	6.7	6.7
δ^*/mm	2.36	2.6
θ/mm	0.43	0.48
$H=\delta^*/\theta$	5.49	5.41
C_f	2.17×10^3	2.20×10^3
u_τ	32.9	30

3　来流马赫数的影响研究

本节开展了 Ma_∞=3, 5, 11 时压缩拐角 SWTBLI 流动的 DNS 研究, 分析马赫数对 SWTBLI 诱导的流动分离特性、湍流脉动特性和可压缩效应等的影响规律。

3.1　来流条件和 DNS 计算设置

3.1.1　几何外形和来流条件

Ma_∞=3 DNS 算例即第 2 节的验证算例, 本节对该算例的数值模拟结果进行了分析。Ma_∞=5 算例选择 Erengil 等[18] 的实验外形, 该实验的自由来流条件为: Ma_∞=4.9, P_∞=4 612 Pa, T_∞=60 K, Re= 5.0×10^7 m, 压缩拐角角度 α=28°, 采用等温壁面边界条件, 壁温 T_w=300 K。Ma_∞=11 时压缩拐角流动 DNS 算例的自由来流条件为: Ma_∞=11.3, P_∞=1 445 Pa, T_∞=61 K, Re= 3.6×10^7 m, 压缩拐角角度 α=28°, 采用等温壁面边界条件, 壁温 T_w=300 K。

3.1.2　DNS 计算设置

Ma_∞=5 算例上游边界层区域流向网格间距 $\Delta x\approx0.12$ mm, 对应无量纲间距 $\Delta x^+=10$($\Delta x^+=\Delta x/y_\tau$, $y_\tau=1.19\times10^{-5}$ m), 流向计算域长度为 12δ; 流向网格在拐角附近加密, 拐角附近计算域 $\Delta x^+<5$。壁面法向方向第 1 层网格间距为 1.2×10^{-6} m, 相应的第 1 层网格 $y^+<0.15$; 采用双曲正切函数得到壁面法向网格点分布, 在整个边界层内 $\Delta y^+<10$。展向计算域长度取 35 mm, 网格均匀分布, 间距 Δz=0.10 mm, 对应无量纲间距 $\Delta z^+=8.3$, 其中, $\Delta z^+=\Delta z/y_\tau$。三维网格点总量为 4 000 万。$Ma_\infty$=11 算例流向和展向计算域长度分别为 40$\delta$ 和 2δ, 三维网格点总量为 8 000 万。为方便对比, 表 2 列出了不同来流马赫数 DNS 算例的计算域尺寸和网格参数信息。

表 2　不同 DNS 算例的计算域和网格尺寸

Table 2　Computation domain and grid size of different DNS cases

Ma_∞	流向计算域长度	避面法向计算域长度	展向计算域长度	Δx^+	Δz^+	Δy_1^+
3	27δ	6δ	2δ	5~7	6	0.3
5	12δ	3δ	2δ	5~10	8	0.15
11	40δ	4δ	2δ	5~10	8	0.3

以上 2 个算例非定常时间推进采用双时间步 LUSGS 方法, 全局物理时间步长为 5×10^{-8} s, 而无黏项空间离散采用 7 阶 WENO 格式, 黏性项离散采用 4 阶中心差分格式。Ma_∞=5 和 Ma_∞=11 算例均采用湍流数据库方法生成入口湍流脉动, 入口处的平均边界层厚度 δ 分别为 17 mm 和 13 mm。其他边界条件、初始流场和非定常统计等设置与 Ma_∞=3 DNS 算例类似。

3.2　压缩拐角 SWTBLI 流动的流场结构

超/高超声速压缩拐角流动中, 拐点附近因气流压缩形成斜激波并产生逆压梯度, 上游附着边界层在逆压梯度作用下发生分离, 形成封闭的分离泡结构。分离点和再附点处分别形成的分离激波与再附激波在外部无黏流中汇聚成单个斜激波, 整体形成 λ 波系结构。分离泡、激波系和上游湍流边界层的耦合作用诱发干扰区内流场高度非定常的同时, 导致了湍流脉动的大幅增强。流场中的平均密度分布由 2 类不同的密度梯度决定: ①湍流脉动引起的流场密度非均匀分布; ②激波导致的密度间断。因此, 平均密度梯度的分布可以定性反映流动结构。图 3 为 Ma_∞=3 算例展向边界(z=0)处的 x-y 平面密度梯度云图。从上游湍流边界层到分离区内, 密度梯度明显增大。在干扰区外缘观察到清晰的 λ 波结构。

3.3　来流马赫数对 SWTBLI 诱导的流动分离特性影响

SWTBLI 流动中, 激波产生的逆压梯度将改变湍流边界层的速度分布。当逆压梯度足够大时, 湍流边界层将发生流动分离, 显著改变其湍流流场特性。存在流动分离时, 平均摩阻系数沿流向先减小至负值, 后又逐渐恢复至正值, 故其沿流向的分布曲线存在 2 处零值点。本文中分别定义第 1 个和第 2 个零值点为平均分离点与平均再附点。

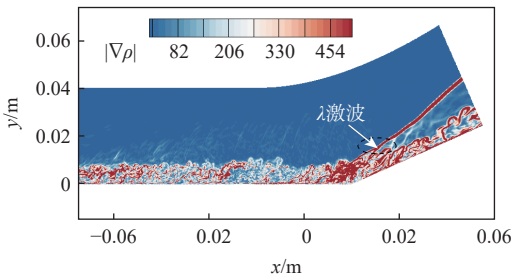


图3 Ma_∞=3算例平均密度梯度云图

Fig. 3 Density gradient cloud for the Ma_∞=3 case

表3给出了不同算例计算的平均分离点位置SP、平均再附点位置RP及平均分离区长度。Ma_∞=3, 5, 11(α=28°)算例的平均分离区长度分别为3.5δ、2.6δ、0.8δ。随来流马赫数增大,平均分离区长度明显减小,平均分离点往下游移动。表中,将流向坐标x转换成以拐角点为原点的x^*,并分别以各马赫数算例分离区上游边界层厚度δ为特征长度作无量纲化。

表3 不同算例平均分离区长度和平均分离点、平均再附点位置

Table 3 Length of separation zone and position of average separation and reattachment point

Ma_∞	平均分离点位置 (x^*/δ)	平均再附点位置 (x^*/δ)	平均分离区长度 (x^*/δ)
3	−2.7	0.8	3.5
5	−1.7	0.9	2.6
11	−0.6	0.2	0.8

如图4、图5所示,来流马赫数为3和5的算例给出的平均壁面压强结果与文献[18]的实验结果符合较好。流动分离和再附现象与流场压强梯度紧密相关,本文中3个来流马赫数下的平均压强分布规律在整体上较为一致,即上游边界层的壁面压强几乎保持不变,而在分离激波后压强快速升高,在分离区内形成一段压强平台区。过再附激波后,拐角下游的壁面压强值继续升高,到达峰值点后又

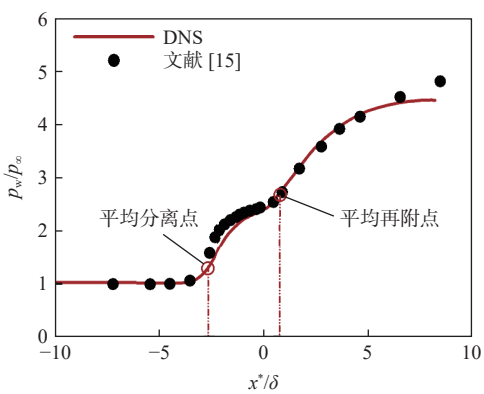


图4 Ma_∞=3算例平均壁面压强结果

Fig. 4 Mean wall pressure results of Ma_∞=3 case

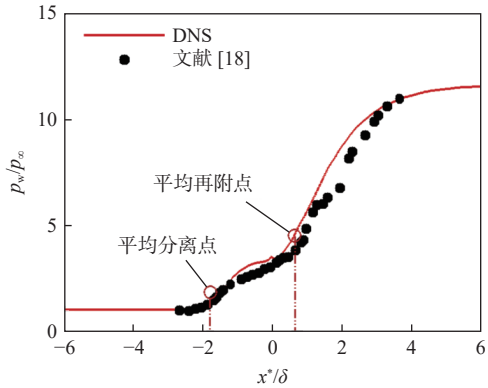


图5 Ma_∞=5算例平均壁面压强结果

Fig. 5 Mean wall pressure results of Ma_∞=5 case

快速降低。

3.4 SWTBLI流动湍流脉动特性分析

本节通过对比Ma_∞=3算例不同流场区域的湍流脉动变化趋势,进一步分析了当来流马赫数从超声速升高至高超声速时流场变量脉动的分布规律。具体而言,将重点讨论来流马赫数变化对上游未受SWTBLI干扰的附着边界层内湍流脉动的影响规律和对SWTBLI引起的湍流脉动增长幅值的作用趋势。

3.4.1 SWTBLI流动脉动场整体特性

图6为Ma_∞=5算例的三维压强等值面结果,以及x-z平面内沿展向交替分布的速度条带结构。与高/低速条带结构相对应的是呈褶皱状分布的压强等值面,其反映了瞬时分离点位置与速度条带结构之间的关联。

图7为Ma_∞=11算例的瞬时温度云图。该条件下,流动分离现象十分显著,形成了大尺度的分离泡结构。分离泡与自由来流之间形成湍流剪切层,大尺度涡结构从失稳的湍流剪切层中不断卷起并沿下游发展。

图8为典型物理量在流场中的分布云图。其中,图8(a)为分离泡上/下游区域的平均速度云图,

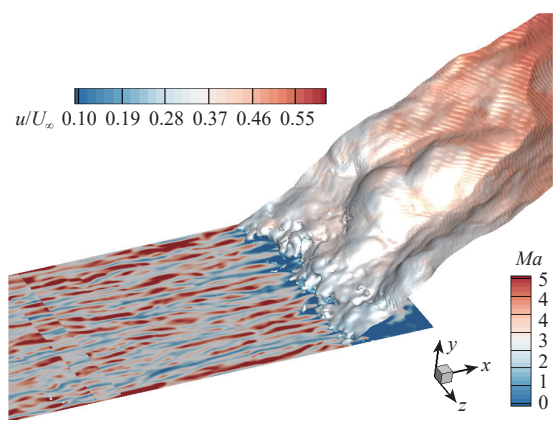


图6 Ma_∞=5算例压强等值面云图

Fig. 6 Iso-surface contour of pressure of Ma_∞=5 case

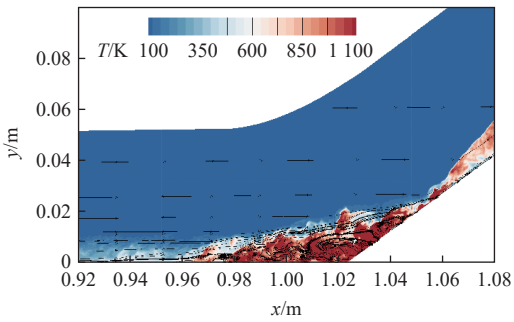
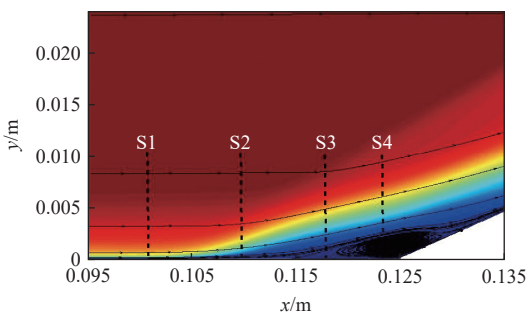


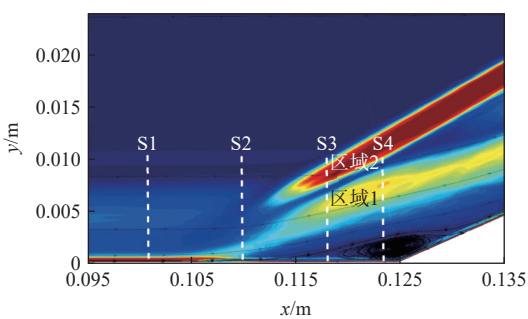
图 7　Ma_∞=11 算例瞬时温度云图

Fig. 7　Instantaneous temperature gradient contour of Ma_∞=11 case

S1 位于上游未受 SWTBLI 影响的湍流边界层区域, S2 位于起始分离点区域, S3 和 S4 位于分离区内。图 8(b) 给出了平均密度梯度分布结果, 区域 1 对应分离泡上方的剪切层, 区域 2 为分离激波所在区域。可以看到, 过激波后的密度变化和剪切层内的涡结构均显示了高密度梯度特征。



(a) 平均速度分布



(b) 平均密度梯度结果

图 8　分离泡和分离激波结构

Fig. 8　Separation bubble and separation shock wave structures

不同流场区域脉动速度沿壁面法向的分布如图 9 所示, 速度 RMS 值由相应的自由来流值进行无量纲化, δ=7.2 mm 为 S1 站位处的平均边界层厚度。上游边界层中, 流向速度脉动峰值为 0.12(以来流速度无量化的值)。到了分离区内, 速度脉动峰值增长到 0.22, 放大一倍左右。

上游边界层脉动速度峰值点位于 y/δ<0.2 的边界层内层区域, 沿上游边界层到分离区, 脉动峰值点位置逐渐远离壁面。同时, 可以看出分离区内湍

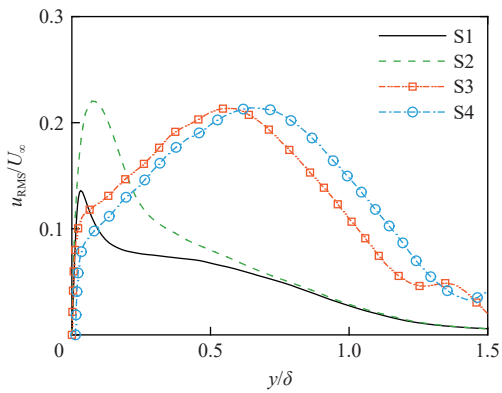


图 9　不同流场区域流向脉动速度分布结果

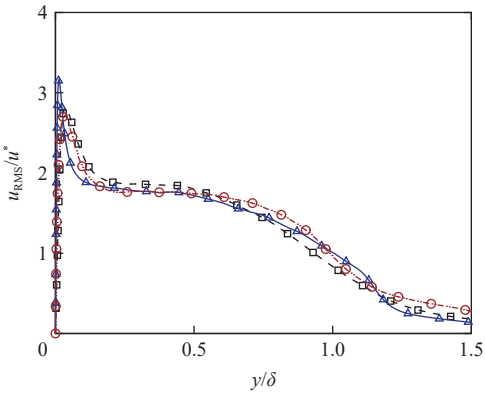
Fig. 9　Distributions of fluctuation velocity in different flow regions

流脉动强度整体远高于上游边界层。进一步分析发现, 分离区内站位 S3 和 S4 处, 速度脉动在分离区边缘即上方剪切层(见图 8(b) 区域 1)中达到峰值, 据此可推测分离区内的速度脉动放大主要是由剪切层内的涡结构引起, 这一发现与 Dupont 等[19]的研究结论一致。

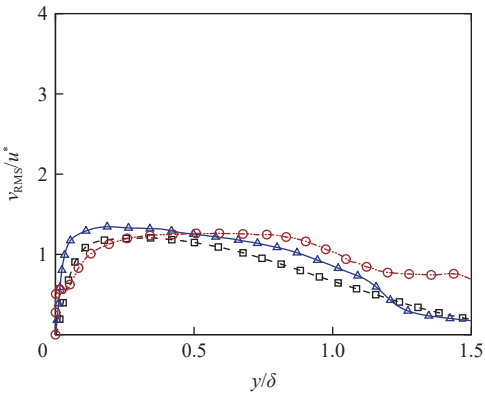
3.4.2　上游边界层湍流脉动

对于上游边界层中不同来流马赫数下的脉动速度分布, 鉴于不同马赫数算例速度值本身相差较大, 选取 Huang 等[20]提出的当地摩擦速度 $u^*=\tau_w/\rho$ 作为特征速度对 RMS 速度作无量纲化处理, 其中, τ_w 为壁面处的切应力。3 个方向的脉动速度分布结果如图 10 所示, 其中, 不同来流马赫数下的流向速度脉动 u_{RMS} 分布曲线整体较为重合, u_{RMS} 峰值位于 y/δ=0.05～0.1 范围内。来流马赫数对 v_{RMS} 和 w_{RMS} 峰值影响不大, 但不同马赫数下的峰值点位置有所差别, 且壁面法向和展向脉动速度沿壁面法向的整体分布差别较明显。

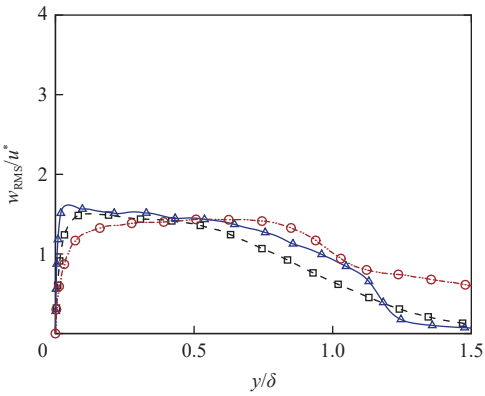
相比之下, 来流马赫数对脉动温度和脉动密度的影响更为突出。上游边界层中, 不同来流马赫数下脉动温度、密度结果对比分别如图 11 和图 12 所示, 图中, 无量纲温度和密度 RMS 结果分别以来流温度、密度与当地平均温度、密度作无量纲化处理。相对来流温度的温度 RMS 值受来流马赫数影响明显, T_{RMS}/T_∞和 ρ_{RMS}/ρ_∞峰值随来流马赫数升高而增大, 其中, Ma_∞=11 算例的 T_{RMS}/T_∞值为 Ma_∞=3 算例的 5 倍。T_{RMS}/T_∞和 ρ_{RMS}/ρ_∞的增强并非完全由湍流脉动的增强引起, 其中部分源自平均温度 $\overline{T}$ 和平均密度 $\overline{\rho}$ 增大的影响。因此, 为排除平均场变化对脉动量的影响, 图 11(b) 和图 12(b) 进一步给出了相对当地平均值的温度和密度脉动结果对比。若仅分析脉动峰值, 即使不考虑平均温度和密度变化的影响, 温度和密度脉动峰值同样随来流马赫数升高而增大。另外, 就边界层内脉动整体幅值而言, 除去



(a) 流向脉动速度



(b) 壁面法向脉动速度

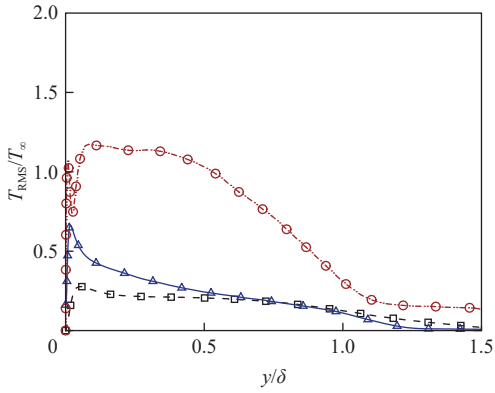


(c)展向脉动速度

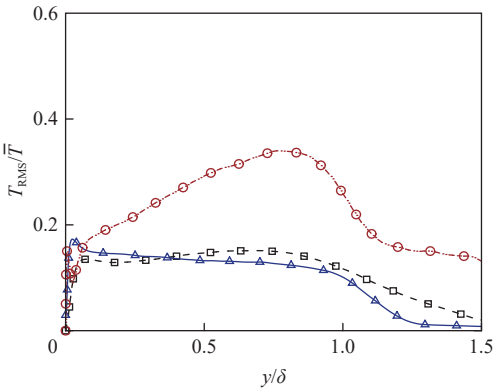
Ma_∞=3 Ma_∞=5 Ma_∞=11

图 10 上游边界层脉动速度结果对比

Fig. 10 Comparison of fluctuation velocity in upstream boundary layer



(a) 相对来流值的温度脉动



(b) 相对当地值的温度脉动

Ma_∞=3 Ma_∞=5 Ma_∞=11

图 11 上游边界层温度脉动结果对比

Fig. 11 Comparison of fluctuation temperature in upstream boundary layer

平均量变化的影响后，Ma_∞=3 和 Ma_∞=5 算例温度脉动和密度脉动分布较为接近，其整体脉动幅值明显小于 Ma_∞=11 算例。

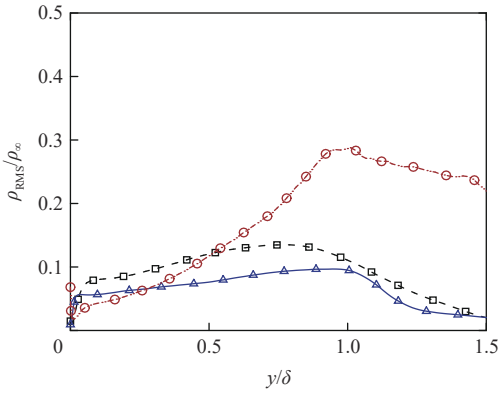
3.4.3 干扰区内湍流脉动

以压强为例，分析 SWTBLI 引起的湍流脉动变化和来流马赫数对其影响趋势。SWTBLI 流动分离区壁面压强脉动强度的剧烈升高有 2 个因素：①分离区内平均壁面压强值本身的显著升高；②分离区内湍流脉动水平增强引起的压强脉动加强。为分析湍流脉动变化导致的压强脉动变化，图 13 为 Ma_∞=3, 5, 11 算例的无量纲壁面脉动压强分布，其中，脉动压强根据当地平均壁面压强作无量纲化处理。

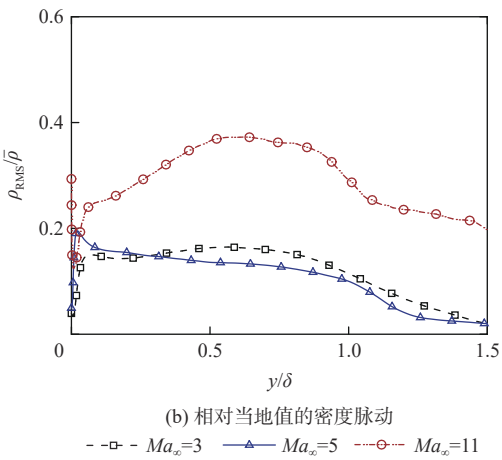
由图 13 可知脉动压强分布规律存在共性。在所有来流马赫数下，干扰区内的脉动壁面压强相比上游边界层均显著增强，并存在明显的峰值。Ma_∞=3 和 Ma_∞=5 算例的脉动压强分布存在 2 个突出的峰值，其中，第 1 个峰值位于平均分离点附近，其形成与分离激波的非定常运动有关。分离激波沿上/下游的往返运动无形中令激波运动区域内始终存在一处波前/波后交互变化的动态过程，引起该区域内强烈的压强振荡。第 1 个峰值下游为一段脉动压强平台，对应未受分离激波非定常运动影响的分离区。该区域内湍流脉动水平远高于上游边界层区域，故其壁面压强脉动值虽小于第 1 个峰值，但仍明显高于上游区域。第 2 个峰值位于平台区下游，其产生与再附过程有关。Ma_∞=11 算例的平均分离区较小，其平均分离点和再附点位置非常接近，故仅能观察到单个脉动压强峰值。

3.5 SWTBLI 流动可压缩效应分析

为观察 SWTBLI 对可压缩效应的影响，对基于 Favré密度加权时间平均得到的湍动能输运方程压力相关项 Π 和耗散项 ε 进一步作如下分解：



(a) 相对来流值的密度脉动



(b) 相对当地值的密度脉动

图 12　上游边界层密度脉动结果对比

Fig. 12　Comparison of RMS density profile in upstream boundary layer

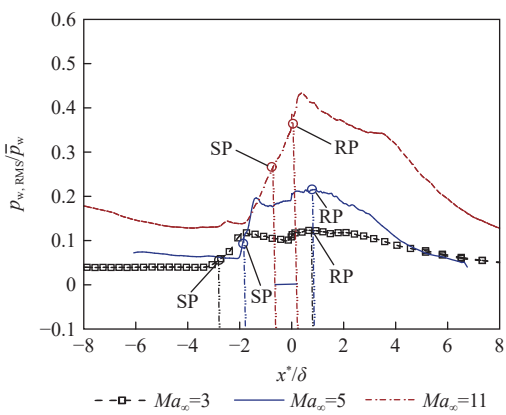


图 13　不同来流马赫数下壁面压强脉动结果对比

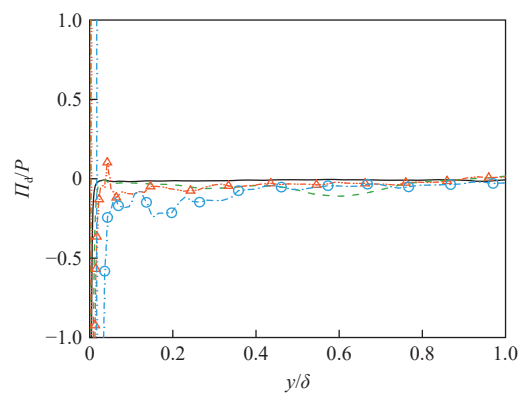
Fig. 13　Comparison of fluctuation wall pressure results under different Mach numbers

$$\begin{cases} \Pi = -\overline{u_k''\dfrac{\partial p}{\partial x_k}} = \Pi_w + \Pi_T + \Pi_D \\ \Pi_w = -u_k''\dfrac{\partial \bar{p}}{\partial x_k} \\ \Pi_T = -\dfrac{\partial}{\partial x_k}\left(\overline{p'u_k''}\right) \\ \Pi_D = \overline{p'\dfrac{\partial u_k''}{\partial x_k}} \end{cases} \tag{6}$$

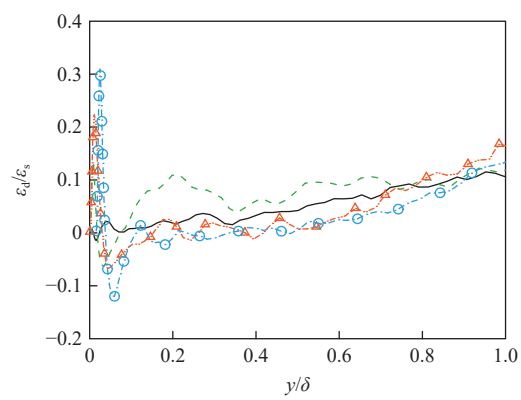
$$\begin{cases} \varepsilon \approx \varepsilon_s + \varepsilon_d \\ \varepsilon_s = \overline{\mu\omega_k''\omega_k''} \\ \varepsilon_d = -\dfrac{4}{3}\overline{\mu\dfrac{\partial u_k''}{\partial x_k}\cdot\dfrac{\partial u_k''}{\partial x_k}} \end{cases} \tag{7}$$

式中：ω_k 为质量加权平均的涡量；Π_w 为压力功项，表示平均流中压力做的功，反映脉动速度对湍动能的贡献；Π_T 为压力输运项，表征压力脉动引起的湍动能输运；Π_D 为压力膨胀项，表示可压缩流中非零速度散度脉动对湍动能增长的作用；ε_s 为螺旋耗散项；ε_d 为膨胀耗散项，源自非零速度散度脉动。在不可压流中，Π_D 和 ε_d 为 0。除来流马赫数外，Π_D 和 ε_d 也在一定程度上反映了可压缩效应。

Ma_∞=3 DNS 算例计算得到的压力膨胀项 Π_D 和膨胀耗散项 ε_d 结果如图 14 所示，其中，P 表示湍动能生成项。由于近壁区湍流较弱，仅关注非近壁区域（y/δ>0.01）状态。可见，上游边界层非近壁区的压力膨胀项可忽略不计，而在来流马赫数较大的分离区内，Π_D 最大值约为 0.2，因此，需考虑压力膨胀项的影响。对于耗散项，上游边界层站位 S1 处，膨胀耗散项相对螺旋耗散项的比值 $\varepsilon_d/\varepsilon_s$ 随 y 的增大而增加，最大值约为 10%。SWTBLI 干扰区内的



(a) 压力膨胀项相对大小



(b) 膨胀耗散项相对大小

图 14　不同流场区域可压缩效应项分布

Fig. 14　Distribution of compressible effect terms in different flow field regions

3个站位上，在靠近壁面的区域 y/δ=0.5 处，$\varepsilon_d/\varepsilon_s$ 最大已达 30%，而在其余区域，$\varepsilon_d/\varepsilon_s$ 也维持在 10% 范围内，表明本算例中膨胀耗散项对可压缩效应的贡献不可忽略。

在高超声速来流条件下，以膨胀耗散项和压力膨胀项的相对量作为评估 SWTBLI 的可压缩效应的准则。

Ma_∞=5 和 Ma_∞=11 算例的膨胀耗散项 ε_d 与压力膨胀项 Π_d 分布如图 15、图 16 所示。Ma_∞=5 算例的 ε_d、Π_d 分布趋势与 Ma_∞=3 算例较为一致。上游边界层内，ε_d、Π_d 的影响可忽略；干扰区内的 ε_d、Π_d 值在靠近壁面区域仍接近于 0，当 y 增大至分离激波位置时，ε_d、Π_d 项的相对值明显增大，表明激波的压缩效应对 ε_d、Π_d 有重要作用。对 Ma_∞=11 算例，上游边界层存在显著的可压缩效应，膨胀耗散项 ε_d 占比甚至超过了螺旋耗散项 ε_s。膨胀耗散项 ε_d 与脉动速度散度相关，其相对值的升高反映出在 Ma_∞=11 状态下上游边界层区域的脉动速度散度值较高。另外，压力膨胀项 Π_d 也与脉动速度散度及脉动压强相关，然而上游边界层区域 Π_d 值相对较小，原因在于上游边界层区域压强脉动相对较小。而干扰区内脉动压强幅值相比上游边界层大幅增加，导致干扰区内 Π_d 项明显增大。

综上，现有 RANS 模型的建立均基于不可压湍流理论，未考虑可压缩效应的影响。但由超声速压缩拐角流动算例的 DNS 计算得到的湍流马赫数和压力膨胀项分布可知，分离区内的可压缩效应不可忽略，RANS 的建模需要考虑可压缩效应。目前，主流可压缩修正模型均通过对湍动能方程中的耗散项 ε 进行修正。但如上所述，耗散项 ε 中的压力膨胀项 ε_d 在不可压流中为 0，而在可压流中，ε_d 值最大已接近螺旋耗散项 ε_s 的 10%，不可忽略。由于 RANS 模型未计及 ε_d 项的影响，可压缩修正模型通常通过增大耗散项 ε 进行修正，其具体形式为：构造与湍流马赫数相关的函数对耗散项 ε 进行修正。而本文研究表明，上游边界层和干扰区内有必要对耗散项 ε 进行修正，另外在分离区内还需对 Ma_t 和 Π_D 进行相应的修正。后续研究将基于 DNS 计算的可压缩效应相关项结果分析现有 RANS 方法可压缩修正模型的误差来源。在此基础上，对现有可压缩修正模型进行修正或发展新的可压缩修正模型，以提升其预测精度并扩大其适用范围。

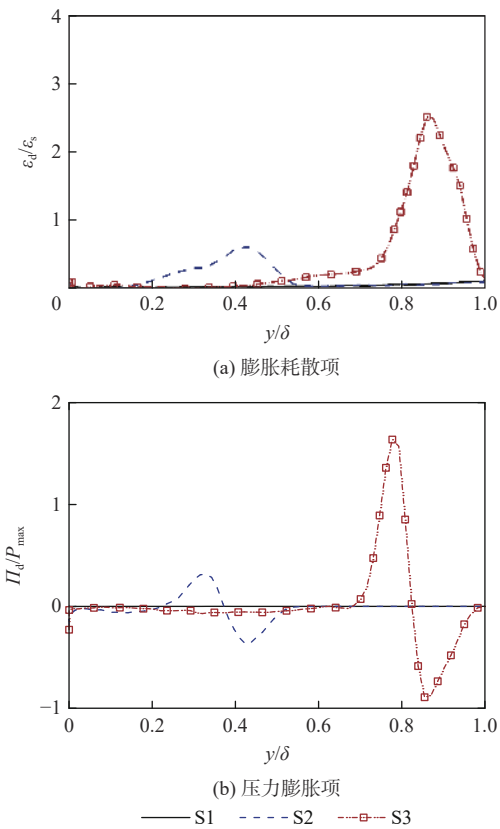


图 15 Ma_∞=5 算例可压缩效应相关项结果

Fig. 15 Compressible effect terms of Ma_∞=5 case

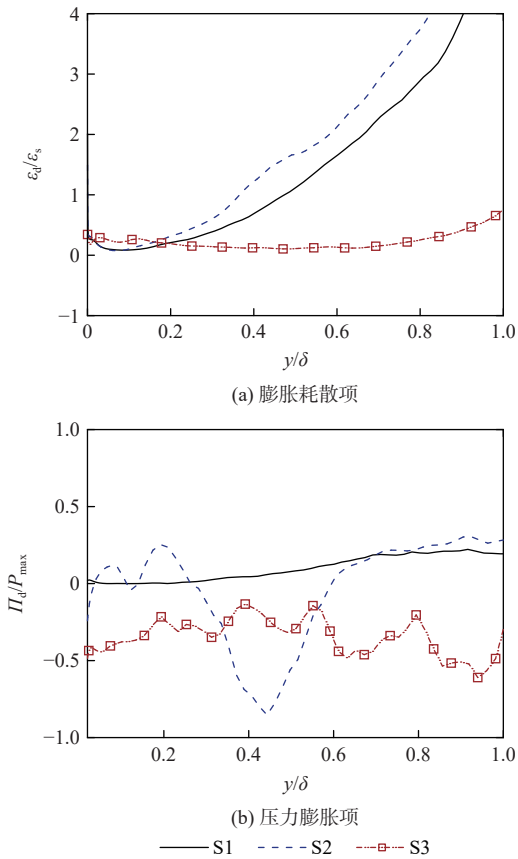


图 16 Ma_∞=11 算例可压缩效应相关项结果

Fig. 16 Compressible effect terms of Ma_∞=11 case

4 结 论

本文开展了超/高超声速压缩拐角 SWTBLI 流动的 DNS 研究，发现：

1）SWTBLI 致使干扰区内的速度、压强等物理

量的脉动相比上游边界层显著增强。随来流马赫数增大, 干扰区内湍流脉动的增强幅值进一步升高。同时, 上游边界层中的温度、压强等物理量的脉动也随来流马赫数的增大而增强。

2) 在 SWTBLI 作用下, 流动的可压缩效应明显增强, 干扰区内压力膨胀项和膨胀耗散项不可忽略。随来流马赫数增大, 可压缩效应进一步增强, 上游边界层中的压力膨胀项和膨胀耗散项也不可忽略。

3) 在拐角角度一致的条件下, 平均分离区长度随来流马赫数增大而迅速减小。平均壁面压强在平均分离点偏上游位置开始升高, 之后在分离区内呈现“平台”分布现象。脉动压强分布规律亦存在共性: 在所有来流马赫数下, 干扰区内的壁面压强脉动相比上游边界层均显著增强, 并形成明显的峰值。流动发生显著分离时, 还将形成 2 个分别位于平均分离点和再附点附近的壁面压强脉动峰值。

参考文献（References）

[1] DOLLING D S. Fifty years of shock-wave/boundary-layer interaction research: What next?[J]. AIAA Journal, 2001, 39(8): 1517-1531.

[2] CLEMENS N T, NARAYANASWAMY V. Low-frequency unsteadiness of shock wave/turbulent boundary layer interactions[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2014, 46: 469-492.

[3] GAITONDE D V. Progress in shock wave/boundary layer interactions[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2015, 72: 80-99.

[4] 范孝华, 唐志共, 王刚, 等. 激波/湍流边界层干扰低频非定常性研究评述[J]. 航空学报, 2022, 43(1): 625917.
FAN X H, TANG Z G, WANG G, et al. Review of low-frequency unsteadiness in shock wave/turbulent boundary layer interaction[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(1): 625917(in Chinese).

[5] HUANG W, WU H, YANG Y G, et al. Recent advances in the shock wave/boundary layer interaction and its control in internal and external flows[J]. Acta Astronautica, 2020, 174: 103-122.

[6] 栗继伟, 卢盼, 汪球, 等. 激波风洞 7°尖锥边界层转捩实验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(11): 2087-2093.
LI J W, LU P, WANG Q, et al. Experimental study of boundary-layer transition on a 7° sharp cone in shock tunnel[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(11): 2087-2093(in Chinese).

[7] 余华峰, 刘宏康, 陈树生, 等. 类 X-51A 飞行器非定常湍流精细模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(3): 624-632.
YU H F, LIU H K, CHEN S S, et al. High-resolution unsteady turbulence simulation of an X-51A-like aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(3): 624-632 (in Chinese).

[8] PRIEBE S, WU M, MARTÍN M P. Direct numerical simulation of a reflected-shock-wave/turbulent-boundary-layer interaction[J]. AIAA Journal, 2009, 47(5): 1173-1185.

[9] PRIEBE S, MARTÍN M P. Low-frequency unsteadiness in shock wave–turbulent boundary layer interaction[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2012, 699: 1-49.

[10] 童福林, 董思卫, 段俊亦, 等. 激波/湍流边界层干扰分离泡直接数值模拟[J]. 航空学报, 2022, 43(7): 125437.
TONG F L, DONG S W, DUAN J Y, et al. Direct numerical simulation of separation bubble in shock wave/turbulent boundary layer interaction[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(7): 125437(in Chinese).

[11] ZHU X K, YU C P, TONG F L, et al. Numerical study on wall temperature effects on shock wave/turbulent boundary-layer interaction[J]. AIAA Journal, 2017, 55(1): 131-140.

[12] KNUTSON A, SIDHARTH G S, CANDLER G V. Direct numerical simulation of Mach 6 flow over a cone with a highly swept fin[C]// Proceedings of the 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2018: 0379.

[13] FANG J, YAO Y, ZHELTOVODOV A A, et al. Investigation of three-dimensional shock wave/turbulent-boundary-layer interaction initiated by a single fin[J]. AIAA Journal, 2017, 55(2): 509-523.

[14] HILDEBRAND N, DWIVEDI A, NICHOLS J W, et al. Simulation and stability analysis of oblique shock-wave/boundary-layer interactions at Mach 5.92[J]. Physical Review Fluids, 2018, 3: 013906.

[15] RINGUETTE M, WU M, MARTÍN M P. Low Reynolds number effects in a Mach 3 shock/turbulent-boundary-layer interaction[J]. AIAA Journal, 2008, 46(7): 1883-1886.

[16] MO F, SU W, GAO Z X, et al. Numerical investigations of the slot blowing technique on the hypersonic vehicle for drag reduction[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 121: 107372.

[17] ELENA M, LACHARME J, GAVIGLIO J. Comparison of hot-wire and laser Doppler anemometry methods in supersonic turbulent boundary layers[R]. New York: American Society of Mechanical Engineers, 1985: 151-157.

[18] ERENGIL M E, DOLLING D S. Correlation of separation shock motion with pressure fluctuations inthe incoming boundary layer[J]. AIAA Journal, 1991, 29(11): 1868-1877.

[19] DUPONT P, PIPONNIAU S, SIDORENKO A, et al. Investigation by particle image velocimetry measurements of oblique shock reflection with separation[J]. AIAA Journal, 2008, 46(6): 1365-1370.

[20] HUANG P G, COLEMAN G N, BRADSHAW P. Compressible turbulent channel flows: DNS results and modelling[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1995, 305: 185-218.

Mach number effect in shock-wave/turbulent-boundary-layer interaction flow

WU Zhengyuan[1], GAO Zhenxun[1,*], CHEN Xinmin[2], JIANG Chongwen[1], LEE Chunhian[1], GE Hang[2]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. The Institute of Advanced Manufacturing Technology, Ningbo Institute of Materials Technology & Engineering, Chinese Academy of Sciences, Ningbo 315336, China)

Abstract: The shock-wave/turbulent-boundary-layer interaction (SWTBLI) phenomenon will result in complex flow structures. Direct numerical Simulation (DNS) studies of compressible corner flow under freestream mach number 3, 5, 11 conditions have been carried out to further explore supersonic/hypersonic SWTBLI flow mechanisms. It is found that SWTBLI causes a significant increase of turbulence fluctuation in the interaction zone, and such influence is further enhanced with the increase of freestream Mach number. Higher Mach numbers also make variations in pressure and temperature in the upstream turbulent boundary layer more noticeable. In addition, the compressible effect is also significantly enhanced by SWTBLI. Terms associated with compressible effects, including the pressure dilatation and dissipation terms, are no longer insignificant in the interaction zone and the upstream boundary layer (in the case of hypersonic travel). Furthermore, commonalities of SWTBLI-induced mean and RMS wall pressure distribution are observed. Both mean and RMS wall pressure increase rapidly through the interaction zone until reaching their peak values. Distribution of RMS wall pressure along streamwise direction shows two peak value points when a large separation zone forms, which are closely related to the mean separation point and mean reattachment point, respectively.

Keywords: shock-wave/turbulent-boundary-layer interaction; hypersonic flow; compressible turbulence flow; direct numerical simulation; separation flow

Received: 2022-10-30; **Accepted**: 2022-12-02; **Published Online**: 2022-12-16 10:10

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221214.1614.007

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11872094); Science Fund for Creative Research Groups of the National Natural Science Foundation of China (11721202)

* **Corresponding author**. E-mail: gaozhenxun@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0859

基于时频转换的管路时域随机振动分析方法

王彤晖，王延荣，魏大盛*

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院，北京 100191)

摘　　要：减振结构的阻尼效果是管路振动设计的重点，传统频域随机振动计算方法考虑阻尼卡箍非线性因素较为困难。基于时频转换理论，提出了利用时域随机化方法将随机振动载荷谱转换为满足高斯分布的时域振动信号后进行动态计算的管路时域振动分析方法。利用简支梁模型计算了频域随机振动结果与时域随机振动结果，验证了时域随机振动分析方法的可行性，采样位置振动应力均方根值与频域结果误差在5%以内。针对实际管路结构分析了时域方法与频域方法的结果差异，并通过等效阻尼比的计算证明了时域方法在实际设计中的应用优势，采用时域方法分析了阻尼卡箍的摩擦系数、预紧力和不同卡箍构型对管路振动应力均方根值的影响，结果表明，构型和预紧力对振动影响较大，而摩擦系数影响较小，时域随机振动分析方法的参数设定更加灵活，能够差异化研究各类结构参数对管路振动的影响，提高管路减振结构设计效率。

关　键　词：管路；随机振动；减振结构；时域随机化；非线性因素
中图分类号：V214.1；TB123
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)11-3495-12

管路系统作为发动机中输送燃油、液压油等介质的关键结构件，关系到各系统能否正常工作，其耐受振动载荷的能力直接影响发动机的环境适应性和可靠性。长期以来，管路系统受发动机设计中的空间布局、部件结构及整体质量等约束，系统刚性不足，需要设计减振结构提供额外振动阻尼。同时，针对某些特殊用途的发动机，管路系统需要承受随机振动载荷，减振结构对随机振动载荷的阻尼效果也是管路振动研究的重要问题之一。

近年来，针对管路结构的随机振动问题已开展了相关研究，一部分研究集中于管路在随机振动载荷下的应力分析与疲劳损伤分析[1-6]。王帅等[1]研究了管路结构在随机振动试验条件下预载荷、预应力等的处理方法，提供了一种预估管路结构随机振动疲劳损伤的分析方法；李志强等[2]进一步根据材料的P-S-N曲线，结合随机振动分析结果与雨流计数法及Miner线性累积方法，进行了复杂管路焊接结构的损伤分析；陈志英等[3]针对多点随机激励的发动机管路，提出了一种多点动力学振动分析方法，分析了管路的振动寿命；Urthaler等[6]利用实际测量的振动数据导出激励谱，并将其用于海底管道的频域随机振动响应分析，得到了一种半经验的校正有限元模型，并预测海底管道系统寿命。另一部分研究则针对随机振动的影响因素进行分析以改进管路设计[7-11]。徐培原等[7]针对发动机复杂管路的卡箍布局，确定了对固有频率及随机振动响应影响较大的关键参数，以随机振动均方根响应最小化为目标对卡箍布局进行了优化；Sazesh[10]和Rafiee[11]等采用白噪声作为随机载荷，利用数值方法计算了管路的响应谱密度和响应方差，Sazesh等[10]对比了随机激励条件下周围环境的质量比、阻尼比等对管路的影响，而Rafiee等[11]还分别采用普通随机振动

收稿日期：2022-10-30；**录用日期**：2023-03-31；**网络出版时间**：2023-04-12 11:53
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230412.0840.001
基金项目：国家科技重大专项 (J2019-Ⅳ-0012-0080)
*通信作者. E-mail：weidasheng@buaa.edu.cn

引用格式：王彤晖，王延荣，魏大盛. 基于时频转换的管路时域随机振动分析方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（11）：3495-3506.
WANG T H，WANG Y R，WEI D S. Time-domain random vibration analysis method of pipeline based on time-frequency conversion [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（11）：3495-3506（in Chinese）.

方法和动力学方法分析了实际地震激励谱对管路的影响，并讨论了2种方法的优缺点。

现有的管路结构随机振动分析方法多基于振动模态的频域分析方法，难以针对性分析减振卡箍与管路的摩擦阻尼等非线性因素对振动的影响。本文通过时域随机化方法[12-14]，将随机振动信号由频域的加速度功率谱密度(power spectral density, PSD)转化为时域加速度信号，得到时域载荷谱后利用动态分析方法计算管路应力的时域响应，转回频域分析管路的响应谱和响应均方根值，对比悬臂梁和实际管路结构的频域随机振动分析结果及时域动态分析结果，并分析了摩擦系数、预紧力及卡箍构型对随机振动应力响应的影响，验证了时域分析方法在针对性分析随机振动中的非线性因素时的适用性。

1 随机振动载荷谱的时频转换

1.1 频域与时域转换理论

给出符合特定频域特征的时域随机振动载荷谱是进行时域随机振动分析的基础。为得到符合频域特征和满足随机信号特点的时域载荷谱，转换过程需经历快速逆傅里叶变换(inverse fast Fourier transform, IFFT)、相位随机化、时域随机化3个步骤[12]。

步骤1 快速逆傅里叶变换。对于一个已知的离散驱动谱：

$$S_{xk}=S_x(kf_1)\qquad k=0,1,2\cdots,N-1 \tag{1}$$

式中：$f_1=f_k/N$，f_k为谱S_x的上限频率值。

逆傅里叶变换为

$$x(nt_s)=\frac{1}{N}\sum_{k=0}^{N-1}S_x(kf_1)\mathrm{e}^{\mathrm{i}\frac{2\pi kn}{N}} \tag{2}$$

通过式(2)的计算，可得到一个离散时间系列，其时间长度为$T=nt_s$。但该时间序列并不能组成伪随机信号，因为按式(2)变换所得的时间序列是有序的，而不是随机的，必须加入随机相位运算，使之具有近似高斯(正态)分布。

步骤2 相位随机化。为进行相位随机化，可采用随机数发生器产生一个随机相位序列，每将驱动谱的离散序列与随机相位序列组合，即可得到一个时域随机信号序列。

步骤3 时域随机化。得到的伪随机信号可通过重复自身状态，得到一定时长的随机信号，但其循环周期仍为原采样时间T。为获得非周期真随机信号，需要再经过“时域随机化”处理。时域随机化由下述过程组成[12]：

1) 随机延迟和倒序。假设将1 024点的伪随机信号首尾相连，以其中任意一点作为起始点，顺序或倒序取1 024点，再随机选择起始点和顺序、倒序的取数方法，即可得到2 048种时间序列。将这2 048种时间序列以随机次序相衔接，可以得到非周期性的“真”随机信号。但此时各帧的采样仍都具有确定的、完全精确相同的谱线分布，这不符合“随机振动本身的各个统计特性不能预先精确确定”原则，因此，还不能确定是“真随机信号”。

2) 加窗和搭接。在随机振动信号采集分析中，加窗(有限截断)处理的主要作用是将频域内的连续谱以$\Delta f=1/T$为间隔离散化，而时域随机信号的产生实际是上述问题的逆问题，因此，对产生的离散随机信号进行加窗并搭接延拓，即可得到连续的谱特性。

时域随机化中通常使用半正弦窗，具体的加窗、搭接过程如图1所示[13]。图中，窗函数$w_1(t)$为半正弦窗，即

$$w_1(t)=\begin{cases}\sin\left(\pi\dfrac{t}{T}\right) & 0\leqslant t\leqslant T\\ 0 & t>T,t<0\end{cases} \tag{3}$$

窗函数之间的间隔为$T/2$。

经过延迟、顺(倒)序、加窗、搭接的“时域随机化”过程后，得到的“真随机信号”既满足给定的频域特征，又具有连续分布的非周期随机信号特点，可作为时域随机分析的输入载荷谱。整个时域随机化过程如图2所示[12]。

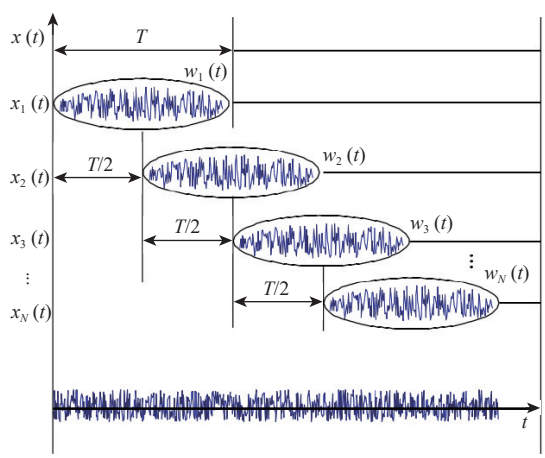


图1 加窗、搭接过程示意图[13]

Fig. 1 Schematic diagram of windowing and superposition process[13]

1.2 给定频域载荷谱的转换

基于1.1节的时域随机信号生成理论，可利用图2所示的时频转换步骤，得到符合给定频域特征的时域随机信号，从而为时域随机振动分析提供初

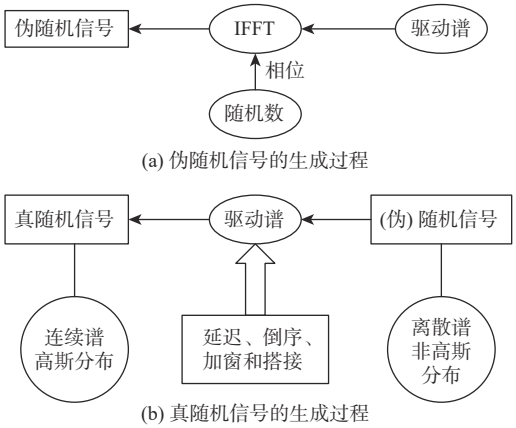


图 2　随机振动信号的时频转换过程[12]

Fig. 2　Time-frequency conversion process of random vibration signal[12]

始载荷谱。

表 1 为一组给定的 PSD 函数, 根据 1.1 节的快速逆傅里叶变换理论和相位随机方法, 利用 MATLAB 软件编写程序生成一组伪随机信号, 对其进行随机延迟、加窗、搭接等时域随机化处理, 即可得到符合要求的时域随机振动载荷谱。采样率设为 5 000 Hz 时获得的时域信号如图 3 所示。为验证得到的时域信号是否符合给定的 PSD, 采用 welch 法[15] 反求时域信号的 PSD 曲线, 并与给定 PSD 曲线对比, 如图 4 所示。可见, 时域随机信号的 PSD 曲线与给定 PSD 曲线吻合较好, 可以满足计算精度要求。

表 1　随机振动功率谱密度

Table 1　Random vibration power spectral density

频率/Hz	PSD/ ($g^2 \cdot Hz^{-1}$)
10	0.008
100	0.08
1 000	0.08
2 000	0.02

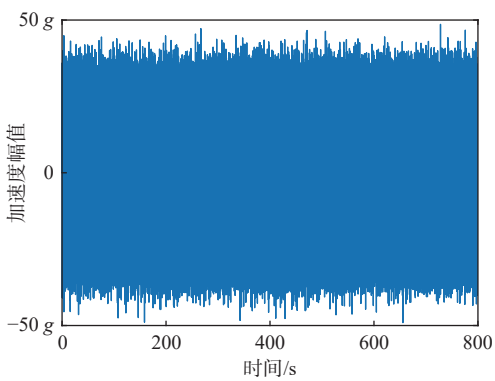


图 3　时域随机化生成的振动信号

Fig. 3　Vibration signals generated by time domain randomization

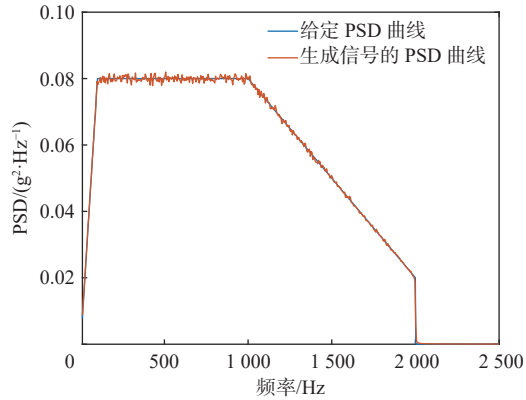


图 4　功率谱密度曲线对比

Fig. 4　Comparison of power spectral density curves

1.3　时域分析流程

1.2 节中给出了由给定 PSD 曲线经时域随机化得到时域随机振动信号的方法, 基于此, 进行时域随机振动分析流程如图 5 所示。首先将 1.2 节得到的随机信号作为输入载荷, 利用有限元程序的显式动态分析获得时域响应曲线, 而后利用 MATLAB 编写的后处理程序进行响应分析。

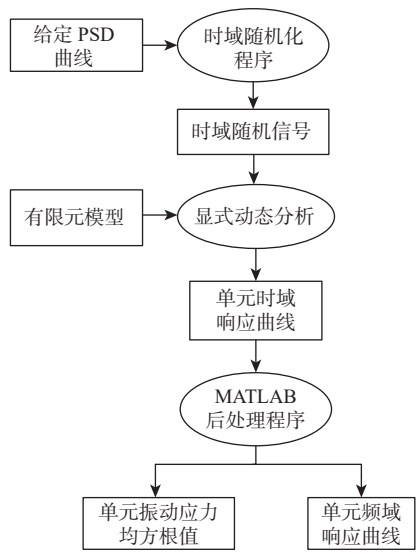


图 5　时域随机振动分析流程

Fig. 5　Process of random vibration analysis in time domain

显式动态分析采用有限元程序 ABAQUS 中的 Explicit,dynamic 分析步[16] 进行计算, 时域随机振动信号以基础加速度形式施加在模型位移约束位置, 用来模拟频域随机振动计算中施加的“基础激励”载荷。但使用全长时域信号进行随机振动计算耗费机时过长。因此, 在实际计算中, 依据平稳随机信号的“各态历经”特征[17-18], 认为生成的随机信号中任取一段时间长度的信号, 都包含了稳态信号的各个频率特征, 1.4 节将对此假设进行验证。

响应后处理方面, 使用时域信号的动态分析得到的位移和应力响应同样是时域信号, 需要利用

MATLAB 软件编写后处理程序，将 ABAQUS 计算得到的应力时域响应曲线转化为应力的 PSD 曲线，并得到响应信号的应力均方根值。

1.4 给定载荷谱的时域分析和频域分析结果对比

本节利用简支梁的随机振动响应分析，验证 1.3 节的时域随机振动分析流程。首先，使用有限元程序内置的频域随机振动分析步分析简支梁的随机振动；然后，与时域随机振动结果进行对比，分析时域方法与频域方法计算随机振动响应的差异。

本节采用的简支梁为 20 mm×10 mm 矩形截面，长度为 250 mm，简支梁的有限元模型、边界条件和输出节点位置如图 6 所示，模型单元数为 2 208，节点数为 3 150，采用六面体八节点非协调单元 C3D8I，材料给定为结构钢，模型自身阻尼效果采用等效阻尼比表征，基于材料阻尼典型值将模态阻尼比设置为 0.4%。输入表 1 中的随机振动 PSD，进行频域随机振动计算。图 7 为输出单元 z 方向应力 PSD 曲线，表 2 为 z 方向应力均方根值与特征频率。

在时域随机振动计算中，随机振动载荷作为“基础激励”，以加速度载荷形式施加在固定位移约束位置，并与约束方向同向。作为载荷的时域随机信号，根据 1.3 节所述，在整体信号中选取 0.2 s 和 1 s 这 2 段不同长度的信号进行对比，每个时间长度取不同起始位置的信号计算 6 次，所得结果如表 3 所示。其中，2 032 号单元的应力时域和应力 PSD 曲线如图 8 所示，应力 PSD 曲线中加入了频域随机振动计算的结果进行对比。

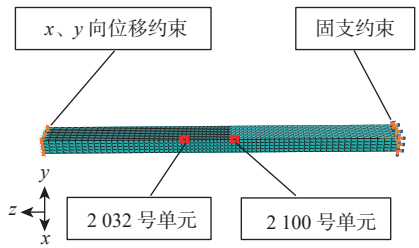


图 6 简支梁有限元模型示意图

Fig. 6 Schematic diagram of finite element model of simply supported beam

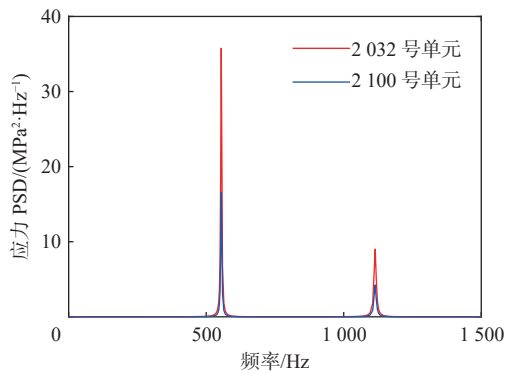


图 7 输出单元 z 方向应力 PSD 曲线

Fig. 7 z direction stress PSD curves of the output element

表 2 频域随机振动计算结果

Table 2 Calculation results of random vibration in frequency domain

单元号	z方向应力均方根值/MPa	特征频率/Hz
2 032	19.93	554.7/1 114
2 100	13.61	554.7/1 114

表 3 时域随机振动计算结果

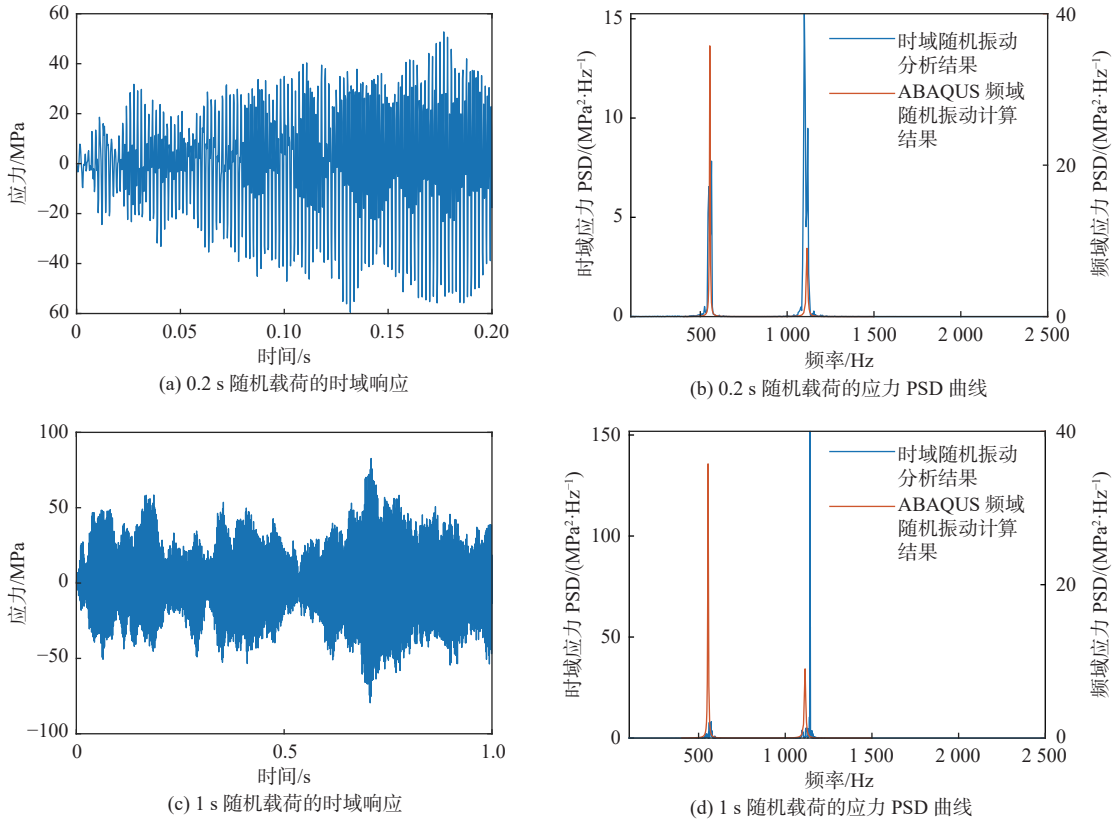
Table 3 Calculation results of random vibration in time domain

时域信号时长/s	单元号	z方向应力均方根值/MPa							
		第1次	第2次	第3次	第4次	第5次	第6次	均值	标准差
0.2	2 032	21.73	15.82	19.82	22.18	14.69	22.27	19.42	3.07
	2 100	14.86	10.82	13.55	15.17	10.13	15.24	13.30	2.07
1	2 032	22.96	18.09	17.28	20.57	17.46	21.02	19.56	2.10
	2 100	15.72	12.36	11.81	14.07	11.93	14.37	13.38	1.45

由表 3 可知，同一单元 0.2 s 与 1 s 时长的时域随机振动计算得到的应力均方根值差异小于 1%，同一单元 0.2 s 时长的均方根值的标准差略大于 1 s 时长的均方根值的标准差，可见，取不同载荷时长进行时域计算所得结果相差较小，但 1 s 时长的均方根值分散性更小。由图 8 可知，0.2 s 和 1 s 随机振动信号的应力 PSD 曲线也类似，且特征频率与频域随机振动所得特征频率较接近，仅同 1 阶模态频率的响应程度有所差别。需要说明的是，由于时域计算与频域计算的方法不同，图 8 中时域载荷的应力 PSD 曲线峰值的大小与时域载荷时长有关，故时域计算的 PSD 曲线峰值与频域计算差异较大，但由表 3 可知，均方根值不随时域载荷时长变化。

表 4 为时域分析与 ABAQUS 频域分析的应力均方根值对比。可见，不论是 0.2 s 载荷时长还是 1 s 载荷时长，其结果与 ABAQUS 频域分析结果相差均在 5% 以内，但 1 s 载荷时长的误差更小。

综上所述，从整体随机信号中提取一段时长的信号进行时域计算所得结果与频域随机振动计算结果误差较小，且信号时长对结果影响不大，时域



(a) 0.2 s 随机载荷的时域响应　(b) 0.2 s 随机载荷的应力 PSD 曲线

(c) 1 s 随机载荷的时域响应　(d) 1 s 随机载荷的应力 PSD 曲线

图 8　2 032 号单元应力时域和频域响应曲线

Fig. 8　Time domain and frequency domain stress response curves of element 2 032

表 4　时域分析与 ABAQUS 频域分析的应力均方根值对比

Table 4　Comparison of stress RMS values in time domain and ABAQUS frequency domain analysis

时域信号时长/s	单元号	时域应力均方根值/MPa	ABAQUS频域计算均方根值/MPa	误差/%
0.2	2 032	19.42	19.93	−2.57
	2 100	13.30	13.61	−2.31
1	2 032	19.56	19.93	−1.84
	2 100	13.37	13.61	−1.71

计算得到的频域响应与频域随机振动计算应力 PSD 曲线相似, 第 2 节将利用实际管路结构对时域分析方法作进一步验证。

2　管路时域随机振动分析

根据第 1 节验证的时域随机振动计算方法, 选取一段实际管路结构, 对其进行时域随机振动计算, 以验证时域计算方法在实际结构中的适用性。管路有限元模型如图 9 所示, 管路材料为不锈钢, 共有 4 个支座与其他结构连接, 且管路上带有 2 个阻尼卡箍, 用于提供振动阻尼。

2.1　频域随机振动分析

为与时域随机振动结果进行对比, 本节使用 ABAQUS 软件的频域随机振动分析步, 对管路进行随机载荷下的频域随机振动计算, 可得到不考虑阻尼卡箍的摩擦耗能等非线性因素时的管路振动响应。

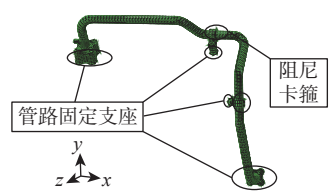


图 9　管路有限元模型

Fig. 9　Finite element model of pipeline

计算时, 在管路固定支座处施加固支边界条件, 减振卡箍与管路界面为绑定状态, 不产生相对滑动, 排除接触状态对结果的影响。此时, 仅考虑管路自身的材料阻尼, 基于不锈钢材料阻尼的典型值设置模态阻尼比为 0.4%。减振结构对应的阻尼比将在利用时域随机振动结果与频域结果组合时确定。

先进行模态计算, 再进行频域随机振动计算, 得到管路的振动应力均方根值分布, 如图 10 所示。其中, RS11 表示 x 方向应力均方根值, 下文将以其为参考值进行对比。根据应力分布, 选定如图 11 所示的 3 个单元为下一步时域随机振动分析的应力输出单元。3 个输出单元在频域随机振动时的响应曲线如图 12 所示, 图中, S11 表示提取的为 x 方向应力 PSD 曲线。可见, 位于图 11 水平段管路

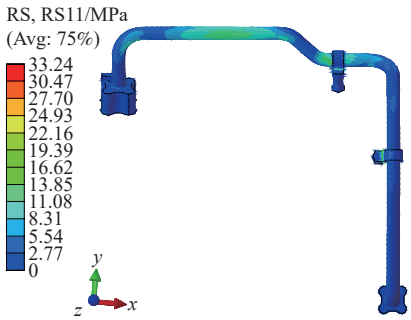


图 10 频域随机振动分析的应力均方根值分布

Fig. 10 Stress RMS distribution for random vibration analysis in frequency domain

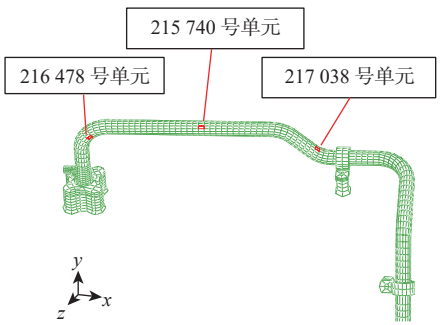


图 11 选定的应力输出单元

Fig. 11 Selected stress output element

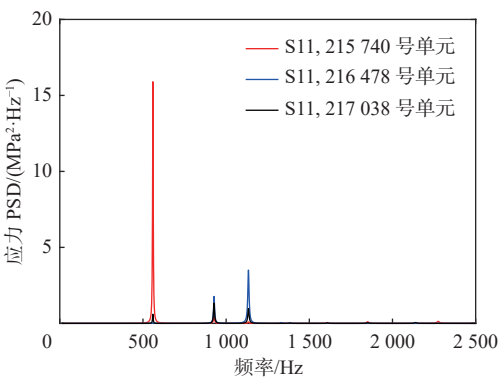


图 12 选定 3 个输出单元的频域随机振动响应

Fig. 12 Random vibration responses of three selected output elements in frequency domain

中部的 215 740 号单元的响应最大，以管路 1 阶模态振型为主。

2.2 时域随机振动分析

采用图 9 所示模型，基于金属摩擦系数的典型值设置阻尼卡箍的摩擦系数为 0.3，在固定支座位置加载时域加速度信号，根据 1.4 节中的验证结果，在整体时域随机信号中取一段时长的信号，分析结果相似，综合考虑分析时长和分析精度，选择 0.2 s 时长的时域随机信号作为加载信号，从图 3 所示的随机信号中随机选取时长为 0.2 s 的一段信号，如图 13 所示。

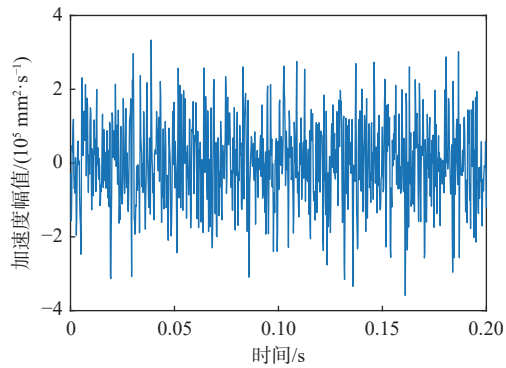


图 13 时长 0.2 s 的随机信号

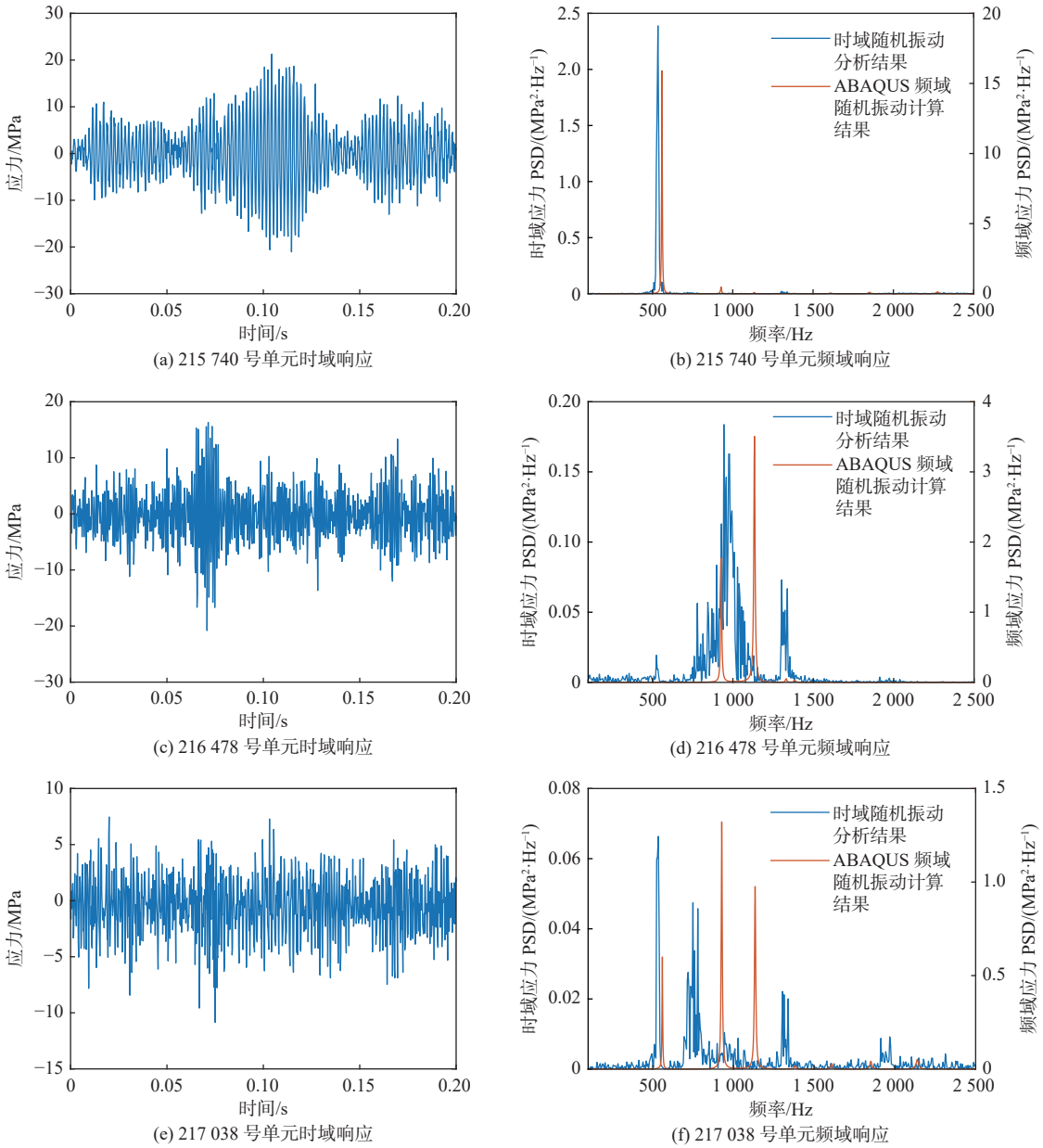
Fig. 13 Random signal of 0.2 s duration

由 ABAQUS 显式动态分析步计算得到管路上 3 个输出单元的时域振动响应曲线，并由 MATLAB 编写后处理程序对其进行转换，得到对应的频域响应曲线，如图 14 所示。可见，215 740 号单元的特征频率接近管路的 1 阶模态频率，对其他振动模态的响应较为微弱，与 ABAQUS 频域随机振动结果相似。通过分析 215 740 号单元的位置可知，其位于支座与阻尼卡箍中部，振动频率受卡箍非线性因素干扰较小，阻尼卡箍结构可影响其振动幅值，但很难改变共振频率，因此，对于管路中部位置的振动问题，减振优化应通过在卡箍或支座位置设置阻尼减低其振幅，但如需改变振动频率，则须修改阻尼结构。

216 478 号单元的特征频率与管路的 2 阶模态频率接近，与 3 阶频率差距较大，相比频域随机振动结果，2 阶和 3 阶模态频率的时域响应程度稍有不同；217 038 号单元的特征频率与管路的 1 阶模态频率接近，与管路的 2、3 阶频率差距较大，相比频域随机振动结果，1 阶模态频率的时域响应增加，2、3 阶模态频率的时域响应减小。

分析 216 478 号和 217 038 号单元位置可知，其靠近支座和阻尼结构，振动频率易受减振结构非线性因素影响，高阶振动频率与频域计算结果有较大偏差。分析认为，产生频率偏差的主要原因是：频域计算不考虑非线性因素，而时域计算对非线性因素较为敏感。实际条件下，简单管路的试验结果[19]同样表明，管路在不同拧紧力矩下频率表现为逐渐增大后趋于稳定，可见减振结构的非线性因素对管路振动频率有较大影响。

由图 14 可知，管路两端靠近支点位置对高阶振型更为敏感，且减振结构对其响应幅值和频率均有较大影响，减振设计时需根据振动应力情况和激振频率综合考虑。根据上述分析结论，应用时域计算方法能够得到考虑阻尼结构非线性影响的真实振动频率，同时对于不同位置的振动问题能给出更



(a) 215 740 号单元时域响应　(b) 215 740 号单元频域响应

(c) 216 478 号单元时域响应　(d) 216 478 号单元频域响应

(e) 217 038 号单元时域响应　(f) 217 038 号单元频域响应

图 14　3 个不同位置单元的时域随机振动计算结果

Fig. 14　Computational results of time domain random vibration for three differently positioned elements

有针对性的计算结果, 为减振结构设计提供更准确的参考数据。

2.3　减振结构阻尼比确定

2.1 节与 2.2 节的计算结果表明, 频域计算中仅考虑材料阻尼时得到的响应结果与时域结果差距较大。因此, 利用时域结果与不同阻尼比的频域结果, 反推得到摩擦系数为 0.3 时减振结构对应的模态阻尼比。计算不同阻尼比取值的频域随机振动结果, 如表 5 所示。与摩擦系数为 0.3 的 3 次时域计算结果均值相比较, 可见, 当考虑卡箍的摩擦阻尼效果时, 若仅关注响应程度最大的 215 740 号单元, 则摩擦系数为 0.3 时等效阻尼比合理值为 1%; 若关注整体 3 个单元的响应情况, 则摩擦系数为 0.3 时等效阻尼比合理值为 1.4%。

表 5　管路频域与时域分析的应力均方根值对比

Table 5　Comparison of stress RMS values for pipeline in time domain and frequency domain analysis

单元号	时域计算S11均方根值/MPa	频域计算S11均方根值/MPa					
		模态阻尼比0.004	模态阻尼比0.006	模态阻尼比0.008	模态阻尼比0.01	模态阻尼比0.012	模态阻尼比0.014
216 478	4.37	8.53	6.97	6.04	5.41	4.94	4.57
215 740	7.13	11.28	9.2	7.96	7.12	6.5	6.01
217 038	2.59	6.08	4.97	4.31	3.86	3.53	3.26

上述计算过程表明，仅根据输入的减振结构参数，无须给定等效阻尼比，即可利用时域分析方法给出与实际较吻合的响应均方根值。同时，反过来基于时域随机振动分析的响应结果，配合不同阻尼比的频域振动计算结果，还可在缺少试验数据时给出减振系统合理的等效阻尼比。

可见，时域随机振动方法能够在振动响应的计算中引入阻尼结构非线性因素的影响，可更加差异化分析阻尼结构非线性因素对管路不同位置的影响。同时，时域方法仅根据减振结构参数即可给出合适的响应值，能够较好地模拟实际条件，为减振结构设计迭代提供参考，减少振动试验次数。进一步结合频域计算方法，还可在缺少试验数据时给出较为合理的等效阻尼比，为优化减振效果提供参考。

3 非线性因素对随机振动的影响

管路减振卡箍结构影响随机振动的非线性因素主要有摩擦系数、卡箍预紧力、卡箍位置和数量，以及卡箍内阻尼块的阻尼特性等。其中，卡箍阻尼块多为金属橡胶材料，其三维阻尼特性模拟多采用黏弹性材料本构模型[20]，需要详尽的试验数据，时域分析结果也表明黏弹性本构中初始模量和相对密度对阻尼效果影响较大，但因缺少试验数据，文中省略了关于黏弹性材料的计算，仅针对摩擦系数、卡箍预紧力、卡箍构型 3 种因素进行分析。

3.1 摩擦系数的影响

对于一般结构的振动分析，由于结构件之间摩擦力对结构振动影响较小，进行振动响应分析时常常将其忽略。但对于发动机管路结构，减振卡箍所提供的摩擦力与管路本身质量惯性力的比值较为显著，摩擦力对管路振动的影响无法忽略。因此，有必要分析摩擦力对管路振动的影响，以得到更加精确的管路随机振动响应数据，从而为减振结构设计提供支持。

管路减振卡箍的摩擦耗能效果与摩擦系数及卡箍预紧力有关，本节先研究摩擦系数对随机振动的影响。

图 9 所示的实际管路上阻尼卡箍放大结构如图 15 所示。为简化计算，设定卡箍与阻尼块、阻尼块与管路间的摩擦系数相同，利用时域分析方法研究摩擦系数对管路随机振动响应的影响。

在不同摩擦系数条件下进行时域随机振动计算，每个状态计算 3 次并取其应力均方根值的算术平均值，得到图 11 中 3 个输出单元的 S11 应力均方根值变化情况，如图 16 所示。可知，对于弯角位置的 216 478 号和 217 038 号单元，增大摩擦系数可以减小振动应力，但对于中间位置的 215 740 号单元，随摩擦系数的增加，振动应力呈现先增大后减小的趋势。图 17 为 216 478 号单元的应力 PSD 曲线瀑布图。可以看出，摩擦系数从 0.1 到 0.3 时，2 阶模态频率的响应显著下降，而摩擦系数大于 0.4 后，2 阶模态频率的响应不再显著变化。

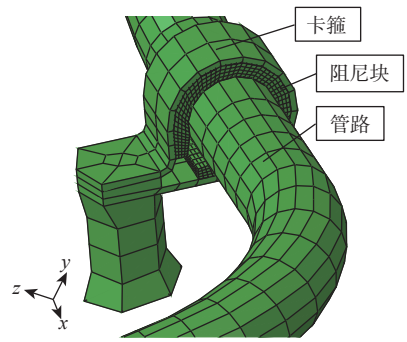


图 15 管路阻尼卡箍结构

Fig. 15 Damping clamp structure of pipeline

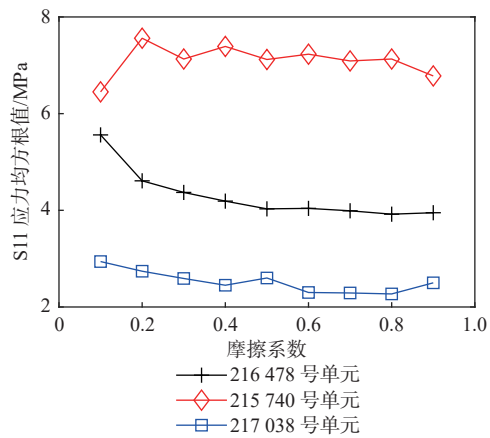


图 16 摩擦系数对随机振动应力的影响

Fig. 16 The influence of friction coefficient on random vibration stress

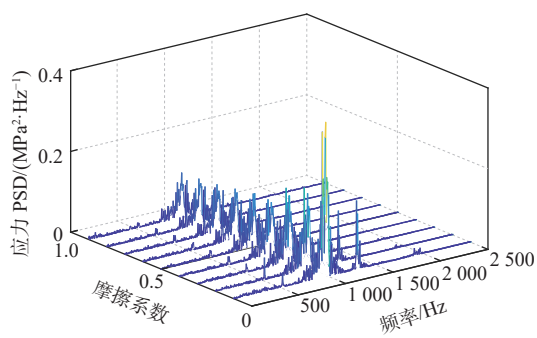


图 17 216 478 号单元的应力 PSD 曲线瀑布图

Fig. 17 Waterfall diagram of stress PSD curve for element 216 478

综合分析，未对卡箍施加预紧力时，摩擦系数对 3 个位置随机振动均方根应力的影响并不明显，尤其是摩擦系数大于 0.4 后，各处的均方根应力均没有显著变化。

3.2　预紧力的影响

影响减振卡箍摩擦耗能的另一项因素是卡箍的安装预紧力。合适的预紧力可以使管路的振动幅值处在合理范围, 从而使阻尼结构发挥最大效果。过大或过小的预紧力都将使阻尼结构无法发挥吸能作用。因此, 在阻尼结构设计阶段, 明确合适的预紧力范围将大大减少后续的工程试验代价, 提高设计效率。

本节利用图 15 所示的阻尼卡箍, 使用时域分析方法研究阻尼卡箍不同预紧力所能达到的减振效果。卡箍的预紧力简化为卡箍外表面的等效压力, 加载示意图如图 18 所示。为保证振动响应较大易于比较, 摩擦系数取为 0.2。

为验证预紧力加载方式, 提取阻尼块内外表面的接触压力, 如图 19 所示。可见, 即使预紧力较小, 卡箍外表面施加的预紧力同样可以传递至阻尼块与管路的接触表面, 证明这种加载方式可以保证预紧力的施加效果。

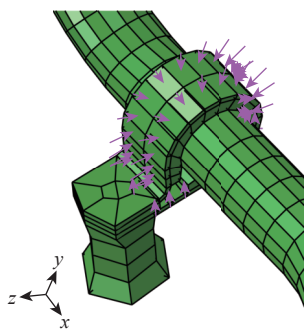


图 18　预紧力加载示意图

Fig. 18　Schematic diagram of clamping load

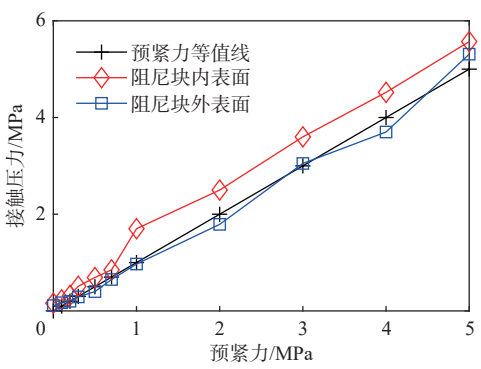


图 19　阻尼块内外表面接触压力随预紧力的变化

Fig. 19　The contact pressure varies with the clamping load at internal and external surface of damping block

在卡箍外表面施加不同预紧力, 计算结果如图 20 所示。可见, 随预紧力增加, 整体振动应力均呈现先减小后增大的趋势; 对于弯角位置的 216 478 号单元和 217 038 号单元, 对应最小振动应力的预紧力约为 0.5 MPa; 对于中间位置的 215 740 号单元, 对应最小振动应力的预紧力约为 2 MPa。图 21 为 215 740 号单元的应力 PSD 曲线瀑布图。可见, 不同预紧力下, 其对 1 阶模态频率的响应同样呈现先减小后增大的趋势。

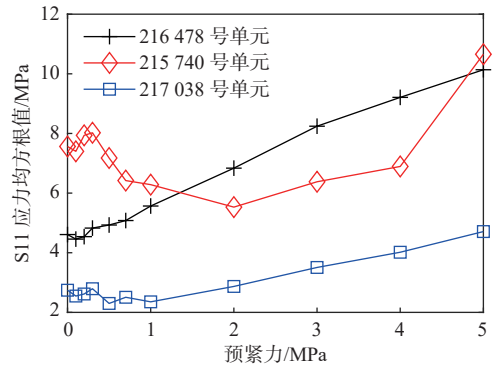


图 20　预紧力对随机振动应力的影响

Fig. 20　The influence of clamping load on random vibration stress

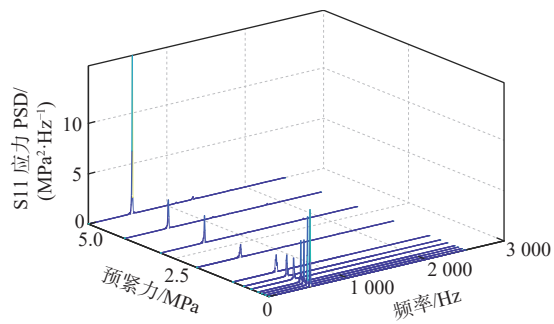


图 21　215 740 号单元的应力 PSD 曲线瀑布图

Fig. 21　Waterfall diagram of stress PSD curve for element 215 740

为进一步研究预紧力与摩擦系数耦合因素对振动响应的影响, 基于正交试验法计算了不同摩擦系数和不同预紧力下的随机振动应力均方根值, 其中, 216 478 号单元的三维谱图如图 22 所示。可见, 与单独分析摩擦力和预紧力的趋势一致, 无论摩擦系数如何取值, 预紧力均取较小值更合适, 217 038 号单元与 216 478 号单元的结果相似。215 740 号单元的三维谱图如图 23 所示。可见, 无论摩擦系数如何取值, 预紧力均在 1 MPa 左右最为合适。需要说明的是, 计算中, 管路 2 个卡箍的预紧力和摩擦系数设置为相同值, 后续还可根据实际问题具体分析 2 个卡箍参数差异化取值时对振动响应的影响。

可见, 减振卡箍预紧力对管路振动响应的影响与计算前的分析相符, 为达到最佳的减振效果, 需要设计合适的预紧力值。但需要注意的是, 管路不同位置进行减振设计时所对应的最佳预紧力并不相同。管路中部位置的最佳预紧力对于管路两端位置稍显过大, 实际中, 如管路中部振动较其他位

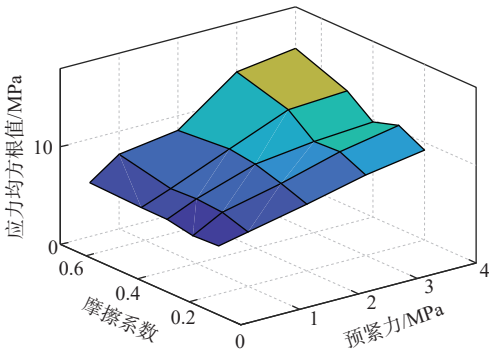


图 22 216 478 号单元的摩擦系数与预紧力耦合影响

Fig. 22 Coupling effect of friction coefficient and clamping load on element 216 478

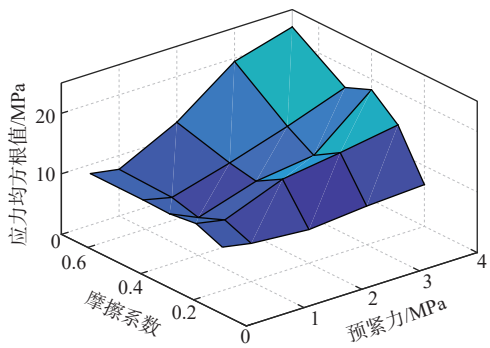


图 23 215 740 号单元的摩擦系数与预紧力耦合影响

Fig. 23 Coupling effect of friction coefficient and clamping load on element 215 740

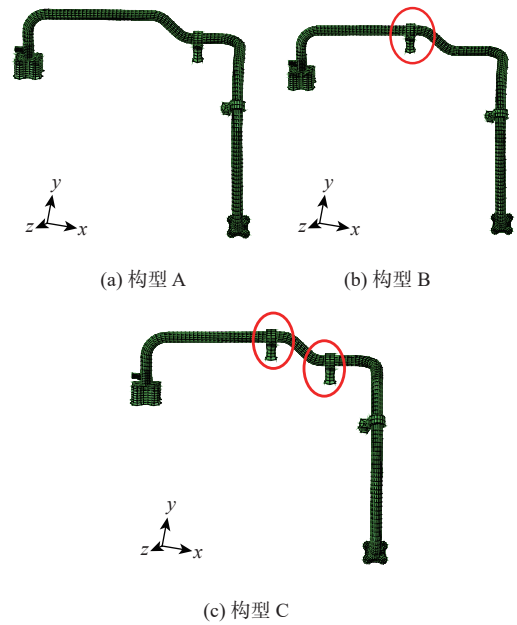
置更突出，可采用此预紧力值，但若追求管路整体振动应力的优化，还需利用时域分析方法计算不同位置的减振效果变化规律，必要时对不同卡箍的预紧力组合进行对比分析得到最优值。

3.3 不同管路卡箍构型的影响

减振卡箍的位置、数量等不同构型对减振效果的影响同样显著，优秀的减振卡箍构型能够以最少的卡箍达到最佳的减振效果。考虑如图 24 所示的 3 种不同管路卡箍构型。其中，构型 A 为原始构型，构型 B 不增加卡箍数量，仅调整了卡箍位置，构型 C 则在原始构型基础上增加一个构型 B 中同位置的卡箍。

3 个构型的计算结果如表 6 所示。可见，卡箍的位置变化对管路振动响应的影响较为明显。如图 25 所示，以 216 478 号单元的频域结果为例，可观察到构型 B 显著降低了管路 2 阶模态振型的响应，而构型 C 在此基础上又进一步降低了对 1 阶振型和 3 阶振型的响应。

分析表 6 的计算结果，构型 B 在 3 个位置的振动应力降幅最大可达 26%，可知卡箍的新位置相比原位置更加靠近管路 1 阶模态振型的最大位移位置，因此，更加有效地抑制了管路的振动，不增加卡



(a) 构型 A (b) 构型 B

(c) 构型 C

图 24 3 种不同管路卡箍构型

Fig. 24 Three types of clamp configuration at pipeline

表 6 3 种构型的应力均方根值结果

Table 6 Stress RMS values of three configurations

单元号	S11应力均方根值/MPa		
	构型A	构型B	构型C
216 478	7.58	5.86	4.90
215 740	6.33	5.74	4.43
217 038	5.98	4.42	3.92

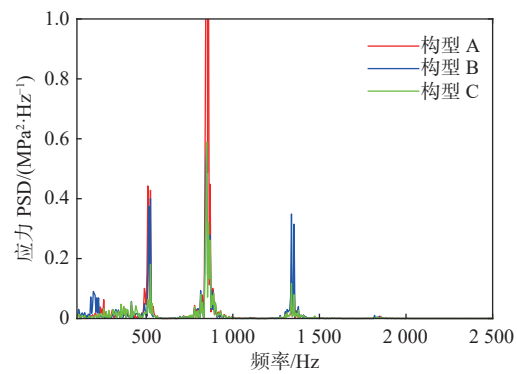


图 25 216 478 号单元的应力谱密度曲线对比

Fig. 25 Comparison of stress PSD curves for element 216 478

箍数量仅调整其位置时，卡箍位置应尽量靠近敏感振型的最大位移位置；构型 C 在 3 个位置的振动应力降幅最大达到 23%，可知增加减振卡箍能够同时降低多个振型的响应程度，从而在原构型基础上进一步降低振动应力。

综上所述，时域随机化方法能够根据具体情况调整减振结构的相关参数，甚至针对不同位置的减振结构设定不同的结构参数，相比传统频域随机振动分析调整阻尼比的方法更加灵活。而在管路结构设计初期无法得知阻尼系统的实际阻尼比时，时

域随机化方法还能部分代替实际构件的随机振动试验, 考察不同设计参数对管路随机振动响应的影响, 从而减少设计过程中试验与设计的迭代次数, 提高管路减振结构设计效率。

4　结　论

本文采用时域随机化方法, 根据给定的随机振动功率谱密度函数, 得到了概率密度函数满足高斯分布的“真随机信号”, 并利用“真随机信号”进行时域随机振动计算, 得到以下结论:

1) 通过悬臂梁的频域随机振动和时域随机振动计算对比, 验证了时域计算方法得到的响应信号与频域计算方法得到的响应特征频率相当, 均方根值误差均在 5% 以内; 不同时长的时域随机信号计算结果均方根值差异小于 1%, 特征频率吻合。

2) 应用时域随机振动方法, 对实际管路结构进行时域随机振动分析, 与频域计算结果的对比表明, 对于真实构件, 由阻尼结构引入的非线性因素对振动频率和响应的影响较大, 且对不同位置的影响并不相同。对远离减振结构位置的响应影响较大但频率影响较小, 对靠近减振结构位置的频率和响应的影响均较大, 因此, 设计时需根据振动危险点的位置选择合适的减振结构修改策略。基于时域分析方法可以对减振结构进行针对性优化, 而频域分析方法则无法捕捉到这些差异, 难以对不同位置的减振效果进行精确评估。

3) 时域随机振动分析方法能够更好地模拟真实条件, 仅需输入减振结构参数即可获得真实响应值, 为减振结构设计迭代提供参考。同时, 与频域随机振动结果联合分析, 还可在不进行试验的条件下初步获得管路减振结构较合理的等效阻尼比。

4) 利用时域随机振动方法, 研究了管路阻尼结构的摩擦系数、预紧力和不同卡箍构型对随机振动响应的影响程度。结果表明, 卡箍构型对振动响应的影响最大, 卡箍位置接近模态振型的最大位移位置时减振效果最好, 增加卡箍数量可在此基础上进一步降低振动应力; 预紧力对管路振动响应的影响也较大, 总体趋势为: 预紧力总是存在一个达到最佳减振效果的合适值, 但不同位置的最佳预紧力并不相同, 可根据不同的管路振动应力分布选择合适的预紧力; 摩擦系数的影响最小, 当摩擦系数大于 0.4 时, 所选结构的振动响应没有明显变化。

5) 时域随机化方法相比传统频域方法参数设定更加灵活, 通过差异化给定摩擦系数、预紧力等参数, 可以获得更接近真实振动环境的响应规律, 部分代替实际构件的随机振动试验, 提高减振结构的设计效率。

参考文献（References）

[1] 王帅, 张明明, 刘桢, 等. 预载荷作用下管路结构动强度评估方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(4): 745-750.
WANG S, ZHANG M M, LIU Z, et al. Dynamic strength valuation method of pipeline structures under preload[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(4): 745-750 (in Chinese).

[2] 李志强, 于洋, 刘艳, 等. 管路焊接结构的随机振动疲劳损伤分析[J]. 航天器环境工程, 2022, 39(2): 125-132.
LI Z Q, YU Y, LIU Y, et al. Analysis of fatigue damage of welded pipe structure under random vibration[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2022, 39(2): 125-132(in Chinese).

[3] 陈志英, 张兴森, 周平. 基于多点随机激励的发动机管路振动疲劳寿命分析[J]. 推进技术, 2019, 40(7): 1620-1627.
CHEN Z Y, ZHANG X S, ZHOU P. Vibration fatigue life analysis of engine piping system based on multi-point random excitation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(7): 1620-1627 (in Chinese).

[4] 杜大华, 穆朋刚, 田川, 等. 液体火箭发动机管路断裂失效分析及动力优化[J]. 火箭推进, 2018, 44(3): 16-22.
DU D H, MU P G, TIAN C, et al. Failure analysis and dynamics optimization of pipeline for liquid rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(3): 16-22(in Chinese).

[5] 任朴林, 张帅, 于阳. 某型排气组件振动强度分析及优化[J]. 机械工程与自动化, 2019(6): 108-110.
REN P L, ZHANG S, YU Y. Vibration strength analysis and structural optimization for certain type of exhaust duct[J]. Mechanical Engineering & Automation, 2019(6): 108-110(in Chinese).

[6] URTHALER Y, BREAUX L E, MCNEILL S I, et al. A methodology for assessment of internal flow-induced vibration (FIV) in subsea piping systems[C]// Proceedings of the 30th international Conference on Ocean: Offshore and Arctic Engineering. New York: ASME Press, 2011: 1-13.

[7] 徐培原, 刘伟. 发动机外部管路系统的卡箍布局多目标优化[J]. 航空发动机, 2020, 46(6): 46-52.
XU P Y, LIU W. Multi-objective optimization of clamps layout for engine external pipeline system[J]. Aeroengine, 2020, 46(6): 46-52 (in Chinese).

[8] 郭阳. 飞机液压管路结构振动的影响因素研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2021: 41-90.
GUO Y. Research on influencing factors of aircraft hydraulic pipeline structure vibration[D]. Xi'an: Xidian University, 2021: 41-90 (in Chinese).

[9] 石波, 戴进, 樊根民. 冲压发动机管路断裂故障分析及结构改进[J]. 火箭推进, 2021, 47(1): 43-48.
SHI B, DAI J, FAN G M. Failure analysis and structure improvement of pipeline fracture for ramjet engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(1): 43-48(in Chinese).

[10] SAZESH S, SHAMS S. Vibration analysis of cantilever pipe conveying fluid under distributed random excitation[J]. Journal of Fluids and Structures, 2019, 87: 84-101.

[11] RAFIEE R, SHARIFI P. Stochastic failure analysis of composite

pipes subjected to random excitation[J]. Construction and Building Materials, 2019, 224: 950-961.

[12] 胡志强, 法庆衍, 洪宝林, 等. 随机振动试验应用技术[M]. 北京: 中国计量出版社, 1998: 125-128.
HU Z Q, FA Q Y, HONG B L, et al. Random vibration test application technology[M]. Beijing: Chinese Metrology Press, 1998: 125-128 (in Chinese).

[13] 刘茗. 金属橡胶减振器的谱响应研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014: 57-59.
LIU M. Research on spectrum response of metal rubber damper[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014: 57-59(in Chinese).

[14] 王述成, 陈章位. 随机振动试验中时域随机化技术的研究[J]. 机械工程学报, 2005, 41(5): 230-233.
WANG S C, CHEN Z W. Research on the randomization of random test in vibration control system[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2005, 41(5): 230-233(in Chinese).

[15] 宋知用. MATLAB 数字信号处理 85 个实用案例精讲: 入门到进阶[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2016: 422-441.
SONG Z Y. 85 practical cases of MATLAB digital signal processing: From entry to advanced[M]. Beijing: Beihang University of Press, 2016: 422-441(in Chinese).

[16] DASSAULT S. Dassault systemes simulia user assistance 2020: [EB/OL]. (2020-01-02)[2022-06-16]. https://help.3ds.com/Help-ProductsDS.aspx.

[17] 朱位秋. 随机振动[M]. 北京: 科学出版社, 1998: 40-61.
ZHU W Q. Random vibration[M]. Beijing: China Science Press, 1998: 40-61(in Chinese).

[18] 欧进萍, 王光远. 结构随机振动[M]. 北京: 高等教育出版社, 1998: 48-69.
OU J P, WANG G Y. Random vibration of structures[M]. Beijing: Higher Education Press, 1998: 48-69(in Chinese).

[19] 姜博宏. 航空发动机外部管路系统振动快速分析及卡箍布局优化的研究[D]. 沈阳: 东北大学, 2020: 27-30.
JIANG B H. Research on rapid vibration analysis and clamp layout optimization of aeroengine external piping system[D]. Shenyang: Northeastern University, 2020: 27-30(in Chinese).

[20] 于锋礼. 钢丝网垫减振器的建模研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009: 9-19.
YU F L. Study on modeling of steel-net pad damper[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009: 9-19(in Chinese).

Time-domain random vibration analysis method of pipeline based on time-frequency conversion

WANG Tonghui, WANG Yanrong, WEI Dasheng*

(School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Characteristics of damping structures are essential for pipeline vibration design. In traditional random vibration analysis, it is currently challenging to take nonlinear variables caused by damping structure into account. Based on the theory of time-frequency conversion, this paper proposes a time-domain dynamic analysis method that converts random vibration load spectrum into a time-domain vibration signal satisfying Gaussian distribution by using the time-domain randomization method. First, using a simple beam model, the reliability of the time-domain analysis method was demonstrated by comparing random vibration results in frequency-domain and time-domain analysis. Notably, there is a 5% discrepancy in the stress root mean square error between the two approaches. In addition, the difference between the time-domain method and the frequency-domain method is analyzed for the actual pipeline structure, and the advantage of the time-domain method in practical design is proved by calculating the equivalent damping ratio. Thereafter, it was analyzed that the influence of friction coefficient, preload of damping clamp and different clamp configurations on pipeline vibration by applying the time-domain analysis method. The results indicate that the configuration and preload have a greater influence on vibration, but the friction coefficient has a smaller influence. It is evident from the aforementioned analysis that the time-domain random vibration analysis method's parameter setting is more adaptable, allowing for a more thorough investigation of the effects of different structural parameters on pipeline vibration and an improvement in the damping structure's design efficiency.

Keywords: pipeline; random vibration; damping structure; time domain randomization; nonlinear factor

Received: 2022-10-30; **Accepted**: 2023-03-31; **Published Online**: 2023-04-12 11:53

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230412.0840.001

Foundation item: National Science and Technology Major Project (J2019-Ⅳ-0012-0080)

* **Corresponding author**. E-mail: weidasheng@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0862

横风环境下方形建筑迎风面雨滴收集率特性分析

许晨豪，皮思源，胡姝瑶，蒋崇文*，李椿萱
(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：现有建筑风驱雨研究主要关注不同环境和建筑外形条件下，建筑表面风驱雨量的分布结果，但缺乏对风驱雨量分布产生原因的分析。利用有限区域计算方法，对典型条件下方形建筑迎风面收集率分布进行计算，分析了雨滴轨迹包络区域的变化规律，说明了收集率分布的产生原因。结果表明，从轨迹起点平面至终点平面，轨迹包络区域存在拉伸和扭转2种效应。在风向角为0°、参考风速为10 m/s时，高度和宽度方向拉伸率均呈现“上小下大”、“两侧小中间大”的特点。高度方向边界扭转角呈现从中间到两侧逐渐增大的趋势，宽度方向边界扭转角呈现从角点到中间区域逐渐减小的趋势。随参考风速增大，高度方向拉伸率由正变负，宽度方向拉伸率逐渐减小，高度方向扭转角在靠近地面区域逐渐增大、在建筑上部逐渐减小，宽度方向扭转角在靠近建筑顶部区域逐渐增大、在建筑下部逐渐减小。风向角为30°时，从上风侧到下风侧，高度方向拉伸率、高度和宽度边界扭转角均逐渐增大，宽度方向拉伸率则从两侧到中间逐渐增大。研究结果为分析建筑外形对收集率分布的影响和建筑防雨结构设计提供了进一步的理论依据。

关 键 词：风驱雨；收集率；拉伸效应；扭转效应；数值模拟
中图分类号：O359.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3507-14

在风的作用下，雨滴会产生水平速度，下落轨迹发生倾斜，这种现象被称为风驱雨[1]。风驱雨落到建筑表面引起的水分侵入会影响墙面的温湿特性和使用寿命[2]，尤其在沿海地区，风驱雨的影响更为显著[3]。因此，风驱雨是建筑领域关注的重要问题之一。

风驱雨量分布是建筑风驱雨研究的关键问题之一[4]。现有研究通常采用收集率描述风驱雨量大小，收集率越大，则在相同的水平面降雨强度下，建筑表面单位时间单位面积上的风驱雨量越大。目前，对单个建筑及由简单外形建筑组成的建筑群的风驱雨量分布开展了较多研究。在单个建筑研究方面，文献[5-6]采用数值模拟方法，对长方体建筑表面不同区域的收集率进行了计算，结果表明在建筑两侧区域的收集率大于中间区域，建筑顶部区域的收集率大于底部区域。Blocken和Carmeliet[7]对方形建筑表面风驱雨量分布进行了数值模拟，给出了不同风向角下收集率的分布特性。除方形建筑外，近年来研究者还对VLIET实验建筑[8-9]、钟楼[10]、体育场[11]、土楼[3]等较为复杂的建筑外形进行了研究，获得了建筑表面收集率的分布。在建筑群研究方面，Kubilay等[12]对2个不同高度的长方体前后排列组成的建筑群进行了外场实测和数值模拟，分析了建筑宽度和高度对表面收集率分布的影响规律。Wang等[13]研究了采用不同宽高比建筑排列成3×3阵列时，收集率分布的变化规律。

现有研究仅关注不同建筑外形和风雨条件下的收集率分布结果，缺乏对收集率分布产生原因的分析。根据文献[4]定义，收集率是不同直径雨滴

收稿日期：2022-10-30；录用日期：2022-12-30；网络出版时间：2023-01-04 12:03
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230103.1835.007
基金项目：国家自然科学基金(U20B2006,11972061,11872094)
*通信作者. E-mail：cwjiang@buaa.edu.cn

引用格式：许晨豪，皮思源，胡姝瑶，等. 横风环境下方形建筑迎风面雨滴收集率特性分析[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(11)：3507-3520. XU C H，PI S Y，HU S Y，et al. Analysis of catch ratio distribution on windward facade of a cubic building under a crosswind environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(11)：3507-3520 (in Chinese).

特定收集率进行加权后积分的结果。因此，特定收集率的分布直接影响收集率的分布。根据特定收集率的定义和计算方法，某点特定收集率等于该点周围轨迹起点包络面积与终点包络面积之比[4]。受建筑绕流流场影响，从起点平面到建筑物表面，雨滴轨迹既可能呈现聚拢的趋势，也可能表现为扩散的趋势，同时终点包络区域相对于起点包络区域还可能出现扭转。由于建筑不同位置局部流场特性不同，导致不同位置轨迹包络区域变化规律不同，使特定收集率大小不同。目前尚未有研究对特定收集率及轨迹包络区域的变化特性进行分析。为更清楚地说明建筑表面收集率分布产生原因，须对建筑表面不同位置轨迹包络区域的变化规律进行分析，说明特定收集率和收集率分布的产生原因，从而为进一步分析建筑外形对收集率分布的影响和建筑防雨结构设计等提供理论依据。

本文以方形建筑为研究对象，计算典型条件下建筑绕流流场中雨滴的运动轨迹，并给出迎风面的收集率和特定收集率分布。通过对典型雨滴轨迹包络区域变化规律的分析，说明迎风面风驱收集率分布的产生原因。

1 计算方法与计算模型

1.1 有限区域计算方法的计算流程

本文采用有限区域计算方法进行计算[14]。算例验证结果表明，有限区域计算方法能够高效、准确地计算建筑表面风驱雨量分布。有限区域计算方法基于欧拉-拉格朗日模型计算雨滴运动轨迹和收集率。在该方法中，风相采用基于欧拉观点的Navier-Stokes方程进行求解，雨相采用基于拉格朗日观点的离散质点假设，通过求解质点运动方程获得雨滴轨迹。

有限区域计算方法的流程如图1所示。

具体流程如下：

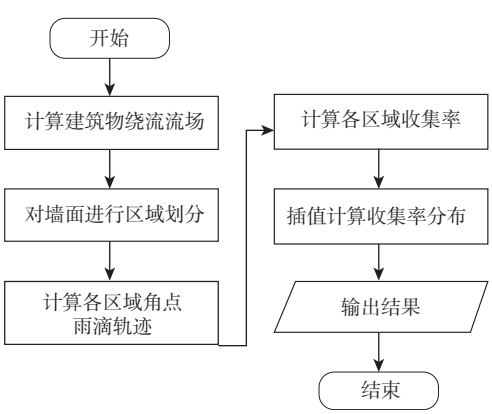


图1 有限区域计算方法计算流程

Fig. 1 Procedure of finite panel method

1）求解Reynolds平均Navier-Stokes方程，获得建筑绕流流场。

2）对墙面进行区域划分。

3）计算各区域角点的雨滴轨迹。

4）根据雨滴轨迹起点和终点包络面积之比，计算该区域特定收集率和收集率，并认为该值代表区域中心点的值。

5）确定描述收集率分布的插值函数，计算墙面其他点收集率，从而给出墙面收集率分布。

1.2 建筑绕流流场数值模拟方法

在常见的风速条件下，建筑物绕流属于不可压缩流动。同时，对于一般建筑物绕流问题，绕流Re在10^7以上，属于湍流流场。因此，建筑物绕流流场采用不可压缩Reynolds平均Navier-Stokes方程(RANS方程)进行求解。在笛卡儿坐标系下，张量形式的不可压缩RANS方程如下[15]：

$$\begin{cases}\dfrac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i}=0\\ \rho_{\mathrm{a}}\dfrac{\partial \bar{u}_i}{\partial t}+\rho_{\mathrm{a}}\dfrac{\partial}{\partial x_j}\left(\overline{u_iu_j}\right)=-\dfrac{\partial p}{\partial x_i}+\dfrac{\partial}{\partial x_j}\left(\mu\dfrac{\partial u_i}{\partial x_j}-\rho_{\mathrm{a}}\overline{u_i'u_j'}\right)\end{cases} \tag{1}$$

式中：u为流场速度；p为压强；ρ_{a}为空气密度；μ为空气黏性系数。

采用SST k-ω(shear stress transport k-ω)模型模拟湍流流动，对流项采用二阶迎风格式进行离散，黏性项采用二阶中心差分格式进行离散。

1.3 雨滴轨迹计算方法

将雨滴视为质点，在仅考虑空气阻力、浮力及重力作用，且不考虑雨滴的转动时，雨滴的质点运动方程如下[5]：

$$\begin{cases}m\dfrac{\mathrm{d}^2x_{\mathrm{p}}}{\mathrm{d}t^2}=\dfrac{1}{2}\rho_{\mathrm{a}}V_{\mathrm{r}}\left(V_{\mathrm{a}x}-V_{\mathrm{p}x}\right)SC_{\mathrm{d}}\\ m\dfrac{\mathrm{d}^2y_{\mathrm{p}}}{\mathrm{d}t^2}=\dfrac{1}{2}\rho_{\mathrm{a}}V_{\mathrm{r}}\left(V_{\mathrm{a}y}-V_{\mathrm{p}y}\right)SC_{\mathrm{d}}\\ m\dfrac{\mathrm{d}^2z_{\mathrm{p}}}{\mathrm{d}t^2}=\dfrac{1}{2}\rho_{\mathrm{a}}V_{\mathrm{r}}\left(V_{\mathrm{a}z}-V_{\mathrm{p}z}\right)SC_{\mathrm{d}}-mg\left(1-\dfrac{\rho_{\mathrm{a}}}{\rho_{\mathrm{p}}}\right)\end{cases} \tag{2}$$

式中：m为质点质量；x_{p}、y_{p}、z_{p}为质点坐标；V_{r}为合速度；V_{a}为当地流场速度；V_{p}为质点运动速度；S为质点截面积；C_{d}为阻力系数；g为重力加速度，取9.8 m/s^2；ρ_{p}为质点密度；下标x、y、z分别表示速度在3个方向的分量。

本文假设雨滴始终保持球形，忽略了雨滴可能发生的破碎、合并、变形等复杂过程，雨滴阻力系数采用Morsi和Alexander[16]提出的模型进行计算。在给定雨滴初始位置和初始速度后，采用四级四阶龙格-库塔法对式(2)进行时间积分，即可得到雨滴运动轨迹。

1.4　风驱雨量参数及计算方法

在建筑风驱雨研究中, 通常采用收集率和特定收集率来描述风驱雨量大小, 两者定义如下[4]:

$$\eta = \frac{I_{\mathrm{wdr}}}{I_{\mathrm{h}}}$$
$$\eta_{\mathrm{dia}}(d) = \frac{I_{\mathrm{wdr}}(d)}{I_{\mathrm{h}}} \tag{3}$$

式中: η 为收集率; I_{wdr} 和 I_{h} 分别为墙面风驱雨强度和水平面降雨强度; $\eta_{\mathrm{dia}}(d)$ 为直径为 d 的雨滴的特定收集率; $I_{\mathrm{wdr}}(d)$ 为直径为 d 的雨滴在墙面的风驱雨强度。

在现有收集率计算方法中, 一般先选择若干雨滴直径, 计算各直径雨滴的特定收集率, 再根据以下关系计算收集率[4]:

$$\eta = \int_d \eta_{\mathrm{dia}}(d) f_{\mathrm{h}}(d)\,\mathrm{d}d \tag{4}$$

式中: $f_{\mathrm{h}}(d)$ 表示通过水平面的直径为 d 的雨滴体积占比概率密度函数。

在当前研究中, 通常假设相同直径雨滴的轨迹不发生相交, 此时特定收集率可表示为轨迹起点与终点包络面积之比[4]:

$$\eta_{\mathrm{dia}}(d) = \frac{I_{\mathrm{wdr}}(d)}{I_{\mathrm{h}}} = \frac{S_{\mathrm{h}}(d)}{S_{\mathrm{w}}} \tag{5}$$

式中: $S_{\mathrm{h}}(d)$ 为直径为 d 的雨滴轨迹起点的包络面积; S_{w} 表示墙面上轨迹终点的包络面积。

1.5　本文计算模型及条件

1.5.1　计算模型及风场计算条件

本文将采用立方体建筑模型作为研究对象。如图 2 所示, 立方体边长 l=10 m。模型坐标系定义如图中所示, O 为原点, 正 x 方向为流向, 正 z 方向竖直向上, 正 y 方向按右手定则判断。风向角 θ 为来流方向与迎风面法向夹角, 为正值时代表风向为 y 轴正方向。

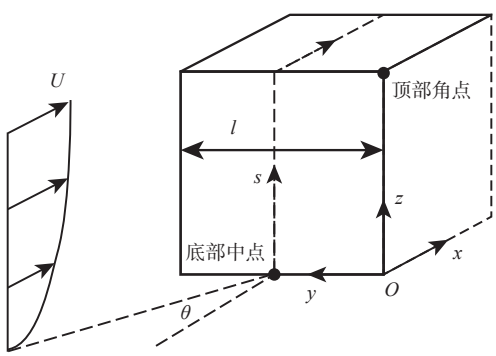


图 2　计算模型及来流条件示意图

Fig. 2　Schematic diagram of computational model and freestream condition

来流速度模型如下:

$$U = U_0\left(\frac{z}{z_0}\right)^{\alpha} \tag{6}$$

式中: z 为当地高度; U 为当地风速; 参考高度 z_0 为 10 m, 参考风速 U_0 为 10 m/s, 指数 α = 0.15。

风场计算时, 计算域入口设为速度入口边界条件, 出口设为出流边界条件, 建筑表面及地面设为无滑移边界边界条件, 其他边界设为对称边界条件。

为验证计算网格无关性, 以法向第 1 层网格尺度 1 mm、0.1 mm 和 0.01 mm 分别生成结构网格, 网格量分别为 166 万、202 万和 239 万。定义距离坐标 s 如图 2 所示, 以迎风面与地面交线中点作为零点, 沿顺时针方向, 某点与零点的距离为该点表示压力分布时的距离坐标。以来流参考风速作为计算压力系数时的参考风速, 各网格所得建筑对称面压力系数分布如图 3 所示。可见, 不同尺度网格所得结果基本一致。为降低计算量, 选择法向第 1 层尺度 1 mm 的网格开展后续计算。

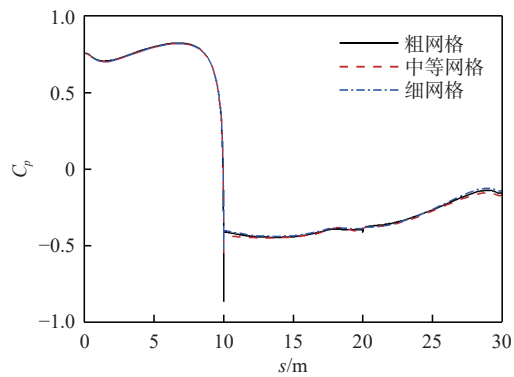


图 3　不同网格所得建筑对称面压力系数分布对比

Fig. 3　Comparison of pressure coefficient distribution on symmetric plane of building via different grids

1.5.2　风驱雨计算条件

研究表明, 直径大于 1 mm 的雨滴受湍流脉动影响较小[17]。本文待计算的雨滴直径范围为 1～6 mm, 间隔 1 mm, 因此, 不考虑湍流脉动的影响, 仅根据平均流场计算雨滴轨迹。

在计算雨滴轨迹时, 雨滴初始速度的 x、y 方向分量与当地风速相同, z 方向分量设为下落终速, 采用基于 Gunn 和 Kinzer[18] 实验结果的下落终速拟合公式给出。雨滴初始位置以保证雨滴落点可覆盖建筑迎风面为准。轨迹计算时, 龙格-库塔法的时间步长设为 0.005 s。

根据有限区域计算方法的流程, 将建筑迎风面进行区域划分。根据文献 [14] 的研究结果, 对边长为 10 m 的正方形迎风面, 划分区域数量为 20×20 时, 可获得准确的收集率计算结果, 因此, 本文也将采用相同的区域划分方式。选择双线性 Lagrange 插值函数计算迎风面收集率分布, 函数形式如下:

$$\eta(y,z)=\sum_{i=1}^{2}\sum_{j=2}^{2}L(y_i,z_j)\eta\left(y_i,z_j\right) \tag{7}$$

式中：

$$L\left(y_i,z_j\right)=\left(\prod_{\substack{l=1\\l\neq i}}^{2}\frac{y-y_l}{y_i-y_l}\right)\left(\prod_{\substack{k=1\\k\neq j}}^{2}\frac{z-z_k}{z_j-z_k}\right) \tag{8}$$

2 典型雨滴轨迹及风驱雨量分布

2.1 建筑绕流流场特性分析

图4为建筑纵向对称面(y=5 m)的速度云图和流线图。可见，在纵向对称面内，气流在略高于建筑中间高度的位置分成两股，向上运动的气流在建筑迎风面顶部角区出现分离，在建筑顶部上方出现一个较小旋涡；流动在建筑背面产生了较大的回流区，并在下游距建筑背风面约3倍建筑边长处发生再附；向下运动的气流冲向地面，并在地面附近发生回流，在迎风面底部前方产生回流区。

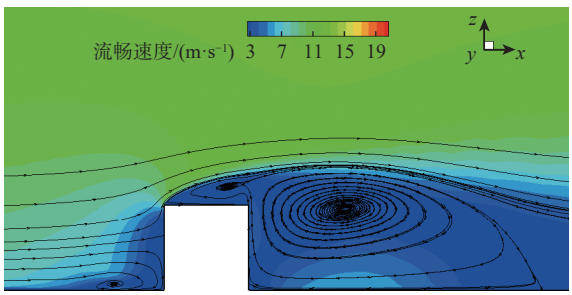


图4 方形建筑对称面速度云图及流线

Fig. 4 Contour of velocity and streamlines in symmetry plane of cubic building

2.2 典型直径雨滴运动轨迹

图5为对称面内直径分别为1 mm、3 mm和6 mm雨滴的部分轨迹。可以看到，相同直径雨滴的轨迹未出现相交，且在建筑前方一定距离以外，轨迹基本平行。由图5(a)中可知，在建筑迎风区，直径1 mm雨滴轨迹在建筑下部区域向下弯曲，在建筑上部区域向上弯曲；在建筑顶部靠近背风面边缘处，雨滴轨迹出现了向上游弯曲的现象；在建筑背风区，雨滴轨迹向上游弯曲更为明显，甚至有雨滴落到建筑背风面上。由图5(b)、图5 (c)可知，随直径增大，雨滴轨迹弯曲程度减小。在迎风区和顶部，直径为3 mm雨滴轨迹略有弯曲，直径为6 mm雨滴轨迹基本未发生弯曲；在背风区，直径为3 mm雨滴轨迹向下弯曲较为明显，但未出现向上游弯曲的现象，直径为6 mm雨滴轨迹向下弯曲的程度比直径3 mm雨滴轨迹更小。对比图5中的雨滴轨迹与图4中的流线可见，雨滴轨迹与流线并不相同。但随直径减小，雨滴跟随性增强，轨迹受流场影响产生的弯曲更加显著。

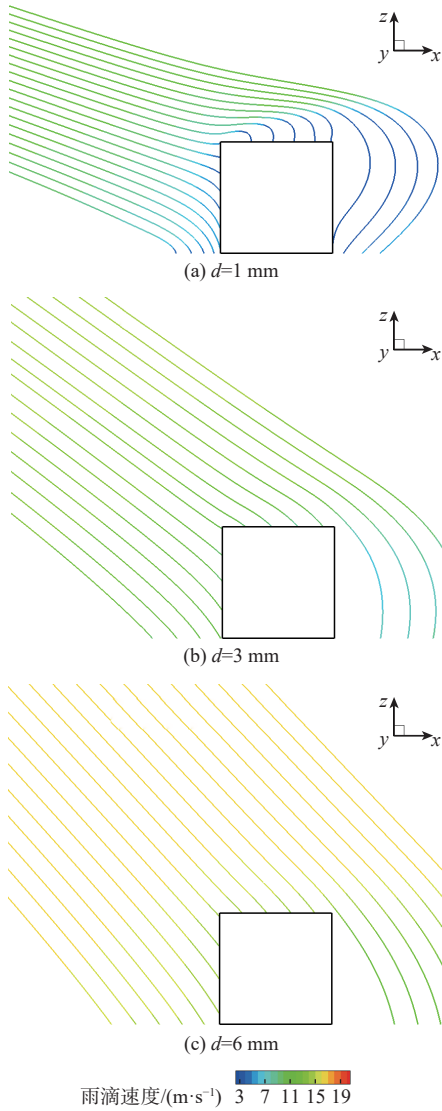


图5 方形建筑周围典型雨滴轨迹

Fig. 5 Typical raindrop trajectories around cubic building

2.3 方形建筑迎风面收集率及特定收集率分布

图6为水平面降雨强度为1 mm/h时，建筑迎风面的收集率分布。可以看到，收集率分布呈现出

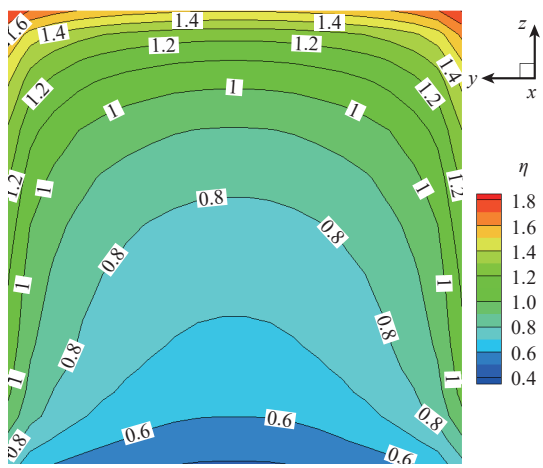
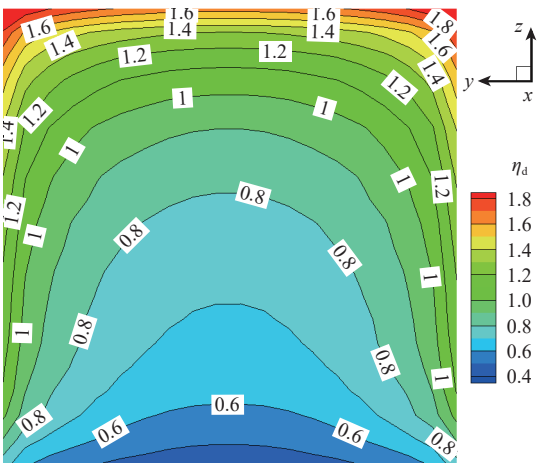


图6 方形建筑迎风面收集率分布

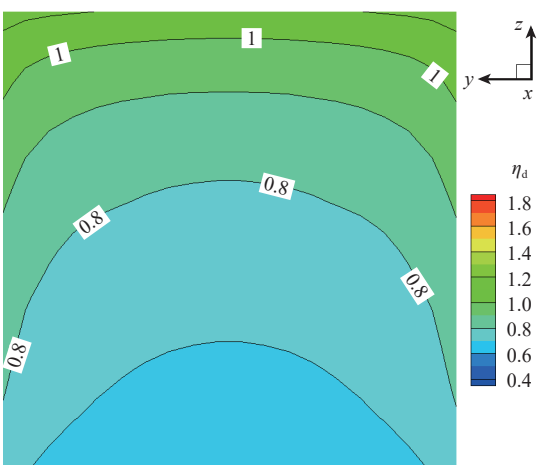
Fig. 6 Catch ratio distribution on windward facade of cubic building

“上大下小”“两侧大中间小”的特点；在迎风面上部 2 个角点处，收集率最大，在底部中间区域，收集率最小。

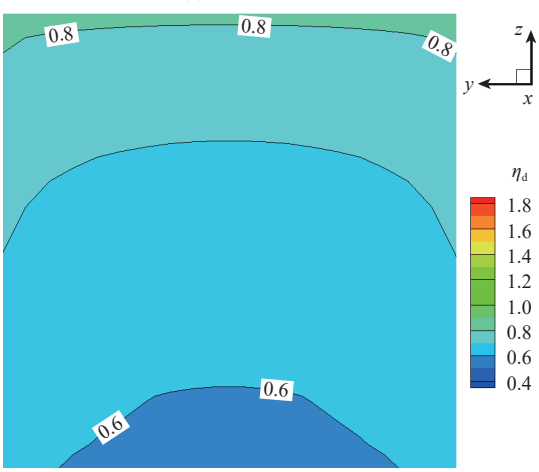
图 7 分别给出了直径为 1 mm、3 mm 和 6 mm 雨滴的特定收集率分布。可以看到，不同直径雨滴的特定收集率变化趋势与收集率相同。随直径增大，特定收集率的最大值逐渐减小；当直径为 6 mm 时，雨滴特定收集率最大值小于 1，表明此时墙面上各点的风驱雨强度均小于远前方水平面的降雨强度。特定收集率最小值呈现先增大后减小的趋势，直径为 3 mm 时特定收集率的最小值达到最大。



(a) d=1 mm



(b) d=3 mm



(c) d=6 mm

图 7　不同直径雨滴特定收集率分布

Fig. 7　Specific catch ratio distribution of raindrops with different diameters

3　雨滴运动特性分析

3.1　典型位置轨迹包络区域变化分析

由式 (5) 可知，特定收集率等于起点与终点包络面积之比。因此，为更清楚地说明特定收集率分布的产生原因，需要对不同位置轨迹包络区域的变化情况进行分析。选择特定收集率最大值所在的顶部角点 (0, 0, 10)，以及最小值所在的底部中点 (0, 5, 0)，分别计算了 2 点（见图 2）周围，直径为 1 mm、3 mm 和 6 mm 雨滴的轨迹。设轨迹起点包络是边长为 0.2 m 的正方形区域。为便于比较起点和终点包络区域的变化，对起点坐标进行如下无量纲化处理：

$$\begin{cases} x' = (x_s - x_{s0})/l_x \\ y' = (y_s - y_{s0})/l_y \end{cases} \tag{9}$$

式中：x_s、y_s 分别为起点的 x、y 坐标；x_{s0}、y_{s0} 分别为起点包络区域中心点的 x、y 坐标；l_x、l_y 分别为起点包络区域在 x、y 方向的长度，本文 l_x=l_y=0.2 m。

对终点坐标进行如下无量纲化处理：

$$\begin{cases} y' = (y_t - y_{t0})/l_y \\ z' = (z_t - z_{t0})/l_x \end{cases} \tag{10}$$

式中：y_t、z_t 分别为轨迹终点的 y、z 坐标；x_{t0}、y_{t0} 分别为待研究点的 y、z 坐标。

图 8 为顶部角点周围，不同直径雨滴轨迹起点和终点的包络区域变化情况。由图 8(a) 可见，顶部角点周围，直径 1 mm 雨滴轨迹的起点包络区域无量纲 x 坐标范围明显大于终点包络无量纲 z 坐标范围，表明雨滴在运动过程中，在高度方向呈现逐渐聚拢的趋势；起点包络无量纲 y 坐标范围略小于终点包络无量纲 y 坐标范围，表明在宽度方向上，雨滴运动呈现出一定的扩散趋势。对比不同直径雨滴轨迹包络可见，随雨滴直径增大，终点包络区域高度范围逐渐增大，宽度范围逐渐减小。同时，从边界的扭转情况可见，在建筑右侧顶部角点处，终点包络区域高度方向边界均绕 x 轴逆时针旋转，宽度方向边界则沿顺时针方向旋转。由于包络区域的上述变化，随雨滴直径增大，顶部角点周围终点包络区域的面积逐渐增大，根据特定收集率的计算方法可知，该点的特定收集率将逐渐减小。

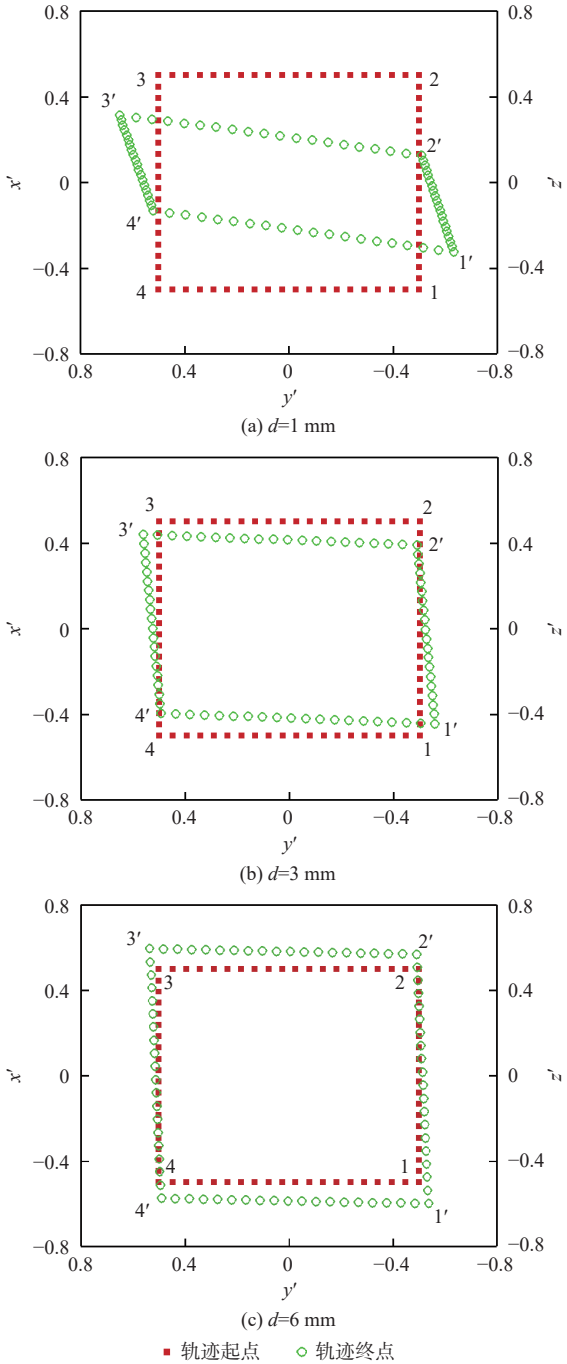


图8 顶部角点周围起点及终点包络区域变化情况

Fig. 8 Transformation of initial envelop region and terminated envelop region around corner on the top

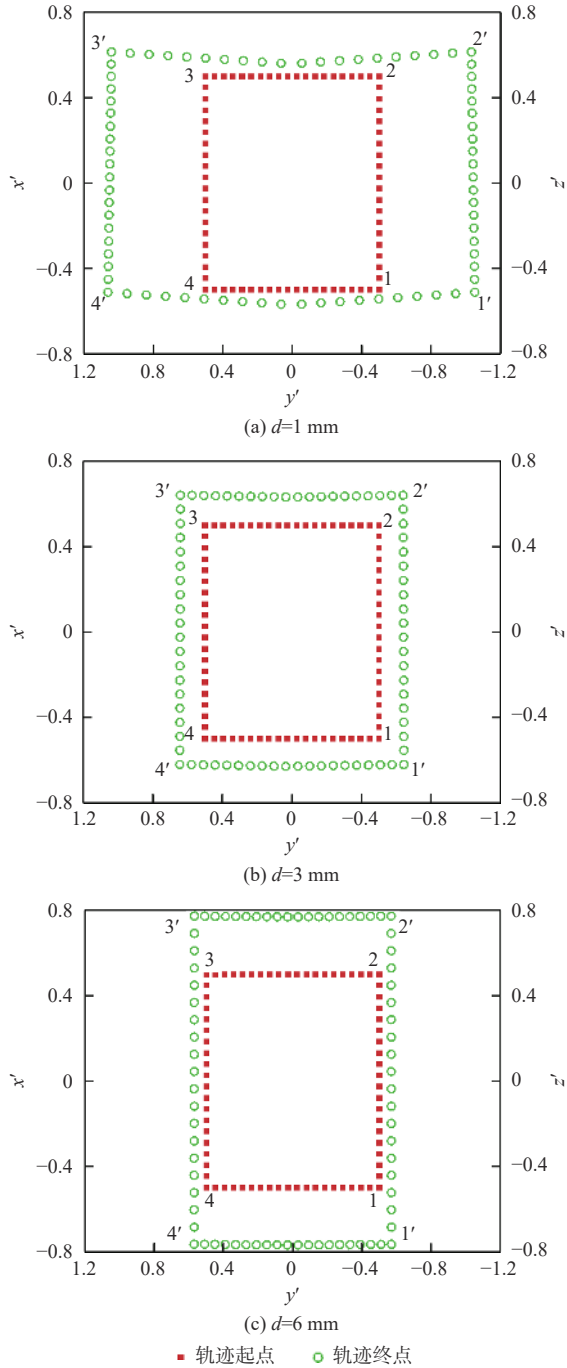


图9 底部中点周围起点及终点包络区域变化情况

Fig. 9 Transformation of initial envelop region and terminated envelop region around the middle point on the bottom

图9为底部中点周围，不同直径雨滴轨迹起点和终点包络区域的变化情况。可以看到，随直径增大，终点包络区域高度范围增大，而宽度范围减小。从边界扭转情况看，不同直径下，轨迹包络区域高度方向边界和宽度方向边界的偏转程度均较小。底部中点周围终点包络区域的上述变化，使终点包络面积随直径增大呈先减小后增大的趋势，导致特定收集率先增大后减小。

3.2 轨迹包络区域拉伸及扭转效应分析

由3.1节的计算结果可知，终点包络区域相对起点包络区域，高度方向和宽度方向的大小均可能发生变化，同时终点包络区域还可能相对起点包络区域发生扭转。因此，仿照流体微团变形的描述方法，提出拉伸率和扭转角2个参数，以描述包络区域变化，两者定义如下：

$$\begin{cases}\delta=(l_{\mathrm{E}}-l_{\mathrm{S}})/l_{\mathrm{S}}\\ \gamma=\gamma_{\mathrm{E}}-\gamma_{\mathrm{S}}\end{cases} \tag{11}$$

式中：δ为拉伸率；l_{E}为终点包络区域边长；l_{S}为起点包络区域边长；γ为扭转角；γ_{E}为终点包络区域边

界与竖直方向坐标轴的夹角；γ_S 为起点包络区域边界与流向方向坐标轴的夹角。各参量的定义如图 10 所示。拉伸率为正表示终点区域边界相比起点区域边界长度更长，为负则相反；扭转角为正表示沿正 x 方向，终点边界绕 x 轴逆时针旋转的角度，比沿负 z 方向，起点边界绕 z 轴逆时针旋转的角度更大，为负则相反。

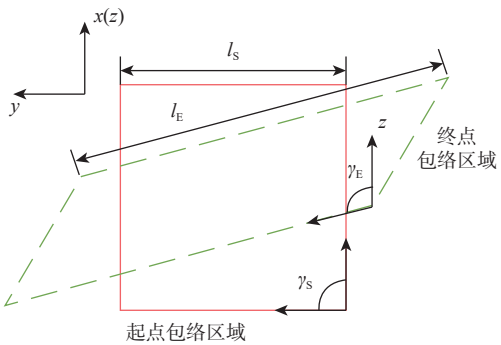


图 10　拉伸率及扭转角示意图

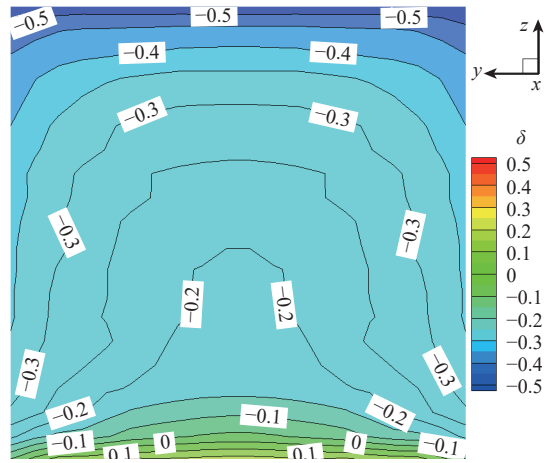
Fig. 10　Schematic diagram of stretching rate and distortion angle

根据上述定义，计算直径为 1 mm、3 mm 和 6 mm 雨滴在迎风面上终点包络区域的拉伸率及扭转角分布，结果如图 11～图 14 所示。由于终点包络区域在高度和宽度方向的拉伸率及扭转角差异较大，因此，分别计算 2 个方向的拉伸率和扭转角，各方向的值为该方向 2 条边的平均值。

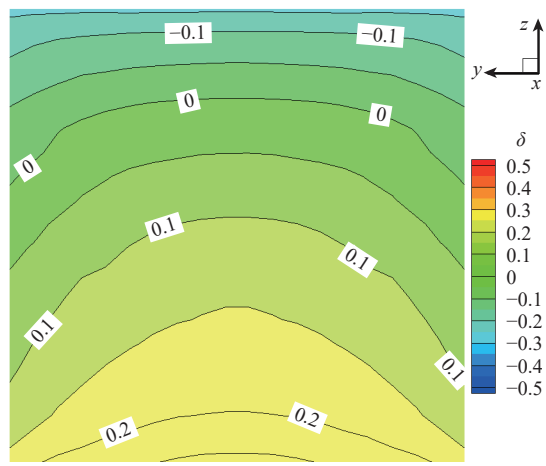
由图 11 可知，高度方向拉伸率呈现从下到上、从中间到两侧逐渐减小的趋势。图 11(a) 中直径为 1 mm 雨滴的高度方向拉伸率在迎风面大部分区域均小于 0，仅在靠近底部区域略大于 0，表明在大部分区域，终点包络区域在高度方向被压缩，而在靠近底部区域，轨迹包络区域在高度方向则被小幅度拉伸。对比图 11(a) ～图 11 (c) 可知，随直径增大，高度方向拉伸率逐渐增大。

图 12 为宽度方向拉伸率分布。可以看到，不同直径雨滴的宽度方向拉伸率在各点均大于 0，表明雨滴轨迹包络沿宽度方向均为拉伸趋势。宽度方向拉伸率均呈现从下到上、从中间到两侧逐渐减小的趋势，在底部中点宽度方向拉伸率最大，顶部角点处宽度方向拉伸率最小。随直径增大，宽度方向拉伸率逐渐减小。

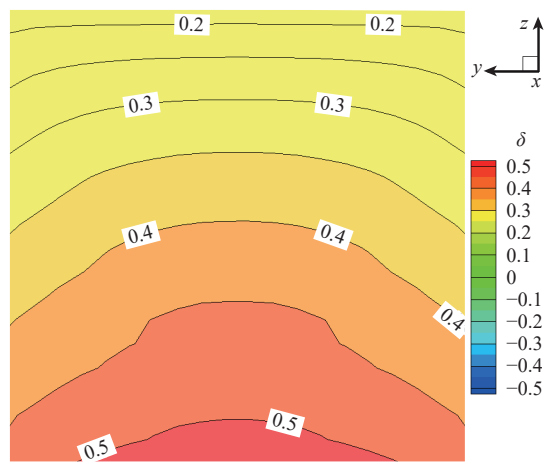
图 13 和图 14 分别为高度方向边界和宽度方向边界扭转角的分布。由图 13 可知，不同直径下，高度方向边界扭转角均呈对称分布，在建筑左侧区域扭转角为负，在右侧区域扭转角为正。可见，在建筑两侧，高度方向边界的偏转方向相反。从扭转角大小来看，从中间到两侧，扭转角逐渐增大。对比



(a) d=1 mm



(b) d=3 mm



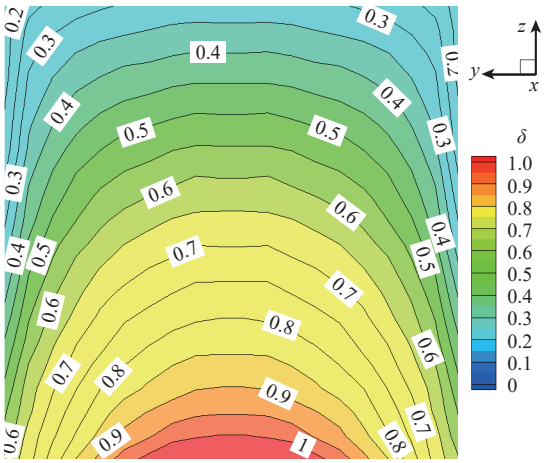
(c) d=6 mm

图 11　高度方向拉伸率分布

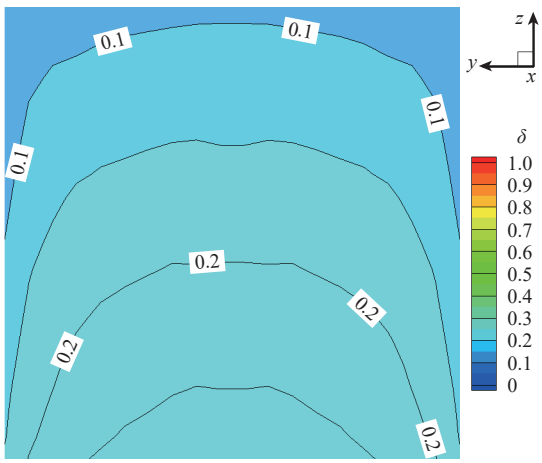
Fig. 11　Distribution of stretching rate along the height direction

不同直径雨滴的扭转角大小可见，随直径增大，高度方向边界的扭转角逐渐减小。

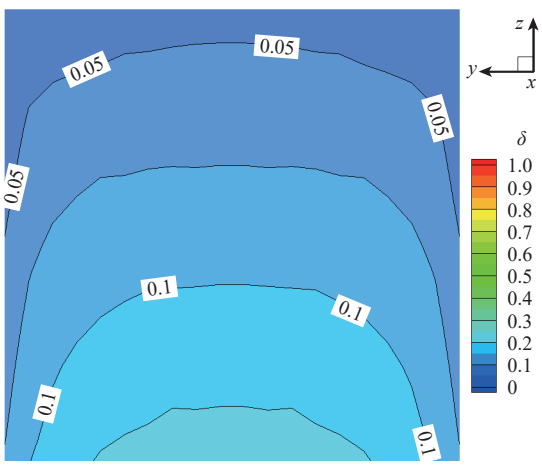
由图 14 可知，宽度方向边界扭转角在 4 个角点处较大，在中间区域较小。同时，在建筑左侧，从顶部到底部，宽度方向边界扭转角由正变负；在建筑右侧，从顶部到底部则由负变正。随直径增大，宽度方向边界扭转角减小，表明宽度方向边界的偏转程度减小。



(a) d=1 mm



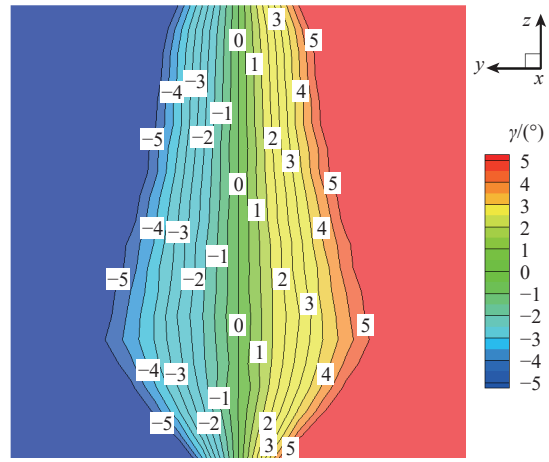
(b) d=3 mm



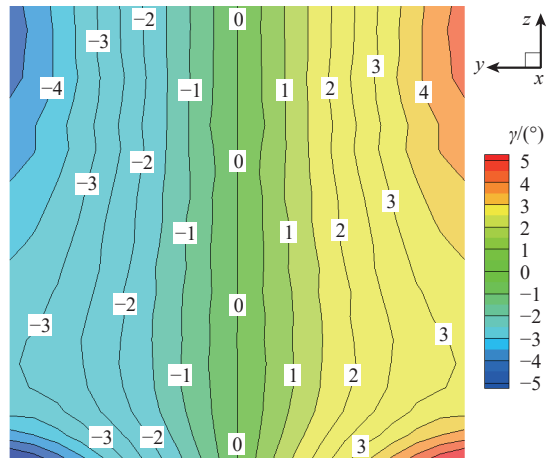
(c) d=6 mm

图 12　宽度方向拉伸率分布

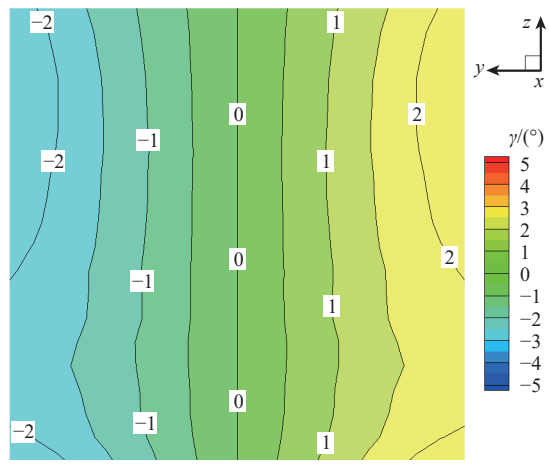
Fig. 12　Distribution of stretching rate along the spanwise direction



(a) d=1 mm



(b) d=3 mm



(c) d=6 mm

图 13　高度方向边界扭转角分布

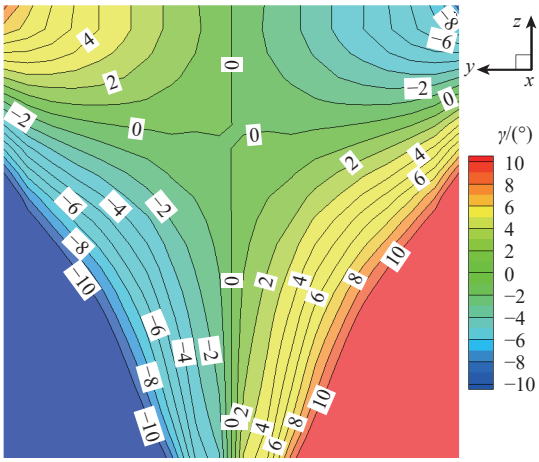
Fig. 13　Distribution of distortion angle of boundaries along the height direction

3.3　风速及风向角对包络区域变化的影响分析

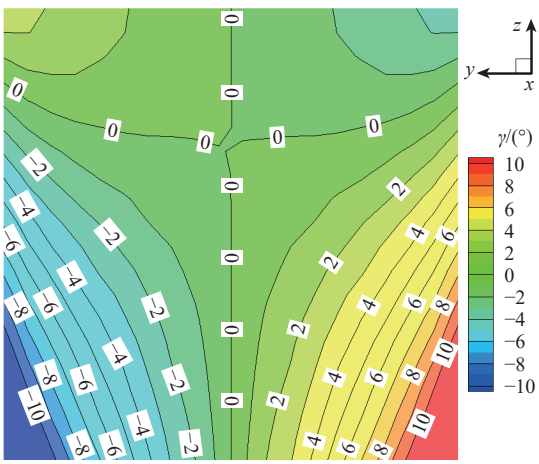
3.3.1　风速对包络区域变化的影响

为说明风速对包络区域变化的影响，计算了参考风速为 5 m/s 和 15 m/s 时，顶部角点和底部中点周围直径为 1 mm 雨滴包络区域的变化情况。如图 15 和图 16 所示，随风速增大，终点区域在高度和宽度方向的范围均减小。在顶部角点处，随风速增大，高度方向边界的扭转角减小，宽度方向边界的扭转角增大。

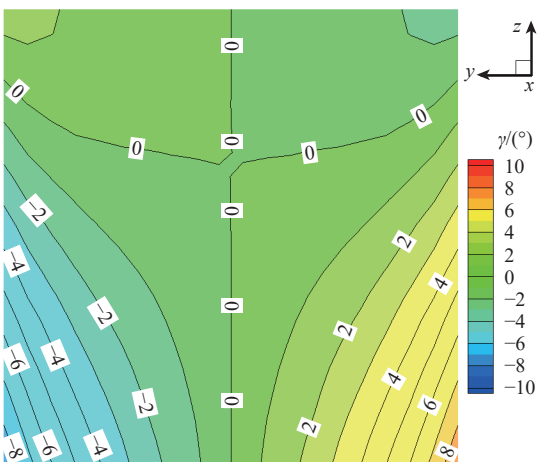
进一步给出了不同来流速度下，直径为 1 mm 雨滴终点包络区域的拉伸率和扭转角分布。如图 17 所示，随风速增大，终点包络区域在高度方向的拉伸率由正变负，表明在风速较小时，终点包络区域



(a) d=1 mm



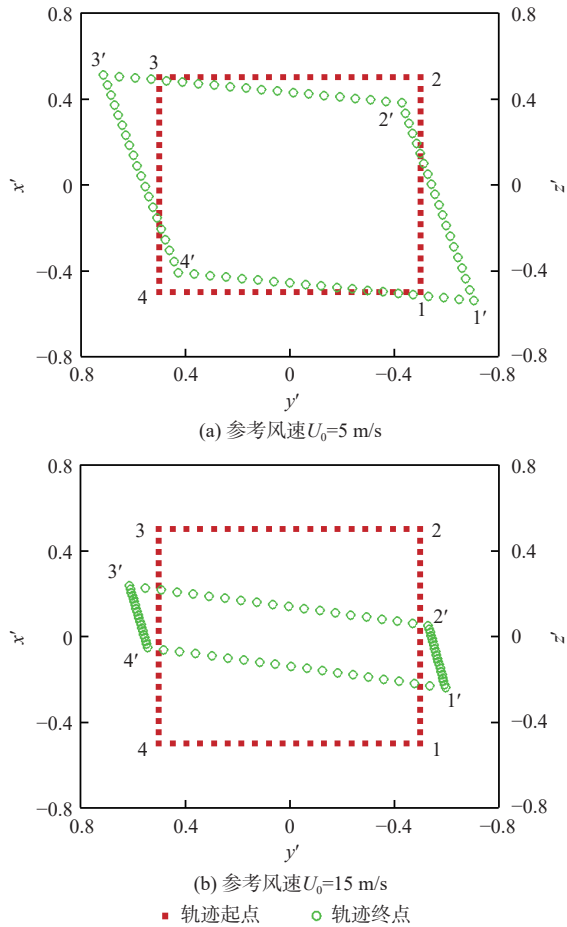
(b) d=3 mm



(c) d=6 mm

图 14　宽度方向边界扭转角分布

Fig. 14　Distribution of distortion angle of boundaries along the spanwise direction



(a) 参考风速U_0=5 m/s

(b) 参考风速U_0=15 m/s

图 15　不同风速下顶部角点周围起点及终点包络区域变化情况

Fig. 15　Transformation of initial envelop region and terminated envelop region around corner on the top under various wind speed

相比起点包络区域, 在高度方向被拉伸, 而在风速较大时则被压缩。由图 18 可知, 当风速增大时, 终点包络区域在宽度方向的拉伸率逐渐减小。同时, 当参考风速为 5 m/s 时, 在建筑底部, 建筑两侧的宽度方向拉伸率大于中间区域。

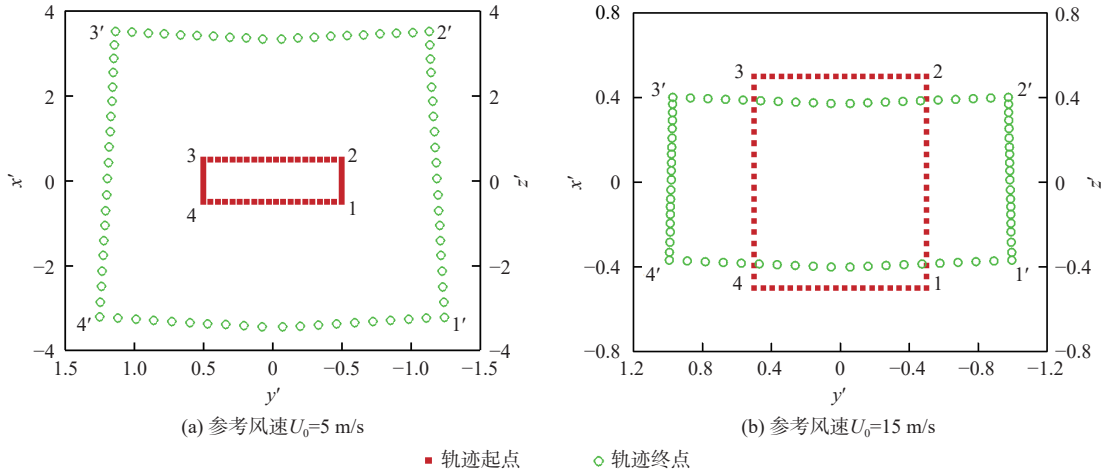
图 19 和图 20 为不同来流速度下终点包络区域的扭转角分布。由图 19 可知, 在靠近地面区域, 随风速增大, 终点包络区域在高度方向的扭转角逐渐增大; 在建筑上部, 随风速增大, 终点包络区域的扭转角减小。由图 20 可知, 当风速增大时, 在靠近建筑顶部区域, 终点包络区域在宽度方向的扭转角逐渐增大; 在建筑下部, 随风速增大, 宽度方向扭转角逐渐减小。

3.3.2　风向角对包络区域变化的影响

为说明风向角对包络区域变化的影响, 计算了风向角为 30°、参考风速为 10 m/s 时, 顶部角点和底部中点周围直径为 1 mm 雨滴包络区域的变化, 如图 21 所示。

由图 21(a) 可知, 在顶部角点处, 相比风向角为 0°、参考风速为 10 m/s 时, 风向角为 30°时终点包络区域在高度和宽度方向拉伸程度更大。同时, 当风向角为 0°时, 高度方向边界的偏转方向为逆时针, 而当风向角为 30°时, 高度方向边界偏转方向变为顺时针。在扭转角大小上, 相比风向角为 0°, 风向角为 30°时, 高度方向和宽度方向边界的扭转角均增大。

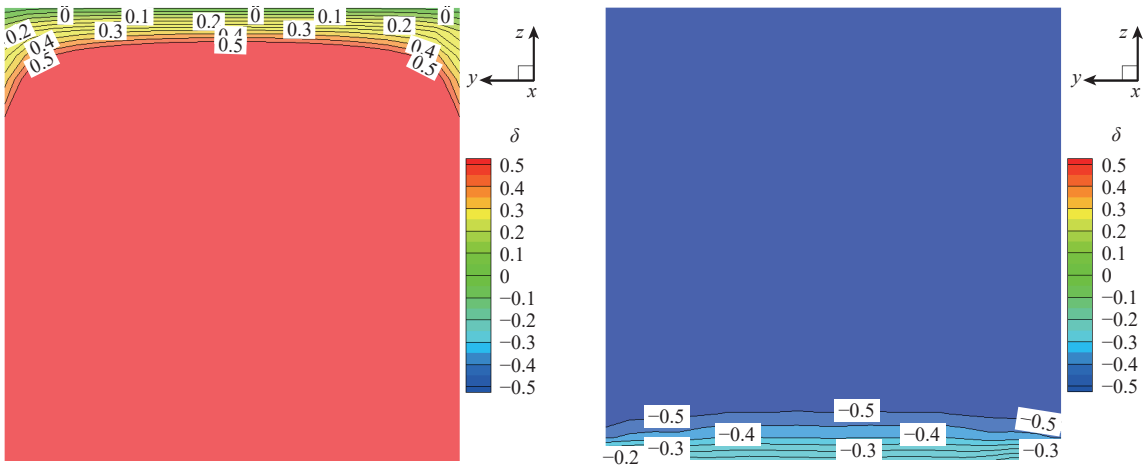
由图 21(b) 可知, 在底部中点处, 当风向角为 30°时, 终点包络区域不再相对建筑中心线对称。



(a) 参考风速U_0=5 m/s (b) 参考风速U_0=15 m/s

图 16 不同风速下底部中点周围起点及终点包络区域变化情况

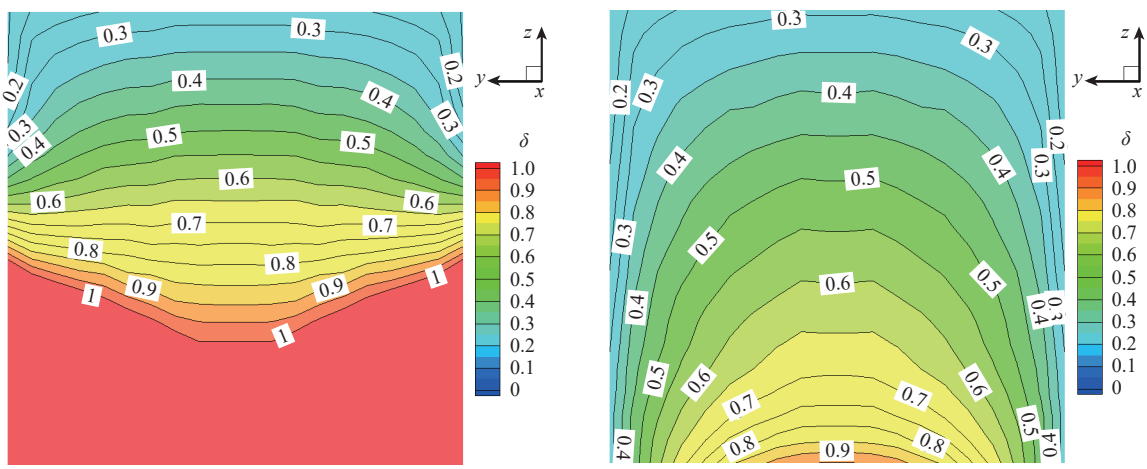
Fig. 16 Transformation of initial envelop region and terminated envelop region around the middle point on the bottom under various wind speed



(a) 参考风速U_0=5 m/s (b) 参考风速U_0=15 m/s

图 17 不同风速下高度方向拉伸率分布

Fig. 17 Distribution of stretching rate along the height direction under various wind speed



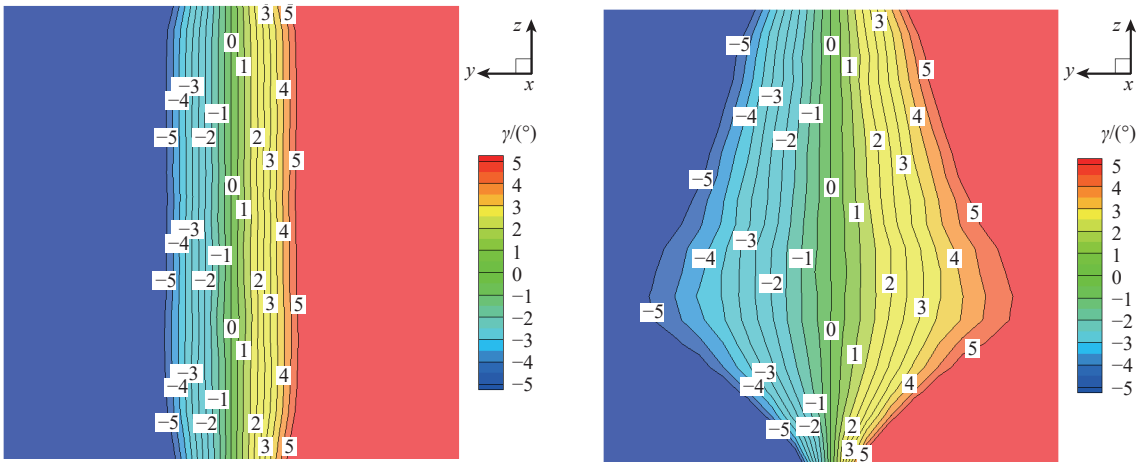
(a) 参考风速U_0=5 m/s (b) 参考风速U_0=15 m/s

图 18 不同风速下宽度方向拉伸率分布

Fig. 18 Distribution of stretching rate along the spanwise direction under various wind speed

相比风向角为0°,风向角为30°时,终点包络区域在高度和宽度方向拉伸程度更大。同时,当风向角为30°时,高度方向和宽度方向边界均有较大扭转,其中,高度方向边界的偏转方向为顺时针,而宽度方向边界则沿逆时针方向偏转。

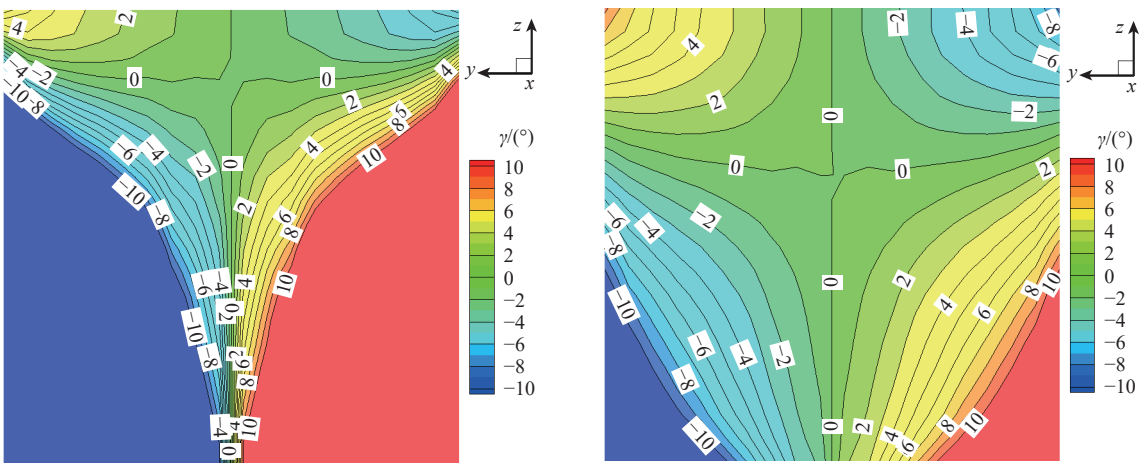
图 22 为风向角为30°、参考风速为10 m/s时,



(a) 参考风速U_0=5 m/s　　(b) 参考风速U_0=15 m/s

图 19　不同风速下高度方向边界扭转角分布

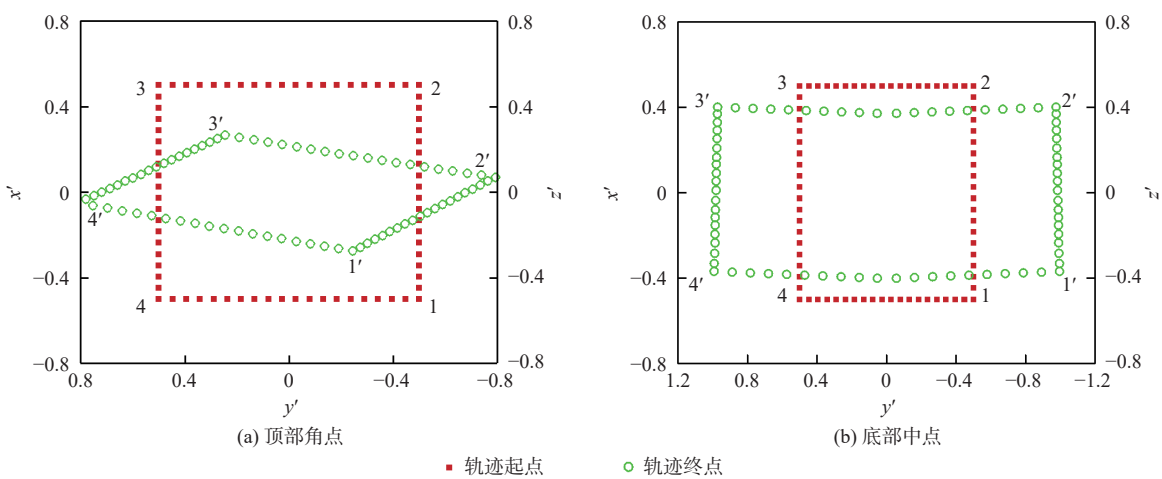
Fig. 19　Distribution of distortion angle of boundaries along the height direction under various wind speed



(a) 参考风速U_0=5 m/s　　(b) 参考风速U_0=15 m/s

图 20　不同风速下宽度方向边界扭转角分布

Fig. 20　Distribution of distortion angle of boundaries along the spanwise direction under various wind speed

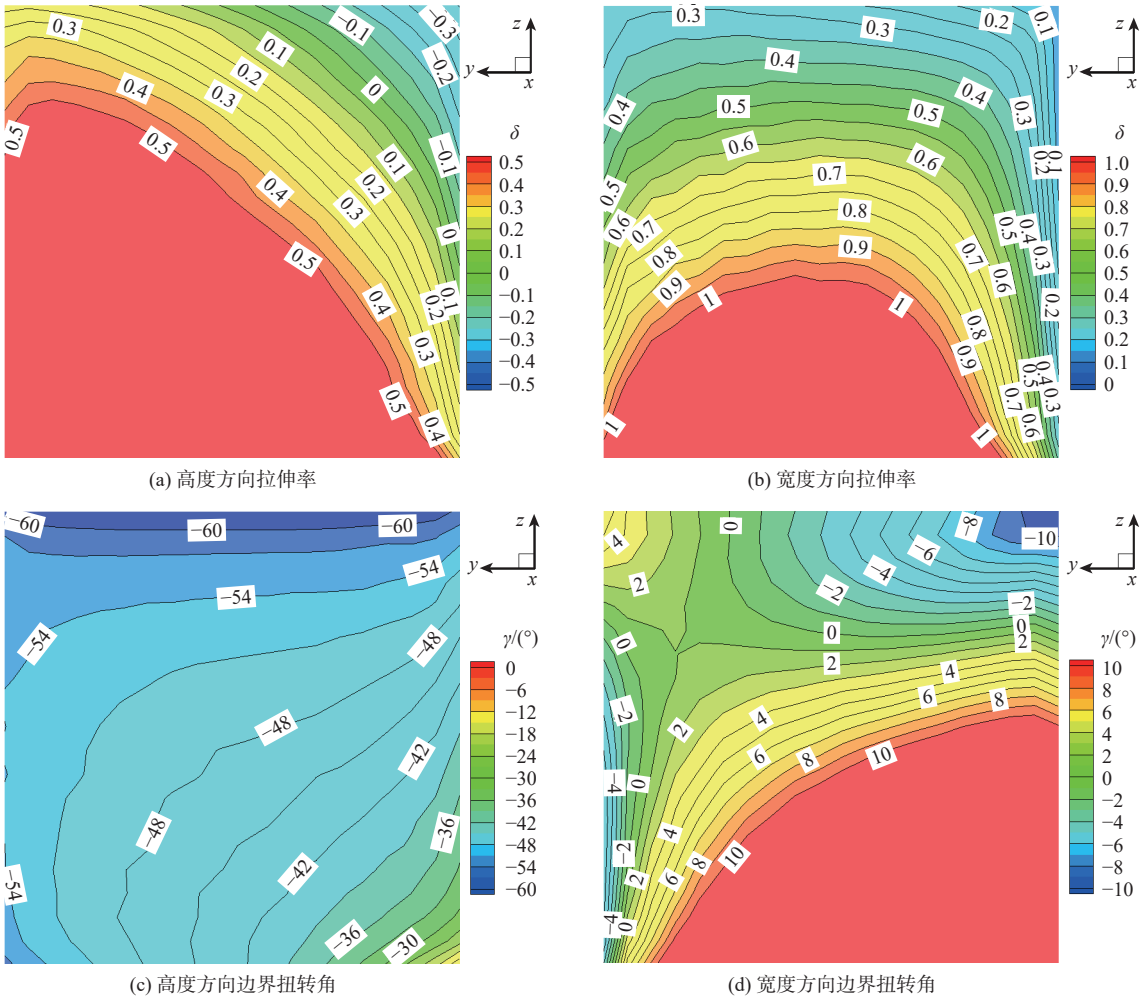


(a) 顶部角点　　(b) 底部中点

图 21　风向角为 30°、参考风速为 10 m/s 时顶部角点和底部中点周围起点及终点包络区域变化情况

Fig. 21　Transformation of initial envelop region and terminated envelop region around corner on the top and the middle point on the bottom when a wind angle of 30° and a reference wind speed of 10 m/s

直径 1 mm 雨滴终点包络区域的拉伸率和扭转角分布。由图 22 可知，在风向角为 30°时，拉伸率和扭转角分布不再对称。高度方向拉伸率从建筑顶部到底部、从上风侧到下风侧逐渐增大。宽度方向拉伸率从建筑顶部到底部、从两侧到中间逐渐增大，最大值出现在偏下风侧区域。相比风向角为 0°，当



(a) 高度方向拉伸率　(b) 宽度方向拉伸率

(c) 高度方向边界扭转角　(d) 宽度方向边界扭转角

图 22　风向角为 30°、参考风速为 10 m/s 时拉伸率和扭转角分布云图

Fig. 22　Distribution of stretching rate and distortion angle at wind angle 30° and reference wind speed 10m/s

风向角为 30°时，高度方向和宽度方向拉伸率均在建筑顶部区域减小、在底部区域增大。

由图 22(c)、图 22 (d) 可知，在风向角为 30°时，高度方向边界扭转角均为负值，表明高度方向边界均沿顺时针方向扭转。高度方向边界扭转角呈现从建筑底部到顶部、从上风侧到下风侧逐渐增大的趋势。宽度方向边界扭转角在上风侧较大、下风侧较小。相比风向角为 0°，当风向角为 30°时，高度方向边界扭转角增大，宽度方向边界扭转角在上风侧增大、在下风侧减小。

4　结　论

本文采用有限区域计算方法，对典型条件下方形建筑表面风驱雨量分布进行计算，给出了迎风面收集率分布，分析了典型直径雨滴的运动特性，并结合起点到终点包络区域的变化，说明了不同直径雨滴特定收集率分布差异的产生原因，得到以下结论：

1）方形建筑迎风面收集率分布呈现出“上大下小”“两侧大中间小”的特点，在建筑边缘收集率梯度较大。随直径增大，特定收集率最大值逐渐减小，最小值先增大后减小。

2）提出描述轨迹包络区域变化的 2 个参数：拉伸率和扭转角。结果表明，参考风速为 10 m/s、风向角为 0°时，高度方向拉伸率和宽度方向拉伸率均呈现从底部到顶部、从中间到两侧逐渐减小的趋势。高度方向边界扭转角呈现从中间到两侧逐渐增大的趋势，宽度方向边界扭转角呈现从角点到中间区域逐渐减小的趋势。

3）当风向角为 0°时，随风速增大，高度方向拉伸率由正变负，宽度方向拉伸率逐渐减小，高度方向扭转角在靠近地面区域逐渐增大、在建筑上部逐渐减小，宽度方向扭转角在靠近建筑顶部区域逐渐增大、在建筑下部逐渐减小。当风向角为 30°时，从上风侧到下风侧，高度方向拉伸率、高度和宽度边界扭转角均逐渐增大，宽度方向拉伸率则从两侧到中间逐渐增大。

参考文献（References）

[1] GHOLAMALIPOUR P, GE H, STATHOPOULOS T. Wind-driven

rain (WDR) loading on building facades: A state-of-the-art review [J]. Building and Environment, 2022, 221: 109314.

[2] BLOCKEN B, CARMELIET J. A review of wind-driven rain research in building science[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2004, 92(13): 1079-1130.

[3] LUO Y, YIN B T, PENG X Q, et al. Wind-rain erosion of Fujian Tulou Hakka Earth Buildings[J]. Sustainable Cities and Society, 2019, 50: 101666.

[4] BLOCKEN B, CARMELIET J. Spatial and temporal distribution of driving rain on a low-rise building[J]. Wind and Structures, 2002, 5(5): 441-462.

[5] CHOI E C C. Simulation of wind-driven-rain around a building[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 1993, 46: 721-729.

[6] CHOI E C C. Determination of wind-driven-rain intensity on building faces[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 1994, 51(1): 55-69.

[7] BLOCKEN B, CARMELIET J. On the validity of the cosine projection in wind-driven rain calculations on buildings[J]. Building and Environment, 2006, 41(9): 1182-1189.

[8] BLOCKEN B, CARMELIET J. High-resolution wind-driven rain measurements on a low-rise building—Experimental data for model development and model validation[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2005, 93(12): 905-928.

[9] BLOCKEN B, CARMELIET J. Validation of CFD simulations of wind-driven rain on a low-rise building facade[J]. Building and Environment, 2007, 42(7): 2530-2548.

[10] BRIGGEN P M, BLOCKEN B, SCHELLEN H L. Wind-driven rain on the facade of a monumental tower: Numerical simulation, full-scale validation and sensitivity analysis[J]. Building and Environment, 2009, 44(8): 1675-1690.

[11] VAN HOOFF T, BLOCKEN B, VAN HARTEN M. 3D CFD simulations of wind flow and wind-driven rain shelter in sports stadia: Influence of stadium geometry[J]. Building and Environment, 2011, 46(1): 22-37.

[12] KUBILAY A, DEROME D, BLOCKEN B, et al. Wind-driven rain on two parallel wide buildings: Field measurements and CFD simulations[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2015, 146: 11-28.

[13] WANG H, HOU X Z, DENG Y C. Numerical simulations of wind-driven rain on building facades under various oblique winds based on Eulerian multiphase model[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2015, 142: 82-92.

[14] JIANG C W, XU C H, GAO Z X, et al. Finite panel method for the simulation of wind-driven rain[J]. Building and Environment, 2016, 105: 358-368.

[15] FERZIGER J H, PERIĆ M. Computational methods for fluid dynamics [M]. Berlin: Springer, 2002, 4-9.

[16] MORSI S A, ALEXANDER A J. An investigation of particle trajectories in two-phase flow systems[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1972, 55(2): 193.

[17] ABADIE M O, MENDES N. Numerical assessment of turbulence effect on the evaluation of wind-driven rain specific catch ratio[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer, 2008, 35(10): 1253-1261.

[18] GUNN R, KINZER G D. The terminal velocity of fall for water droplets in stagnant air[J]. Journal of the Atmospheric Sciences, 1949, 6(4): 243-248.

Analysis of catch ratio distribution on windward facade of a cubic building under a crosswind environment

XU Chenhao，PI Siyuan，HU Shuyao，JIANG Chongwen*，LEE Chunhian

(School of Aeronautic Science and Engineering，Beihang University，Beijing 100191，China)

Abstract：Previous researches on wind-driven rain on buildings mainly focus on wind-driven rain distribution on the facades under different environmental conditions and building geometries, but few researchers have analyzed the cause of the distribution. Employing the finite panel method, the catch ratio distribution on the windward facade of a cubic building is calculated, and the cause of the distribution is explained by analyzing the envelop regions bounded by the raindrop trajectories. Results indicate that there are two effects exist in the transformation of the envelop regions from the starting plane to the ending plane, which are named the stretching effect and the distortion effect. When the wind direction angle is 0° and the reference wind speed is 10 m/s, the stretching rates along the height direction and the spanwise direction both reduce from the bottom of the building to the top and middle to the sides. While the absolute distortion angles of the boundaries along the spanwise direction drop from the building's corners to the middle, their absolute values along the height direction increase from the building's center to its sides. As the reference wind speed increases, the stretching rates along the height direction alter from positive values to negative values, and the stretching rates along the spanwise direction decrease. In the spanwise direction, the distortion angles of the borders increase near the top and decrease near the bottom of the building, while the distortion angles of the boundaries along the height direction increase near the ground and decrease near the top of the building. When the wind direction angle is 30°, the stretching rates along the height direction increase from the upwind side to the downwind side, as well as the distortion angles of the boundaries along the height and spanwise directions. Moreover, the stretching rates along the spanwise direction increase from the sides to the middle. The results provide theoretical bases for further investigating the influence of building layouts on the catch ratio distribution, and designing the rain shielding structures of buildings.

Keywords：wind-driven rain; catch ratio; stretching effect; distortion effect; numerical simulation

Received：2022-10-30；**Accepted**：2022-12-30；**Published Online**：2023-01-04 12：03

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230103.1835.007

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (U20B2006,11972061,11872094)

* **Corresponding author**. E-mail：cwjiang@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0836

风影响下航空器多目标最优控制航迹优化方法

常哲宁[1,2]，胡明华[1,2]，张颖[2,3,*]，杨磊[1,2]，邹润原[1,2]

(1. 南京航空航天大学 民航学院，南京 210016；2. 南京航空航天大学 国家空管飞行流量管理技术重点实验室，南京 210016；
3. 南京航空航天大学 通用航空与飞行学院，南京 210016)

摘 要：风影响下的四维航迹优化问题约束复杂，多目标四维航迹优化模型难以求解。基于最优控制方法研究固定水平航路下考虑风影响的航迹垂直剖面多目标优化问题的建模和求解。以飞行时间和飞行油耗最小化为双目标建立航迹最优控制模型；设计了梯形配点结合 ε-约束方法的模型求解方法，并针对按高度层飞行场景下的航迹优化提出两阶段求解方法；建立了四维航迹仿真模型用于对轨迹优化效果的仿真验证；选用长航线实际飞行计划数据作为算例进行算法性能分析，并区分自由高度飞行和按高度层飞行2种场景进行航迹优化效果验证。实验结果表明：所提模型和所提方法相比其他2种常用算法能获得更优的 Pareto 前沿解，按高度层飞行场景下采用所提方法能获得更优的前沿解；自由高度飞行和按高度层飞行2种场景下求得的前沿解中最小燃油耗航迹分别比飞行计划仿真航迹的油耗降低了 6.33% 和 5.94%，最短飞行时间航迹分别比飞行计划仿真航迹的飞行时间降低了 10.16% 和 10.01%。

关 键 词：空中交通管理；基于航迹运行；航迹优化；最优控制；非线性规划；多目标优化
中图分类号：V355; TB553
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3521-11

随着空中交通管理(air traffic management, ATM)运行范式的逐步转变，各国都制定了本国未来空管发展的规划。其共同特点是用面向航迹的管理框架取代现有的结构化 ATM 系统，一方面，基于航迹运行(trajectory-based operation, TBO)将成为未来空管系统中的核心要素，TBO 的相关研究工作也在持续展开；另一方面，绿色航空器设计及运行领域的相关研究近年来也受到了广泛关注，飞行轨迹优化也被视作减少航空运行负面影响的一种有效手段[1-2]。

TBO 方式下，航空公司基于可飞的飞行路径建立优化的飞行轨迹垂直剖面，所形成的四维业务轨迹 (shared business trajectory, SBT) 能有效体现航班的飞行意图，空管方则在此基础上为确保轨迹的安全而进行轨迹修改，形成参考业务轨迹 (reference business trajectory, RBT)。对长航迹航班而言，风对航迹的影响是一个必须考虑的因素，风优化的航迹可以带来经济及环境方面的双重效益。本文聚焦于固定水平航路下考虑风影响的多目标航迹垂直剖面优化问题。

四维航迹优化作为 TBO 运行理念的核心，在19世纪90年代已有学者开始研究，目前已经形成了相对成熟的理论和研究方法[3]。现有研究一般对轨迹水平路径和垂直剖面分别进行研究，仅有少量研究同时考虑了航班离场阶段飞行水平路径和垂直轨迹剖面的优化，如 Richter 等[4]将轨迹优化问题表示为双层优化控制问题：上层建模为优化问题，以最小化噪声干扰为目标确定飞行途经航路点；下

收稿日期：2022-10-04；**录用日期**：2022-11-28；**网络出版时间**：2023-01-17 11:14
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230116.1642.001
基金项目：国家自然科学基金 (61903187); 江苏省自然科学基金 (BK20190414); 工信部中欧航空科技合作项目 (MJ-2020-S-03)
* **通信作者**. E-mail：yoyozhying@163.com

引用格式：常哲宁，胡明华，张颖，等. 风影响下航空器多目标最优控制航迹优化方法 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（11）：3521-3531. CHANG Z N，HU M H，ZHANG Y，et al. A multi-objective optimal control trajectory optimization method for aircraft under wind influence[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（11）：3521-3531（in Chinese）.

层建模为最优控制问题，以最小化航班运行成本为目标进行垂直剖面优化。

对于水平路径规划，学者们研究使用A-star算法[5]、Dijsktra算法[6]、蚁群算法[7]、Bellman-Ford算法[8]等人工智能方法为航空器规划最优水平飞行路径，也有部分研究基于自由航路空域，采用控制论方法考虑了水平路径的优化[9]。

一般根据航空器运行阶段将垂直剖面划分为3个阶段：爬升、下降和巡航，部分垂直剖面优化研究只针对特定的飞行阶段进行优化，如对航空器爬升、下降阶段的最优垂直剖面的规划：吴丽娜和王和平[10]使用改进的遗传算法获得了最快爬升轨迹；Gardi等[11]从航空器的视角设计了多目标在线航迹优化功能，与飞行管理系统（flight management system, FMS）结合，满足了终端区优化航迹的时间要求；杨磊等[12]针对现有终端区运行程序灵活性不足的问题，设计了一种新型进场空域并建立了连续下降进近无冲突四维航迹优化模型。也有部分学者对整个飞行阶段的垂直剖面优化进行研究：Pisani等[13]使用遗传算法对固定爬升顶点和下降顶点的航迹分次进行了优化，为NextGen提供了新的优化框架；谢华等[14]使用带精英策略的非支配排序遗传算法实现基于可用路径集的航空器水平航路选择及全航段垂直剖面的一体化优化。

解决航迹优化问题的方法包括非最优控制类方法和最优控制类方法。非最优控制类方法包括路径规划算法（如A*[5]和D*[15]类算法）、组合优化方法[16]、启发式方法（如遗传算法[17]、模拟退火算法[18]、粒子群算法[19]、差分进化算法[20]等），这些方法没有考虑或只考虑了一部分航空器动力学约束，其中，启发式方法面对复杂的动力学约束能够快速给出航迹优化问题的近似最优解，但是与真实最优解的偏离程度一般无法预计，更适用于大量航班的情况。最优控制方法近年来相比非最优控制方法被更多地应用于求解航迹优化问题，其优点在于能有效地考虑航空器的动力学方程，产生准确的保证可飞性的航迹[21]。部分学者将风纳入最优控制模型，并开始研究高空风不确定性影响下基于最优控制方法的航迹优化问题。采用最优控制方法解决航迹优化问题的相关研究包括：Sabatini等[22]和Dalmau等[23]使用最优控制框架获得了航空器的最优航迹；Dalmau等[24]通过气象预报和广播式自动相关监视（automatic dependent surveillance-broadcast, ADS-B）数据量化了终端区内连续下降过程中风不确定性对航空器运行的影响，实时优化四维下降航迹，实现了终端区内的战术航迹管理；González-Arribas等[9]考虑航路高空风不确定性的影响，将不确定性结合进目标函数，实现了飞行航迹的鲁棒优化。

可以看出，当前研究工作虽取得一系列显著成果，但仍然存在以下不足：①最优控制方法对航迹优化问题进行建模可以有效考虑航空器动力学约束，但是对于多目标航迹优化问题主要通过线性加权法转化为单目标问题进行求解，无法获得优化航迹Pareto前沿解；②采用启发式算法解决航迹优化问题虽然求解时间较快，并且对于多目标优化问题易于拓展采用多目标优化启发式算法来求解，但是面对复杂的动力学约束时求解效果难以保证；③大部分航迹优化研究没有考虑到当前实际管制运行中存在的飞行高度层约束，而假设航班可以自由选择高度。

鉴于此，本文拟考虑高空风对航迹的影响及动力学约束，在自由高度飞行及按高度层飞行2种场景下分别研究风影响下的航迹优化问题，建立最优控制模型对“跑道-跑道”的完整航迹进行优化，以最小化飞行时间及油耗为2个优化目标，首先，采用配点法将模型转化为非线性规划（nonlinear programming, NLP）问题。然后，采用ε-约束方法对多目标NLP模型进行求解获得Pareto前沿解，并考虑初始解对于NLP求解器的影响，为避免局部最优问题而针对按高度层飞行场景提出两阶段求解方法。最后，采用长航线航班实例数据作为算例，进行与多个算法的求解效能对比分析及求解结果合理性、有效性和效率性等方面的分析。

1 基于最优控制的航空器四维航迹优化建模

本节首先对所建立的风对地速影响模型、航空器油耗模型和动力学模型等基础模型进行描述，然后介绍基于最优控制框架所建立的考虑风的航迹优化模型。本文航迹优化模型框架如图1所示。

1.1 基础模型

1.1.1 风对地速影响模型

在运行过程中，风对航空器的影响是不容忽视的，尤其是在巡航阶段，航空器的飞行时间、燃油消耗与风有着直接的关系，例如，执飞香港至阿姆斯特丹航线的相同机型，在同一天的去程航班和回程航班，飞行时间相差30 min以上。为获得最优的四维航迹，必须考虑风对航迹的影响，建立准确的风模型。

如图2所示，地速$\boldsymbol{V}_{\mathrm{GS}}$须由真空速向量$\boldsymbol{V}_{\mathrm{TAS}}$和风速向量$\boldsymbol{V}_W$计算可得

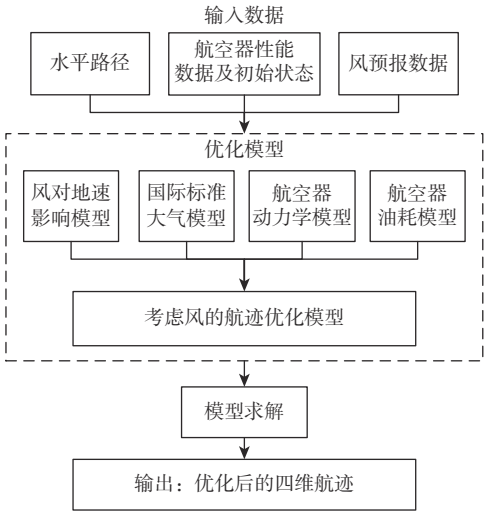


图 1　四维航迹优化模型框架

Fig. 1　Framework of 4D trajectory optimization model

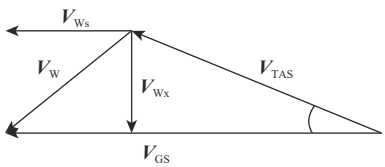


图 2　侧风对航迹的影响

Fig. 2　Influence of crosswind on trajectory

$$\boldsymbol{V}_{GS}=\boldsymbol{V}_{TAS}+\boldsymbol{V}_W \tag{1}$$

为让航空器沿着预设的航线飞行, 必须通过改变真空速的方向来修正侧风对航迹的影响, 方向的改变量由真空速和航向及风速和风向决定。本文的研究内容是优化航空器在固定路径下的垂直航迹, 地速表示为

$$\boldsymbol{V}_{GS}=\sqrt{\boldsymbol{V}_{TAS}^2-\boldsymbol{V}_{Wx}^2}\pm\boldsymbol{V}_{Ws} \tag{2}$$

式中: 风向量被分解为平行于地面轨迹的顺向风$\boldsymbol{V}_{Ws}$和垂直于地面轨迹的横向风$\boldsymbol{V}_{Wx}$, 根据勾股定理即可计算得到航空器地速。

1.1.2　航空器油耗模型

使用 BADA 数据库中的燃油流率模型计算燃油流率, 适用于除巡航阶段和慢车阶段之外的所有飞行阶段的喷气式飞机的燃油流率计算公式如下:

$$\begin{cases}\eta=C_{f1}\left(1+\dfrac{v}{C_{f2}}\right)\\ F=\eta T\end{cases} \tag{3}$$

式中: η为单位推力燃油消耗; C_{f1}、C_{f2}为推力比燃油消耗系数; F为燃油流率; T为航空器发动机推力。

不考虑慢车推力的情况, 巡航阶段的燃油流率计算公式如下:

$$F_{cr}=\eta T C_{fcr} \tag{4}$$

式中: C_{fcr}为巡航燃油流率因子。C_{f1}、C_{f2}、C_{fcr}系数取值均可根据机型在 BADA 数据库查询获得。

1.1.3　航空器动力学模型

全能量模型将作用在航空器上的力所做的功率等同于势能和动能的增加率, 即

$$(T-D)v=mg\frac{\mathrm{d}h}{\mathrm{d}t}+mv\frac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t} \tag{5}$$

式中: D为航空器所受空气阻力; v为航空器真空速; m为航空器质量; g为重力加速度; $\mathrm{d}h/\mathrm{d}t$表示高度 h 对时间 t 的微分; $\mathrm{d}v/\mathrm{d}t$表示速度 v 对时间 t 的微分。

为简化航空器的受力, 根据点质量模型, 假设所有的力均作用在航空器的重心上, 且本文只考虑航空器的垂直剖面, 将航空器的运动减少到 3 个自由度, 3 个自由度的变化均可描述为关于时间的微分方程。

阻力 D 计算如下:

$$D=\frac{S}{2}C_D\rho v^2 \tag{6}$$

式中: S为参考机翼面积; C_D为阻力系数; ρ为空气密度; C_D为关于升力系数C_L的函数。C_L和C_D的计算公式如下:

$$C_L=\frac{2mg}{\rho v^2 S\cos\phi} \tag{7}$$

$$C_D=C_{D0}+C_{D2}C_L^2 \tag{8}$$

式中: ϕ为航空器的坡度, 本文中坡度始终取 0; C_{D0}为寄生阻力系数; C_{D2}为诱导阻力系数。

在不考虑风的大气状态下, 航空器地速等于真空速, 其动力学模型可以由以下一组微分方程表示:

$$\frac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t}=\dot{v}=\frac{1}{m}(T-D-mg\sin\gamma) \tag{9}$$

$$\frac{\mathrm{d}s}{\mathrm{d}t}=\dot{s}=v\cos\gamma \tag{10}$$

$$\frac{\mathrm{d}h}{\mathrm{d}t}=\dot{h}=v\sin\gamma \tag{11}$$

$$\frac{\mathrm{d}m}{\mathrm{d}t}=\dot{m}=-F \tag{12}$$

式中: s为航空器在水平路径上经过的距离; h为航空器高度; γ为航迹倾角。

结合 1.1.1 节描述的风模型, 式 (10) 修改为

$$\frac{\mathrm{d}s}{\mathrm{d}t}=\dot{s}=\sqrt{(v\cos\gamma)^2-|\boldsymbol{V}_{Wx}|^2}\pm|\boldsymbol{V}_{Ws}| \tag{13}$$

1.2　考虑风的航迹优化模型

根据 1.1 节的基础模型, 航空器速度、高度、推力等均可表示为关于时间的函数, 将航空器的运行过程视为一个受控动态系统, 航空器四维航迹优化问题可以表述为动态最优控制问题, 从而更好地模

拟非线性动力学方程和非凸目标函数。

1.2.1 模型假设

为简化问题,所建立的航迹优化模型基于如下假设:①航空器采用光洁构型;②不考虑管制员对航空器的干预等人为因素;③航空器不受终端区的进离场程序限制。

1.2.2 优化目标

最优控制的优化目标通过能评价控制效果好坏的指标来定义,本文采用航空器飞行时间J_1和所消耗的燃油质量J_2作为优化目标,即

$$\min J_1 = t_{\mathrm{f}} - t_0 \tag{14}$$

$$\min J_2 = \int_{t_0}^{t_{\mathrm{f}}} F(t)\mathrm{d}t \tag{15}$$

式中:t_0为优化过程起始时刻,即航空器在起飞过程中的离地时刻;t_{f}为优化过程终点时刻,即航空器的接地时刻。

1.2.3 约束条件

1)状态方程约束。状态方程由一组微分方程进行描述,即式(9)~式(13)描述的动力学方程,其中,$[T,\gamma]$向量为模型的控制向量,$[v,s,h,m]$向量为模型的状态向量,均为关于时间t的函数。

2)终端约束。终端约束用于表示系统初始时刻和终端时刻的状态限制约束,包括速度状态约束、距离状态约束、高度状态约束和重量状态约束。

①速度状态约束。规定航空器在离地时刻和接地时刻的速度为失速速度的1.3倍,即

$$v(t_0) = v(t_{\mathrm{f}}) = 1.3v_{\mathrm{stall}} \tag{16}$$

②距离状态约束。规定航空器在离地时刻飞过的水平距离为0,在接地时刻飞过全航程水平距离,即

$$\begin{cases} s(t_0) = 0 \\ s(t_{\mathrm{f}}) = s_{\mathrm{total}} \end{cases} \tag{17}$$

式中:s_{total}表示航空器在水平路径上飞过的距离。

③高度状态约束。规定航空器在离地时刻和接地时刻的高度为0 m,即

$$h(t_0) = h(t_{\mathrm{f}}) = 0 \tag{18}$$

④重量状态约束。规定航空器在离地时刻的重量为航空器起飞重量,即

$$m(t_0) = m_{\text{take-off}} \tag{19}$$

3)控制约束。控制约束为基于航空器性能而对航空器控制向量取值范围产生的约束,即

$$T(t) < T_{\max}(h(t)) \tag{20}$$

$$\gamma_{\min} < \gamma(t) < \gamma_{\max} \tag{21}$$

式(20)表示在飞行过程中航空器推力不应超过当前高度对应的最大推力;式(21)表示航空器的航迹倾角不应超出可用航迹倾角的范围。

4)高度层约束。航空器在巡航阶段遵循“东单西双”的飞行高度层规定,从而满足管制运行要求,即

$$h \in \begin{cases} H_{\mathrm{east}} & \text{航空器向东飞} \\ H_{\mathrm{west}} & \text{航空器向西飞} \end{cases} \tag{22}$$

式中:H_{east}为航班东飞可选高度层集合;H_{west}为航班西飞可选高度层集合。

2 多目标航迹优化模型求解

2.1 模型求解方法

最优控制问题的求解方法通常分为间接法和直接法,间接法一般利用变分法和极小值原理进行推导,需要预测解的结构。本文的航空器航迹最优控制问题较为复杂,受控系统的各个状态变量之间存在复杂的耦合关系,间接法难以应用于本问题的求解。本文使用直接法中的梯形配点法将最优控制问题离散为NLP问题再进行求解。首先,确定配置点的数量N,对航迹进行离散化处理,以获得一组在各配置点的有限数量决策变量,使用梯形配点法将1.1.3节的连续系统动力学方程离散为一组非线性约束,使得在2个配置点之间的状态变化等于连续动力学的积分,以式(12)为例:

$$\int_{t_k}^{t_{k+1}} \dot{m}\mathrm{d}t = \int_{t_k}^{t_{k+1}} -F\mathrm{d}t \tag{23}$$

$$m_{k+1} - m_k = \frac{\Delta t_k}{2}\left[(-F_{k+1}) + (-F_k)\right] \tag{24}$$

式(23)为对式(12)等式两边进行积分后的表示;式(24)右侧即为采用梯形积分公式进行积分近似,式中,$\Delta t_k = t_{k+1} - t_k$基于同样的思路使用梯形配点法对各状态方程进行离散,表示如下:

$$v_{k+1} - v_k = \frac{\Delta t_k}{2}\left[\left(\frac{T_{k+1} - D_{k+1}}{m_{k+1}} - g\sin\gamma_{k+1}\right) + \left(\frac{T_k - D_k}{m_k} - g\sin\gamma_k\right)\right] \tag{25}$$

$$s_{k+1} - s_k = \frac{\Delta t_k}{2}\left[\left(\sqrt{(v_{k+1}\cos\gamma_{k+1})^2 - W_x(s_{k+1},h_{k+1})^2} + W_s(s_{k+1},h_{k+1})\right) + \left(\sqrt{(v_k\cos\gamma_k)^2 - W_x(s_k,h_k)^2} + W_s(s_k,h_k)\right)\right] \tag{26}$$

$$h_{k+1} - h_k = \frac{\Delta t_k}{2}\left[(v_{k+1}\sin\gamma_{k+1}) + (v_k\sin\gamma_k)\right] \tag{27}$$

式(24)~式(27)这4组约束保证了状态向量

$[v,s,h,m]$在离散节点处的变化满足状态方程约束。

相应地, 最优控制问题中的优化目标描述为

$$\min J_1 = t_N - t_0 \tag{28}$$

$$\min J_2 = \sum_{k=1}^{N} \frac{1}{2}(F_k + F_{k+1})\Delta t_k \tag{29}$$

式中: N 为配置点的数目。

控制约束描述为

$$T_{1\cdots N} < T_{\max}(h_{1\cdots N}) \tag{30}$$

$$\gamma_{\min} < \gamma_{1\cdots N} < \gamma_{\max} \tag{31}$$

为满足离散后决策变量之间的逻辑正确性, 增加如下约束:

$$s(t_{k+1}) > s(t_k) \tag{32}$$

$$m(t_{k+1}) < m(t_k) \tag{33}$$

$$t_{k+1} > t_k \tag{34}$$

式 (32) 表示航空器在飞行过程中经过的水平距离始终增加; 式 (33) 表示在飞行过程中燃油消耗始终为正, 即航空器质量不断减小; 式 (34) 表示离散节点的时刻递增。

将连续最优控制问题转化为 NLP 问题后, 使用非线性规划求解器进行模型求解。常用的非线性规划求解器一般只能求解单目标问题, 将多目标优化问题转化为单目标优化问题的方法包括线性加权法、ε-约束方法等。对于四维航迹优化问题, 可行域空间复杂, 使用传统的线性加权法可能会收敛到局部最优, 且无法获得 Pareto 前沿解, 而 ε-约束方法通过将其他目标函数的值限定为约束, 缩小了可行解的范围, 减小了计算复杂度, 且可以获得 Pareto 前沿解。因此, 使用 ε-约束方法将燃油消耗作为优化目标, 而将飞行时间目标作为约束条件处理, 即模型目标函数为

$$\min J = \sum_{k=1}^{N} \frac{1}{2}(F_k + F_{k+1})\Delta t_k \tag{35}$$

同时添加约束:

$$t_N \leqslant t_{\text{cons}} \tag{36}$$

式中: t_{cons} 表示设定的飞行时间。将原始的多目标优化问题转化为单目标优化问题, 分多次进行求解获得 Pareto 前沿。

此外, 常用的非线性规划求解器对初始解较为敏感, 对于本文的四维航迹优化问题, 初始解的优劣决定了优化过程的用时和优化结果。对于考虑按高度层飞行约束的情况, 采用 2 个阶段进行求解的方式: 第 1 阶段不考虑式 (22) 中描述的高度层约束, 获得自由选择高度场景下优化的四维航迹; 第 2 阶段考虑高度层约束, 以第 1 阶段获得的最优解作为初始解再次进行优化, 获得考虑按高度层飞行约束的航迹优化问题最优解。

2.2　多目标最优解的评价

在获得 Pareto 前沿解之后, 需要对解集的质量进行评估, 本文通过如下 3 个指标对解集进行评估:

1) 覆盖率 (C-metric, CM), 衡量解集之间的支配关系:

$$C_{\text{m}}(A,B) = \frac{|\{u \in B | v \in A : v \text{ dominates } u\}|}{|B|} \tag{37}$$

式中: A、B 分别表示 2 组解集, 分子表示解集 B 中受解集 A 支配的解的数目, 分母表示解集 B 中解的个数。

2) 超体积 (hyper volume, HV), 衡量解集收敛性和多样性:

$$V_{\text{hyper}}(A) = \delta\left(\bigcup_{i=1}^{|A|} V_i\right) \tag{38}$$

式中: $\delta(\cdot)$ 为勒贝格测度, 用来计算体积; V_i 表示第 i 个解与参考点构成的超体积。本文对解集进行归一化, 以 (1,1) 作为参考点。HV 值越大, 解集越理想。

3) 平均理想距离 (mean ideal distance, MID), 衡量解集与理想点的距离:

$$D_{\text{mi}}(A) = \frac{\sum_{i=1}^{|A|}\sqrt{\sum_{m=1}^{2}\left(\dfrac{f_i^m}{\max(f^m)-\min(f^m)}\right)^2}}{|A|} \tag{39}$$

式中: f_i^m 表示第 i 个解的第 m 个目标值。MID 值越小, 解集越理想。

3　航空器四维航迹仿真建模

航班在实际运行过程中, 往往会受到空域容量限制、流量调控、对流天气等影响, 会增加额外的飞行时间和燃油消耗, 风优化轨迹与实际的飞行轨迹不能直接进行对比, 因此, 本节建立了航迹仿真方法, 对基于航空公司初始飞行计划的航空器四维航迹进行仿真, 以此来计算航迹时间和油耗, 从而用于与优化模型结果进行优化效果的对比。

航迹仿真模型的整体框架如图 3 所示, 根据航空器的初始状态、气象环境和航空器性能等, 基于航空器动力学模型、航班计划和标准飞行程序, 通过递推式仿真来获得四维航迹。

航迹仿真推演计算过程如图 4 所示。首先, 输入航空器机型信息、航班计划和航空器初始状态 (起飞重量、离地速度等), 在飞行过程中根据航空器当前时刻状态和 BADA 数据库标准飞行程序判断航空器飞行意图。飞行意图可以按照航空器高

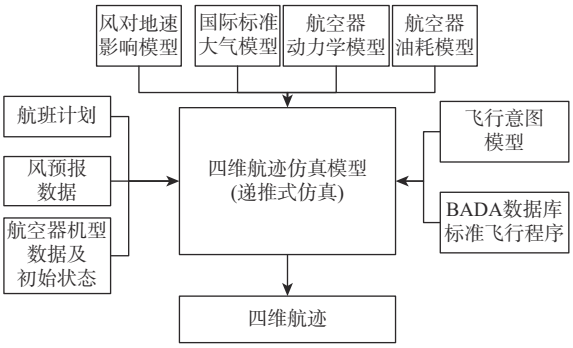


图3 航迹仿真模型整体框架

Fig. 3 Framework of trajectory simulation modeling

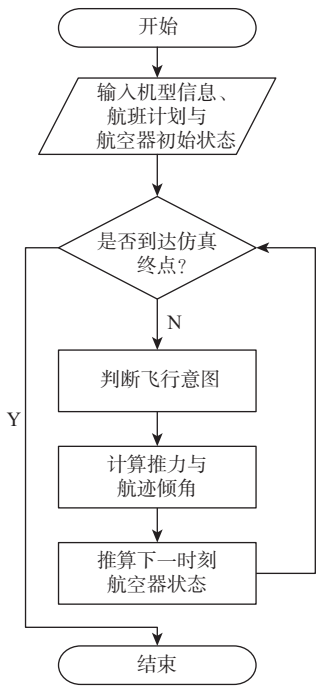


图4 航迹仿真推演计算流程

Fig. 4 Flow of calculation process of trajectory simulation derivation

度和速度变化进行分类。然后,根据BADA数据库标准飞行程序计算航空器所需推力和航迹倾角,如航空器保持等指示空速爬升,此时的推力为爬升阶段最大可用推力。航迹倾角通过等指示空速爬升时的能量分配因子计算获得。最后,根据将状态方程进行离散处理后的公式推算出下一时刻航空器状态,推算公式如下:

$$v_{k+1}=v_k+\Delta t\left(\frac{T_k-D_k}{m_k}-g\sin\gamma_k\right) \tag{40}$$

$$s_{k+1}=s_k+\Delta t\left(\sqrt{(v_k\cos\gamma_k)^2-W_x(s_k,h_k)^2}+W_s(s_k,h_k)\right) \tag{41}$$

$$h_{k+1}=h_k+\Delta t(v_k\sin\gamma_k) \tag{42}$$

$$m_{k+1}=m_k+\Delta t(-F_k) \tag{43}$$

式中:阻力D、燃油流率F等均可通过1.1节描述的模型计算获得。

4 算例分析

4.1 算例数据描述

选取受中纬西风(30°N~60°N)影响较大的香港至阿姆斯特丹(VHHH-EHAM)国际长航线航班进行研究,航程为9 969.9 km,途经航路点如图5中蓝色点所示。航空器四维航迹优化不考虑在机场场面的运行细节,将起飞和落地机场视为同航路点一样的网络节点,假设航空器不受终端区的进离场程序限制,限制巡航高度不低于8 400 m,按照“东单西双”的规则飞行,不考虑在不同飞行情报区飞行高度层“英制-公制”转换的问题。研究航班为北京时间2019年6月8日12:20起飞的荷兰航空KLM888航班,机型为B747-400,飞行性能数据库采用BADA3.11,采用荷航初始飞行计划作为优化航迹的比较对象进行分析。

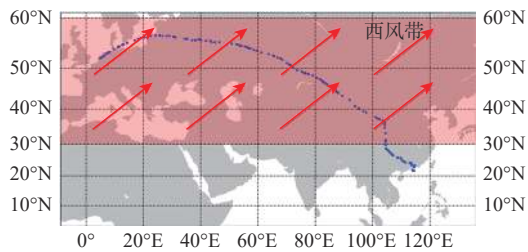


图5 VHHH-EHAM航线及高空风

Fig. 5 VHHH-EHAM flight route and high-altitude wind

高空风数据来源于欧洲中期天气预报中心(European Centre for Medium-range Weather Forecasts, ECMWF)的集合预报系统(ensemble prediction system, EPS),该系统使用的集合预报方法是一种数值天气预报方法,通过不同的初始条件和扰动的天气模型多次运行获得预报集合[25]。获取的ECMWF数据由51个集合成员组成(1个控制预测和50个扰动预测),数据在水平方向上的分辨率为0.2°,在垂直方向上分为100、200、250、300、400、500、700、850、925和1 000 hPa这10个以等压面表示的高度层,对于国际标准大气模型,覆盖了从300~16 100 m的所有高度层。本文暂不考虑高空风不确定性对航迹优化的影响,仅使用控制预测数据,根据航空器的经度、纬度和高度通过三维线性插值的方法获取风速与风向数据。

4.2 风预报数据及航迹仿真模型验证

4.2.1 风预报数据验证

航迹优化在航班起飞前基于预报的高空风进行,优化的航迹在实际高空风下飞行,预报高空风

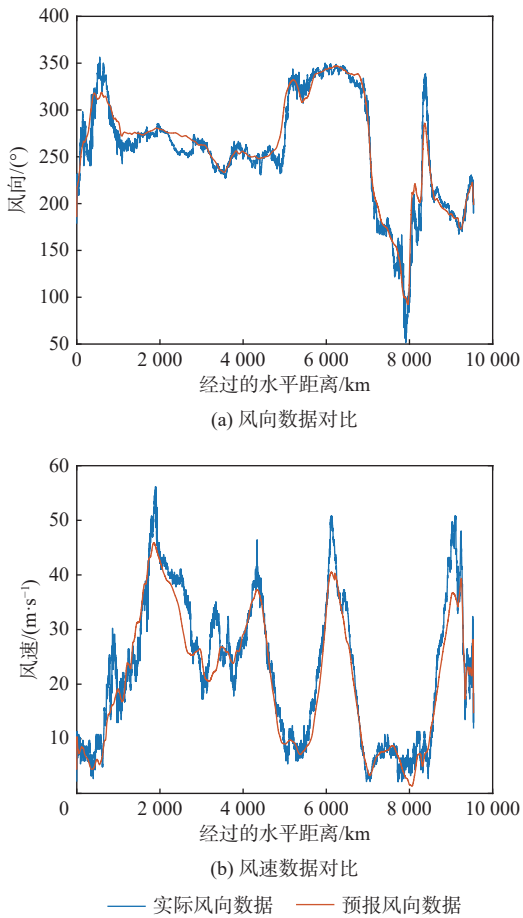
与实际高空风存在一定的差异, 若差异过大则会影响优化航迹所能达到的实际效能, 因此, 需要进行风预报准确性的验证。

利用 2019 年 6 月 7 日 16:05(UTC) 起飞的 CSN-307 航班的快速存取记录器(quick access recorder, QAR)记录的实际风数据, 根据 QAR 数据的经纬度和高度等信息获取预报数据并与记录数据进行对比, 结果如图 6 所示。总体上, QAR 数据与预报数据的平均风速差为 1.84 m/s, 平均风向差为 3.19°; 在受高空风影响较大的巡航阶段, 平均风速差为 1.66 m/s, 平均风向差为 3.85°; 这表明所采用的预报数据具有良好的准确性, 基于预报高空风进行优化的轨迹在实际高空风中运行也能具备较优的效能。

4.2.2　航迹仿真模型验证

基于航班初始飞行计划仿真获得飞行时间和油耗用于与风优化轨迹优化效果进行对比, 需要验证航迹仿真模型的有效性。

以 KLM888 航班为仿真对象, 计划飞行时间为 11 h 14 min。设置航空器起飞重量为 3.7×10^5 kg, 离地速度为 90 m/s。仿真结果显示, 从航空器离地到接地, 耗时为 11 h 19 min, 消耗燃油为 118 920 kg, 获得的四维航迹如图 7 所示。仿真四维航迹飞行时间与航班计划飞行时间相差 5 min, 占总飞行时间的 0.73%, 表明所采用的四维航迹仿真方法与初始航班计划相一致, 能够准确地生成与航班计划相符合的四维航迹。



(a) 风向数据对比

(b) 风速数据对比

图 6　ECMWF 预报风与实际风对比

Fig. 6　Comparison of wind forecast by ECMWF and actual wind

4.3　航迹优化算法对比

为验证 ε-约束方法求解四维航迹多目标优化问题的优越性, 选取了带精英策略的非支配排序遗传算法(non-dominated sort genetic algorithm-Ⅱ, NSGA-Ⅱ)和基于成本指数(cost index, CI)的线性加权方法作为对比, NSGA-II 算法对状态变量和控制变量进行编码, 将动力学模型等约束作为加到适应度函数中的惩罚项处理, 基于成本指数的线性加权方法通过 CI 将燃油消耗和飞行时间统一为单目标, 通过改变 CI 取值而获得的多个解来构成解集。

以 KLM888 航班无高度层约束作为优化场景, 采用 2.2 节的 3 个指标对求得的解集进行评估。3 类算法优化获得的帕累托前沿解如图 8 所示, 求解性能对比如表 1 所示。ε-约束方法和线性加权法需要使用求解器进行多次求解, 求解时间略高于 NSGA-Ⅱ算法, 但是图 8 可以看出, 使用 ε-约束方法获得的解集 CM、HV 和 MID 这 3 类指标均优于 NSGA-Ⅱ与 CI 线性加权法, 解集质量更高, 表明 ε-约束方法相比其他 2 种算法能够更接近真实 Pareto 前沿面。

按高度层飞行场景下, 高度层约束导致可行域不连续, 求解困难, 为验证 2.1 节提出的两阶段求解方法的优越性, 同样以 KLM888 航班为优化对象, 在 NLP 求解器迭代相同次数的条件下, 分别采用两阶段求解方法和直接求解方法进行求解, 其中, 直接求解方法分别使用不同的初始解进行多次优化, 算法的求解性能对比如表 2 所示。可以看出, 两阶段优化方法结果指标优于直接求解方法, 解集质量更高, 按高度层飞行场景下优化效果更好。

4.4　航迹优化算例分析

区分是否考虑飞行高度层限制, 分别对自由高度飞行和按高度层飞行 2 种情况通过 ε-约束方法获得 Pareto 前沿解, ε值调整步长为 0.5 min。实验使用 Intel Core i7-10700 2.90 GHz 处理器、16 GB 内存、Windows11 操作系统的计算机, 通过 MATLAB R2019b 中的 fmincon 求解器进行求解, 平均单次求解时间为 151 s。2 种情况下分别求得的 Pareto 前沿结果对比如图 9 所示, Pareto 前沿面中最左上位置代表的航迹为最短飞行时间航迹, 而最右下位置代表的航迹为最小燃油消耗航迹, 其他点表示在不

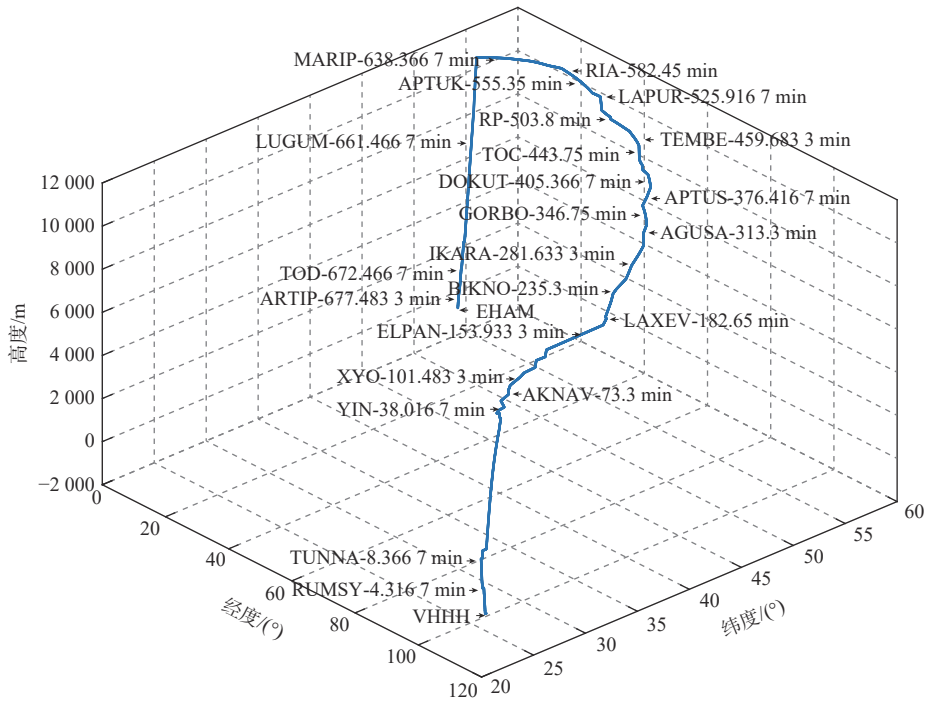


图 7 航班计划四维航迹仿真结果

Fig. 7 4D trajectory simulation results of flight plan

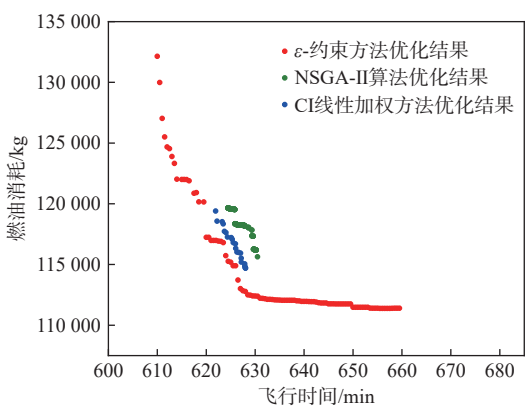


图 8 3 类算法帕累托前沿对比

Fig. 8 Comparison of Pareto frontier of three types of algorithms

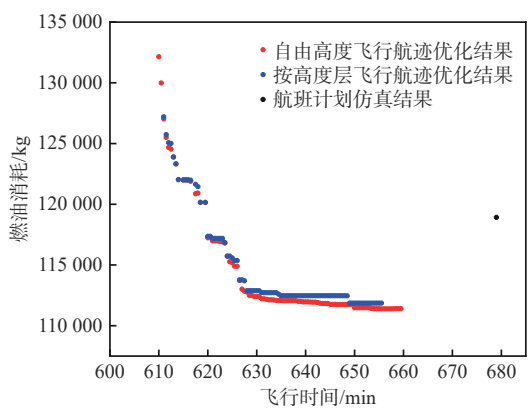


图 9 KLM888 航班航迹优化 Pareto 前沿解

Fig. 9 Pareto frontier solution of trajectory optimization for flight KLM888

表 1 3 类算法性能对比

Table 1 Comparison of performance of three types of algorithms

算法	CM	HV	MID
ε-约束	1	0.010 9	13.127 2
NSGA-Ⅱ	0	0.005 0	107.593 1
CI线性加权	0	0.000 2	105.250 7

表 2 高度层约束场景算法性能对比

Table 2 Comparison of performance of algorithms under altitude layer constraint

算法	CM	HV	MID
两阶段求解	1	0.010 7	13.160 8
直接求解(初始解1)	0	0.001 3	33.648 3
直接求解(初始解2)	0	0.002 8	251.643 2
直接求解(初始解3)	0	0.001 4	32.515 7

同飞行时间约束下获得的最优航迹，航班计划仿真结果在图中黑色点所标识的位置。

从图 9 可以看出，按高度层飞行由于增加了额外的高度层限制而压缩了四维航迹的优化空间，同时飞行高度的非连续变化导致 Pareto 前沿面呈现出了阶梯状。2 种情况下的最短飞行时间航迹、最小燃油消耗航迹和航班计划仿真航迹的飞行时间与燃油消耗数据对比如表 3 所示。与航班计划仿真数据相比，自由高度飞行和按高度层飞行航迹优化后的最小燃油消耗分别降低了 6.33% 和 5.94%，最短飞行时间分别降低了 10.16% 和 10.01%。

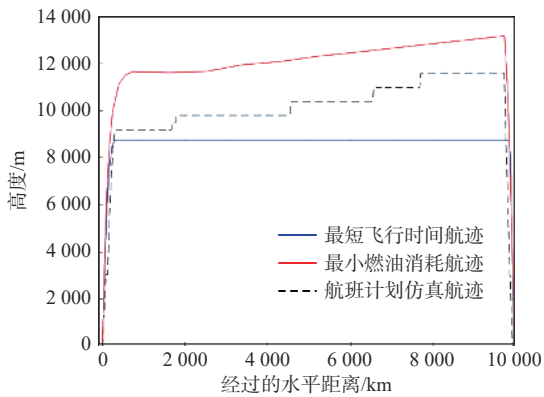
1）自由高度飞行航迹优化结果分析。自由高度飞行下的最短飞行时间航迹、最小燃油消耗航迹和航班计划仿真航迹的高度剖面与速度剖面如

表 3　KLM888 航班四维航迹优化结果对比

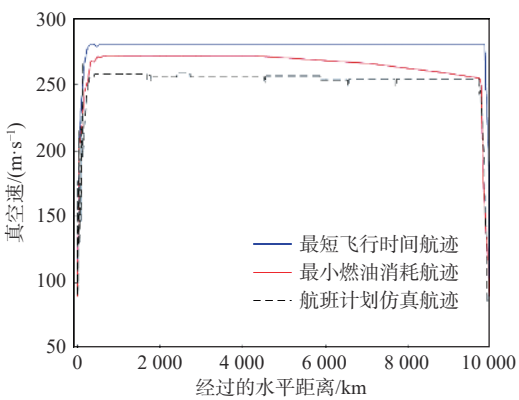
Table 3　Comparison of 4D trajectory optimization results for flight KLM888

航迹	飞行时间/min	燃油消耗/kg
自由高度飞行最短飞行时间航迹	610	132 145
自由高度飞行最小燃油消耗航迹	669.5	111 396
按高度层飞行最短飞行时间航迹	611	127 197
按高度层飞行最小燃油消耗航迹	655.5	111 858
航班计划仿真航迹	679	118 920

图 10 所示, 巡航阶段在整个航迹中飞行时间和油耗占比最大, 达 90% 以上。最短飞行时间航迹在巡航阶段选择了尽可能低的高度(8 738 m), 该高度是 B747-400 机型最大飞行马赫数(*Ma*=0.92)和最大指示空速(675.98 km/h)对应的交叉高度, 在这一高度上, 航空器获得最大的真空速。最小燃油消耗航迹综合考虑了爬升阶段油耗, 选择了 11 600 m 作为巡航阶段的初始高度层, 以当前高度层的远航速度飞行, 随着燃油的消耗, 航空器质量逐渐变轻, 巡航高度逐渐上升, 这是因为随着高度的增加, 空气密度减小, 所受阻力减小, 消耗单位燃油



(a) 高度剖面



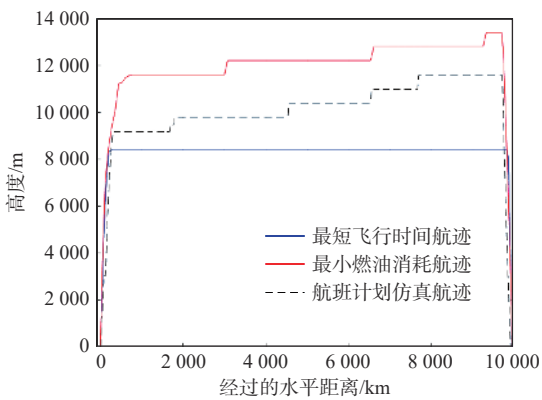
(b) 速度剖面

图 10　自由高度飞行最优航迹剖面对比

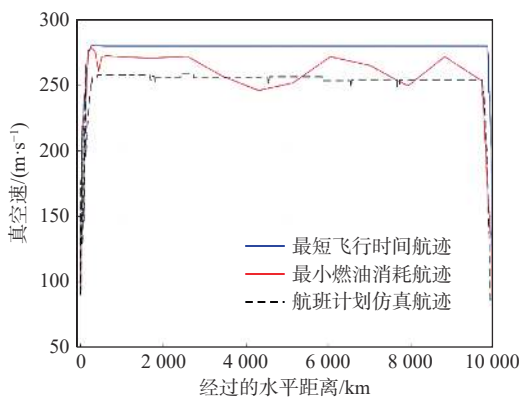
Fig. 10　Comparison of optimal trajectory profiles for flight at free altitude

能够飞过的里程增大。自由选择高度下的航迹优化不考虑高度层约束, 因此, 最小燃油消耗航迹采取了小角度爬升的变高巡航, 而非当前实际管制运行中采用的阶梯爬升巡航。

2) 按高度层飞行航迹优化结果分析。按高度层飞行场景下的最短飞行时间航迹、最小燃油消耗航迹和航班计划仿真航迹的高度剖面与速度剖面如图 11 所示。可以看出, 最短飞行时间航迹与预期一致, 选择了与最佳高度(8 738 m)最接近的高度层(8 400 m)飞行, 仍然全程保持最大飞行速度。最小燃油消耗航迹在巡航阶段选择了 11 600 m 作为的初始高度层, 与自由高度飞行的航迹优化结果一致, 不同的是由于高度层约束, 该航迹采取了阶梯爬升巡航, 而非理论上最优的小角度爬升的变高巡航。与最小燃油消耗航迹相比, 航班计划仿真航迹和最短飞行时间航迹更为接近, 这表明航空公司所制订的航班计划更为看重燃油消耗指标。



(a) 高度剖面



(b) 速度剖面

图 11　按高度层飞行最优航迹剖面对比

Fig. 11　Comparison of optimal trajectory profiles for flight by altitude layer

5　结　论

本文考虑风的航空器四维轨迹优化问题, 并选取香港-阿姆斯特丹国际长航线航班对所提方法进

行了仿真验证。主要成果及结论如下：

1）针对高空风对航迹运行的影响，区分是否考虑按高度层飞行实际管制运行约束，分别建立了自由高度飞行和按高度层飞行场景下考虑风的轨迹多目标最优控制模型。

2）针对所建立的多目标最优控制模型求解问题，设计了配点法与ε-约束方法相结合的方法求得最短飞行时间及最小燃油消耗双目标下的最优航迹Pareto前沿解；针对按高度层飞行的风优化轨迹模型设计了两阶段求解方法。

3）选取NSGA-II及基于成本指数线性加权方法与本文方法进行对比，并对按高度层飞行场景下直接求解方法及两阶段求解方法进行对比，验证了本文模型及方法的优越性；与计划飞行轨迹相比，自由高度飞行和按高度层飞行所求得的最小燃油消耗轨迹油耗分别比计划轨迹降低了6.33%和5.94%，最短飞行时间轨迹飞行时间分别比计划轨迹降低了10.16%和10.01%。

本文能够为未来基于航迹运行的空管新范式提供新的技术，下一步研究可向2个方向拓展：①面向终端区内运行场景，将进离场程序和航空器构型纳入优化模型，研究终端区内航迹优化模型；②模型中增加考虑实际运行过程中的各种不确定性因素，如气象预报的不确定性等，建立考虑不确定性的航迹优化模型，提高所生成优化航迹的鲁棒性。

参考文献（References）

[1] LEE C. Transport and climate change: A review[J]. Journal of Transport Geography, 2007, 15(5): 354-367.

[2] TEOH L E, KHOO H L. Green air transport system: an overview of issues, strategies and challenges[J]. KSCE Journal of Civil Engineering, 2016, 20(3): 1040-1052.

[3] HAGELAUER P, MORA-CAMINO F. A soft dynamic programming approach for on-line aircraft 4D-trajectory optimization[J]. European Journal of Operational Research, 1998, 107(1): 87-95.

[4] RICHTER M, BITTNER M, RIECK M, et al. A non-cooperative bi-level optimal control problem formulation for noise minimal departure trajectories[C]//Proceedings of the 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. St.Petersburg: ICAS, 2014: 7-12.

[5] TIAN Y, HE X Q, XU Y, et al. 4D trajectory optimization of commercial flight for green civil aviation[J]. IEEE Access, 2020, 8: 62815-62829.

[6] MURRIETA-MENDOZA A, BOTEZ R. Lateral navigation optimization considering winds and temperatures for fixed altitude cruise using dijsktra's algorithm[C]//Proceedings of the ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition. American Society of Mechanical Engineers. New York: ASME, 2014: 1-9.

[7] 刘苑. 主干航路路径规划的仿真优化方法研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2019: 41-43.
LIU Y. Research on simulation optimization method for trunk route path planning[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2019: 41-43(in Chinese).

[8] LEGRAND K, PUECHMOREL S, DELAHAYE D, et al. Robust aircraft optimal trajectory in the presence of wind[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2018, 33(11): 30-38.

[9] GONZÁLEZ-ARRIBAS D, SOLER M, SANJURJO-RIVO M. Robust aircraft trajectory planning under wind uncertainty using optimal control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2018, 41(3): 673-688.

[10] 吴丽娜, 王和平. 基于改进遗传算法的最快爬升航迹的优化分析[J]. 科学技术与工程, 2009, 9(10): 2669-2673.
WU L N, WANG H P. Analysis of fastest climb trajectory optimal based on an improved genetic algorithms[J]. Science Technology and Engineering, 2009, 9(10): 2669-2673 (in Chinese).

[11] GARDI A, SABATINI R, KISTAN T. Multiobjective 4D trajectory optimization for integrated avionics and air traffic management systems[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2019, 55(1): 170-181.

[12] 杨磊, 李文博, 刘芳子, 等. 柔性空域结构下连续下降航迹多目标优化[J]. 航空学报, 2021, 42(2): 324157.
YANG L, LI W B, LIU F Z, et al. Multi-objective optimization of continuous descending trajectories in flexible airspace[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(2): 324157 (in Chinese).

[13] PISANI D, ZAMMIT MANGION D, SABATINI R. City-pair trajectory optimization in the presence of winds using the GATAC framework[C]// Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 2013.

[14] 谢华, 黎子弘, 杨磊, 等. 容量受限下城市对航班四维航迹优化[J]. 航空学报, 2022, 43(8): 325581.
XIE H, LI Z H, YANG L, et al. Optimization of four-dimensional trajectory of city pair with limited capacity[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(8): 325581 (in Chinese).

[15] BEN A S, ZONG P. 3D path planning, routing algorithms and routing protocols for unmanned air vehicles: A review[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2019, 91(9): 1245-1255.

[16] SIDIBÉ S, BOTEZ R M. Trajectory optimization of FMS-CMA 9000 by dynamic programming[C]// 60th Aeronautics Conference and AGM. Toronto: Canadian Aeronautics and Space Institute, 2013: 1-3.

[17] PATRÓN R S F, KESSACI A, BOTEZ R M. Horizontal flight trajectories optimisation for commercial aircraft through a flight management system[J]. The Aeronautical Journal, 2014, 118(1210): 1499-1518.

[18] BOUTTIER C, BABANDO O, GADAT S, et al. Adaptive simulated annealing with homogenization for aircraft trajectory optimization[C]//Operations Research Proceedings 2015. Berlin: Springer, 2017: 569-574.

[19] MURRIETA-MENDOZA A, RUIZ H, BOTEZ R M, et al. Vertical reference flight trajectory optimization with the particle swarm optimisation[C]//Proceedings of the 36th IASTED International Conference on Modelling, Identification and Control. Innsbrunck: ACTA Press, 2017: 848.

[20] CHAI R Q, SAVVARIS A, TSOURDOS A, et al. Overview of trajectory optimization techniques[M]// Design of Trajectory Optimization Approach for Space Maneuver Vehicle Skip Entry Problems. Berlin: Springer, 2019: 7-25.

[21] SIMORGH A, SOLER M, GONZÁLEZ-ARRIBAS D, et al. A comprehensive survey on climate optimal aircraft trajectory planning[J]. Aerospace, 2022, 9(3): 146.

[22] SABATINI R, MOORE T, HILL C, et al. Trajectory optimisation for avionics-based GNSS integrity augmentation system[C]//Proceedings of the IEEE/AIAA 35th Digital Avionics Systems Conference. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1-10.

[23] DALMAU R, MELGOSA M, VILARDAGA S, et al. A fast and flexible aircraft trajectory predictor and optimiser for ATM research applications[C]//Proceedings of the 8th International Conference for Research in Air Transportation. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1-8.

[24] DALMAU R, PRATS X, BAXLEY B. Using broadcast wind observations to update the optimal descent trajectory in real-time[J]. Journal of Air Transportation, 2020, 28(3): 82-92.

[25] World Meteorological Organization. Guidelines on ensemble prediction systems and forecasting[M]. Switzerland: World Meteorological Organization, 2012: 1.

A multi-objective optimal control trajectory optimization method for aircraft under wind influence

CHANG Zhening[1, 2], HU Minghua[1, 2], ZHANG Ying[2, 3, *], YANG Lei[1, 2], ZOU Runyuan[1, 2]

(1. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. National Key Laboratory of Air Traffic Flow Management, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
3. College of General Aviation and Flight, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The constraints of the 4D trajectory optimization problem under wind influence are complex, and the multi-objective 4D trajectory optimization model is difficult to solve. To this end, the modeling and solution of the multi-objective optimization problem of the vertical profile of the trajectory under a fixed horizontal flight path considering wind influence were studied based on the optimal control method. Firstly, the optimal trajectory control model was established with the objectives of minimizing flight time and flight fuel consumption. Then, a model solution method combining trapezoidal points with ε-constraint was designed, and a two-stage solution method was proposed especially for trajectory optimization under the flight scenario by altitude layer. Then, a 4D trajectory simulation model was established to verify the effect of trajectory optimization. Finally, the actual flight plan data of the long flight route was used as an example to analyze the performance of the algorithm, and two scenarios of flight at free altitude and flight by altitude layer were used to verify the effect of trajectory optimization. The experimental results show that the proposed model and algorithm can obtain better Pareto frontier solutions than the other two commonly used algorithms, and the two-stage solution method can obtain better frontier solutions in the flight scenario by altitude layer. In the frontier solutions obtained in the scenarios of flight at free altitude and flight by altitude layer, the lowest flight fuel consumption trajectories are reduced by 6.33% and 5.94%, respectively, compared with those of the flight plan simulation trajectories. The shortest flight time trajectory is 10.16% and 10.01% lower than that of the flight plan simulation trajectory.

Keywords: air traffic management; trajectory-based operation; trajectory optimization; optimal control; nonlinear programming; multi-objective optimization

Received: 2022-10-04; **Accepted**: 2022-11-28; **Published Online**: 2023-01-17 11:14

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230116.1642.001

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61903187); Natural Science Foundation of Jiangsu Province (BK20190414); China-EU Aviation Science and Technology Cooperation Project of the Ministry of Industry and Information Technology (MJ-2020-S-03)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0816

基于胎内应变分析的重载轮胎垂向力与侧偏力联合估计算法

刘钇汛[1]，刘志浩[1,*]，高钦和[1]，马超群[1]，刘相新[2]，张佳林[2]
(1. 火箭军工程大学 导弹工程学院，西安 710025；2. 北京航天发射技术研究所，北京 100076)

摘 要：为实现对轮胎侧偏力的估计，提出一种基于胎内周向应变分析的重载轮胎垂向力与侧偏力联合估计算法。以16.00R20重载轮胎为研究对象，建立了轮胎有限元模型，并开展了垂向刚度和振动特性试验验证了模型的有效性。基于轮胎内衬层周向应变信号分析，建立了周向应变曲线峰值间距角与接地角和接地长度的关联性模型，对比了静载、滚动、侧偏等工况下的表征精度；通过胎内对称点位周向应变分析，提取侧偏力表征特征，分析了垂向力与侧偏力表征特征的线性关系；建立了基于支持向量回归机的垂向力与侧偏力联合估计模型，先以接地角和接地长度为输入识别特征实现对垂向力的估计，进而通过侧偏力表征特征结合垂向力估计对侧偏力进行估计，通过有限元试验验证了模型估计精度。结果表明：以应变曲线零阶和一阶峰值间距角均值对接地角与接地长度的表征误差在4.5%以内；所提算法适用于静载、滚动、侧偏工况，能准确估算垂向力和侧偏力，估计值与有限元仿真值误差小于3%。

关 键 词：有限元仿真；周向应变；支持向量回归机；垂向力；侧偏力
中图分类号：U463
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3532-10

轮胎作为车辆与路面直接接触的唯一部件[1]，将车辆运行过程中的绝大部分作用力传递作用到整车，其力学特性直接影响车辆的操作稳定性[2]、平顺性[3]、制动性[4]、通过性[5]等性能指标，是车辆安全高效行驶的重要保证。因此，实时获取轮胎力信息对车辆动力学控制有着重要意义。但目前轮胎仍只是作为被动部件，无法直接实现对所受力的测量获取。

许多学者通过车辆动力学模型对轮胎力进行推导估算，结合经验模型[6-7]或解析模型[8-9]对轮胎力学行为进行描述表征。但这些方法本质上还是对轮胎力进行间接获取，无论是经验模型还是解析模型，都是简化程度较高、使用局限性较大且研究侧重点较为单一的轮胎模型。此类轮胎模型的表达公式、公式参数的近似获取等都与轮胎实际行为存在差异，难以表达轮胎力与变形间的明确关系，导致轮胎力学特性的研究缺乏精确依据，对轮胎力的准确估计存在较大阻碍。

近年来，随着电子信息技术和传感器技术的迅速发展，国内外一些学者利用传感器获取轮胎动态信息，结合估算算法实现对轮胎力的实时估计。王国林等[10]利用sobol灵敏度分析法划分轮胎力信号灵敏度响应区域，基于径向基神经网络建立以位移和加速度信号为输入的轮胎纵、侧偏力估计模型；赵健等[11]建立了三轴微机电系统(micro electro mechanical system, MEMS)加速度测试系统对加速

收稿日期：2022-11-17；录用日期：2023-02-11；网络出版时间：2023-03-22 11:00
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230321.0902.001
基金项目：国家自然科学基金 (52472464)
* 通信作者. E-mail：liuzh_epgc@163.com

引用格式：刘钇汛，刘志浩，高钦和，等. 基于胎内应变分析的重载轮胎垂向力与侧偏力联合估计算法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(11)：3532-3541. LIU Y X，LIU Z H，GAO Q H，et al. Joint estimation algorithm of vertical force and lateral force of heavy-duty tire based on internal strain analysis of tire[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(11)：3532-3541 (in Chinese).

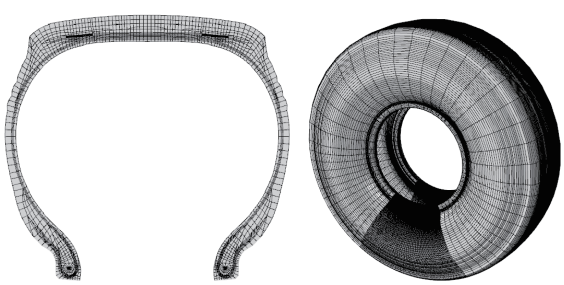
度信号特征进行分析提取，结合反向传播（back propagation, BP）神经网络对垂、纵向力进行估计。Tuononen[12] 结合光学传感器实现胎体挠度测量，并通过线性回归提出轮胎三向力估算算法。加速度传感器体积小、结构紧凑、受温度影响小，被广泛应用于智能轮胎中，但其对于路面产生的噪声非常敏感，准确提取加速度信号特征难度较大；光学传感器价格低廉、抗干扰性能强，但其安装和校准过程复杂，且易受灰尘影响，会降低信号的测量精度。而应变传感器同时具有灵活、紧凑、价廉、易安装的优点，且信号更单一，随着柔性传感技术的发展，贴片式应变传感器从其低硬度和高延展性，几乎能够适应所有应变，在智能轮胎的开发中具有很大的应用空间。

本文利用有限元软件建立了 16.00R20 重载轮胎光面模型，提出了基于内衬层周向应变接地角表征指标，探究了垂向力、滚速、侧偏角变化对接地角的影响规律；通过分析侧偏工况轮胎对称点位的周向应变，提出单位垂向力轮胎侧偏力表征曲线；利用支持向量回归机（support vector regression, SVR）建立重载轮胎垂向力和侧偏力的联合估计模型，对其进行准确预测。

1　重载轮胎有限元模型

1.1　有限元模型的建立

在建立轮胎有限元模型时，首先，利用 CAD 建立轮胎二维结构模型，通过 HyperMesh 选择适当的单元密度进行网格划分和节点集、单元集及面集的设定，将已划分的网格导入 Abaqus 软件中赋予材料属性、单元类型、边界条件等，完成有限元轮胎二维断面模型的建立。然后，通过编辑 inp 文件命令将有限元二维断面模型绕中心参考点旋转为轮胎三维模型，实现 16.00R20 重载轮胎三维模型的建立，如图 1 所示。在二维模型旋转过程中，若仅选取小尺寸旋转步长，虽然网格精度高，模型更能模拟实际的轮胎行为，但此举增加了计算量、资源消耗，并且降低了计算的收敛率；由于重载轮胎发生形变的区域主要集中在接地区前后，非接地区形变较小，对精度要求不高，故本文对接地区应变信号的精度需求远高于非接地区，在旋转过程中采用变旋转步长的方法，对接地区附近网格进行细化，以获取更为精确明显的接地区信号。



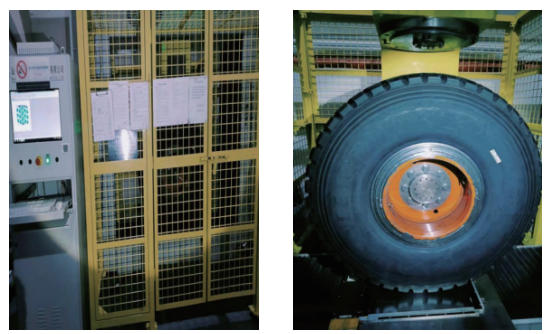
(a) 轮胎二维断面模型　　(b) 轮胎三维模型

图 1　轮胎有限元模型

Fig. 1　Finite element model of tire

1.2　模型试验验证

本文通过重载轮胎力学振动试验系统进行重载轮胎静态加载试验，通过接地印迹和下沉量对有限元模型接地印迹特性与垂向刚度进行验证，试验胎压为 0.79 MPa 标准胎压。重载轮胎力学振动试验系统包含接地加载测试系统和 Tirescan 测试系统，如图 2 所示。接地加载测试系统通过给轮辋施加垂向力模拟轮胎真实的受力情况；Tirescan 测试系统通过压敏传感器接收轮胎接地信息，能够完成轮胎接地压力和接地印迹的采集绘制。本文利用 Tirescan 测试系统进行 20 kN、30 kN、40 kN、50 kN 和 60 kN 的轮荷加载，分别获取轮胎的接地印迹和下沉量。



(a) 接地加载测试系统　　(b) 测试轮胎与Tirescan测试系统安装

图 2　重载轮胎力学振动试验

Fig. 2　Mechanical vibration test of heavy-duty tire

根据试验工况中的数据，利用有限元软件 Abaqus，通过编辑 inp 文件命令对重载轮胎三维模型进行充气、胎路接触和轮荷加载，完成对轮胎有限元模型的静载仿真计算。

1）对旋转后的三维模型加载额定充气压力。

2）给路面施加垂直向上且距离适当的位移，使之与路面接触。

3）对路面参考点施加垂直向上的垂向力。

计算完成后在 Visualization 模块测量获取有限元模型的接地印迹和下沉量，并与试验数据进行对比，接地印迹对比结果如图 3 所示，下沉量对比如表 1 所示。

由图 3 和表 1 可知，对比有限元模型仿真结果，不同垂向力下轮胎接地印迹试验值与仿真值对应一致；不同垂向力下轮胎下沉量试验值与仿真值

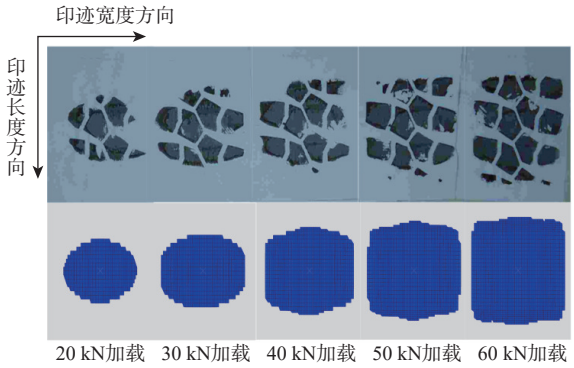


图 3 轮胎接地印迹形状对比

Fig. 3 Shape comparison of tire grounding track

表 1 轮胎下沉量对比

Table 1 Comparison of tire subsidence

垂向力F_z/ kN	下沉量仿真值ΔH/mm	下沉量试验值ΔH/mm	误差δ/%
20	8.3	8.9	7.2
30	11.8	12.1	2.5
40	14.6	15.2	4.1
50	18.4	17.5	4.9
60	21.3	22.6	6.1

对比误差最大为 7.2%，因此，模型能够较准确地描述轮胎接地特性。

对旋转后生成的三维有限元模型施加 0.79 MPa 的标准胎压，使用关键字*Disload 以清除对轮辋的约束，确保轮辋处于自由状态，同时利用关键字*Frequency，通过 Lanczos 特征值求解法，提取 8 阶模态频率与振型图；再通过重载轮胎模态测试系统对轮辋自由状态下的轮胎开展力锤锤击实验，提取轮胎前 8 阶径向振动模态振型和频率，分别对应径向振动的错动、2 瓣、3 瓣、4 瓣、5 瓣、6 瓣、7 瓣和 8 瓣模型，对比有限元计算结果，验证模型的振动特性，结果如表 2 和图 4 所示。发现试验结果与仿真结果振型顺序一致，相同振型对应的模态频率误差均小于 6%。

表 2 轮胎模态特征频率

Table 2 Tire modal characteristic frequency

阶数	频率试验值/Hz	频率仿真值/Hz	振型	误差δ/%
1	59.48	58.2	错动	2.1
2	65.22	68.8	2瓣	5.5
3	80.19	82.6	3瓣	3.0
4	95.77	96.8	4瓣	1.1
5	112.1	111.4	5瓣	0.6
6	128.4	125.9	6瓣	1.9
7	144.4	139.8	7瓣	3.2
8	159.8	152.8	8瓣	4.4

为实现重载轮胎三维模型在滚动过程中胎内变形的试验验证，本文设计了基于轮胎胎内集成传感的轮胎滚动测试系统，图 5 为基于胎内应变监测的重载轮胎滚动试验。如图 5(a)所示：①电机驱动模块由 YE2-132M-4 三相变频电机和滚筒组成，为轮胎转动提供动力，用于模拟轮胎在路面上的行驶过程，通过调节三相变频电机输入频率来改变轮胎在测试中的转速，轮胎调速范围为 0～100 km/h；②液压加载装置，用于推动轮胎，使轮胎和滚筒以

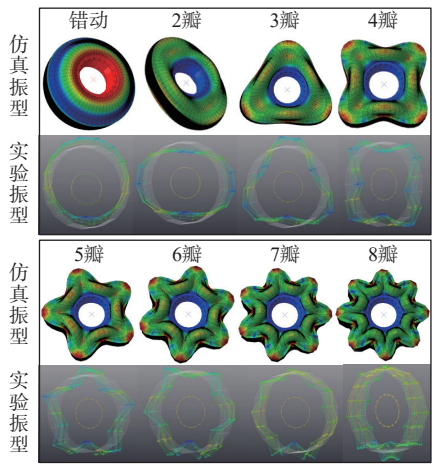
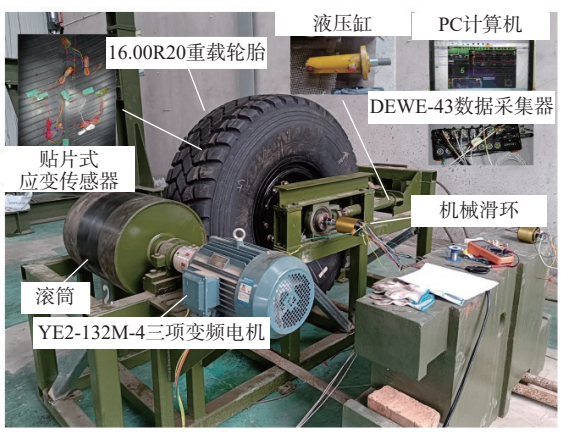
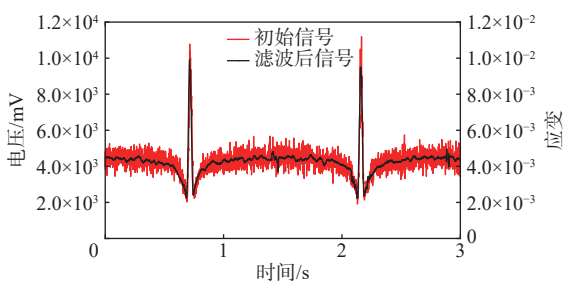


图 4 重载轮胎模态振型

Fig. 4 Modal shape of heavy-duty tire



(a) 重载轮胎胎内集成传感测试系统



(b) 重载轮胎胎面中线传感器信号滤波对比

图 5 基于胎内应变监测的重载轮胎滚动试验

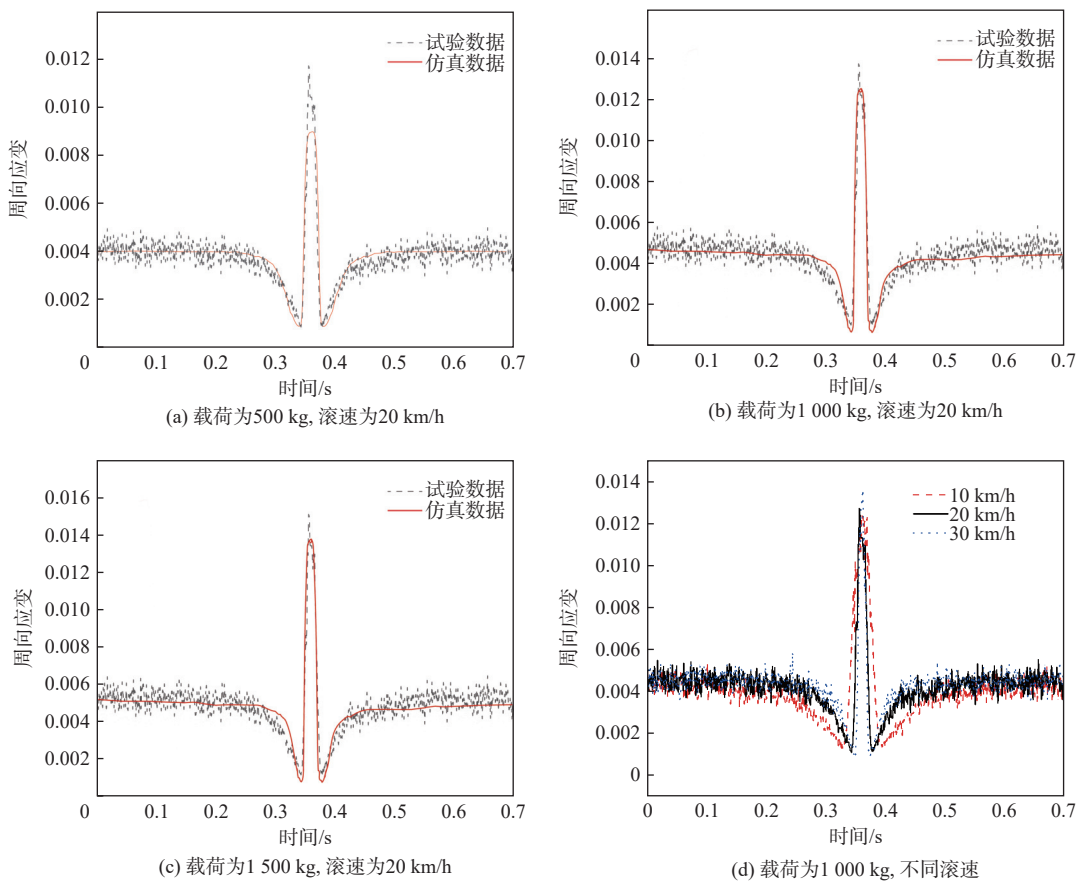
Fig. 5 Rolling test of heavy-duty tire based on internal strain monitoring of tire

设定的压力值接触, 从而用转动的滚筒带动轮胎同速度转动; ③轮胎固定机架, 由槽钢及工字钢焊接搭建而成, 结实耐用, 用于固定测试系统, 防止试验过程中轮胎高速滚动导致系统抖动; ④数据采集系统, 由贴片式应变传感器、DEWE-43 数据采集器组成, 能够实时获取轮胎内衬层上传感器电压变化数据, 灵敏度为 0.1 mV; ⑤PC 计算机, 实现传感器电压数据向胎内应变数据的转换和存储。对标准胎压 0.79 MPa 下的重载轮胎分别施加 500 kg、1 000 kg 和 1 500 kg 的径向力, 同时进行不同滚速下的胎内变形监测试验, 滚速分别设定为 10 km/h、20 km/h 和 30 km/h, 对比有限元三维模型的动态变形特征, 实现有限元模型的动态验证。

由于试验过程中存在噪声干扰, 故需对获取的数据进行滤波处理, 图 5(b)对比了 500 kg 垂向力、10 km/h 滚速工况下由胎面中线传感器测得电压信号转换后的初始应变信号与滤波处理后的应变信号, 电压信号与应变信号之间的转换关系为 0.1×10^{-6} mV。

由图 5(b)可知, 在进行测试时, 滚筒的摩擦系数不足导致轮胎在运动过程中与滚筒之间存在滑移, 直观反映为每个滚动周期内 2 个应变谷值的不同, 即稳态滚动过程中胎面中线接地区前后具有非对称性。

通过有限元方法对重载轮胎三维模型进行仿真计算, 图 6 为不同工况下三维模型胎面中线周向应变信号仿真计算结果与试验所得数据的对比。



(a) 载荷为500 kg, 滚速为20 km/h　(b) 载荷为1 000 kg, 滚速为20 km/h

(c) 载荷为1 500 kg, 滚速为20 km/h　(d) 载荷为1 000 kg, 不同滚速

图 6　重载轮胎胎面应变信号试验与仿真对比

Fig. 6　Comparison of tread strain signal test and simulation for heavy-duty tire

由图 6 可知, 随载荷增大, 两曲线周向应变的峰谷值和谷值间距角均增大, 且有限元仿真计算出的谷值间距角大于试验中的结果。其原因是试验装置用到的滚筒为曲面, 与仿真计算中的平面不同, 若要使试验与仿真得到的周向应变数据一致, 在相同的滚速下需给试验施加更大的垂向力; 在相同承载下, 随着滚速的增大, 试验与仿真计算的周向应变信号曲线整体向上移动, 接地区附近的非对称性更加明显。

上述实验结果表明: 轮胎有限元模型的接地特性和振动特性仿真结果同实胎试验结果一致性较好, 所建有限元模型精度较高、有效性良好, 能够准确表征轮胎的真实力学特性。

2　垂向力对接地参数的影响

目前, 国内外学者对轮胎垂向力的估算研究中

最简单有效的方法是基于获取的轮胎信号提取受垂向力影响的特征指标进行特征指标-垂向力多项式拟合，其中，接地角和接地长度是表征垂向力的常见物理特征指标。有学者分别以轮胎内衬层中线周向应变一阶导数和二阶导数的峰值时间差为特征指标估算接地长度[13-14]，但其特征指标的精确度有待提高。

2.1 基于胎内应变分析的静态接地参数估计

通过有限元获取静垂向力下轮胎内衬层中线周向应变信号，处理分析后结果如图7所示，其中，ε为周向应变、ε'为应变一阶导数、ε''为应变二阶导数。可以看出轮胎实际接地角ϕ_1位于周向应变零阶与应变一阶、二阶导数的信号特征角之间，选用周向应变零阶与一阶峰值间距角角均值ϕ_c作为接地角的表征指标：

$$\phi_c=(\phi_2+\phi_3)/2 \tag{1}$$

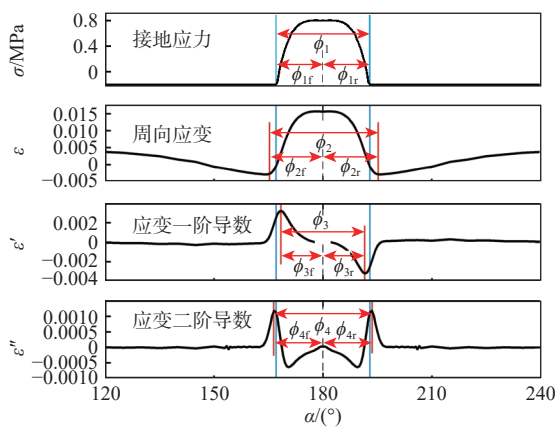


图7 轮胎内衬层周向应变峰值角度差与接地角对比

Fig. 7 Comparison of peak angle difference of circumferential strain of tire liner and grounding angle

获取不同垂向力下接地角的仿真值ϕ_1与表征值ϕ_c，结合接地长度计算式(1)计算两者接地长度L_1与L_c，对比发现表征角ϕ_c平均误差为1.7%，接地长度表征值L_1与有限元仿真值L_c误差最大为1.2%，ϕ_c和L_c具有较好的表征精度，以应变曲线零阶和一阶峰值间距角均值对接地角与接地长度的表征误差在4.5%以内。图8为接地参数仿真值和计算值对比。

接地长度计算方式为

$$L=R(\sin\phi_f+\sin\phi_r) \tag{2}$$

式中：R为轮胎充气后自由状态半径；静载状态前接地角ϕ_f和静载状态后接地角ϕ_r相等[15]，$\phi_f=\phi_r$。

2.2 动态工况对接地参数的影响分析

为研究滚动、侧偏工况对轮胎接地特性的影响规律，利用有限元分别对5 000 kg垂向力、0.8 MPa胎压下不同滚速、侧偏角的复合工况进行仿真分析，获取胎面中线接地角仿真值ϕ_1与表征值ϕ_c，如表3所示。

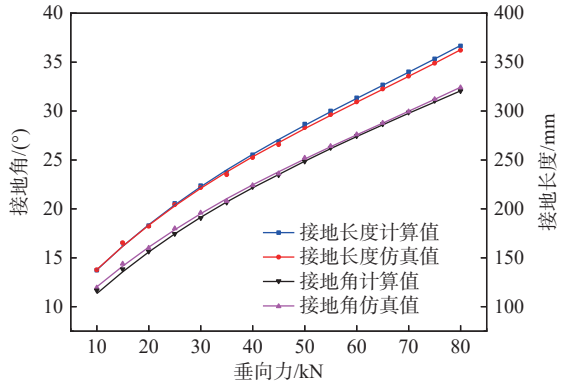


图8 不同垂向力下接地参数表征效果

Fig. 8 Characterization effect of grounding parameters under different loads

由表3可知，滚速从30 km/h变化到100 km/h、侧偏角从1°变化到10°的过程中，胎面中线接地角出现极小幅度的变化，接地角仿真值ϕ_1和表征值ϕ_c相对于静垂向力下两者的最大误差分别为3.8%和1%，因此ϕ_c同样能准确表征侧偏、滚动工况的中线接地角。

表3 胎面中线接地角

Table 3 Tread midline grounding angle

滚速/(km·h^{-1})	侧偏角/(°)	仿真值ϕ_1/(°)	表征值ϕ_c/(°)
0	0	26	25
30	1	25.5	25
	2.5	25	24.75
	5	25	25.25
	10	25	25.25
70	1	25.5	25
	2.5	25.5	24.75
	5	25	25.25
	10	25	25.25
100	1	25.5	25
	2.5	25.5	24.75
	5	25	25.25
	10	25	25.25

3 侧偏力对胎内应变的影响

3.1 侧偏特性及应变敏感区域分析

通过有限元模型开展轮胎侧偏工况仿真计算，对轮胎模型接地应力云图及侧偏特性进行提取分析。

图 9 为 5 000 kg 垂向力、滚速为 70 km/h、不同侧偏角的轮胎接地应力云图。可以看出: 轮胎发生侧偏时, 接地印迹形状由矩形向三角形转变, 接地应力最大值区域随侧偏角增大由中心区移向胎肩接地区。小侧偏角工况下, 随侧偏角增大, 接地面积明显减小, 接地应力迅速增大; 侧偏角达到 5°后接地印迹形状固定为三角形, 接地应力区域分布、接地形状和接地印迹面积基本不再变化, 接地应力随侧偏角增大在小范围内呈先增后减的变化趋势。

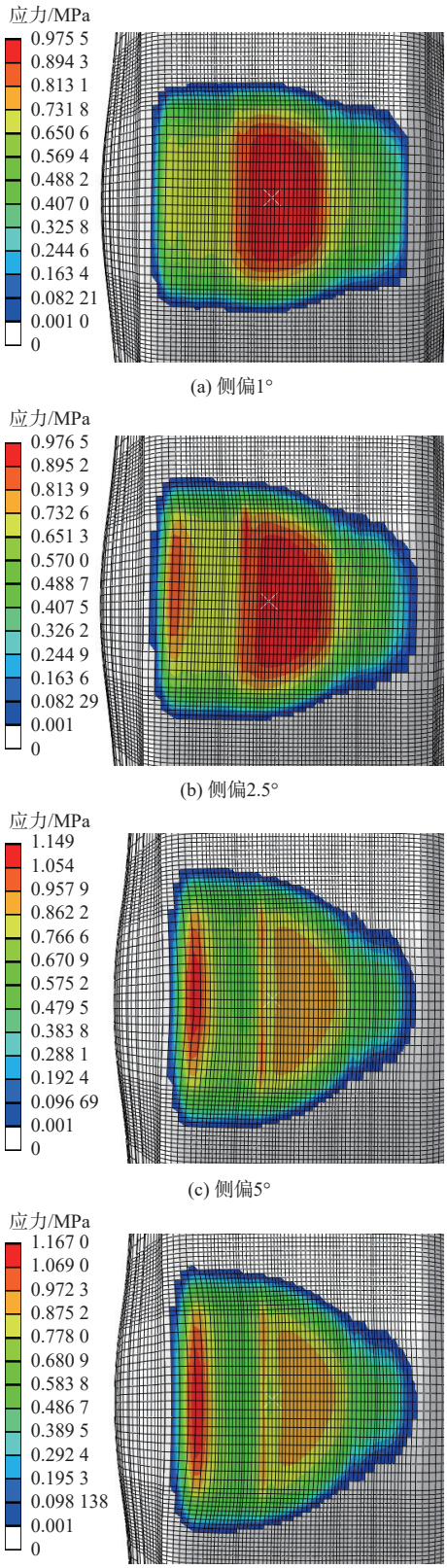


图 9　侧偏轮胎接地应力云图

Fig. 9　Grounding stress cloud map of lateral tire

图 10 为侧偏特性与侧偏角的关系, 侧偏力随侧偏角的增大先近线性增大, 在侧偏角达到 4°后增大幅度迅速下降, 在侧偏角为 6°时基本达到饱和值, 此后增长幅度趋于 0, 侧偏力基本不再变化; 在摩擦系数一定的情况下, 侧偏力饱和值随垂向力增大同比例增大, 而达到饱和所需的侧偏角不受垂向力影响; 回正力矩随侧偏角的增大而快速增大, 到峰值后减小, 最终趋于 0, 侧偏角达到 2.5°时回正力矩达到最大值; 同一侧偏角下, 随垂向力增大, 回正力矩增大, 转向操纵灵活性降低。

为研究轮胎的应变敏感区域, 对侧偏工况下轮胎胎面、胎肩和胎侧 3 个部位内衬层应变进行提取分析, 结果如图 11 所示。

由图 11(b) 和图 11(c) 可知, 在轮胎侧偏工况

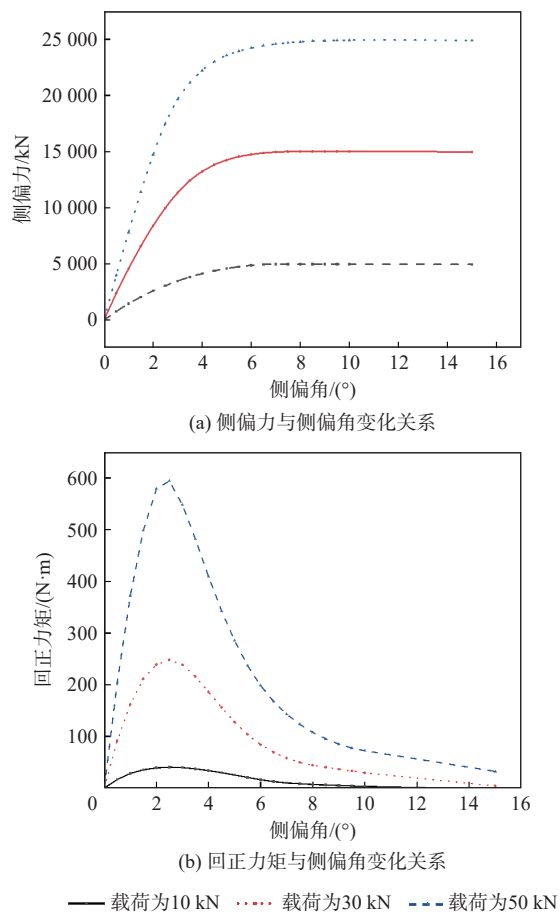
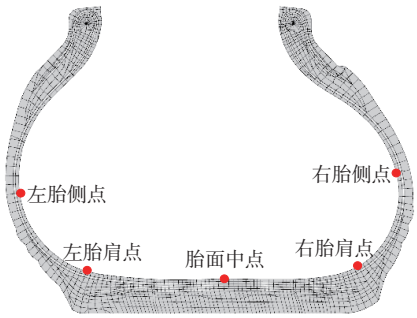
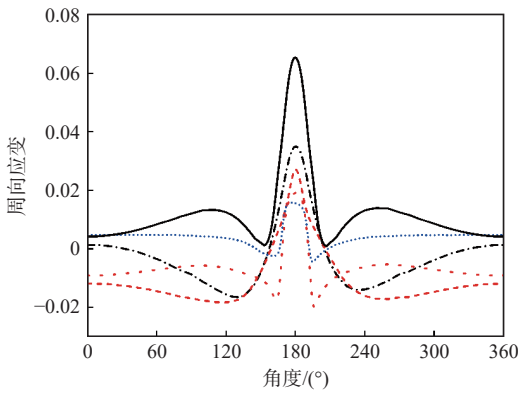


图 10　侧偏特性与侧偏角的关系

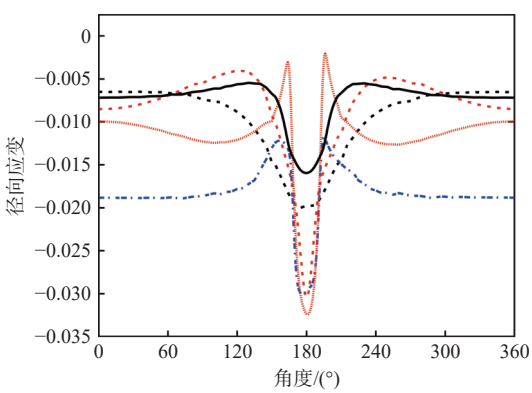
Fig. 10　Relationship between lateral characteristics and lateral angle



(a) 轮胎断面应变提取点位



(b) 轮胎周向应变



(c) 轮胎径向应变

右胎侧点 右胎肩点 胎面中点 左胎肩点 左胎侧点

图 11 侧偏状态轮胎多点位应变

Fig. 11 Multi-point strain of lateral tire

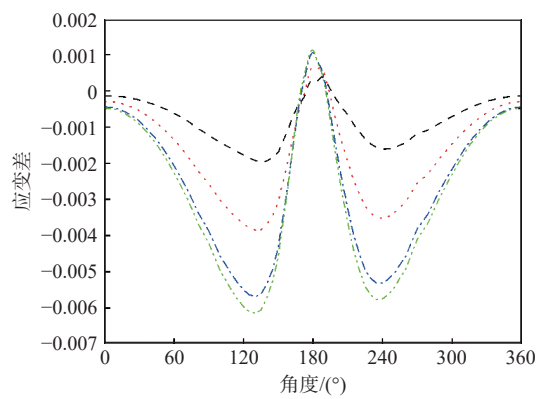
下，侧偏反向一侧的胎侧周向应变和径向应变的幅值均大于其他点位；越靠近轮胎胎面中线，应变曲线峰谷差值越小；胎侧部位的周向应变，在单点应变幅值和对称点位应变差均大于径向应变。因此侧偏状态下，胎侧部位相比于其他部位对应变的响应更为敏感，尤其是对于周向应变的响应最灵敏。

3.2 胎侧对称点位周向应变特征分析

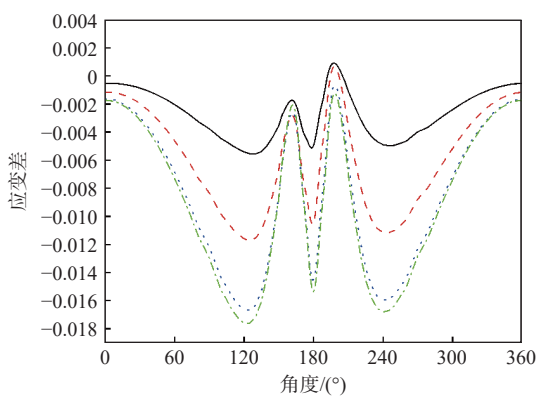
结合应变敏感分析结果，选择侧偏力敏感响应量中高灵敏性的胎侧周向应变作为研究对象。考虑到轮胎受到侧偏力后左右胎侧存在明显不对称性，提取不同垂向力、滚速为 70 km/h、不同侧偏角下轮胎胎侧内衬层对称点位周向应变差值曲线进行研究分析。

如图 12 所示，不同垂向力的胎侧点位周向应变差曲线存在较大差异，在 180°接地中心区附近，曲线随垂向力增大由凸峰形转变为凹谷形；随着侧偏角的增大，胎侧左右不对称性越发显著，胎侧周向应变差曲线的谷值绝对值持续增大；不同垂向力下的胎侧周向应变差曲线的基线 h_0、第一个谷值 h_1、最后一个谷值 h_2 与侧偏力 F_y 均存在明显相关性，判定系数如图 11(a)所示，其中，h_1 与 h_2 判定系数均高于 0.999 6，h_2 幅值与 h_1 相比变化更为显著，因此选取 h_2 作为侧偏力 F_y 的表征特征。

图 13 为应变特征与侧偏力关系。在侧偏力曲线达到饱和前，同一垂向力下不同侧偏角对应的侧偏力 F_y 和应变特征值 h_2 都是唯一的，能够通过特征值 h_2 来估计侧偏力和侧偏角；不同垂向力下，特征值 h_2 对应的侧偏力 F_y 及侧偏角有多组可能。对不同垂向力下的特征值 h_2 进行归一化研究分析，结果如图 14 所示。



(a) 1 000 kg载荷下胎侧周向应变差

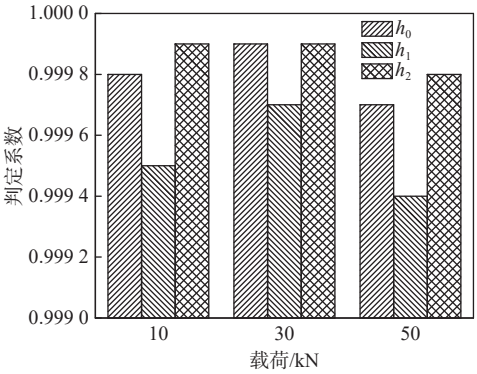


(b) 5 000 kg载荷下胎侧周向应变差

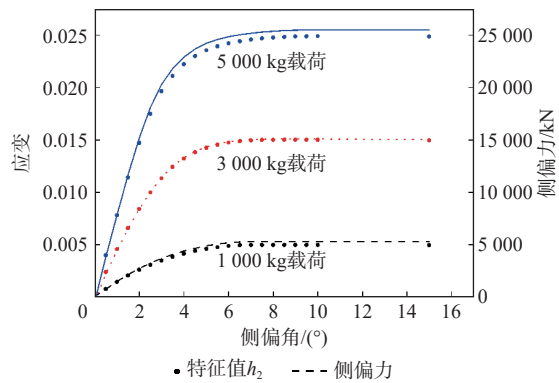
侧偏角为1.0° 侧偏角为2.5° 侧偏角为5.0° 侧偏角为1.0°

图 12 侧偏角对胎侧周向应变差影响规律

Fig. 12 Effect of lateral angle on lateral circumferential strain difference



(a) 应变特征值与侧偏力相关性



(b) 特征值h_2与侧偏力随侧偏角变化规律

图 13　应变特征与侧偏力关系

Fig. 13　Relationship between strain characteristics and lateral force

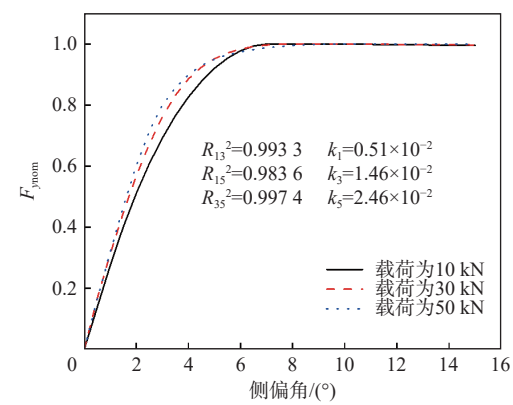


图 14　不同垂向力下特征值 h_2 归一化对比

Fig. 14　Comparison of eigenvalue h_2 normalization under different loads

图 14 中不同垂向力下轮胎侧偏力随侧偏角增大的变化趋势相似度极高，1 000 kg、3 000 kg、5 000 kg 侧偏力变化曲线之间存在明显相关性，能够互相表征，且三者归一化比例的比值 $k_1:k_3:k_5\approx 1:3:5$，与垂向力呈线性相关。

4　垂向力与侧偏力联合估计算法

4.1　基于接地参数的垂向力估计

由图 8 可以看出，垂向力与接地角、接地长度间为非线性关系，采用 SVR 较多项式拟合法能更快收敛且对非线性函数的逼近效果更好，垂向力估算流程如图 15 所示。

通过有限元仿真获取 60 组包含静载、滚动、侧偏工况的胎面内衬层中线周向应变和垂向力数据，结合式(1)和式(2)计算得出接地角、接地长度—垂向力的数据集。以接地角 ϕ_c 和接地长度 L_c 作为输入识别特征，垂向力 F_z 作为估测输出，利用 SVR 对垂向力进行估计。选取一半数据组作为训练集进行模型训练，再通过其他 30 组测试集数据检测模型预测性能，实现对垂向力的预测。模型测试效果如图 16 所示，测试集均方根误差为 0.298 7 kN，最大绝对误差为 1.31%，判定系数达 0.999 8，能精确估计轮胎垂向力。

4.2　垂向力与侧偏力联合估计模型

通过胎侧周向应变特征分析发现，在垂向力明确的前提下可以通过应变特征值 h_2 对侧偏力进行估算。本文结合 SVR，通过有限元仿真获取数据集，建立估计模型，在实现垂向力估计后对侧偏力进行预测，实现垂向力与侧偏力的联合估计，估计流程如图 17 所示。

根据垂向力对特征值 h_2 和侧偏力 F_y 的影响规律，将 h_2 结合垂向力 F_z 处理后的单位特征值 h_{b2} 作为模型输入特征，求出单位侧偏力 F_{yb} 后，再根据垂向力 F_z 求出实际侧偏力 F_y。其中，$h_{b2}=\dfrac{h_2}{k_3}\cdot\dfrac{3t}{F_z}$，$F_{yb}=\dfrac{F_y}{k_3}\cdot\dfrac{3t}{F_z}$。

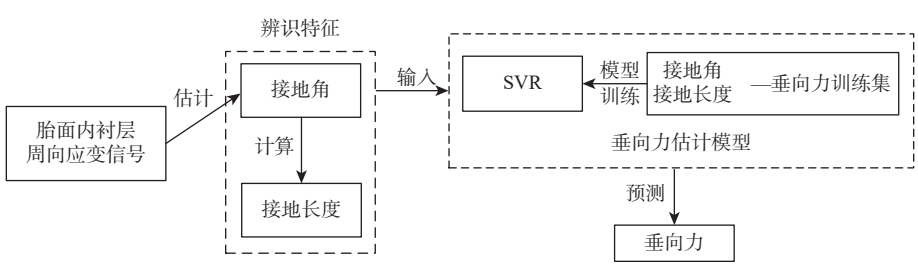


图 15　垂向力估计流程

Fig. 15　Flow of vertical force estimation

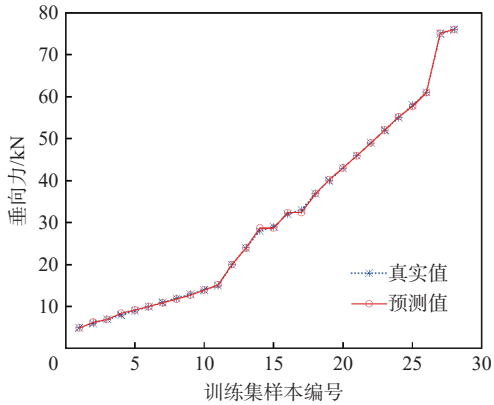


图 16 垂向力估测效果

Fig. 16 Estimation effect of vertical force

由于3 000 kg垂向力下特征值h_2归一化曲线同1 000 kg、5 000 kg曲线相关性较高，判定系数R^2超过0.993，选择3 000 kg垂向力下21组[h_{b2}，F_{yb}]数据集作为训练集，对侧偏力估计模型进行训练；将1 000 kg和5 000 kg垂向力下的40组数据作为测试集检测垂向力估计模型的预测性能。

模型测试结果如图18所示，测试集最大绝对误差小于3%，判定系数达0.999，具有良好的估计精度。垂向力估计误差小于2%，侧偏力估计精度大于97%，因此本文算法是可行的。

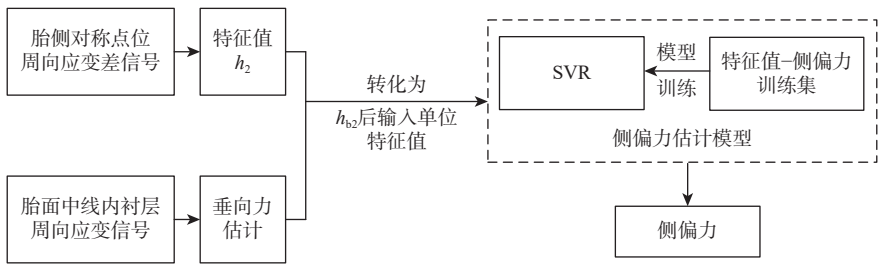


图 17 垂向力与侧偏力联合估计流程

Fig. 17 Flow of joint estimation of vertical force and lateral force

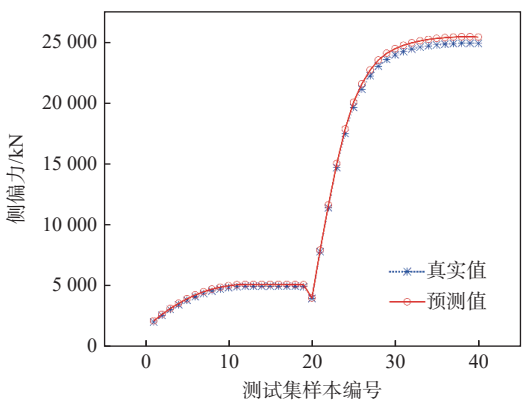


图 18 侧偏力估测结果

Fig. 18 Estimation effect of lateral force

5 结 论

以16.00R20重载轮胎为研究对象，基于有限元轮胎模型，开展了基于周向应变分析的垂向力和侧偏力估计研究，得出如下结论：

1）轮胎内衬层中线周向应变零阶和一阶曲线峰值间距角均值对静载、滚动、侧偏工况下的轮胎接地角具有良好的表征效果。

2）胎侧周向应变差曲线的谷值特征与侧偏力间判定系数R^2大于0.999，具有显著相关性；同一侧偏角下，胎侧周向应变差曲线谷值与垂向力呈线性相关。

基于周向应变分析的垂向力和侧偏力联合估计模型能够对重载轮胎静载、滚动、侧偏工况的垂向力与不同垂向力下的轮胎侧偏力进行精确估算，利用有限元仿真验证力估计模型的垂向力估计误差小于2%，侧偏力估计精度大于97%，估计效果良好。

参考文献（References）

[1] 危银涛, 冯希金, 冯启章, 等. 轮胎动态模型研究的进展[J]. 汽车安全与节能学报, 2014, 5(4): 311-323.
WEI Y T, FNEG X J, FENG Q Z, et al. State of the art for tire dynamical model research[J]. Journal of Automotive Safety and Energy, 2014, 5(4): 311-323 (in Chinese).

[2] LI L, YANG K, JIA G, et al. Comprehensive tire–road friction coefficient estimation based on signal fusion method under complex maneuvering operations[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2015, 56-57: 259-276.

[3] PAZOOKI A, RAKHEJA S, CAO D P. Modeling and validation of off-road vehicle ride dynamics[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2012, 28: 679-695.

[4] LI B, YANG X B, YANG J. Tire model application and parameter identification—A literature review[J]. SAE International Journal of Passenger Cars—Mechanical Systems, 2014, 7(1): 231-243.

[5] LIU Z H, GAO Q H. Development of a flexible belt on an elastic multi-stiffness foundation tire model for a heavy load radial tire with a large section ratio[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2019, 123: 43-67.

[6] CARCATERRA A, ROVERI N. Tire grip identification based on strain information: Theory and simulations[J]. Mechanical Systems

and Signal Processing, 2013, 41(1-2): 564-580.

[7] YAMASHITA H, MATSUTANI Y, SUGIYAMA H. Longitudinal tire dynamics model for transient braking analysis: ANCF-LuGre tire model[J]. Journal of Computational and Nonlinear Dynamics, 2015, 10(3): 031003.

[8] SALAANI M K. Analytical tire forces and moments with physical parameters[J]. Tire Science and Technology, 2008, 36(1): 3-42.

[9] LIU Z H, GAO Q H. Development and parameter identification of the flexible beam on elastic continuous tire model for a heavy-loaded radial tire[J]. Journal of Vibration and Control, 2018, 24(22): 5233-5248.

[10] 王国林, 万治君, 梁晨, 等. 基于非平衡轮廓理论的子午线轮胎结构设计[J]. 机械工程学报, 2012, 48(24): 112-118.
WANG G L, WAN Z J, LIANG C, et al. Structural design of radial tire based on non-balanced outline theory[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2012, 48(24): 112-118 (in Chinese).

[11] 赵健, 路妍晖, 朱冰, 等. 内嵌加速度计的智能轮胎纵/垂向力估计算法[J]. 汽车工程, 2018, 40(2): 137-142.
ZHAO J, LU Y H, ZHU B, et al. Estimation algorithm for longitudinal and vertical forces of smart tire with accelerometer embedded[J]. Automotive Engineering, 2018, 40(2): 137-142 (in Chinese).

[12] TUONONEN A J. Optical position detection to measure tyre carcass deflections[D]. Espoo: Faculty of Engineering and Architecture of Helsinki Universityof Technology, 2009: 471-481.

[13] MORINAGA H, WAKAO Y, HANATSUKA Y, et al. The possibility of intelligent tire[J]. FISITA Trans, 2006, 2: 269-280.

[14] ROVERI N, PEPE G, CARCATERRA A. OPTYRE—A new technology for tire monitoring: evidence of contact patch phenomena[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2016, 66-67: 793-810.

[15] LIU Z H, LIU Y X, GAO Q H. In-plane flexible ring modeling and a nonlinear stiffness solution for heavy-load radial tires[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2022, 171: 108956.

Joint estimation algorithm of vertical force and lateral force of heavy-duty tire based on internal strain analysis of tire

LIU Yixun[1], LIU Zhihao[1,*], GAO Qinhe[1], MA Chaoqun[1], LIU Xiangxin[2], ZHANG Jialin[2]

(1. School of Missile Engineering, Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China;
2. Beijing Institute of Space Launch Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to estimate the lateral force of a tire, this paper proposed a joint estimation algorithm of vertical force and lateral force of a heavy-duty tire based on internal circumferential strain analysis of the tire. A 16.00R20 heavy-duty tire was taken as the research object, and the finite element model of the tire was established. The tests on vertical stiffness and vibration characteristics were carried out to verify the validity of the model. Based on the circumferential strain signal analysis of the tire liner, the correlation model of the peak spacing angle of the circumferential strain curve with the grounding angle and the grounding length was established, and the characterization accuracy under static load, rolling, and lateral force conditions was compared. Through the internal circumferential strain analysis of the symmetrical point of the tire, the characterization feature of the lateral force was extracted, and the linear relationship between the characterization feature and the vertical force was analyzed. The joint estimation model of vertical force and lateral force based on support vector regression was established, and the vertical force was estimated by using grounding angle and grounding length as input recognition features. Then, the lateral force was estimated by characterization features of lateral force combined with vertical force estimation. The estimation accuracy of the model was verified by a finite element test. The results indicate that the characterization error of grounding angle and grounding length based on zero-order and first-order peak spacing angle of the strain curve is less than 4.5%. The joint estimation algorithm of vertical force and lateral force based on internal strain analysis of the tire is suitable for static load, rolling, and lateral force conditions and can accurately estimate the vertical force and lateral force. The error between the estimated value and the finite element simulation value is less than 3%.

Keywords: finite element simulation; circumferential strain; support vector regression; vertical force; lateral force

Received: 2022-11-17; **Accepted**: 2023-02-11; **Published Online**: 2023-03-22 11:00

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230321.0902.001

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (52472464)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0820

太阳能飞艇刚性电池阵列接收能量分析

刘思宇[1]，高健[1]，孙康文[1, 2, *]

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191；2. 北京航空航天大学 云南创新研究院，昆明 650233)

摘 要：太阳能飞艇能量全部来自太阳能电池阵列，阵列接收的太阳辐射能量大小决定了飞艇的续航能力。对用于飞艇的刚性晶体硅电池和柔性薄膜电池进行建模，考虑实际电池板单元的尺寸和形状，对比刚性电池的斜平面阵列和柔性电池的曲面阵列在接收能量上的差异，并分析飞艇尺寸对这2种阵列接收能量的影响。对于刚性电池设置4种斜平面阵列布置形式，比较斜平面阵列中电池板的尺寸和形状对接收能量的影响。结果表明：中低纬度处刚性电池的斜平面阵列在全年各天中接收的太阳辐射能量都高于柔性电池的曲面阵列，在高纬度地区则相反。对于刚性电池，电池板在飞艇圆周方向上的尺寸会显著影响斜平面阵列接收的太阳辐射能量。在低纬度地区应增大电池板在圆周方向上的长度以获得更多的辐射能量，而在高纬度地区则应减小长度。

关 键 词：太阳能飞艇；太阳辐射；刚性电池阵列；柔性电池阵列；接收能量
中图分类号：V221; TM914.4
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3542-11

太阳能飞艇作为一种轻于空气的太阳能飞行器，具有航时长、使用效费比高等特点，可应用于通信、气象观测及区域监视等多个领域[1-2]。其能量来源于飞艇囊体顶部布置的太阳能电池板。太阳能电池种类繁多，但综合考虑电池效率及物理特性等因素，目前应用于飞艇上电池阵列的太阳能电池为刚性晶体硅电池和柔性薄膜电池。其中，单晶硅电池技术最为成熟，占据了大部分市场份额[3]。其对太阳辐射能量的转换效率也较高，当前实验室中研发的单晶硅电池最高光电转换效率约为25%，而商业化的单晶硅太阳能电池转换效率也能达到16%～22%[4]。但单晶硅太阳能电池比功率较低，并且刚性较大，不易铺设在飞艇表面，存在结构强度的问题。而薄膜电池可以弯曲，能够更好地贴合在飞艇上。但由于其本身材料特性限制，对太阳辐射能量的转化效率较低，商业化的成品薄膜电池效率一般不超过15%[5]。

艇载能源的高效、闭环、可持续再生是太阳能飞艇长期驻空的必要条件[6]。为此，需要对电池阵列所接收的太阳辐射能量准确建模。对于飞艇上采用的2种太阳能电池，除了材料本身的能量转化特性以外，其物理特性导致的不同铺设方式也会对其电池阵列接收能量造成影响。对于刚性晶体硅电池，一般将多块电池串并联成较大的电池板，然后将这些平面电池板分别拼接铺设到飞艇囊体表面。对于柔性电池，则可以直接将其弯曲贴合飞艇囊体表面铺设。2种铺设方式将对应2种不同的太阳能电池阵列模型。对于刚性电池，可以将其视为多个与囊体相切的斜平面，电池板与囊体接触的位置为切点。而对于柔性电池，可以将其视为与囊体表面对应区域贴合的整块连续曲面，再划分为大量小尺寸的电池单元。2种电池阵列中各电池单元的尺寸、形状和法向量不同，影响太阳光线的入射角度，从而使2种电池阵列接收的能量存在差异。

收稿日期：2022-09-29；**录用日期**：2023-02-17；**网络出版时间**：2023-03-24 10:07
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230323.1255.002
基金项目：国家自然科学基金(51775021)；中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-21-JC-01,YWF-22-JC-02)
* **通信作者**. E-mail：09142@buaa.edu.cn

引用格式：刘思宇，高健，孙康文. 太阳能飞艇刚性电池阵列接收能量分析[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(11)：3542-3552.
LIU S Y，GAO J，SUN K W. Analysis of energy receiving by rigid cell array of solar airship[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(11)：3542-3552 (in Chinese).

当前对于飞艇上太阳能电池阵列优化设计的文献主要针对柔性薄膜电池, 考虑其铺设区域、安装角度及囊体外形对输出能量的影响。LYU 等[7]设计了可以绕飞艇纵向轴线旋转的太阳能薄膜电池阵列, 利用遗传算法进行优化设计, 提高了输出性能。Zhang 等[8]对飞艇及可旋转电池阵列施加旋转、俯仰、偏航 3 种控制, 显著增加了光伏阵列输出功率。Manikandan 和 Pant[9]考虑了风速、姿态、高度、纬度和日期的影响, 使用粒子群优化算法优化得到了给定日期时的最佳包络形状。肖治垣等[10]设定 5 种电池阵列布置形式比较其接收的能量, 发现靠近艇体顶部的电池阵列接收的能量更多。刘晓光和汪岳峰[11]针对太阳能飞艇表面光强分布不均匀而造成光伏阵列能量损失的问题, 使用遗传算法对光伏阵列的拓扑结构进行了优化设计。

本文对于飞艇上给定位置和形状的太阳能电池阵列, 考虑了电池板的实际尺寸和铺设角度, 对比了柔性电池的曲面阵列与刚性电池的斜平面阵列在接收太阳辐射能量上的差异, 并分析了飞艇尺寸这 2 种铺设方式接收能量的影响。

1　太阳辐射能量模型

1.1　太阳辐照模型

太阳能电池接收太阳入射光线而产生能量, 为明确实际接收能量的大小, 需要建立描述太阳运行规律的数学模型。

地球按照椭圆轨道绕太阳公转, 太阳为焦点之一, 日地距离随日期会发生变化。地球在公转的同时, 还进行自转。地球自转平面与黄道平面存在夹角, 产生季节和日夜的变化。描述太阳位置的具体参数有日地距离、太阳赤纬角、太阳高度角和太阳方位角。

1.1.1　太阳赤纬角

太阳赤纬角是地球赤道平面与太阳和地球中心的连线之间的夹角。太阳赤纬角在周年运动中任何时刻的具体值都是严格已知的, 其表达式为[12]

$$\delta = 0.372\,3 + 23.256\,7\sin\theta + 0.114\,9\sin 2\theta - 0.171\,2\sin 3\theta - 0.758\cos\theta + 0.365\,6\cos 2\theta + 0.020\,1\cos 3\theta \tag{1}$$

$$\theta = 2\pi\frac{N - N_0}{365.242\,2} \tag{2}$$

$$N_0 = 79.676\,4 + 0.242\,2(Y - 1\,985) - \mathrm{int}\left(\frac{Y - 1\,985}{4}\right) \tag{3}$$

式中: δ为太阳赤纬角; θ为日角; N为年积日; Y为飞行年份; int 表示向下取整函数。

1.1.2　太阳高度角

太阳高度角是指对地球上某地太阳光线入射方向与地平面之间的夹角, 是决定地球表面获得太阳热能的重要因素。太阳高度角与日期、时刻和纬度都有关系, 其计算公式为[13]

$$\sin h = \sin l\sin\delta + \cos l\cos\delta\cos\omega \tag{4}$$

$$\omega = 15(t_a - 12) \tag{5}$$

$$t_a = t_s + \frac{e}{60} + \frac{L_p - L_s}{15} \tag{6}$$

$$e = 9.87\sin 2b - 7.53\cos b - 1.5\sin b \tag{7}$$

$$b = 2\pi\frac{N - 81}{364} \tag{8}$$

式中: h为太阳高度角; l为飞行纬度, rad; ω为太阳时角; t_a为真太阳时; t_s为飞行地点标准时间; e为地球公转引起的太阳时到钟表时之间的修正值; L_p和L_s分别为当地经度和指定标准时区的经度。

1.1.3　太阳方位角

太阳方位角是指太阳在方位上的角度, 如图 1 所示。定义正北方向的方位角为−180°, 按顺时针方向旋转到正南方向时方位角增大到 0°, 再随日落增加到 180°, 此时方位又回到正北方向。太阳方位角的计算公式为[14]

$$\cos\alpha = \frac{\sin h\sin l - \sin\delta}{\cos h\cos l} \tag{9}$$

式中: α为太阳方位角。

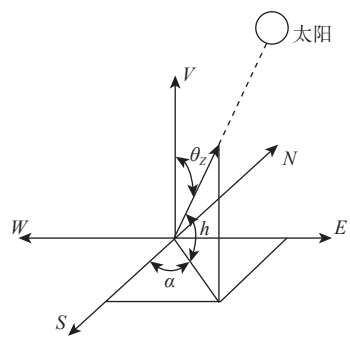


图 1　太阳高度角和方位角

Fig. 1　Solar altitude angle and azimuth angle

1.1.4　大气质量和透明度

大气质量可以表征太阳光在大气层内经过的路程长短, 越大说明在大气内路程越长, 衰减也越多。大气质量与太阳高度角和飞行高度有关, 把太阳垂直照射地面时光线穿过的大气路程定义为 1 个大气质量。其计算公式为[15]

$$A = F\frac{P_H}{P_0}\left(\sqrt{1\,229 + (614\sin h)^2} - 614\sin h\right) \tag{10}$$

$$\tau = 0.5k(\mathrm{e}^{-0.65A} + \mathrm{e}^{-0.95A}) \tag{11}$$

式中：A为大气质量比；F为空气质量校正因子；P_H和P_0分别为飞行高度处和海平面处大气压力；τ为大气透明度；k为当地大气清洁度系数。

1.1.5 辐照强度

飞艇上太阳能电池阵列接收到的太阳辐射可以分为3种：太阳直接辐射、天空散射辐射和地面反射辐射。其中，太阳直接辐射占绝大部分，是影响太阳能电池接收能量的主要因素。对于天空散射辐射，由于飞艇飞行高度较高，大气环境中一般没有水汽、雨雪，因此，电池阵列接收到的散射辐射能量很少，在计算飞艇电池阵列接收的辐射时可将其忽略[16]。而地面反射辐射通常作用在飞艇下半部分，辐射能量大多被艇体遮挡，也可将其忽略[17]。因此，计算飞艇电池阵列接收太阳辐射能量时只考虑太阳直射辐射。

太阳辐射强度主要受地理纬度、飞行日期和时间、飞行高度等因素影响。地球大气层外部的太阳辐射是根据太阳表面的辐射功率密度、太阳半径和日地距离计算得到的。在年日地平均距离正好处于平均值的条件下，大气顶层垂直于太阳光线的单位面积太阳辐射的功率被定义为太阳常数。由于日地距离一直在随着日期变化，所以全年中到达大气顶层的太阳辐射也一直在变化，其计算公式为

$$\begin{aligned}\frac{I_{\mathrm{e}}}{I_{\mathrm{sc}}} = {} & 1.000\,11 + 0.034\,221\cos\frac{2\pi(N-1)}{365} + \\ & 0.001\,28\sin\frac{2\pi(N-1)}{365} + \\ & 0.000\,719\cos\frac{4\pi(N-1)}{365} + \\ & 0.000\,077\sin\frac{4\pi(N-1)}{365}\end{aligned} \tag{12}$$

$$I = I_{\mathrm{e}}\tau \tag{13}$$

式中：I_{e}为大气顶层的太阳辐射强度；I_{sc}为太阳常数；I为到达飞艇所在高度的太阳辐射。

1.2 几何模型

1.2.1 飞艇包络线

飞艇形状采用英国国家物理实验室建议的NPL外形[18]。如图2所示，该外形由前后2个半椭球体组成，连接处即为飞艇最大直径。后半椭球的长轴为前半椭球长轴的$\sqrt{2}$倍，曲率半径持续增加以延缓流动分离[19]。NPL飞艇外形包络线方程[18]为

$$\begin{cases} y = \pm b\sqrt{1-(x-a)^2/a^2} & x \leqslant a \\ y = \pm b\sqrt{1-(x-a)^2/2a^2} & x > a \end{cases} \tag{14}$$

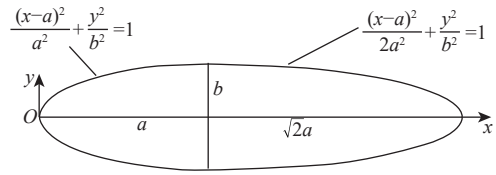


图2 NPL低阻力飞艇包络线[19]

Fig. 2 Envelope of NPL low resistance airship [19]

表1为用于仿真计算的飞艇参数。根据包络线方程及相关参数在MATLAB中建立飞艇模型，如图3所示。

表1 飞艇几何参数

Table 1 Geometry parameters of airship

艇长/m	最大直径/m	最大直径距前端点位置/m
18.1	5	7.5

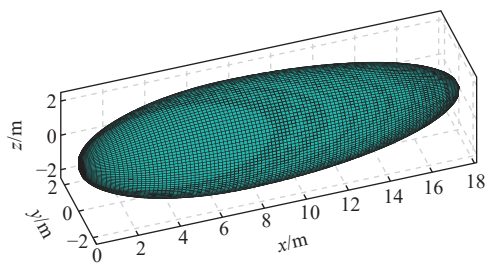


图3 NPL低阻力飞艇三维模型

Fig. 3 3D model of NPL low resistance airship

1.2.2 飞艇太阳能电池阵列

飞艇外形为椭球形，不同位置太阳辐照入射角不同，辐射强度也不同。将太阳能电池阵列分割成若干微元，计算每个微元接收的辐照强度，总和即为电池阵列接收的辐照强度[20]：

$$P_{ij} = IA_{ij}\cos(\boldsymbol{F},\boldsymbol{n}) \tag{15}$$

式中：P_{ij}为每个电池微元接收太阳辐射的功率；I为到达飞艇所在高度的太阳辐射；A_{ij}为每个电池微元的面积；$\boldsymbol{F}$为每个电池微元指向飞艇外侧的法向量；$\boldsymbol{n}$为太阳入射光线向量。

如图4所示，柔性太阳能电池阵列中心位于飞艇最大直径处，电池阵列在飞艇轴向的长度为4 m，圆周方向长度为2 m。电池阵列被划分成0.01 m×0.01 m的微小网格，计算接收能量时将每一网格单元视为平面，其法向量由两相邻边向量外积得到[21-22]。

如图5所示，刚性太阳能电池阵列在飞艇上的位置与曲面电池阵列一致，但以实际1 m×1 m尺寸的电池板为最小单元划分网格。各电池单元中心点与飞艇表面相切，每一电池单元的法向量为切点处囊体表面的法向量。

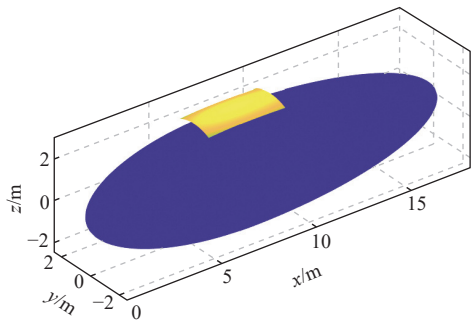


图 4　柔性电池的曲面阵列三维模型

Fig. 4　3D model of curved array of flexible cell

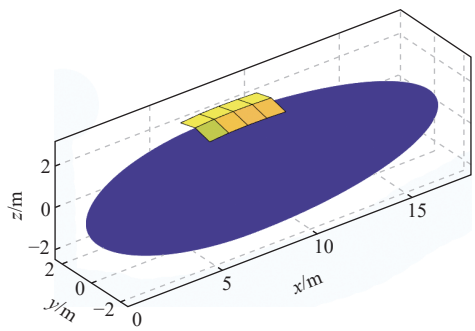


图 5　刚性电池的斜平面阵列三维模型

Fig. 5　3D model of oblique plane array of rigid cell

2　不同电池阵列接收能量比较

柔性薄膜电池对应曲面电池阵列布置, 刚性晶体硅电池对应斜平面电池阵列布置。2 种阵列布置方式在几何形状上的差异体现在电池单元的尺寸和形状上。曲面电池阵列模型中电池单元尺寸很小, 且其形状不固定。整个曲面阵列由许多弧形电池单元连续拼接组成整个曲面。而斜平面电池阵列模型中电池单元是按照实际铺设电池板的尺寸和形状确定, 尺寸在 1 m 左右, 形状也为固定长宽比的平面矩形。整个斜平面阵列由多块平面电池板相互拼接组成, 拼接处存在转折。因此, 在几何外形方面, 2 种阵列布置形式存在差异, 这也会对其接收的太阳辐照能量产生影响。

采用 NPL 低阻力飞艇外形, 对曲面和斜平面 2 种电池阵列建模, 在不同日期及纬度下对比其接收能量的差异, 并分析飞艇尺寸对接收能量的影响。飞行高度设为 10 000 m, 飞艇在北半球沿东西方向作直线飞行, 年份为 2022 年, 飞行位置为北京(北纬 39°, 东经 116°)。

2.1　模型准确性验证

太阳辐照模型参考 2.1 节的相关文献建立, 飞艇接收能量模型根据有限元的思想划分网格建立。计算公式均已得到其他文献的验证, 接下来分别对根据太阳辐照模型得到的太阳高度角数据和根据飞艇接收能量模型得到的接收能量数据设计算例进行验证。

图 6 对比了通过本文模型计算得到的太阳高度角数据和通过观测得到的太阳高度角数据。地理位置为北京, 日期为 2022 年 1 月 1 日。两者变化趋势一致, 计算结果的平均误差约为 0.21%。图 7 对比了使用本文模型和文献 [10] 模型计算得到的阵列接收能量数据。两者变化趋势一致, 且偏差均保持在 0.2% 以内。通过以上对比验证可以得出结论, 本文计算太阳辐射和接收能量的仿真模型可以满足分析所需的精度要求。

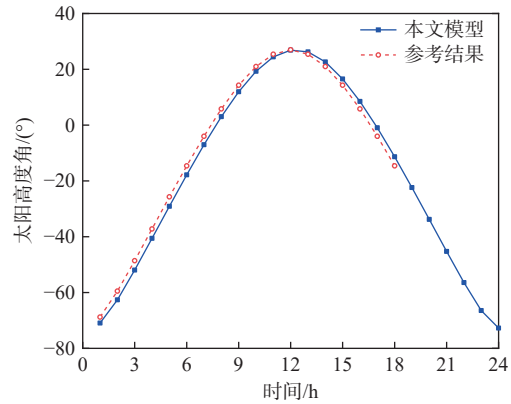


图 6　太阳高度角数据

Fig. 6　Solar altitude angle data

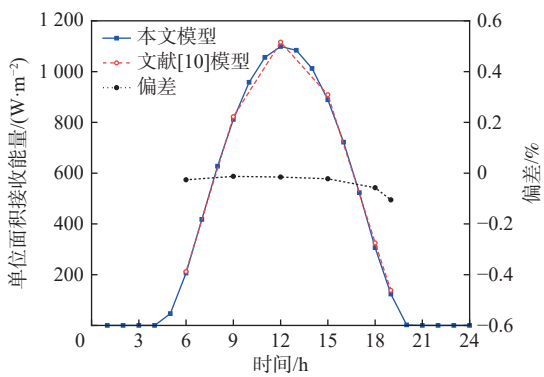


图 7　阵列接收能量数据

Fig. 7　Energy data received by array

2.2　飞行日期及纬度对接收能量的影响

如图 8 所示, 固定飞艇飞行纬度为北纬 39°, 比较春分日(年积日 80)、夏至日(年积日 172)、秋分日(年积日 264)和冬至日(年积日 355)斜平面与曲面电池阵列布置在单位面积上接收的能量。横坐标为一天中所处的时刻, 左侧纵坐标为电池阵列在单位面积上接收的能量, 右侧纵坐标为斜平面与曲面在单位面积上接收能量差值, 正值表示斜平面阵列在此时刻接收能量高过曲面阵列。

图 8 中显示绝大多数时刻斜平面阵列接收的能量都高于曲面阵列, 并且在正午附近差值最大。2 种电池阵列接收能量差在一天中的变化趋势与每个电池阵列接收能量的变化趋势基本保持一致, 日

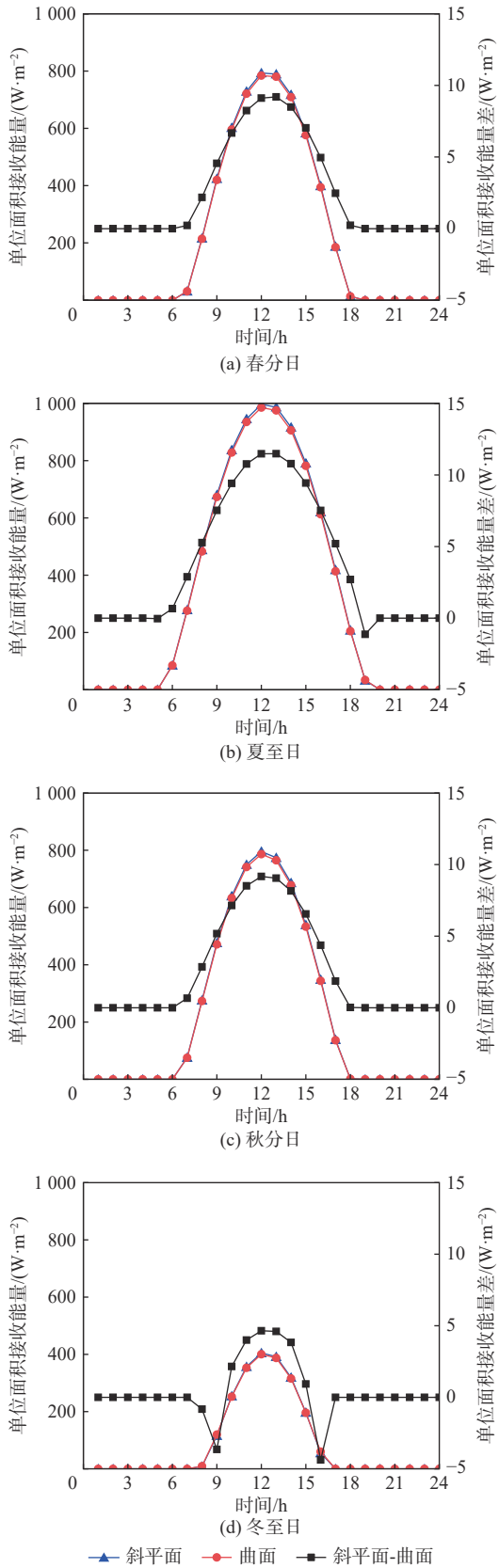


图 8 不同日期斜平面和曲面电池阵列全天接收能量

Fig. 8 Energy received by oblique plane and curved arrays throughout the day on different dates

出以后逐渐增加，正午附近达到最大，然后随着日落逐渐减小至 0。夏至日时，电池阵列在全天各时刻接收到的能量都高于其他日期接收的能量，并且 2 种电池阵列在正午接收能量差值也最大，为 11.48 W/m^2。春分日和秋分日次之，分别为 9.20 W/m^2 和 9.17 W/m^2。冬至日差值最小，为 4.65 W/m^2。但是这 4 天中正午时接收能量差占曲面阵列接收能量的百分比均保持在 1.2% 左右。在冬至日的日出日落附近，斜平面阵列接收的能量反而会小于曲面阵列。这是因为此时太阳高度角很小，斜平面阵列中靠近顶部的电池板几乎接收不到太阳辐射。而曲面阵列贴合在囊体表面，有较多的电池单元能够接收到太阳入射光线。

飞艇执行任务时通常位于固定的区域，纬度变化较小而日期跨度较大，在设计飞艇的过程中往往更注重考虑纬度对接收能量的影响。因此，固定飞行日期为春分日，在不同飞行纬度下比较斜平面和曲面阵列全天接收的能量。纬度分别设置为：北纬 0°、北纬 25°、北纬 50°和北纬 75°。横坐标为一天中所处的时刻，左侧纵坐标为电池阵列在单位面积上接收的能量，右侧纵坐标为斜平面与曲面在单位面积上接收能量差值，正值表示斜平面阵列在此时刻接收的能量高于曲面阵列。

随着飞行纬度增加，2 种阵列在全天接收的能量迅速降低，斜平面与曲面阵列接收能量差值也持续降低，在北纬 75°时全天变为负值，如图 9 所示。这表明在高纬度时，斜平面阵列单位面积接收能量反而会小于曲面阵列。在中低纬度处，正午时刻斜平面阵列接收的能量高于曲面阵列约 1.2%，而在北纬 75°处，斜平面阵列接收能量则低于曲面阵列约 5.5%。这与日出日落附近斜平面接收能量较低的原因类似。

2.3 不同尺寸飞艇接收能量随日期、纬度的变化

对比 4 种不同尺寸的飞艇，比较斜平面电池阵列和曲面电池阵列接收能量的差值随飞行日期和纬度的变化趋势。图 10 为不同尺寸飞艇上 2 种阵列接收能量比随日期的变化曲线，虚线表示曲面阵列接收能量与自身的对比，实线为斜平面阵列接受能量超出曲面阵列的比例，飞行纬度为北纬 39°。图中显示，斜平面阵列接收能量在全年始终高于曲面阵列，飞艇尺寸越小，差距越明显。全年大部分日期接收能量差值基本保持不变，仅在冬至附近有所降低。

图 11 为不同尺寸飞艇上 2 种阵列接收能量的差值随纬度的变化曲线，飞行日期为春分日。在纬度较低时，对于各尺寸的飞艇，斜平面电池阵列在全天接收的能量都高于曲面电池阵列，其差值随纬度增大基本不变。并且飞艇尺寸越小，差距越明显。这是因为随着飞艇尺寸的增大，斜平面电池阵列建模中的电池板尺寸与飞艇尺寸的比值会逐渐

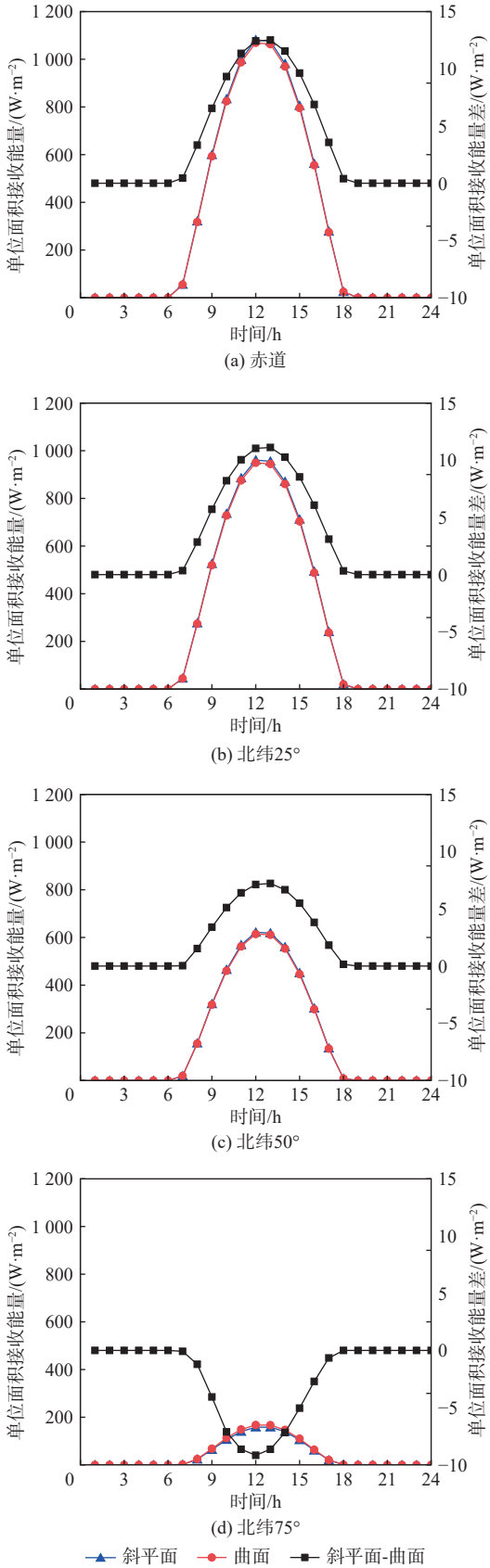


图 9　不同纬度斜平面和曲面电池阵列全天接收能量

Fig. 9　Energy received by oblique plane and curved arrays throughout the day at different latitudes

减小, 与曲面电池网格也越来越接近。而在北纬 66°附近, 各尺寸飞艇上的斜平面阵列接收能量迅速降低。到北纬 69°附近, 两阵列接收能量基本一致。随着纬度继续增加, 斜平面电池阵列接收能量持续降低, 最终低于曲面阵列约 7%。需要注意的是, 当飞艇尺寸较大时, 高纬度地区 2 种阵列接收能量差单调减小。但小尺寸飞艇会出现波动, 如长度为 18.1 m 的飞艇上 2 个阵列接收能量差首先在北纬 79°附近降低到约−12%, 后又增加到−7%。

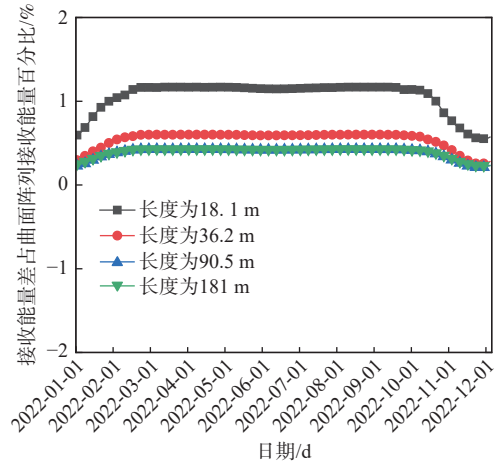


图 10　不同尺寸飞艇斜平面和曲面电池阵列接收能量差随日期变化曲线

Fig. 10　Variation of difference in energy received by oblique plane and curved arrays of airship of different sizes with date

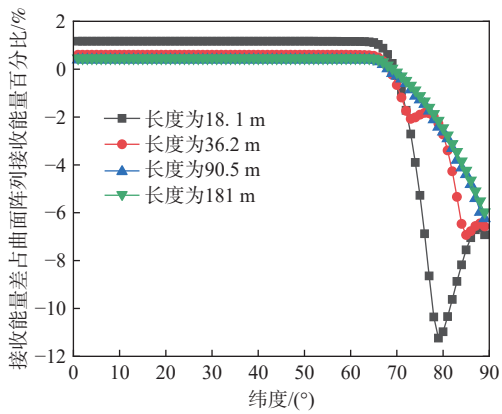


图 11　不同尺寸飞艇斜平面和曲面电池阵列接收能量差随纬度变化曲线

Fig. 11　Variation of difference in energy received by oblique plane and curved arrays of airship of different sizes with latitude

飞行纬度对于 2 种阵列接收能量的影响主要是因为太阳高度角会随着纬度增高而减小, 并且正午时刻太阳高度角与纬度之和为 90°。随着纬度增加, 在中低纬度时, 各电池板法向量与太阳入射光线夹角较小, 2 种阵列接收能量随纬度的变化趋势基本一致, 接收能量差占比保持不变。随着纬度增大, 曲面阵列中远离顶部的电池板由于贴合艇体, 倾斜程度最大, 太阳入射光线会首先与该处的电池板相切。曲面阵列所占圆周角为 48°, 每侧就是 24°。因此, 在北纬 66°附近曲面阵列远离顶部的部

分电池板会被遮挡。太阳入射光线与曲面阵列的切点也会随着纬度增大而上移，曲面阵列在太阳入射方向上的投影面积也增大。而斜平面阵列的投影面积仍保持不变，在北纬66°后，斜平面阵列接收能量开始下降并逐渐低于曲面阵列。由于曲面阵列的圆周角为固定值，与飞艇尺寸无关，因此，图中各曲线开始下降的纬度基本相同。在高纬度地区，曲面阵列中北侧靠近顶部的电池板仍能够接收太阳入射光线。但对于斜平面阵列，由于其圆周方向布置的电池板数量远少于曲面阵列，斜平面阵列中北侧的电池板会在某一纬度后完全被遮挡，无法接收能量。如18.1 m飞艇斜平面阵列中圆周方向上布置有2列电池板，其法向量与z轴的夹角约为±11°，因此，在北纬79°时北侧电池板法向量与太阳入射光线垂直，无法接收能量。且此时接收能量降低速率也最大，在图中显示为凹谷。对于36.2 m飞艇，圆周方向共有4列电池板，其法向量与z轴的夹角约为±17°和±5°，因此，图中在北纬73°和85°处各有一个凹谷。而随着飞艇尺寸进一步增大，斜平面阵列在圆周方向布置的电池板数量增多，与曲面阵列差别减小，波动也越来越不明显。

3 刚性电池阵列优化设计

第2节对比了曲面阵列和斜平面阵列2种电池阵列建模方式在接收能量上的差异，结果表明，在中低纬度，斜平面阵列接收的能量更高。相较于柔性薄膜太阳能电池，刚性晶体硅太阳能电池除了在转换效率方面的优势以外，从几何布置方面考虑也会在中低纬度接收更多的辐射能量。因此，在中低纬度处使用晶体硅电池效益更佳。

刚性电池阵列由多块电池板拼接组成，而每块电池板是许多电池片串并联固定在基底上制成，其尺寸和形状会随着电池片的数量与布置形式的改变发生变化。因此，可以通过控制电池片拼接数量和方式来制作不同尺寸、形状的电池板，从而影响由这些电池板构成电池阵列的接收能量。

3.1 刚性电池阵列布置方式

太阳能电池片是光电转换的最小单元，当前商用太阳能电池板常见的配置为6×10网格布置，即由60片太阳能电池片串并联封装成一块太阳能电池板，其尺寸约为1.65 m×0.991 m。

为便于仿真分析，以边长为1.6 m×0.8 m的矩形电池板为基本单元，设置4种平面电池阵列布置形式，对比这4种电池阵列在全天接收的能量。如图12所示，其中，平面A阵列由4块6×10太阳能电池板拼接组成，尺寸为3.2 m×1.6 m；平面B阵列由2块6×10太阳能电池板沿长边拼接组成，尺寸为1.6 m×1.6 m；平面C阵列由4块6×10太阳能电池板沿短边拼接组成，尺寸为3.2 m×0.8 m；平面D阵列为单块6×10太阳能电池板，尺寸为1.6 m×0.8 m。飞艇沿左右方向放置，将各阵列中的电池板依次拼接放置于飞艇顶部。此外，在与平面阵列的相同位置处布置等面积的曲面阵列作为对照。

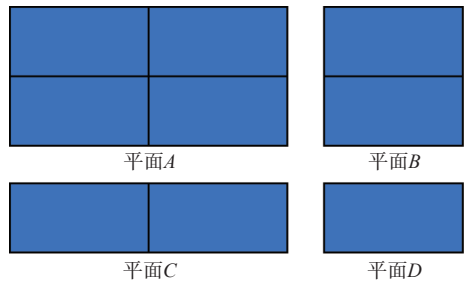


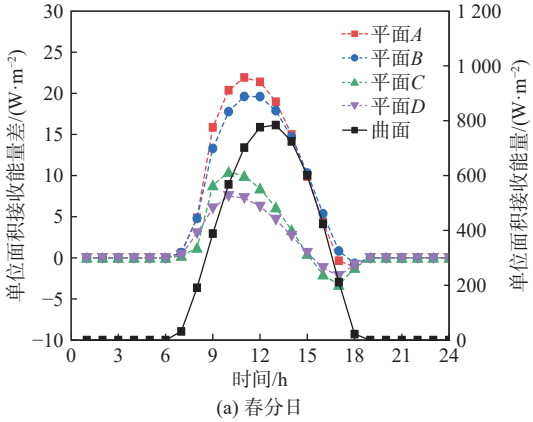
图12 刚性电池阵列布置方式

Fig. 12 Rigid cell array arrangement

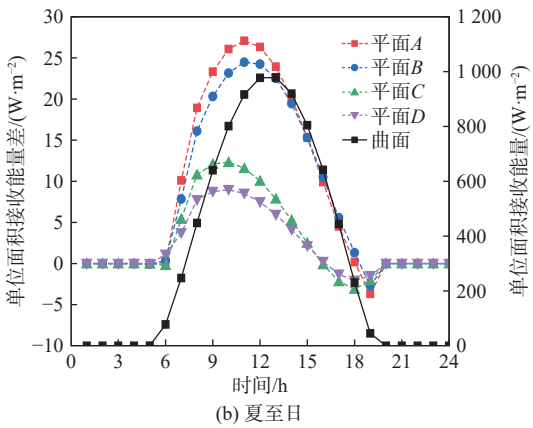
如图10和图11所示，随着飞艇尺寸增大，斜平面阵列和曲面阵列接收能量的差异越来越不明显。为便于分析，本节采用长度为18.1 m的飞艇，比较4种刚性电池阵列接收能量和曲面阵列的差异。

3.2 飞行日期及纬度对接收能量的影响

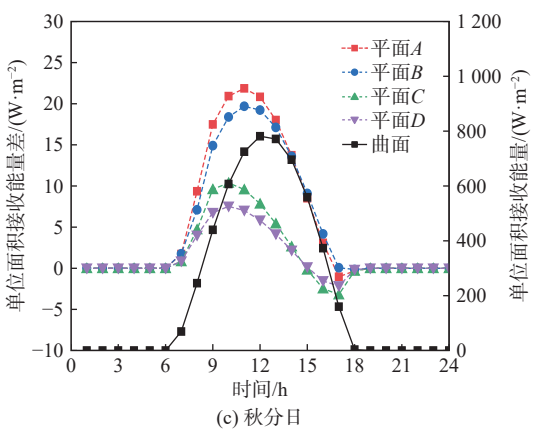
固定飞行纬度为北纬39°，在不同日期下比较4种刚性电池的斜平面阵列与曲面阵列的接收能量差，如图13所示。比较不同纬度下的4种斜平面阵列接收能量与曲面阵列的差异，如图14所示。图13中4种斜平面接收能量曲线变化的趋势与图8相似，除日落附近的其他大部分时间接收的能量均高于曲面阵列。而对于4种斜平面电池阵列，平面A和平面B阵列在各日期全天接收能量较为接近，且高于平面C和平面D阵列。其中，平面A和平面D阵列中电池板形状与排列布置、方向均一致，仅尺寸大小不同。比较两者接收的能量可以发现，随着电池板尺寸减小，其接收能量也逐渐减小，这也与第2节中增加飞艇尺寸时斜平面阵列接收能量随之降低相符合。如果持续缩小电池板尺寸，斜平面阵列接收的能量将持续降低并趋近于曲面阵列。比较平面B和平面C阵列，2种斜平面阵列中电池板的面积一致，而形状不同。平面B阵列中电池阵列在飞艇轴向上尺寸较短，圆周方向上尺寸较长，平面C阵列则与之相反。这说明当飞艇上布置的太阳能电池阵列面积和位置一定时，选用周向尺寸较大的电池板有利于接收更多太阳辐射。因为这样可以使阵列集中在飞艇顶部，倾角更小。比较平面A和平面B阵列，2种布置方式下电池阵列接收能量相差不大，但是平面A阵列中电池板的尺寸更大，面积是平面B的2倍，不易连接和制作，还有可能产生结构强度的问题。采用平面B阵列既能减小电池板尺寸，还能保持较高的接收能量。



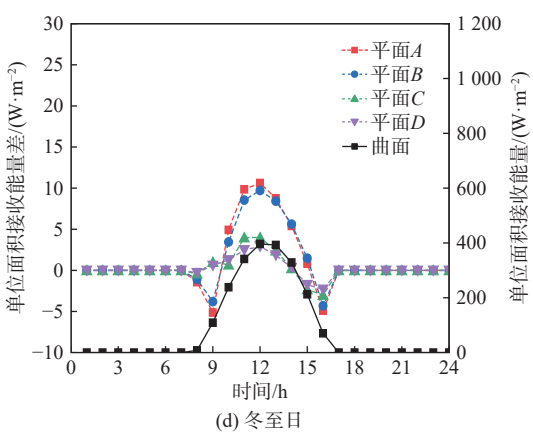
(a) 春分日



(b) 夏至日



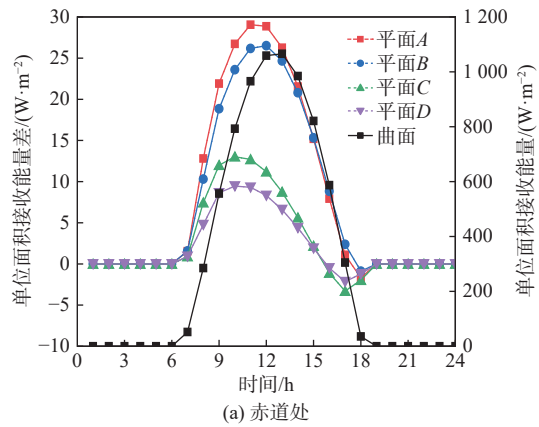
(c) 秋分日



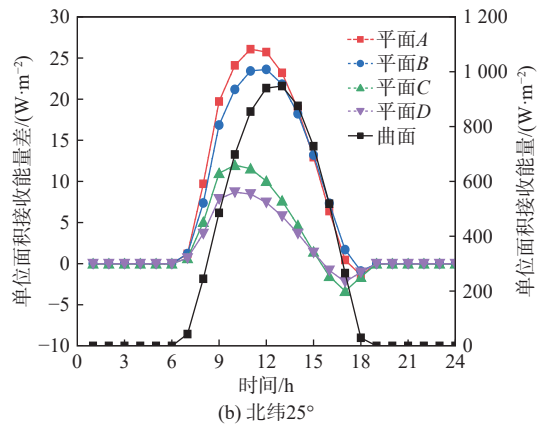
(d) 冬至日

图 13　不同日期 4 种斜平面电池阵列全天接收能量

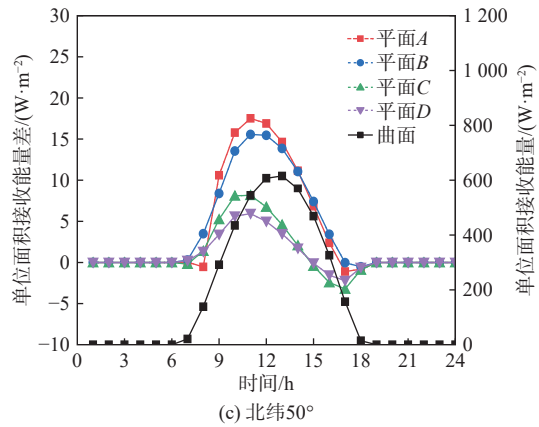
Fig. 13　Energy received by four oblique plane arrays throughout the day on different dates



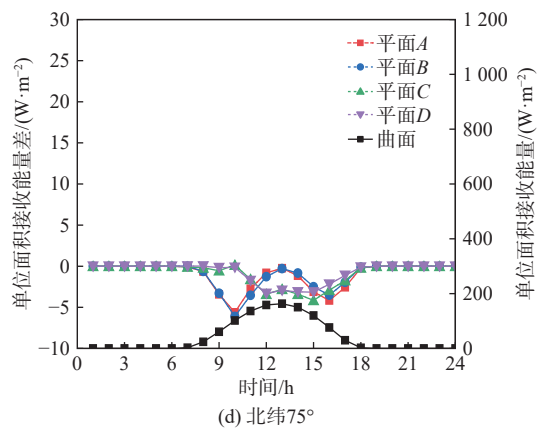
(a) 赤道处



(b) 北纬25°



(c) 北纬50°



(d) 北纬75°

图 14　不同纬度 4 种斜平面电池阵列全天接收能量

Fig. 14　Energy received by four oblique plane arrays throughout the day at different latitudes

如图 14 所示，在中低纬度处，4 种斜平面阵列接收能量始终高于曲面阵列，其中，平面 *A* 和平面 *B* 阵列接收能量基本一致，并高过平面 *C* 和平面 *D* 阵列，这与图 13 中不同日期下的结果也一致。而到北纬 75°时，曲面阵列接收能量反而高过 4 种斜平面阵列。这表明斜平面阵列接收能量与曲面阵列存在差异，并且在中低纬度差异为正值，高纬度差异为负值。而增加斜平面阵列中电池板在飞艇周向上的尺寸会扩大接收能量的差异。

3.3 不同刚性阵列布置接收能量随日期、纬度的变化

图 15 和图 16 分别为不同斜平面电池阵列和曲面电池阵列接收能量差值随日期与纬度的变化曲线。图 15 的飞行纬度为北纬 39°，图 16 的飞行日期为春分日。2 个图中 4 条曲线表示不同尺寸电池板的阵列布置，虚线表示曲面阵列接收的能量。其趋势与图 10 和图 11 相仿。这说明对于电池阵列接收的能量，改变飞艇尺寸和改变阵列中电池板尺寸所产生的影响基本一致。并且改变电池板在飞艇圆周方向上的尺寸会产生明显的影响，而改变电池板在飞艇轴向上的尺寸对阵列接收能量影响很小。影响的结果为，在中低纬度时选用周向尺寸更大的电池板可以提高接收能量，最大能提高约 2.5%。而到北纬 71°后会降低接收能量，因此，在高纬度地区的飞艇应该选用周向尺寸较小的太阳能电池板组成电池阵列。

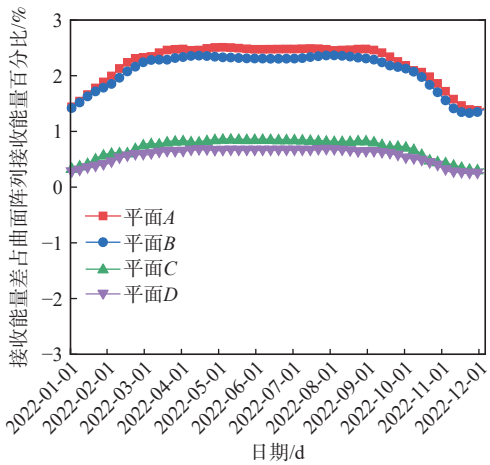


图 15 4 种斜平面电池阵列接收能量随日期变化曲线

Fig. 15 Variation of energy received by four oblique plane arrays with date

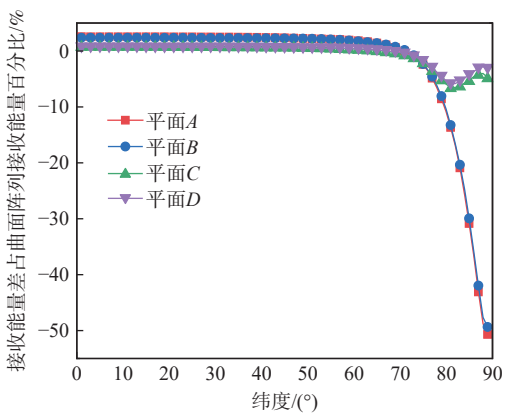


图 16 4 种斜平面电池阵列接收能量随纬度变化曲线

Fig. 16 Variation of energy received by four oblique plane arrays with latitude

3.4 刚性阵列布置优化

对于 NPL 外形且长度为 18.1 m 的飞艇，固定其上铺设的太阳能电池阵列为 12.8 m×1.6 m，阵列前端点距离飞艇头部端点 1.1 m。保持总铺设面积不变，改变阵列中电池板的尺寸和铺设的数量。图 17 为赤道处和北纬 75°处飞艇上太阳能电池阵列在全天接收的能量。对于飞行在赤道处的太阳能飞艇，铺设长度和宽度都较大的电池板可以接收更多的能量，最佳尺寸为 3.2 m×1.6 m。而当飞行纬度为北纬 75°时，则应铺设尺寸更小的电池板来获得更多的能量。由于曲面电池阵列可以视为由许多尺寸极小的电池板组成，因此，在高纬度地区应当铺设柔性薄膜太阳能电池。

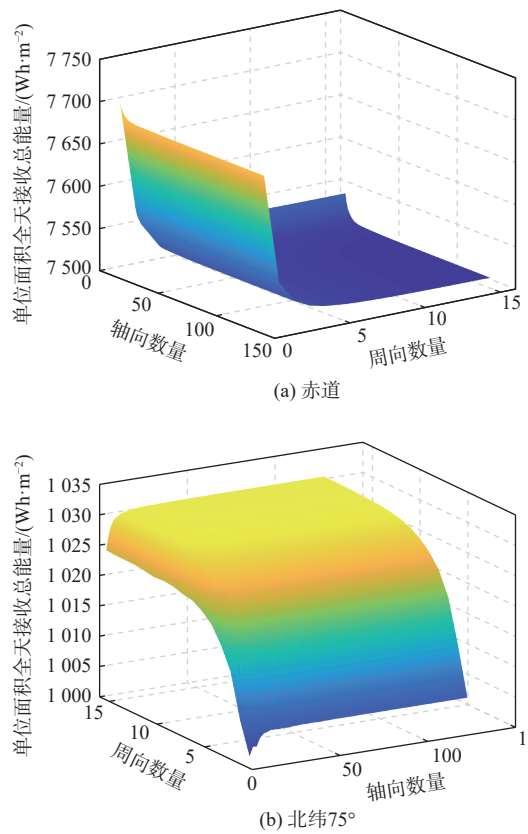


图 17 不同电池板尺寸阵列全天接收能量变化

Fig. 17 Changes in total energy received by array throughout the day under different solar panel sizes

4 结 论

对于目前飞艇上刚性晶体硅太阳能电池和柔

性薄膜太阳能电池, 除了材料转化特性造成的太阳能电池阵列输出能量差异之外, 2 种电池硬度不同所导致的不同铺设方式也会影响接收的太阳辐射能量, 进而导致电池阵列输出能量的差异。

本文采用适用于柔性薄膜电池的曲面电池阵列建模方式和适用于刚性电池的斜平面电池阵列建模方式分别建模, 对比了 2 种方式在接收能量上的差异。对于斜平面电池阵列建模方式, 分析了阵列布置中的各参数对接收能量的影响程度。主要结论如下:

1) 在中低纬度地区, 刚性晶体硅太阳能电池阵列接收的能量高于柔性太阳能电池阵列。在高纬度地区, 刚性电池阵列接收的能量反而会低于柔性阵列。对于尺寸为 18.1 m 的飞艇, 在北京地区 (北纬 39°) 刚性电池阵列高出的能量占柔性阵列接收能量的比约 1.2%, 而在北纬 79°处则为−12%。

2) 对于不同尺寸的飞艇, 刚性晶体硅电池阵列和柔性薄膜电池阵列接收能量差的转折点都在北纬 69°附近。该转变纬度与柔性电池阵列布置的圆周角有关。在纬度高于 69°的地区采用柔性薄膜电池阵列能够获得更多的接收能量, 甚至弥补转化效率的差异。

3) 对于曲面电池阵列, 改变飞艇尺寸对其接收能量没有影响。但对于斜平面电池阵列, 随着飞艇尺寸增大, 阵列中电池板相较于飞艇的尺寸会持续减小, 此时阵列接收的能量也持续降低。

4) 对于刚性电池的斜平面阵列布置形式, 当布置于飞艇上的太阳能电池阵列形状和面积固定时, 由于飞艇在圆周方向上曲率变化较大, 因此, 改变阵列中各电池板在圆周方向上的尺寸对阵列全天接收的能量造成的影响更为显著。

5) 对于本文中使用的飞艇和阵列模型, 根据飞行纬度使用不同尺寸的太阳能电池板可以提高太阳能电池阵列接收的能量。在中低纬度处飞行的飞艇, 将太阳能电池阵列中电池板的周向尺寸增大一倍可以使接收能量提高约 2.5%。在高纬度飞行的飞艇则应尽量减小电池板在飞艇圆周方向上的尺寸。

参考文献 (References)

[1] MILLER G, STOIA T, HARMALA D, et al. Operational capability of high altitude solar powered airships[C]// Proceedings of the AIAA 5th ATIO and16th Lighter-Than-Air Sys Tech. and Balloon Systems Conferences. Reston: AIAA, 2005.

[2] 王彦广, 李健全, 李勇, 等. 近空间飞行器的特点及其应用前景[J]. 航天器工程, 2007, 16(1): 50-57.
WANG Y G, LI J Q, LI Y, et al. Characters and application prospects of near space flying vehicles[J]. Spacecraft Engineering, 2007, 16(1): 50-57 (in Chinese).

[3] ABBE G, SMITH H. Technological development trends in Solar-powered Aircraft Systems[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2016, 60: 770-783.

[4] 马东立, 张良, 杨穆清, 等. 超长航时太阳能无人机关键技术综述[J]. 航空学报, 2020, 41(3): 623418.
MA D L, ZHANG L, YANG M Q, et al. Review of key technologies of ultra-long-endurance solar powered unmanned aerial vehicle [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(3): 623418 (in Chinese).

[5] 赵达, 刘东旭, 孙康文, 等. 平流层飞艇研制现状、技术难点及发展趋势[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 45-56.
ZHAO D, LIU D X, SUN K W, et al. Research status, technical difficulties and development trend of stratospheric airship[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 45-56 (in Chinese).

[6] 杨希祥, 朱炳杰, 邓小龙, 等. Stratobus 平流层飞艇项目研究进展与仿真分析[J]. 航空学报, 2021, 42(9): 224579.
YANG X X, ZHU B J, DENG X L, et al. Development status and simulation analysis of stratospheric airship Stratobus[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(9): 224579 (in Chinese).

[7] LYU M Y, LI J, ZHU W Y, et al. A theoretical study of rotatable renewable energy system for stratospheric airship[J]. Energy Conversion and Management, 2017, 140: 51-61.

[8] ZHANG L C, LI J, WU Y F, et al. Analysis of attitude planning and energy balance of stratospheric airship[J]. Energy, 2019, 183: 1089-1103.

[9] MANIKANDAN M, PANT R S. Design optimization of a tri-lobed solar powered stratospheric airship[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 91: 255-262.

[10] 肖治垣, 杨穆清, 郦正能. 变体飞艇太阳能电池阵列工作特性的影响因素[J]. 材料工程, 2013, 41(7): 24-28.
XIAO Z Y, YANG M Q, LI Z N. Working characteristic affecting factors of transformable airships' solar cell array[J]. Journal of Materials Engineering, 2013, 41(7): 24-28 (in Chinese).

[11] 刘晓光, 汪岳峰. 基于遗传算法的太阳能飞艇光伏阵列优化研究[J]. 半导体光电, 2020, 41(1): 39-43.
LIU X G, WANG Y F. Genetic algorithm-based topology optimization of photovoltaic array of solar-powered airships[J]. Semiconductor Optoelectronics, 2020, 41(1): 39-43 (in Chinese).

[12] WANG H F, SONG B F, ZUO L K. Effect of high-altitude airship's attitude on performance of its energy system[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(6): 2077-2080.

[13] 王国安, 米鸿涛, 邓天宏, 等. 太阳高度角和日出日落时刻太阳方位角一年变化范围的计算[J]. 气象与环境科学, 2007, 30(S1): 161-164.
WANG G A, MI H T, DENG T H, et al. Calculation of annual variation range of solar altitude angle and solar azimuth angle at sunrise and sunset[J]. Meteorological and Environmental Sciences, 2007, 30(S1): 161-164 (in Chinese).

[14] IQBAL, M. An introduction to solar radiation[M]. Toronto: Academic Press, 1983: 20-23.

[15] LI J, LV M Y, TAN D J, et al. Output performance analyses of solar array on stratospheric airship with thermal effect[J]. Applied Thermal Engineering, 2016, 104: 743-750.

[16] SUN K W, LIU C Y, LIANG G M, et al. Simulation analysis for solar array output characteristics on stratospheric airship[C]// Power and Energy Systems and Applications. Calgary: ACTA Press, 2012: 788-005.

[17] 杨威宇, 徐国宁, 李兆杰, 等. 太阳电池在临近空间发电影响因素研究[J]. 太阳能学报, 2021, 42(12): 476-485.
YANG W Y, XU G N, LI Z J, et al. Influence factors of solar cell power generation in near space[J]. Acta Energiae Solaris Sinica, 2021, 42(12): 476-485 (in Chinese).

[18] GABRIEL A K. Airship technology[M]. Znd ed. Cambridge: Cambridge University Press, 2012: 521-525.

[19] KALE S, JOSHI P, PANT R. A generic methodology for determination of drag coefficient of an aerostat envelope using CFD[C]// Proceedings of the AIAA 5th ATIO and16th Lighter-Than-Air Sys Tech. and Balloon Systems Conferences. Reston: AIAA, 2005.

[20] 刘松松, 孙康文. 考虑倍率的平流层飞艇储能电池建模与分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 182-192.
LIU S S, SUN K W. Modeling and analysis of stratospheric airship's energy storage battery considering rate[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 182-192 (in Chinese).

[21] ALAM M I, PANT R S. Multi-objective multidisciplinary design analyses and optimization of high altitude airships[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 78: 248-259.

[22] 孟军辉, 李沫宁, 马诺, 等. 升力体式浮升混合飞艇多学科设计优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 72-83.
MENG J H, LI M N, MA N, et al. Multidisciplinary design optimization of a lift-type hybrid airship[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 72-83(in Chinese).

Analysis of energy receiving by rigid cell array of solar airship

LIU Siyu[1], GAO Jian[1], SUN Kangwen[1, 2, *]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
2. Yunnan Innovation Institute, Beihang University, Kunming 650233, China)

Abstract: The energy of the solar airship comes from the solar cell array, and the amount of solar radiation received by the array determines the endurance of the airship. The rigid crystalline silicon cells and flexible thin-film cells used in the airship were modeled. By considering the size and shape of the actual panel cells, the differences in received energy between the oblique plane array of the rigid cell and the curved array of the flexible cell were compared. The effect of airship size on the received energy of the two arrays was also analyzed. Then, four oblique plane array arrangements for rigid cells were set up, and the effect of the size and shape of the solar panels in the oblique plane array on the received energy was compared. The results show that the oblique plane array of the rigid cell at the low and middle latitudes receives higher solar radiation energy than the curved array of the flexible cell throughout the year, and the opposite is true in the high latitude area. For rigid cells, the size of the solar panels in the circumferential direction of the airship will significantly affect the solar radiation energy received by the oblique plane array. In low-latitude areas, the length of the solar panel in the circumferential direction should be increased to obtain more radiation energy, while in high-latitude areas, the length should be reduced.

Keywords: solar airship; solar radiation; rigid solar array; flexible solar array; received energy

Received: 2022-09-29; **Accepted**: 2023-02-17; **Published Online**: 2023-03-24 10:07

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230323.1255.002

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51775021); The Fundamental Research Funds for the Central Universities (YWF-21-JC-01,YWF-22-JC-02)

* **Corresponding author**. E-mail: 09142@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0842

分流板与侧壁缝隙对TBCC排气系统性能影响研究

张世杰[1]，葛建辉[1]，马钊[2]，徐惊雷[1,*]
(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院，南京 210016；2. 中国航发四川燃气涡轮研究院，绵阳 621000)

摘 要：为研究涡轮基组合循环(TBCC)排气系统的分流板与侧壁之间的缝隙对其性能的影响，利用数值仿真方法研究不同缝隙长度和宽度下喷管性能参数变化规律，针对涡轮通道和冲压通道在不同工作状态下有无缝隙对喷管性能的影响进行研究。结果表明，在喷管双通道均为欠膨胀状态时，分流板与侧壁之间存在缝隙漏气的情况下，对于漏出气体的涡轮通道，随着缝隙长度的增加，其推力系数下降、升力增加，而冲压通道推力系数几乎无变化，但升力增加。缝隙宽度变化对喷管性能的影响与长度的影响规律一致。此外，通过对不同喷管工作状态的研究发现，缝隙的存在会降低推力系数，缝隙的相对宽度为0.033、相对长度为0.31时，2.8%的漏气量能造成超过1%的推力系数的损失。

关 键 词：涡轮基组合循环；分流板；缝隙；漏气；推力系数
中图分类号：V231.3
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3553-13

因传统涡轮发动机的工作范围小，火箭发动机比冲低等，单一类型动力无法满足日益增长的宽速域高超声速飞行器飞行需求，所以近年来，组合动力系统得到了较快发展[1-4]。涡轮基组合循环(turbine based combined cycle, TBCC)发动机是宽速域高超声速飞行器的重要动力形式之一。TBCC在宽飞行马赫数范围内具有良好的比冲和推重比性能，可作为水平起降临近空间飞机和两级入轨飞行器的动力系统[5]。尾喷管作为发动机推力的主要产生部件，其性能的优劣直接决定发动机的优劣[6-9]。因此，深入研究影响TBCC发动机尾喷管性能的因素具有重要意义。

在并联TBCC发动机尾喷管设计中，为了更好地匹配不同飞行阶段涡轮和冲压通道的工作状态，可将TBCC发动机尾喷管涡轮通道和冲压通道之间的分流板设计成几何可调结构，以实现发动机不同通道的最佳工作状态。国内外针对利用几何调节方法来改善喷管非设计点状态下性能的研究较为广泛。Deere等[10]通过“移动”喉道、分级调节压比的方案改变喉道面积和总膨胀比，使得飞行器可以适用于不同的马赫数。庞丽娜等[11]通过把超燃冲压发动机喷管下唇板设为可调节，有效提高了喷管平衡力矩能力。葛建辉等[12]通过在喷管上膨胀面末端增加移动板来平衡飞行器在飞行接力点和巡航结束点产生的冷热态俯仰力矩差。由此可见，几何调节的引入可有效改善发动机尾喷管工作性能。然而，由于尾喷管内充满高温高压的气体，所以调节机构的引入会给喷管带来相应的密封难题。特别是针对并联TBCC分流板可调方案，由于机构可调会造成分流板与侧壁之间存在一定的间隙，加之涡轮通道和冲压通道发动机工作状态不同，不同通道内压力变化较为剧烈且存在压差，导致一部分高压气流通过缝隙从一个通道流进另一个通道，并对两个通道的流场乃至尾喷管性能产生

收稿日期：2022-10-10；**录用日期**：2023-01-17；**网络出版时间**：2023-02-15 14:38
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230215.0940.001
基金项目：国家科技重大专项(2019-II-0007-0027)；中国博士后科学基金(2022M721598)
*通信作者. E-mail：xujl@nuaa.edu.cn

引用格式：张世杰，葛建辉，马钊，等. 分流板与侧壁缝隙对TBCC排气系统性能影响研究[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(11)：3553-3565. ZHANG S J，GE J H，MA Z，et al. Influence of gap between splitter plate and side wall on performance of TBCC exhaust system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(11)：3553-3565 (in Chinese).

影响，但是相关研究并不多。

杨承宇等[13]对单边膨胀喷管的上膨胀面做了开缝处理，喷管处于过膨胀状态时，缝隙的存在使喷管内外压力联通，背压补充及时，过膨胀状态得到改善，喷管推力系数增加，矢量角减小。组合动力喷管的分流板漏气比较特殊，漏气连通的区域为两个喷管内部，意味着一个通道的气流会进入另一个通道，而对进入气流的通道来说类似于二次流注入喷管。张堃元等[14]通过在喷管上膨胀面沿轴向注入二股流，有效改善了喷管总体性能。刘爱华等[15]发现二次流的喷射流量和喷射角度是喷管性能的主要影响因素，吕郑等[16]在单边膨胀喷管的下唇板处加入二次流，结果表明，注入二次流槽缝宽度增加也能对喷管性能起到积极作用。文献[17-18]研究了单双缝射流对推力矢量的影响，结果表明，单边膨胀喷管处于过膨胀状态时，双缝射流的矢量效率更高，而且双缝的流量分配对推力矢量有影响。以上研究表明，无论是喷管漏气还是注入二次流，均对喷管的性能参数有较大影响。因此，研究不同通道间由于分流板缝隙带来的漏气对并联TBCC尾喷管性能的影响具有重要工程应用价值。

目前，针对TBCC排气系统的研究主要集中在喷管型面设计、分流板调节方案、主被动流动控制等方面。对于由调节机构所带来的喷管缝隙漏气对排气系统性能的影响的研究尚不多见。因此，本文针对并联TBCC组合喷管分流板与侧壁缝隙漏气开展详细研究。

1 数值模拟方法

1.1 数值方法及参数定义

对于发动机的排气系统，内推力F(富裕冲量)为

$$F=\dot{m}V_{\mathrm{e}}+(P_{\mathrm{e}}-P_0)A_{\mathrm{e}} \tag{1}$$

式中：$\dot{m}$为喷管出口流量；V_{e}为喷管出口速度；P_{e}为出口静压；P_0为背压；A_{e}为出口面积。

单边膨胀喷管为非对称结构，控制体示意如图1所示。图中：i、t、e分别为喷管入口、喉道、出口截面编号；A、B、C、D分别为对应位置点；θ为喷管出口与水平面的夹角。

参考图1中的控制体，其轴向推力为

$$F_x=\int_C^D V_{\mathrm{ex}}\mathrm{d}\dot{m}+\int_C^D(P_{\mathrm{e}}-P_0)\sin\theta\mathrm{d}A_{\mathrm{e}} \tag{2}$$

式中：V_{ex}为轴向喷管出口速度。

取壁面外侧和喷管进出口组成的封闭曲线，在喷管外壁面背压分布均匀的情况下，沿此曲线的大气压力积分为0，即沿轴向有

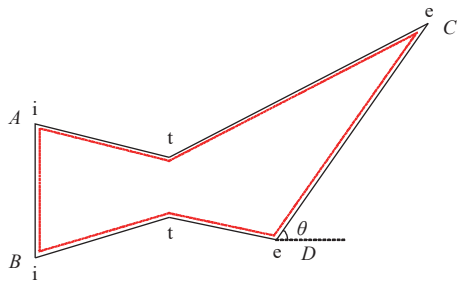


图1 单边膨胀喷管控制体示意

Fig. 1 Control body diagram for single-sided expansion nozzle

$$\oint P_0\mathrm{d}A_x=P_0A_{\mathrm{i}}+\int_B^D P_0\mathrm{d}A_{\mathrm{w}x}-\int_C^D P_0\sin\theta\mathrm{d}A_{\mathrm{e}}=0 \tag{3}$$

式中：$\int_B^D P_0\mathrm{d}A_{\mathrm{w}x}$为控制体外气体对喷管壁面压力的水平分量；$A_{\mathrm{i}}$为喷管入口面积；$A_{\mathrm{w}x}$为控制体外部在$x$方向上的投影面积。

定义控制体内外气体对壁面的作用力积分水平分量为R_x为

$$R_x=-R_{\mathrm{in},x}+\int_B^D P_0\mathrm{d}A_{\mathrm{w}x} \tag{4}$$

式中：$R_{\mathrm{in},x}$为控制体内气体对壁面的作用力积分水平分量。

代入控制体内动量方程得到

$$F_x=\dot{m}V_{\mathrm{i}x}+(P_{\mathrm{i}}-P_0)A_{\mathrm{i}}-R_x \tag{5}$$

式中：P_{i}为喷管入口压力；$V_{\mathrm{i}x}$为喷管入口沿x方向的速度。

等熵推力F_{s}的定义为一定总温总压的气体等熵膨胀到背压时获得的推力，计算式为

$$F_{\mathrm{s}}=\dot{m}V_{\mathrm{e,s}} \tag{6}$$

式中：$V_{\mathrm{e,s}}$为喷管理想轴向出口速度。

对推力进行无量纲化，通常定义推力系数C_{fx}为

$$C_{fx}=F_x/F_{\mathrm{s}} \tag{7}$$

1.2 数值方法有效性验证

选取了Waithe等[19]关于二次流喷射控制喷管推力矢量的试验来验证RNG k-ε湍流模型的可靠性。喷管如图2所示[19]，其展示的是带有二次流射流一侧结构，喷管出口与进口面积之比为1.80。图2中，h_{t}为喷管喉道高度。根据文献中所给的喷管构型和二次流缝槽参数对喷管进行了网格划分，使用1/2模型的三维计算网格如图3所示，总网格量440万，将喷管入口和二次流入口设置为压力进口边界，除壁面外其他边界均采用压力出口条件。靠近壁面的第一层网格高度为0.1 mm，确保y^+为30～60。数值仿真与试验的壁面压力分布结果对比如图4所示。由图4可知，数值模拟的压力分布与试

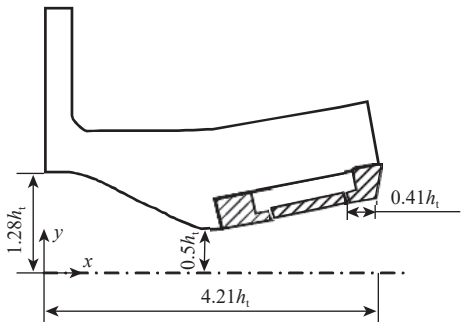


图 2　喷管构型

Fig. 2　Structure of nozzle

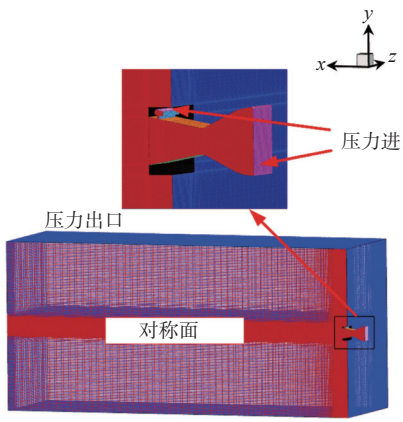


图 3　二次流喷射喷管计算网格

Fig. 3　Calculation grid of nozzle for secondary flow jet

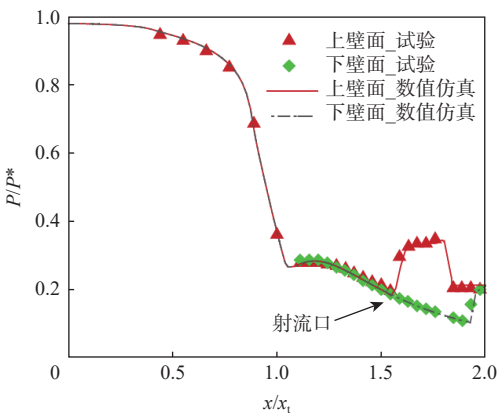


图 4　数值仿真与试验的壁面压力分布结果对比

Fig. 4　Comparison of wall pressure distribution results between numerical simulation and test results

验测得的压力分布吻合良好, 即使在流动十分复杂的二次流附近的压力分布也吻合良好, 最大平均相对误差约为 1.25%。说明上述数值仿真方法能够很好地求解带二次流条件下的喷管复杂流场。

1.3　网格无关性验证

本文研究所用喷管构型如图 5 所示, h_t'为涡轮通道的喷管喉部高度, 利用该参数对喷管尺寸进行无量纲化, L 为喷管上壁板缩放段的长度。此外, 涡轮和冲压通道设计落压比分别为 9.4、7.7。组合喷管工作条件参数如表 1 所示, 其中, P_{tur}^*、P_{ram}^*、

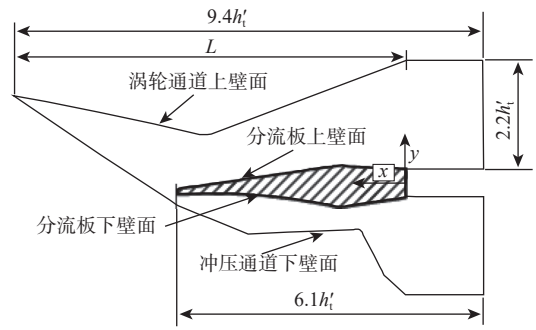


图 5　对称面处喷管构型

Fig. 5　Nozzle configuration at symmetric plane

表 1　组合喷管边界条件参数

Table 1　Parameter setting of boundary condition of combined nozzle

P_{tur}^*/kPa	P_{ram}^*/kPa	T_{tur}^*/K	T_{ram}^*/K	H/km
185.0	145.0	2 072	1 397	16.8

T_{tur}^*、T_{ram}^*分别为涡轮通道总压、冲压通道总压、涡轮通道总温、冲压通道总温。

为消除网格分辨率对计算结果的影响, 使用 ICEM CFD 对喷管模型进行三维网格划分, 划分成 3 个不同等级: 粗网格网格量 200 万, 中等网格网格量 424 万, 细网格网格量 850 万。其中, 计算网络和边界条件设置如图 6 所示。将近壁面处第一层网格高度设置为 0.1 mm, 确保壁面处的 y^+为 30～60。此外, 在流场压力变化剧烈的位置对网格做了局部加密处理。计算所得不同网格尺度下涡轮通道上膨胀面的压力分布如图 7 所示, 图中, 纵轴 P 为涡轮通道静压, x 为轴向距离。由图 7 可知, 3 个不同尺度下的喷管壁面压力非常接近, 通过局部放大图可以看出在 x=0.06 m 附近, 粗网格与另外两尺度网格压力分布相比偏差较大, 而中等尺度网格和细网格的压力分布基本一致, 可以认为网格量

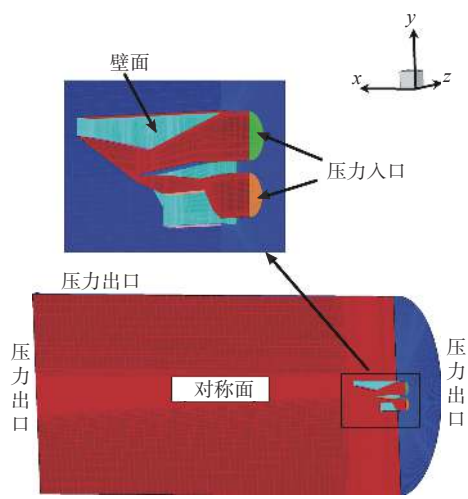


图 6　计算网格和边界条件设置

Fig. 6　Calculation grid and boundary condition setting

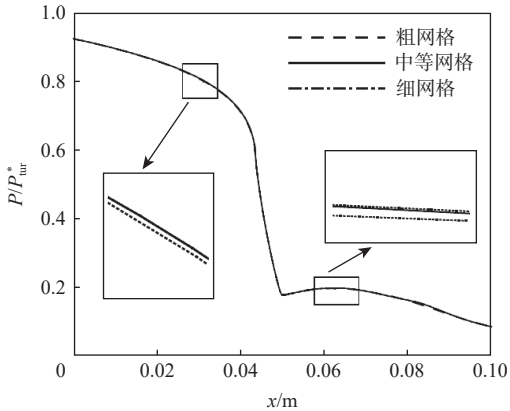


图7 不同网格尺度下涡轮通道上膨胀面的压力分布

Fig. 7 Pressure distribution on upper expansion plane of turbine channel at different grid scales

为424万的中等尺度网格符合网格无关性的要求。因此，本文后续所有计算将采用中等尺度网格进行。

2 结果与讨论

2.1 分流板与侧壁间缝隙长度对喷管性能的影响

为了获得分流板与侧壁间缝隙漏气长度对喷管性能的影响规律，本文将分流板缝隙漏气的相对长度 l/L_s（l、L_s 分别为漏气长度、分流板总长）分为4个不同等级，即 l/L_s=0、0.24、0.31、0.51，数据选取范围主要根据分流板转动轴的一端可以进行密封而悬臂一端由于结构本身问题而无法进行有效密封这一原因选定。分流板与侧壁间缝隙结构示意如图8所示，其中 w、h 分别为漏气宽度、分流板的一半宽度。喷管三维计算网格如图9所示。由于在漏气位置的缝隙内气流变化较为剧烈，因此在喷管内壁和漏气位置都做了局部加密处理。

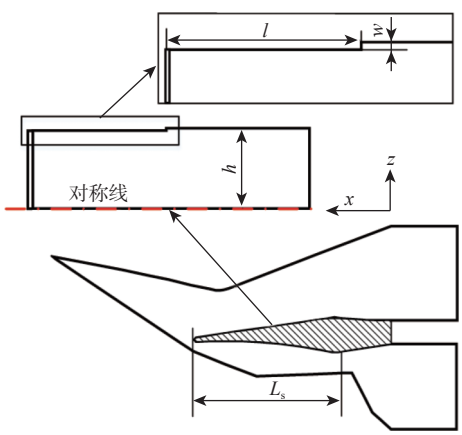


图8 分流板与侧壁间缝隙结构示意

Fig. 8 Schematic diagram of the gap structure between splitter plate and the sidewall

分流板缝隙漏气长度对喷管升力、推力系数的影响如图10所示，图中，L_{tur} 为涡轮通道升力。由图10可知，随着分流板与侧壁缝隙长度的增大，涡轮通道和冲压通道的升力增加，特别是涡轮通道的升力增加更为明显，最大缝隙长度状态下升力增加13.87%，而涡轮通道的推力系数随漏气长度的增加有所降低，最多的减小了2.5%。冲压通道的推力系数则没有明显变化。

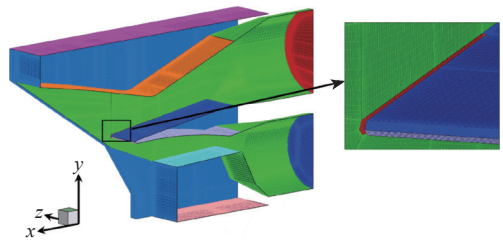
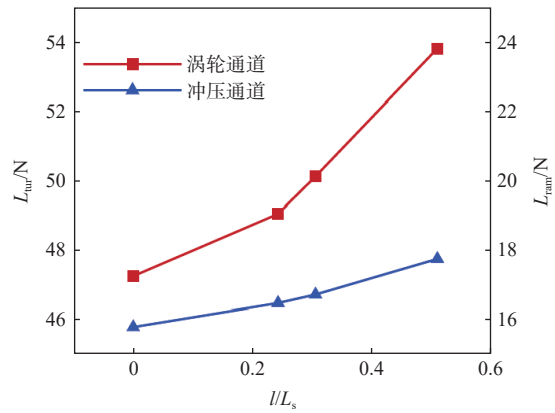
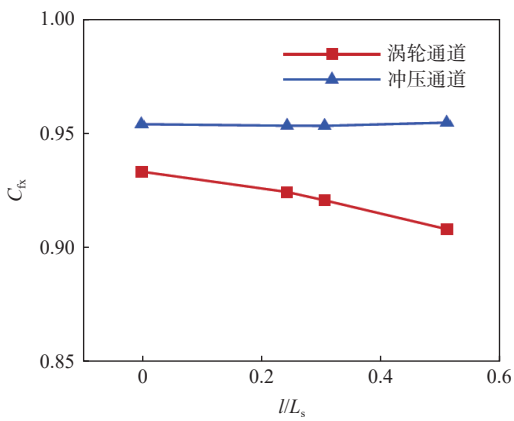


图9 喷管三维计算网格

Fig. 9 Three-dimensional calculation grid of nozzle



(a) 喷管升力



(b) 喷管推力系数

图10 分流板缝隙漏气长度对喷管升力、推力系数的影响

Fig. 10 Effect of gas leakage length of splitter plate on nozzle lift and thrust coefficient of nozzle

不同分流板与侧壁缝隙漏气长度下的漏气量以及各通道流量变化值如表2所示。由表2可知，随着分流板与侧壁缝隙长度的增加，缝隙处的漏气量也在增大，涡轮通道流量增加，冲压通道流量几乎不变。进一步分析分流板缝隙漏气对喷管各通道壁面压力积分，壁面压力积分如表3所示。由表3可知，不同漏气长度下涡轮通道的上膨胀面和分流

表 2　不同分流板缝隙长度下的漏气量

Table 2　Gas leakage under different gap lengths of splitter plate

漏气长度l/L_s	结构	流量/(kg·s^{-1})	漏气量(相对于涡轮流量)/%
0	涡轮	0.141 7	0
	冲压	0.065 2	
0.24	涡轮	0.142 0	1.54
	冲压	0.065 1	
0.31	涡轮	0.142 7	2.12
	冲压	0.065 1	
0.51	涡轮	0.145 6	3.99
	冲压	0.065 1	

注: 漏气量=泄漏量/涡轮流量×100%。

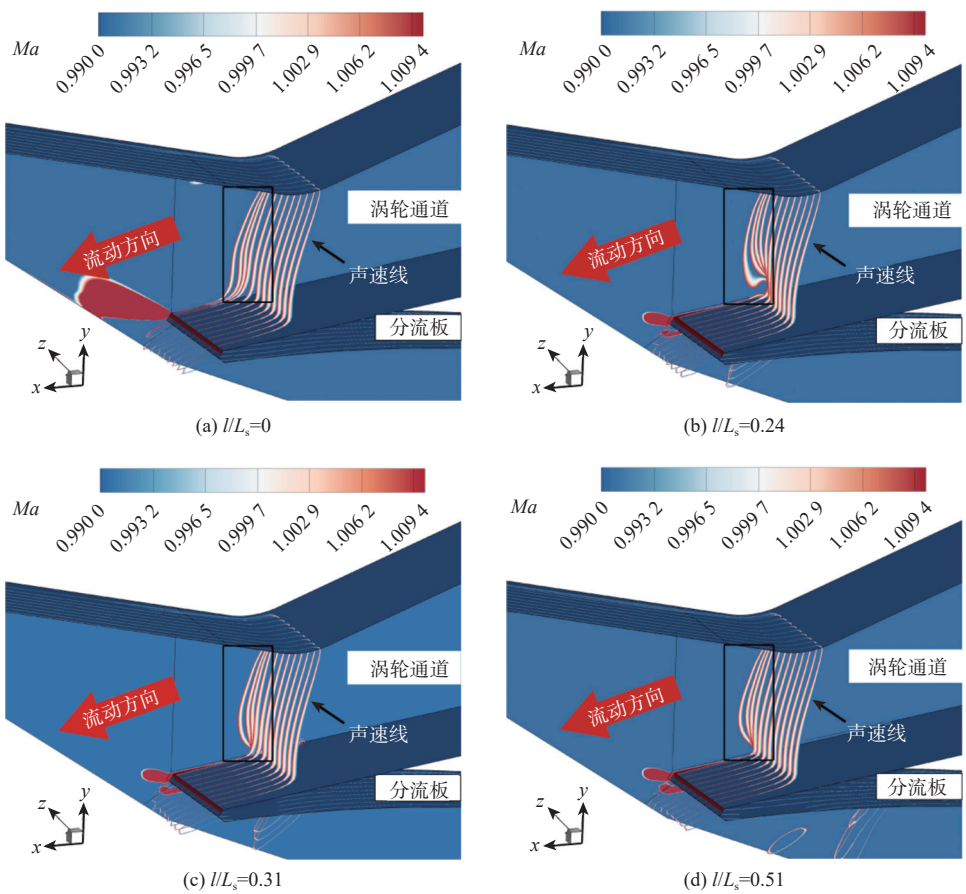
板上壁面处的压力积分变化较为明显, 冲压通道变化并不大。x 方向的压力积分对应的是喷管推力系数, 其中分流板上壁面的积分变化值最大为 2.02 N, 减小了 4.4%。而 y 方向的压力积分对应的是升力, 分流板上壁面上的积分变化值最大依然为 15.03 N, 减小了 2.1%。

提取两通道的入口流量后发现, 不同漏气长度下涡轮通道的入口流量会发生变化, 而冲压通道流量未改变。涡轮通道声速线如图 11 所示, 图中, Ma 为马赫数。由图 11(a)可知, 在分流板与侧壁的接触位置随着从上游过来的附面层的发展, 涡轮出口附近尤其是靠近两侧壁面位置存在附面层的堆积, 因此该处的声速更靠近下游。由图 11(b)可知, 漏气位置刚好在喷管气动喉道附近, 靠近涡轮下唇板的气动喉道向上游移动, 说明漏气位置附近的气流速度增大。由图 11(c)、图 11(d)可知, 随着漏气长度的增加, 靠近漏气位置处的气动喉道不断地向

表 3　喷管各通道壁面压力积分

Table 3　Pressure integral of each part of nozzle　　N

部位	l/L_s=0		l/L_s=0.24		l/L_s=0.31		l/L_s=0.51	
	x方向	y方向	x方向	y方向	x方向	y方向	x方向	y方向
冲压通道下壁面	−0.12	−64.82	−0.11	−64.89	−0.13	−64.99	−0.12	−65.02
分流板下壁面	−0.04	83.73	−0.05	84.53	−0.06	85.00	−0.10	86.22
分流板上壁面	−49.04	−390.48	−48.21	−384.70	−47.90	−382.41	−46.90	−375.45
涡轮通道上壁面	125.71	430.03	126.29	426.09	125.98	424.77	124.45	421.17



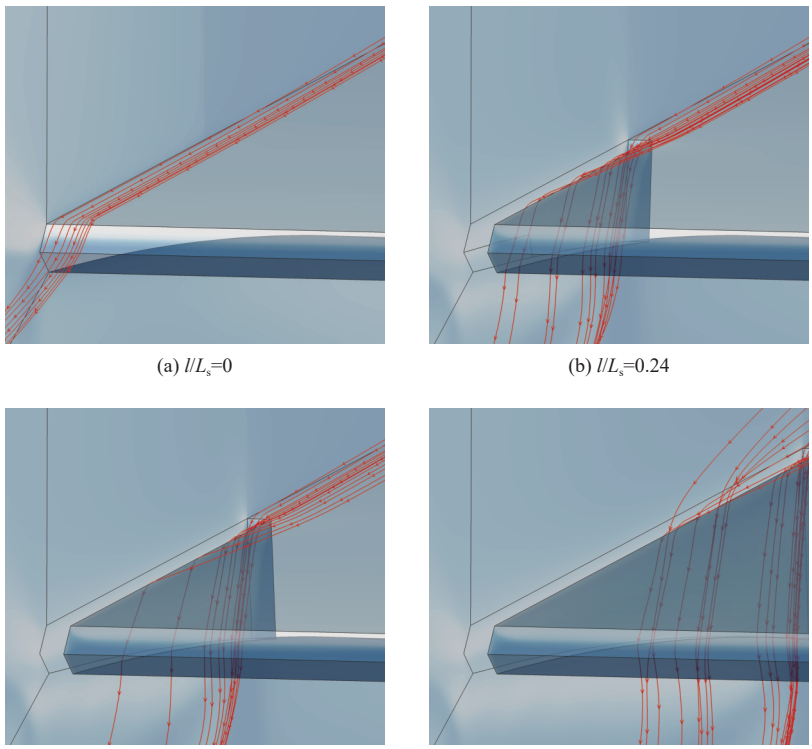
(a) l/L_s=0　(b) l/L_s=0.24

(c) l/L_s=0.31　(d) l/L_s=0.51

图 11　涡轮通道声速线

Fig. 11　Sonic line of turbine channel

上游移动，正是气动喉道形状发生变化，导致涡轮进口质量流量发生改变。分流板缝隙漏气处的流动情况如图 12 所示。由图 12(a)可知，在 l/L_s=0 中分流板与侧壁接触附近的流场比较均匀，而在有漏气的情况下，由于涡轮通道所给总压较高，在气流等 x 位置上的压力都会大于冲压通道，涡轮通道内的气流则会向下方膨胀到冲压通道。由于气流具有膨胀作用，所以缝隙处的压力小于相同 x 值处分流板上壁面上的压力，正是由于压差的存在，涡轮通道的下唇板气流会向缝隙处移动。如图 12(b)～图 12(d)中红色流线所示，缝隙使得涡轮通道的气动喉道发生变化。随着漏气长度的增加，受缝隙低压影响的气流范围会越来越大，喷管性能参数变化也就更加明显。



(a) l/L_s=0　(b) l/L_s=0.24

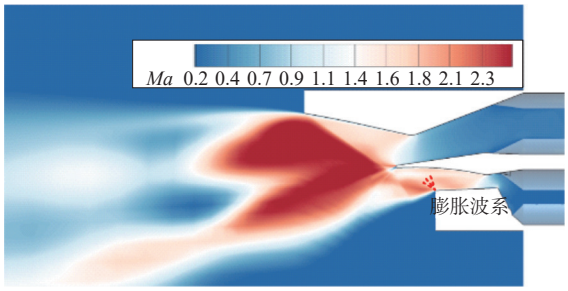
(c) l/L_s=0.31　(d) l/L_s=0.51

图 12　分流板漏气位置处的流动情况

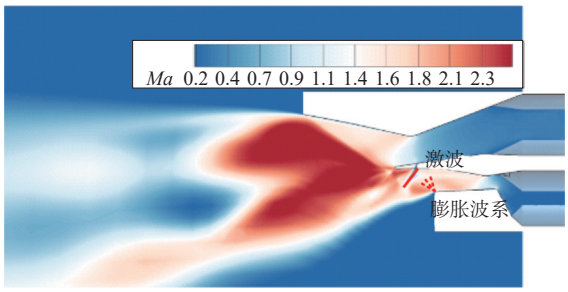
Fig. 12　Flow at gas leakage position

缝隙中心截面处的马赫数云图如图 13 所示，取 z 轴方向 29.5 mm 处(分流板对称面到侧壁的距离为 30 mm)，由图 13(a) 可知，该处的云图分布与组合喷管对称面上的马赫数分布十分相似，喷管出口处的速度突然增加是因为喷管出口处的侧向膨胀，图中速度变化形成了一条比较明显的分界线，该分界线就是喷管侧面的出口边界。气流流出冲压通道后继续膨胀，说明该通道也处于欠膨胀状态。在分流板下壁面的尾端形成了一道激波，促使冲压通道出口气流方向发生变化。在缝隙位置，由于泄漏进来的气体压力和速度都较高，所以这部分气体在漏进冲压通道后继续膨胀，如图 13(b)～图 13(d) 所示。而随着漏气长度不断增加，从涡轮通道泄漏出来的气体压力更高，在该处形成的激波强度也更高，对处于缝隙中心位置上的冲压通道气流的方向影响更大，冲压通道出口处的气流偏转角度也会越来越大。由于缝隙的存在，涡轮通道扩张段的流场结构发生了变化。随着缝隙长度的增大，缝隙深入至收缩段，收缩段的亚声速流场也受到影响，由于亚声速流场的扰动可以前传，所以其扰动依然能对涡轮通道的上膨胀面压力造成影响。

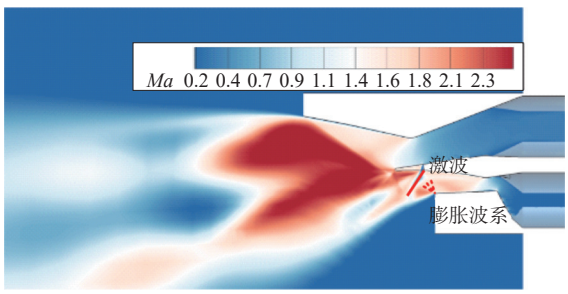
为了更清晰地比较漏气长度的影响，提取了缝隙中心位置处涡轮通道上膨胀面压力分布，如图 14 所示。由图 14 可知，l/L_s=0 在各点处的压力总是高于有缝隙的 3 组压力，说明在漏气时涡轮通道的上膨胀面的压力会降低，速度会增加，而且漏气长度越大，压力降低得越多。缝隙中心位置处分流板上壁面压力分布如图 15 所示。由图 15 可知，从初始段开始不同漏气长度对应的压力分布也有所变化，这是喷管的气动喉道的变化导致的，气动喉道不同，喷管进口气流的质量流量也不同。l/L_s=0.24、0.31 时，由于气动喉道变化并不太大，造成的质量流量变化也不大，所以表现为图 15 中压力曲线前半段与 l/L_s=0 重合；l/L_s=0.51 时，气动喉道变化比 l/L_s=0 时大，涡轮通道入口质量流量的变化接近 4%，在靠近漏气处很短的距离内，气压的变化



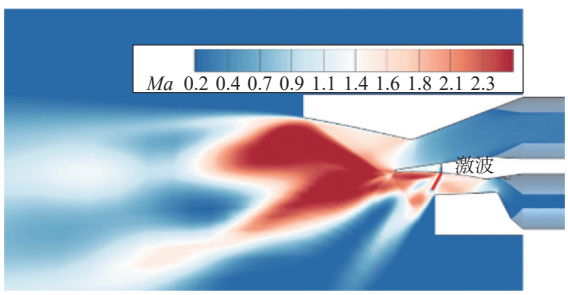
(a) l/L_s=0



(b) l/L_s=0.24



(c) l/L_s=0.31



(d) l/L_s=0.51

图 13　缝隙中心截面处的马赫数云图

Fig. 13　Mach number cloud map at center of gap

非常剧烈, 说明在分流板缝隙内的气流已经发生较大膨胀, 这些已经膨胀的气流在流出后还会继续膨胀, 这部分充分膨胀的气流速度较高, 达到将近 2 *Ma*, 对经过此处的冲压通道气流阻挡作用较强, 从而增加了分流板下壁面的升力。

综上, 在对组合喷管分流板与侧壁之间缝隙的漏气长度对喷管性能产生的影响进行流动机制分析后发现: 在喷管两通道均欠膨胀情况下, 随着漏气长度的增加, 喷管的推力系数降低, 而升力增加。推力系数的降低主要是喷管的气动喉道发生改变, 进口流量增加导致, 轴向的壁面压力积分的影响较小; 喷管升力的增加是因为漏气的存在改变了涡轮通道上下壁面的压力分布导致 *y* 轴方向上力的增加。对冲压通道来说相当于二次流注入, 当注入二次流的缝隙增大时, 推力系数几乎不会变化, 而升力增加明显。

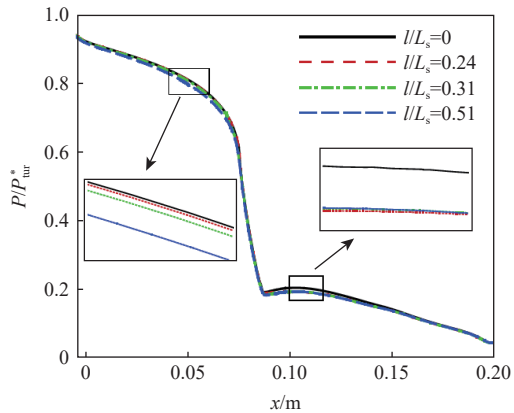


图 14　不同长度工况下缝隙中心位置处涡轮通道上膨胀面压力分布

Fig. 14　Pressure distribution on upper expansion plane of turbine channel at center of gap under different length condition

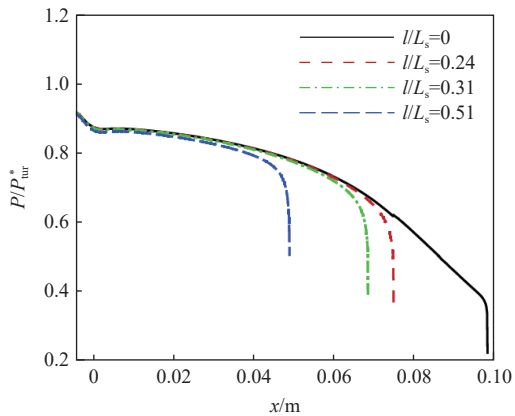
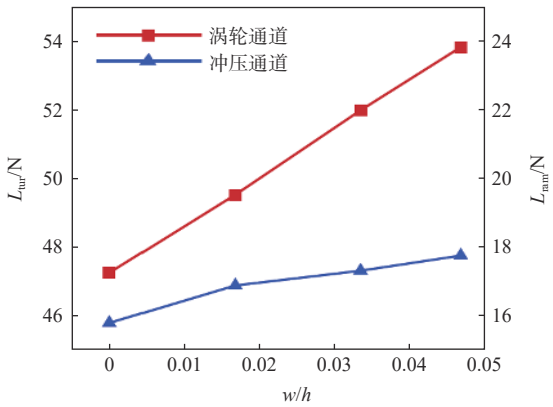


图 15　不同长度工况下缝隙中心位置处分流板上壁面压力分布

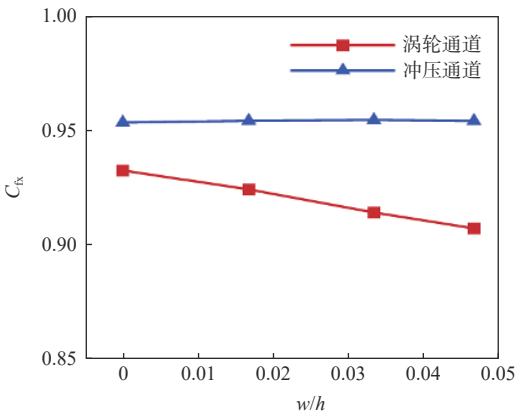
Fig. 15　Pressure distribution on upper wall of splitter plate at center of gap under different length condition

2.2　分流板与侧壁缝隙宽度对喷管性能的影响

为研究在两通道均为欠膨胀状态下, TBCC 喷管的分流板与侧壁缝隙宽度对喷管性能的影响, 本文分别选取了 w/h=0、0.017、0.033、0.047 共 4 个不同的缝隙宽度进行研究, 选取漏气绝对宽度 w=0.5～1.4 mm, 这也是转动部件通常留出的缝隙范围。分流板缝隙漏气宽度对喷管升力、推力系数的影响如图 16 所示。由图 16(a) 可知, 涡轮和冲压通道的升力随分流板缝隙宽度的增加而增加, 冲压通道升力增加的幅度较小而涡轮通道升力增加相对较快, 冲压通道升力最大增加了 13.87%, 涡轮通道升力最大增加了 12.38%。由图 16(b) 可知, 与漏气长度规律一样, 缝隙宽度越大, 涡轮通道推力系



(a) 喷管升力



(b) 喷管推力系数

图 16 分流板缝隙漏气宽度对喷管升力、推力系数的影响

Fig. 16 Effect of gas leakage width of splitter plate on nozzle lift and thrust coefficient of nozzle

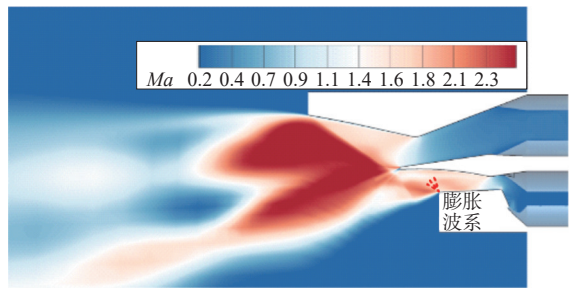
数越小，而冲压通道的推力系数几乎不变。

分流板缝隙宽度与长度对喷管推力和升力的影响在变化趋势上类似。不同分流板缝隙宽度下的漏气量如表 4 所示。由表 4 可知，漏气量随喷管缝隙宽度增加而增加。分析原因：喷管缝隙宽度的增加，同样会导致涡轮通道的气动喉道增大，此时涡轮通道的流量也随之增加。不同宽度的分流板缝隙中心位置处的马赫数云图如图 17 所示。由于该处切面距离喷管侧壁很近，所以在喷管出口处可

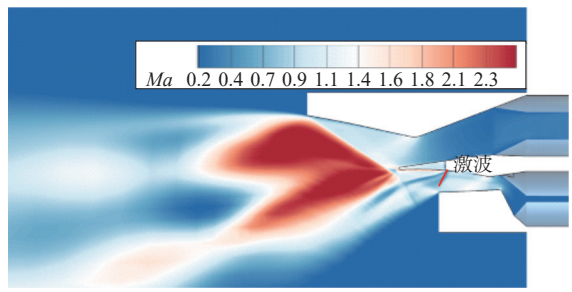
表 4 不同分流板缝隙宽度下的漏气量

Table 4 Gas leakage under different gap widths of splitter plate

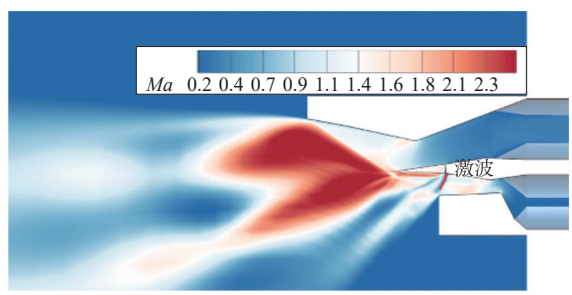
w/h	结构	流量/(kg·s^{-1})	漏气量（相对于涡轮流量）/%
0	涡轮	0.141 7	0
	冲压	0.065 2	
0.017	涡轮	0.143 3	1.29
	冲压	0.065 1	
0.033	涡轮	0.144 7	2.88
	冲压	0.065 1	
0.047	涡轮	0.145 6	3.99
	冲压	0.065 1	



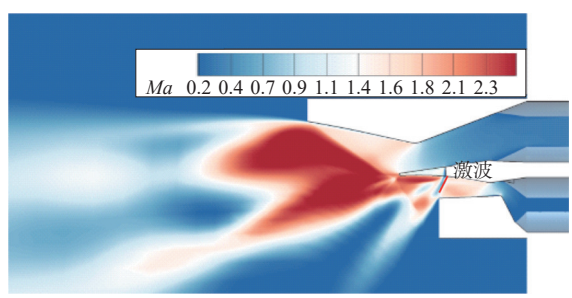
(a) w/h=0



(b) w/h=0.017



(c) w/h=0.033



(d) w/h=0.047

图 17 不同宽度的分流板缝隙中心位置处的马赫数云图

Fig. 17 Mach number nephogram at the center of the gap in the splitter plate with different widths

以明显看到一条速度分界线，这是气流的侧向膨胀造成的。随着缝隙宽度越来越大，进入缝隙的气流越来越多，从涡轮通道漏出的气流对冲压通道出口气流方向的影响也就越大。向下膨胀的气流与冲压通道气流相遇并在冲压通道内形成激波，影响缝隙范围内冲压通道的流场结构，促使缝隙附近分流板下壁面压力升高、流速降低，从而提高了冲压通道的升力，但同时也降低了推力系数。随着缝隙宽度的增加，进入冲压通道的气流就会越来越多，形成的激波就会越来越强，从而导致冲压通道升力增加，推力系数下降。

缝隙中心截面处涡轮通道上膨胀面的压力分布如图 18 所示。由图 18 可知, 随着缝隙宽度的增加, 泄漏出的气体流量增加, 涡轮通道扩张段的气流压力不断降低, 在缝隙相对宽度为 0.047 时压力降至最低。收缩段的后端压力下降主要是缝隙处的扰动上传至涡轮通道上膨胀面上所致。扩张段的前端压力发生变化是由于缝隙宽度效应的影响, 从图 17 中可以看出, 缝隙越宽, 缝隙中心截面处的气流速度越大, 说明气流膨胀就越多, 表现在图 18 中就是缝隙宽度越大, 扩张段的前端压力就越低。缝隙中心平面的分流板上壁面的压力分布如图 19 所示。由图 19 可知, 随着缝隙宽度的增加, 缝隙上游位置气流的膨胀程度越深, 在气流最终脱离壁面位置处的压力越低, 这说明上游的亚声速气流受到了下游缝隙位置处的扰动。分流板上壁面的压力积分变化不仅是因为气流侧滑流入缝隙而改变了壁面末端的流场(如图 12 所示), 还有一部分原因是上游的流场也发生了变化。

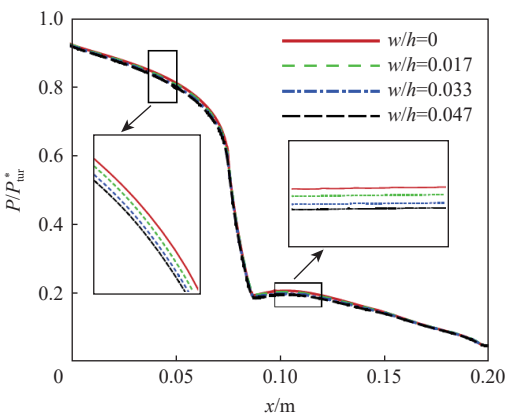


图 18　不同宽度工况下缝隙中心截面上涡轮通道上膨胀面的压力分布

Fig. 18　Pressure distribution on upper expansion plane of turbine channel at center of gap under different width condition

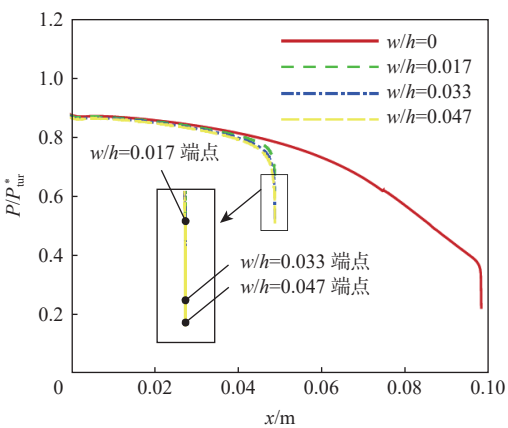


图 19　不同宽度工况下缝隙中心截面上分流板上壁面的压力分布

Fig. 19　Pressure distribution on upper wall of splitter plate at center of gap under different width condition

缝隙宽度 w/h=0.017 时在分流板上壁面提取压力的位置如图 20 所示, 以喷管侧壁为初始面, 中心截面处为相对宽度 1, 中心长度的一半位置记为 1/2, 以此类推切分提取。分流板上壁面不同位置的压力分布如图 21 所示。图 21 中, 在没有缝隙的情况下, 分流板上壁面各处的压力分布如相对宽度为 1 的曲线所示。由图 21 可知, 缝隙的存在改变了喷管内流场, 缝隙带来的压力扰动(分流板上壁面上压力分布的改变)在相对宽度为 1/4 处达到 0.5% 左右; 当缝隙宽度 w/h=0.033 时, 由缝隙带来的分流板上壁面上的压力扰动在相对宽度为 3/8 处达到 0.5% 左右; 当缝隙宽度 w/h=0.047 时, 由缝隙带来的分流板上壁面上的压力扰动在相对宽度为 1/2 处达到 0.5% 左右。说明随着缝隙宽度的增加, 压力扰动的面积逐渐增大。

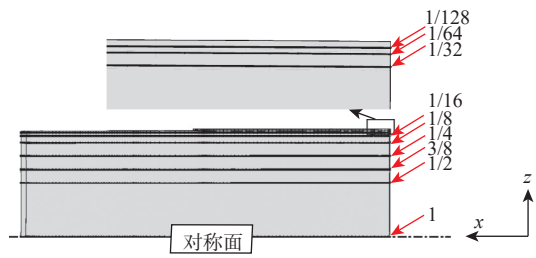


图 20　分流板上壁面压力提取位置

Fig. 20　Extraction position of upper wall pressure of splitter plate

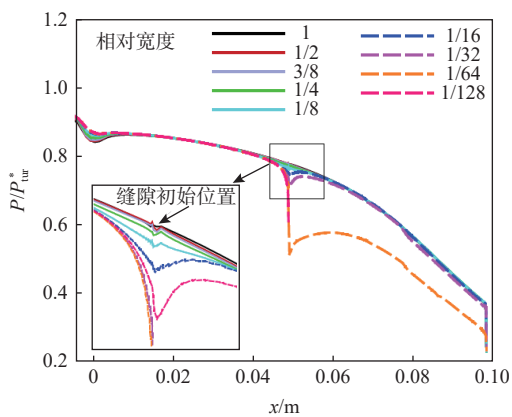


图 21　分流板上壁面不同位置的压力分布

Fig. 21　Pressure distribution at different positions of upper wall of splitter plate

综上, 分流板缝隙宽度增加会导致气动喉道变大, 最终导致进口流量、等熵推力增加, 推力系数降低。缝隙宽度的变化也改变了涡轮通道局部的流场结构, 因此壁面压力分布也会随之变化, 从而影响了喷管升力。在上文的 4 个不同缝隙宽度中涡轮通道升力最高增加了 13.87%, 冲压通道最高增加了 12.38%, 而推力系数最高降低了 2.5%。研究缝隙对周围流场的影响程度后发现, 以压力扰动为

0.5%左右为分界点，3种不同宽度缝隙依次为w/h=0.017、0.033、0.047达到该分界点的位置分别为1/4、3/8、1/2。

2.3 不同喷管状态下漏气对喷管性能的影响

由于并联TBCC发动机在不同飞行阶段涡轮通道和冲压通道尾喷管工作状态可能不同，因此，为了进一步了解分流板与侧壁的缝隙对喷管性能的影响，对处于不同状态下的涡轮通道和冲压通道尾喷管在有无分流板缝隙漏气时的性能影响规律做了详细对比研究。结合工程实际，选取缝隙宽度w/h=0.033、长度l/L_s=0.31的喷管构型。根据喷管欠膨胀状态和过膨胀状态分成以下4种工况：涡轮通道欠膨胀—冲压通道欠膨胀(工况1)、涡轮通道过膨胀—冲压通道过膨胀(工况2)、涡轮通道欠膨胀—冲压通道过膨胀(工况3)、涡轮通道过膨胀—冲压通道欠膨胀(工况4)。4种不同状态边界条件设置具体参数如表5所示。计算所得不同状态下有无漏气的喷管性能对比如表6所示，w/h=0状态表示无缝隙漏气。由表6可知，除了工况4之外，推力系数C_{fx}变化都超过了1%，其中变化最大的是工况3，在缝隙影响下C_{fx}减小了1.85%。升力L变化最大的为工况1，L的变化量为9.89%，L变化最小的为工况4，变化量为2.42%。

表5 4种不同状态边界条件设置

Table 5 Boundary conditions for four different states

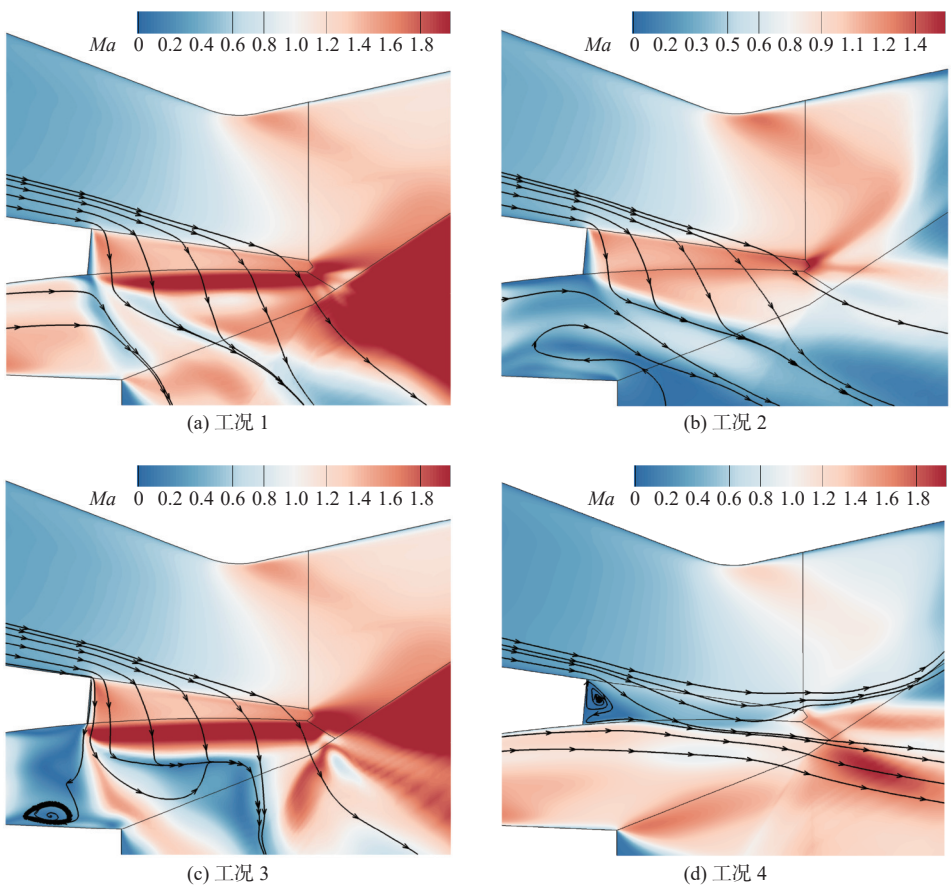
工况	P^*_{tur}/kPa	P^*_{ram}/kPa	T^*_{tur}/K	T^*_{ram}/K	P_b/kPa
1	185.0	145.0	2 072	1 397	9.054
2	31.7	25.0	1 000	800	9.054
3	185.0	25.0	2 072	800	9.054
4	31.7	145.0	1 000	1 397	9.054

表6 不同状态下有无漏气的喷管性能

Table 6 Nozzle performance with or without gas leakage under different states

工况	缝隙宽度	C_{fx}	L/N	漏气量/%
1	w/h=0	0.938 5	63.07	0
	w/h=0.033	0.925 3	69.31	2.88
2	w/h=0	0.909 9	−3.34	0
	w/h=0.033	0.898 4	−3.13	2.59
3	w/h=0	0.930 9	49.15	0
	w/h=0.033	0.912 4	51.98	2.88
4	w/h=0	0.942 0	11.61	0
	w/h=0.033	0.941 0	11.89	0.26

为了分析不同状态组合喷管在缝隙影响下的流场状态，选定4种工况喷管中心截面处的马赫数云图，如图22所示。由图22(b)可知，从涡轮通道漏出的气流流向与图22(a)中大致相同，都是从涡



(a) 工况1 (b) 工况2

(c) 工况3 (d) 工况4

图22 缝隙中心面上的二维流线图

Fig. 22 Two-dimensional streamlines on center surface of gap

轮通道流至冲压通道。图 22(b)中由于涡轮处于过膨胀状态, 所以进入缝隙后气流膨胀有限, 对冲压通道的气流阻挡作用减弱。冲压通道气流偏转幅度小于图 22(a), 而且在冲压通道下唇板的位置气流流动属于自由激波分离, 引射作用的存在, 导致喷管外的一部分气流回流至冲压通道内。由图 22(c)可知, 由于冲压通道处于过膨胀状态, 在接近冲压通道出口的位置的压力比喷管背压低, 所以缝隙处的气流进入后膨胀比图 22(a)中的更加剧烈。从缝隙的前端漏进冲压通道的高压气体由于冲压通道内压力较低, 在通道出口处向下继续膨胀, 到达冲压通道下唇板处时改变方向, 向下游继续膨胀, 在向下游流动过程中, 与冲压通道主流气流掺混。由图 22(d)可知, 由于从涡轮通道流入缝隙的气流缝隙内的静压与冲压通道内的静压大小接近, 因此冲压通道内的气流没有再向缝隙内膨胀。由于缝隙连接涡轮通道收缩和扩张段, 因此其内部轴向上压力变化比较明显, 而缝隙中气流速度在 0.5 *Ma* 左右, 在冲压通道中缝隙下方的气流速度为超声速, 2 个部位的速度相差较大, 缝隙中的气流扰动有限, 表现为一部分气流从涡轮通道进入缝隙后又改变方向从缝隙上方出来再次进入涡轮通道, 从涡轮通道净流入量为 0.26%, 漏气量较小。涡轮通道气流在缝隙处膨胀受阻, 流出至分流板一端后才开始膨胀进入超声速, 这部分亚声速气流对冲压通道内气流的影响主要发生在缝隙中部的下方, 该处产生了一道较弱的斜激波导致气流转向。正是由于漏气量较少, 该组的流场结构与同一状态下没有缝隙的流场结构较为接近, 所以喷管的性能差异也很小。

综上, 本节研究了 4 种不同状态下分流板与侧壁有无缝隙对喷管性能的影响。结果表明, 4 种状态中只有涡轮通道过膨胀—冲压通道欠膨胀这一状态的喷管性能变化较小, 该状态下的漏气量也最小, 为 0.26%。分析原因: 在该状态下缝隙连通的 2 个通道处, 由于气流膨胀至此时压力接近, 压差力较小, 所以气流的偏转角度也很小。另外 3 种状态下无论是过膨胀还是欠膨胀状态, 漏气量都在 2.8% 左右, 总推力系数下降超过 1%。

3　结　论

本文通过研究 TBCC 发动机上分流板与侧壁之间的缝隙的长度和宽度以及不同状态时缝隙的存在对喷管性能的影响, 主要得到如下结论:

1) 在喷管两通道均为欠膨胀状态下, 当喷管的分流板与侧壁之间漏气时, 涡轮通道的推力系数随缝隙长度的增加而减小, 升力随缝隙长度的增加而增加。在缝隙长度 l/L_s=0.51 时, 推力系数减小 2.5%, 升力增加 13.87%。对于冲压通道, 随着缝隙长度的增加, 推力系数几乎无变化, 而升力随缝隙长度的增加而增加, 最大增加了 12.38%。

2) 在喷管工作状态不变的情况下, 缝隙宽度对喷管性能的影响与长度变化类似, 随着缝隙宽度的增加, 漏气量增加, 喷管下唇板上压力扰动范围也会增大, 缝隙相对宽度 w/h=0.047 时, 在整个下唇板 1/2 的面积上的压力扰动已经达到 0.5%。

3) 通过对 4 种不同状态下喷管的分流板有无缝隙的对比研究, 发现在缝隙存在时喷管的推力系数都会下降, 当缝隙的相对宽度达到 0.033 且两通道的状态相差较大时, 2.8% 的漏气量能带来超过 1% 的推力系数的损失, 同时升力会有不同程度的增加。

参考文献（References）

[1] 王占学, 刘增文, 王鸣, 等. 涡轮基组合循环发动机技术发展趋势和应用前景[J]. 航空发动机, 2013, 39(3): 12-17.
WANG Z X, LIU Z W, WANG M, et al. Future development and application prospect of turbine based combined cycle engine[J]. Aeroengine, 2013, 39(3): 12-17(in Chinese).

[2] 左林玄, 张辰琳, 王霄, 等. 高超声速飞机动力需求探讨[J]. 航空学报, 2021, 42(8): 525798.
ZUO L X, ZHANG C L, WANG X, et al. Requirement of hypersonic aircraft power[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(8): 525798(in Chinese).

[3] KOBAYASHI H, TANATSUGU N. Optimization method on TSTO spaceplane system powered by airbreather[C]// Proceedings of the 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2001: AIAA2001-3965.

[4] OUZTS P. Mode transition design considerations for an airbreathing combined-cycle hypersonic vehicle[C]// Proceedings of the 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston: AIAA, 2008: AIAA2008-2621.

[5] BULMAN M, SIEBENHAAR A. Combined cycle propulsion: aerojet innovations for practical hypersonic vehicles[C]// Proceedings of the 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston: AIAA, 2011: AIAA2011-2397.

[6] 黄伟, 夏智勋. 美国高超声速飞行器技术研究进展及其启示[J]. 国防科技, 2011, 32(3): 17-20,25.
HUANG W, XIA Z X. Research progress and apocalypses on the American hypersonic vehicle technology[J]. National Defense Science & Technology, 2011, 32(3): 17-20, 25(in Chinese).

[7] 刘晓波, 罗月培, 曾慧, 等. 国外 TBCC 关键技术及试验设备研究综述[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2016, 29(4): 51-56.
LIU X B, LUO Y P, ZENG H, et al. An overview of key technology and test facility for turbine-based combined cycle propulsion study overseas[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2016, 29(4): 51-56(in Chinese).

[8] 徐惊雷. 超燃冲压及 TBCC 组合循环发动机尾喷管设计方法研

究进展[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2236-2251.
XU J L. Research progress of nozzle design method for scramjet and turbine based combined cycle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10): 2236-2251(in Chinese).

[9] EDWARDS C, SMALL W, WEIDNER J, et al. Studies of scramjet/airframe integration techniques for hypersonic aircraft[C]// Proceedings of the 13th Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 1975.

[10] DEERE K, ASBURY S. An experimental and computational investigation of a translating throat single expansion-ramp nozzle[C]// Proceedings of the 32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 1996: AIAA1996-2540.

[11] 庞丽娜, 徐惊雷, 葛建辉. 超燃冲压发动机喷管下唇板可调方案[J]. 航空动力学报, 2015, 30(7): 1685-1690.
PANG L N, XU J L, GE J H. Scramjet nozzle with adjustable cowl scheme[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(7): 1685-1690(in Chinese).

[12] 葛建辉, 徐惊雷, 庞丽娜, 等. Scramjet 尾喷管几何调节方案的计算与实验研究[J]. 推进技术, 2013, 34(9): 1158-1164.
GE J H, XU J L, PANG L N, et al. CFD and experimental investigation for an adjustable scramjet nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(9): 1158-1164(in Chinese).

[13] 杨承宇, 张靖周, 单勇. 单边膨胀喷管红外辐射特性的数值模拟[J]. 航空学报, 2010, 31(10): 1919-1926.
YANG C Y, ZHANG J Z, SHAN Y. Numerical simulation on infrared radiation characteristics of single expansion ramp nozzles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(10): 1919-1926(in Chinese).

[14] 张堃元, 张荣学, 徐辉. 非对称大膨胀比喷管研究[J]. 推进技术, 2001, 22(5): 380-382.
ZHANG K Y, ZHANG R X, XU H. Investigation of single expansion ramp nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(5): 380-382(in Chinese).

[15] 刘爱华, 王占学. 二次流喷射对喷管流场性能的影响[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 144-147.
LIU A H, WANG Z X. Effect of secondary flow injection on flow field and performance of nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(2): 144-147(in Chinese).

[16] LV Z, XU J L, MO J W. Numerical investigation of improving the performance of a single expansion ramp nozzle at off-design conditions by secondary injection[J]. Acta Astronautica, 2017, 133: 233-243.

[17] 王庆伟, 张相毅, 徐学邈, 等. 射流角度对双缝射流喷管流场影响的研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006, 19(4): 27-29, 42.
WANG Q W, ZHANG X Y, XU X M, et al. Investigation on the influence of multiple injection ports in a nozzle for fluidic thrust vectoring[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2006, 19(4): 27-29, 42(in Chinese).

[18] 张相毅, 王如根, 周敏, 等. 单缝和双缝射流注入对二元喷管推力矢量的影响[J]. 推进技术, 2007, 28(6): 629-632.
ZHANG X Y, WANG R G, ZHOU M, et al. Effects of single and dual injection ports on thrust vector for 2D nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(6): 629-632(in Chinese).

[19] WAITHE K, DEERE K. An experimental and computational investigation of multiple injection ports in a convergent-divergent nozzle for fluidic thrust vectoring[C]// Proceedings of the 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2003: AIAA2003-3802.

Influence of gap between splitter plate and side wall on performance of TBCC exhaust system

ZHANG Shijie[1]，GE Jianhui[1]，MA Zhao[2]，XU Jinglei[1,*]

(1. College of Energy and Power Engineering，Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，Nanjing 210016，China；
2. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment，Mianyang 621000，China)

Abstract：In order to study the influence of the gap between splitter plate and side wall of a turbine-based combined cycle (TBCC) exhaust system on its performance, the numerical simulation method was used to analyze the influence of different gap lengths and widths on the performance parameters of the nozzle. Then, the influence of whether there was a gap between the turbine channel and the stamping channel under different working conditions on the nozzle performance was studied. The results show that when two channels of the nozzle are under-expanded, there is a gap between splitter plate and side wall. For the turbine channel with gas leakage, the thrust coefficient of the turbine channel decreases, and the lift increases with the increase in the gap length, while the thrust coefficient of the stamping channel has almost no change, but the lift increases. In addition, the influence of gap width change on nozzle performance is consistent with that of length. The research on different nozzle working conditions finds that the existence of gaps always reduces the thrust coefficient. When the relative width and length of the gap are 0.033 and 0.31, 2.8% of the gas leakage can cause more than 1% loss of the thrust coefficient.

Keywords：turbine based combined cycle; splitter plate; gap; gas leakage; thrust coefficient

Received：2022-10-10；**Accepted**：2023-01-17；**Published Online**：2023-02-15 14：38

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230215.0940.001

Foundation items：National Science and Technology Major Project of the Ministry of Science and Technology of China (2019-II-0007-0027); China Postdoctoral Science Foundation (2022M721598)

* **Corresponding author**. E-mail：xujl@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0845

基于传递矩阵法的柔性微定位平台动态特性研究

徐伟胜[1]，许添旗[1]，马慧欣[1]，曹毅[1,2,*]

(1. 江南大学 机械工程学院，无锡 214122；2. 江苏省食品先进制造装备技术重点实验室，无锡 214122)

摘 要：随着精密微定位技术的发展，对柔性微定位平台的动态特性研究越发重要。传递矩阵法(TMM)作为分析多体系统动力学的一种有效方法，具有建模方便、计算精度高等优势。为此，基于传递矩阵法建立微定位平台的动力学模型，以分析其动态特性。介绍传递矩阵法的基本思想并建立柔性机构的传递方程，推导了其在任意激励下的瞬时动力响应；基于柔性铰链和柔性梁设计了一种*XY*柔性微定位平台并推导出其支链及平台整体的传递矩阵；基于振动理论推导了平台主要特征单元的传递矩阵；最后，为验证理论模型的有效性，分别基于传递矩阵法、有限元法(FEM)及等效质量法(EMM)开展了对该平台固有频率和瞬时动力响应的研究。结果表明：基于传递矩阵法程式化地构建传递矩阵即可分析平台动力学特性，无须建立烦琐的动力学方程；相较于等效质量法，传递矩阵法可计算平台的高阶固有频率；平台固有频率理论值同仿真值最大相对误差仅为2.4%，动力响应理论值与仿真值基本吻合，证明了基于传递矩阵法所建模型的有效性。

关 键 词：传递矩阵法；柔性机构；微定位平台；固有频率；瞬时动力响应

中图分类号：V414; TH122

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3566-12

柔性机构是一种凭借材料的弹性变形实现运动、力和能量传递的新型机构[1-2]。相较于传统刚性机构，其具有无间隙、无摩擦磨损、定位精度高等特性，故被广泛应用于航空航天及精密工程等领域[3-5]。柔性微定位平台作为典型的柔性机构，也是精密微定位的主要载体[6-8]。但是柔性单元的引入降低了平台的刚度和固有频率，使其较难应用于高带宽扫描平台、高频激振器等高速动态场合[9-10]。因此，为使柔性微定位平台更好地应用于此类场合，有必要建立其动力学模型并分析其动态特性。

目前，国内外学者主要基于伪刚体法[11]、柔度矩阵法[12]及线弹性梁变形理论[13]等方法研究柔性机构的静态特性。如Howell等[14]提出一种分析非线性大变形系统的方法——伪刚体法，建立了柔性机构与刚性机构的联系；Wu等[15]基于螺旋理论和能量法推导出柔性铰链的刚度矩阵，分析了常见柔性机构的静态特性；曹毅等[16]通过反向串联法设计了一种运动解耦的3-PPPR柔性微定位平台，基于线弹性梁理论实现了平台伴生转动的理论建模，进一步提升了平台的定位精度。相较于柔性机构静态特性的研究，针对其动态特性的研究较少。国内外学者们往往基于拉格朗日方程[17]及有限元法[18]研究柔性机构的固有频率等特性。Li等[17]基于柔性铰链设计了一种新型*XY*柔性并联微定位平台，并基于拉格朗日方程计算平台的固有频率。王雯静等[19]基于有限元法建立柔性机构的动力学模型，并分析了平面柔顺四杆机构的模态与动态应力应变。Zhang等[20]基于绝对节点坐标计算法提出一种包含单一边界节点的梁单元模型并据此分析了柔性四连杆机构的运动情况。

收稿日期：2022-10-10；**录用日期**：2022-12-02；**网络出版时间**：2022-12-15 14:12

网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221212.1751.004

基金项目：国家自然科学基金(51375209)；江苏省“六大人才高峰”计划(ZBZZ-012)；高等学校学科创新引智计划(B18027)；江苏省优秀科技创新团队基金(2019SK07)

* **通信作者**. E-mail：caoyi@jiangnan.edu.cn

引用格式：徐伟胜，许添旗，马慧欣，等. 基于传递矩阵法的柔性微定位平台动态特性研究[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(11)：3566-3577. XU W S，XU T Q，MA H X，et al. Dynamic characteristics of flexible micro-positioning platforms based on transfer matrix method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(11)：3566-3577 (in Chinese).

综合以上研究可知：① 大部分研究均围绕柔性机构的设计与静态特性展开，针对柔性微定位平台的动态特性研究则相对欠缺；② 基于有限元等方法分析简单柔性机构虽较为简便，但在分析动态特性时理论建模困难且推导计算复杂。传递矩阵法作为分析复杂多体结构的一种系统性方法[21-22]，具有矩阵阶数低、计算复杂度小、使用简便等优势，故被用于柔性放大机构的刚度计算[23]以及空间旋转梁的振动计算[24]等。柔性微定位平台作为一类刚柔耦合的多体系统，可基于传递矩阵法方便地建立平台各单元尺寸参数与固有频率和瞬时动态响应的关系，为平台的振动特性及响应特性优化提供参考。

本文介绍了传递矩阵法的基本思想并建立了一般柔性机构的传递矩阵；提出一种基于柔性铰链和柔性梁的柔性微定位平台结构并推导出其整体传递矩阵；推导出平台主要单元的传递矩阵；将理论计算结果同有限元法及等效质量法[25]进行对比以验证理论模型的有效性。

1　基于传递矩阵法的动态特性

柔性微定位平台作为一类刚柔耦合的多体系统，动力学方程的建立过程繁杂、求解困难且容易出现病态方程，会导致计算精度的降低[21]。传递矩阵法作为分析多体系统动态特性的有效方法，无须建立平台总体动力学方程，降低了建模的复杂度，因此，可以基于传递矩阵法来分析平台的动态特性。

1.1　传递矩阵法的基本原理

基于传递矩阵法[21]，对柔性微定位平台动态特性的研究可分为以下步骤：

步骤 1　将平台分解为易于以矩阵形式表示的简单力学特征单元。

步骤 2　根据一定规则，将各特征单元的传递矩阵拼装得到平台整体的传递矩阵。

步骤 3　根据边界条件确定平台的特征方程，求解其固有频率及其动态特性[26]。

考虑到结构布局对柔性微定位平台动态性能的影响，故采用结构紧凑且动态性能优越的并联式结构。并联式柔性微定位平台示意如图 1 所示，其包含一个动平台 P 及支链 $m(m\geqslant 3$条$)$，支链由 n 个柔性单元及刚性单元串联而成。

单元编号及状态矢量如图 2 所示，为表示其运动状态，任取第 $k(k\leqslant N)$ 条支链，定义该支链单元 i 与单元 r、j 连接点处的状态矢量分别为 $\boldsymbol{Z}_{r,i,k}$、$\boldsymbol{Z}_{j,i,k}$，其中 $\boldsymbol{Z}=[X\quad Y\quad \Theta_z\quad M_z\quad F_x\quad F_y]^{\mathrm{T}}$，$X$、$Y$、$\Theta_z$分别

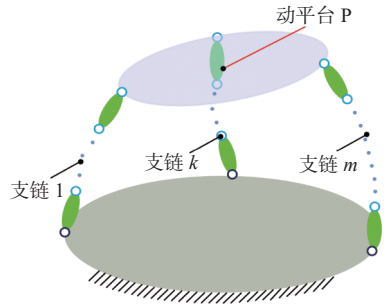


图 1　并联式微定位平台示意

Fig. 1　Schematic diagram of Parallel micro-positioning platform

为联接点沿 x 向线位移、y 向线位移、绕 z 方向的角位移，M_z、F_x、F_y 分别为联接点在 z 方向受到的内力矩、x 向内力、y 向内力。因单元传递矩阵为该单元两点间状态矢量的关系表达式，故支链 k 每一单元两端 (分别称为输入端和输出端) 的状态矢量可用单元传递矩阵表示为

$$\begin{cases}\boldsymbol{Z}_{2,1,k}=\boldsymbol{U}_{1,k}\boldsymbol{Z}_{0,1,k}\\ \boldsymbol{Z}_{3,2,k}=\boldsymbol{U}_{2,k}\boldsymbol{Z}_{1,2,k}\\ \vdots\\ \boldsymbol{Z}_{n+1,n,k}=\boldsymbol{U}_{n,k}\boldsymbol{Z}_{n-1,n,k}\end{cases}\tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{U}_{i,k}$ 为支链 k 第 i 个单元的单元传递矩阵；下标数字 0, ⋯, n+1 分别为支链 k 的边界点。

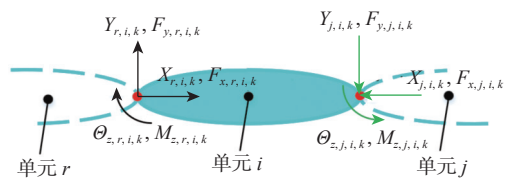


图 2　单元编号及状态矢量

Fig. 2　Element number and state vector

由于单元与单元之间的连接点既是前一单元的输出点，又是后一单元的输入点，如图 2 所示，因此有

$$\boldsymbol{Z}_{j,i,k}=\boldsymbol{Z}_{i,j,k}\tag{2}$$

联立式 (1) 和式 (2)，即可确定支链 k 两端状态矢量间的关系为

$$\boldsymbol{Z}_{n+1,n,k}=\boldsymbol{U}_k\boldsymbol{Z}_{0,1,k}\tag{3}$$

式中：

$$\boldsymbol{U}_k=\boldsymbol{U}_{n,k}\boldsymbol{U}_{n-1,k}\cdots\boldsymbol{U}_{1,k}\qquad k=1,2,\cdots,N\tag{4}$$

其中：$\boldsymbol{U}_k$ 为支链 k 的传递矩阵；N 为输入端总数。

微定位平台的动平台 P 可视为具有 N 个输入端和 1 个输出端的刚性单元，故定义动平台的输入状态矢量 $\boldsymbol{Z}_{\mathrm{P,in}}$ 和输出状态矢量 $\boldsymbol{Z}_{\mathrm{P,out}}$ 分别为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{Z}_{\mathrm{P,in}}=[&X_1\quad Y_1\quad \Theta_{z_1}\quad M_{z_1}\quad F_{x_1}\quad F_{y_1}\quad M_{z_2}\\ &F_{x_2}\quad F_{y_2}\quad\cdots\quad M_{z_N}\quad F_{x_N}\quad F_{y_N}]^{\mathrm{T}}\end{aligned}\tag{5}$$

$$\boldsymbol{Z}_{\mathrm{P,out}}=[X \quad Y \quad \Theta_z \quad M_z \quad F_x \quad F_y]^{\mathrm{T}} \tag{6}$$

与支链类似，同理可定义动平台的传递矩阵 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{P}}$，使得式(7)成立：

$$\boldsymbol{Z}_{\mathrm{P,out}}=\boldsymbol{U}_{\mathrm{P}}\boldsymbol{Z}_{\mathrm{P,in}} \tag{7}$$

联立式(3)～式(7)，并联式柔性微定位平台的总传递方程可表示为

$$\boldsymbol{U}_{\mathrm{w}}\boldsymbol{Z}_{\mathrm{w}}=\boldsymbol{0} \tag{8}$$

式中：$\boldsymbol{U}_{\mathrm{w}}$ 为平台的整体传递矩阵，$\boldsymbol{U}_{\mathrm{w}}=\boldsymbol{U}_{\mathrm{w}}(\omega)$ 为平台固有频率 ω 的表达式；$\boldsymbol{Z}_{\mathrm{w}}$ 为由平台边界及输出端的状态矢量所组成的列向量。

1.2 固有频率分析

作为结构的固有振动特性，固有频率是研究平台动力响应等动态特性的基础。基于式(8)计算平台的固有频率需首先确定柔性微定位平台的边界条件。$\boldsymbol{Z}_{\mathrm{w}}$ 由平台的边界点和输出端状态矢量组成，其中部分元素是已知的。以动平台输出端的状态矢量为例，其表示内力矩和内力的元素 M_z、F_x、F_y 均为0，而表示位移的3个元素 X、Y、Θ_z 为未知量。基于上述边界条件，不难发现 $\boldsymbol{Z}_{\mathrm{w}}$ 中实际包含诸多零元素。基于传递矩阵法的固有频率计算的基本步骤如下：

步骤1 删去 $\boldsymbol{Z}_{\mathrm{w}}$ 中的零元素，其他元素可组成新的列向量 $\overline{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{w}}$。

步骤2 删除传递矩阵 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{w}}$ 中与 $\boldsymbol{Z}_{\mathrm{w}}$ 中零元素对应的列，并定义剩下的矩阵为 $\overline{\boldsymbol{U}}_{\mathrm{w}}$ 且满足：

$$\overline{\boldsymbol{U}}_{\mathrm{w}}\,\overline{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{w}}=\boldsymbol{0} \tag{9}$$

式中：$\overline{\boldsymbol{U}}_{\mathrm{w}}=\overline{\boldsymbol{U}}_{\mathrm{w}}(\omega)$ 为平台固有频率方阵；$\overline{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{w}}$ 为完全由未知量所组成的列向量。

步骤3 如果式(9)具有非零解 $\overline{\boldsymbol{Z}}_{\mathrm{w}}\neq\boldsymbol{0}$，则 $\overline{\boldsymbol{U}}_{\mathrm{w}}$ 的行列式值为0，即

$$\Delta=\det(\overline{\boldsymbol{U}}_{\mathrm{w}})=0 \tag{10}$$

式(10)为平台的特征方程，满足该方程的解即为平台的固有频率 ω。

步骤4 将 ω 代入式(1)，可依次求得相应连接点处的状态矢量。

1.3 瞬时动力响应分析

柔性微定位平台在随时间变化的载荷作用下的响应为瞬时动力响应。为得到任意载荷作用下平台的输出位移，需对其进行瞬时动力响应分析。基于传递矩阵法求解柔性微定位平台的固有频率和状态矢量后，即可求解任意激励下平台的瞬时动力响应。故相较于建立并求解平台总体动力学方程的烦琐过程，传递矩阵法不仅构造简单、程式化，而且保证了计算的精度。基于传递矩阵法的瞬时动力响应计算的基本步骤如下：

步骤1 定义柔性微定位平台的特征矢量 $\boldsymbol{V}^p$ 为平台位移列阵对应的模态坐标列阵

$$\boldsymbol{V}^p=\left[\boldsymbol{V}_1^{p\mathrm{T}} \quad \boldsymbol{V}_2^{p\mathrm{T}} \quad \cdots \quad \boldsymbol{V}_i^{p} \quad \cdots \quad \boldsymbol{V}_L^{p\mathrm{T}}\right]^{\mathrm{T}} \tag{11}$$

式中：$\boldsymbol{V}_i^p$ 为单元 i 在第 p 阶模态下对应的模态坐标。对于柔性体，$\boldsymbol{V}_i^p$ 为其第 p 阶振型；对于刚性单元，$\boldsymbol{V}_i^p$ 则由其输入端线位移及角位移组成。

步骤2 基于振型叠加法，平台的瞬时动力响应物理坐标 $\boldsymbol{v}$ 可由特征矢量 $\boldsymbol{V}^p$ 展开为

$$\boldsymbol{v}=\sum_{p=1}^{n}\boldsymbol{V}^p q^p(t) \tag{12}$$

式中：$q^p(t)$ 为广义坐标。

步骤3 基于文献[21]，当平台受外力 $\boldsymbol{f}$ 作用时，其在广义坐标下的强迫振动微分方程为

$$\ddot{q}^p(t)+\omega_p^2 q^p(t)=\frac{<\boldsymbol{f},\boldsymbol{V}^p>}{M_p} \tag{13}$$

式中：$<\boldsymbol{f},\boldsymbol{V}^p>$ 为外力列阵 $\boldsymbol{f}$ 与特征矢量 $\boldsymbol{V}^p$ 的内积；M_p 为平台第 p 阶模态的质量。

步骤4 设式(13)的初始条件为 $q^p(0)$ 和 $\dot{q}^p(0)$，记 $f_p(t)=<\boldsymbol{f},\boldsymbol{V}^p>$，则该方程的解可由初始条件表示为

$$q^p(t)=q^p(0)\cos(\omega_p t)+\frac{\dot{q}^p(0)}{\omega_p}\sin(\omega_p t)+\frac{1}{M_p\omega_p}\int_0^t f_p(\tau)\sin[\omega_p(t-\tau)]\,\mathrm{d}\tau \tag{14}$$

步骤5 将式(14)代入式(12)即可得到柔性微定位平台的瞬时动力响应为

$$\boldsymbol{v}=\sum_{p=1}^{n}\boldsymbol{V}^p\left\{q^p(0)\cos(\omega_p t)+\frac{\dot{q}^p(0)}{\omega_p}\sin(\omega_p t)+\frac{1}{M_p\omega_p}\int_0^t f_p(\tau)\sin[\omega_p(t-\tau)]\,\mathrm{d}\tau\right\} \tag{15}$$

2 柔性微定位平台传递矩阵的推导

2.1 平台描述

为实现高精度位移控制，柔性微定位平台应具有较好的运动解耦特性及较高的动态性能。为此，基于柔性铰链与柔性梁设计了一种PPP型柔性支链，如图3所示。图中：l_1、t_1 分别为驱动副梁的长度、宽度；s_1、u_1 分别为被动副刚性连接件1的长度、宽度；l_2、l_3 分别为被动副柔性模块1、模块2的长度；u_3 为被动副柔性模块中刚性连接件的宽度；s_2 为被动副刚性连接件2靠近被动副刚性连接件1处的长度；s_4 为被动副刚性连接件2远离被动副刚性连接件1处的长度；u_2、s_3 分别为被动副刚

性连接件 2、3 的宽度；h 为运动副的厚度；r 为铰链半径，t_2 为铰链厚度。

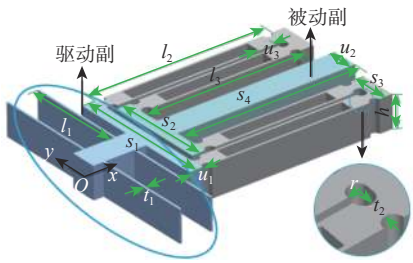


图 3　PPP 型柔性支链示意

Fig. 3　Diagram of PPP-type flexible branch chain

PPP 型柔性支链由 2 部分组成：①P 型移动副。作为支链的驱动副，其由柔性梁并联而成，有沿 x 方向的移动自由度；②PP 型移动副。作为支链的被动副，其有沿 y 方向的移动自由度。值得指出的是，PP 型移动副由具有良好运动解耦特性的圆弧形柔性铰链[27]采用反向串联法串联而成，由于其抵消了运动时产生的寄生运动，故减小整体尺寸的同时提高了平台的定位精度及解耦性能；且柔性铰链采用并联柔性梁连接，既降低了支链整体质量，又提高了固有频率。基于自由度与约束空间拓扑(freedom and constraint topology, FACT)法[28]，该支链运动自由度可表示为 $\{x\}\cup\{y\}=\{x,y\}$。

为提升动态性能，柔性微定位平台多采用对称式布局，基于上述柔性支链设计的二自由度柔性微定位平台如图 4 所示。4 个结构完全相同的 PPP 型支链相对动平台呈平面正交分布，故平台的运动自由度可表示为 $2\{x,y\}\cap 2\{y,x\}=\{x,y\}$。完全对称的结构设计一方面消除了平台在 x、y 方向的输出耦合，提高了定位精度，优化了运动性能；另一方面保证了其在每个轴上的静动态特性的一致性，便于后文对其进行理论建模和分析。

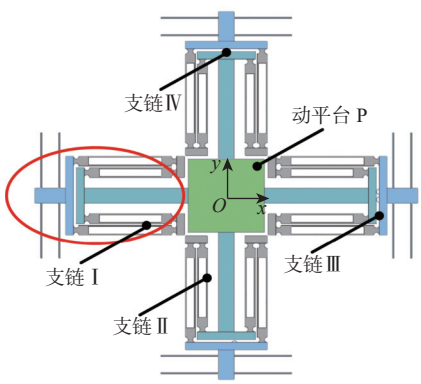


图 4　二自由度柔性微定位平台

Fig. 4　2-DOF flexible micro-positioning platform

2.2　支链传递矩阵推导

基于柔性微定位平台的对称式布局，可仅推导支链 I 及动平台 P 的传递方程即可得到整个平台的传递方程。支链 I 可被细分为 34 个子单元，定义支链 I 中单元 i 在全局坐标系下的传递矩阵为 $\boldsymbol{U}_{i,\mathrm{I}}$，单元 j 与单元 i 联接点处的状态矢量为 $\boldsymbol{Z}_{j,i,\mathrm{I}}$。为行文简洁，在不涉及其他支链时均省略下标 I。

支链 I 中的驱动副及单元编号如图 5 所示，图中，柔性单元 1、2 及 3、4 的单元传递矩阵分别位于不同的局部坐标系 $O_ix_iy_i(i=1,2)$ 下，因此需变换至全局坐标系 Oxy 中，刚性单元 5 及 6 也位于全局坐标系下。

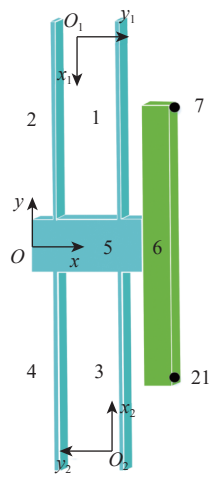


图 5　驱动副及单元编号

Fig. 5　Drive pair and element number

根据式 (1)，单元 1～4 的传递方程分别为

$$\begin{cases}\boldsymbol{Z}_{5,1}=\boldsymbol{U}_1\boldsymbol{Z}_{0,1}\\ \boldsymbol{Z}_{5,2}=\boldsymbol{U}_2\boldsymbol{Z}_{0,2}\\ \boldsymbol{Z}_{5,3}=\boldsymbol{U}_3\boldsymbol{Z}_{0,3}\\ \boldsymbol{Z}_{5,4}=\boldsymbol{U}_4\boldsymbol{Z}_{0,4}\end{cases}\tag{16}$$

单元 5 可视为具有 4 个输入端及 1 个输出端的刚性单元，其传递矩阵为 $\boldsymbol{U}_5$，设输入端与输出端的状态矢量分别为 $\boldsymbol{Z}_{\mathrm{in},5}$ 和 $\boldsymbol{Z}_{6,5}$。由于 4 个输入端的状态矢量中独立的位移量只有 3 个，故将 $\boldsymbol{Z}_{\mathrm{in},5}$ 定义为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{Z}_{\mathrm{in},5}=[&X_{1,5}\ \ Y_{1,5}\ \ \Theta_{z,1,5}\ \ M_{z,1,5}\ \ F_{x,1,5}\ \ F_{y,1,5}\ \ M_{z,2,5}\\ &F_{x,2,5}\ \ F_{y,2,5}\ \ \cdots\ \ M_{z,4,5}\ \ F_{x,4,5}\ \ F_{y,4,5}]^{\mathrm{T}}\end{aligned}\tag{17a}$$

或

$$\boldsymbol{Z}_{\mathrm{in},5}=\sum_{i=1}^{4}(\boldsymbol{E}_i\boldsymbol{Z}_{i,5})\tag{17b}$$

式中：$\boldsymbol{E}_i$ 为系数矩阵，表达式为

$$\begin{cases}\boldsymbol{E}_1=\begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_{6\times6}\\ \boldsymbol{0}_{9\times6}\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{E}_i=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_{3i\times3} & \boldsymbol{0}_{3i\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{I}_{3\times3}\\ \boldsymbol{0}_{(12-3i)\times3} & \boldsymbol{0}_{(12-3i)\times3}\end{bmatrix}\end{cases}\quad i=2,3,4\tag{18}$$

单元 5 的传递方程为

$$\boldsymbol{Z}_{6,5}=\boldsymbol{U}_5\boldsymbol{Z}_{\text{in},5} \tag{19}$$

同理，单元6可视为具有单输入双输出的刚性单元，其输入端状态矢量为$\boldsymbol{Z}_{5,6}$，输出端状态矢量分别为$\boldsymbol{Z}_{7,6}$、$\boldsymbol{Z}_{21,6}$，传递矩阵为$\boldsymbol{U}_6$。因单元6输出端状态矢量中独立的位移量只有3个，故其传递方程为

$$\boldsymbol{Z}_{5,6}=\boldsymbol{U}_6\boldsymbol{Z}_{\text{out},6}=\boldsymbol{U}_6(\boldsymbol{E}_5\boldsymbol{Z}_{7,6}+\boldsymbol{E}_6\boldsymbol{Z}_{21,6}) \tag{20}$$

式中：$\boldsymbol{E}_5$、$\boldsymbol{E}_6$分别为

$$\begin{cases}\boldsymbol{E}_5=\begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_{6\times6}\\ \boldsymbol{0}_{3\times6}\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{E}_6=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_{6\times3} & \boldsymbol{0}_{6\times3}\\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{I}_{3\times3}\end{bmatrix}\end{cases} \tag{21}$$

联立式(2)与式(16)～式(21)可得支链第1组的传递方程为

$$\boldsymbol{Z}_{5,6}=\boldsymbol{U}_5\left[\sum_{i=1}^{4}(\boldsymbol{E}_i\boldsymbol{U}_i\boldsymbol{Z}_{0,i})\right]=\boldsymbol{U}_6(\boldsymbol{E}_5\boldsymbol{Z}_{7,6}+\boldsymbol{E}_6\boldsymbol{Z}_{21,6}) \tag{22}$$

支链Ⅰ中的被动副及单元编号如图6所示。由于该运动副上下对称，故图中仅取其上半部分，单元21～33为该运动副的下半部分，且按顺序编号。图6中，单元7、9、10、12、14、16、17、19均为柔性单元，其他单元为刚性单元。

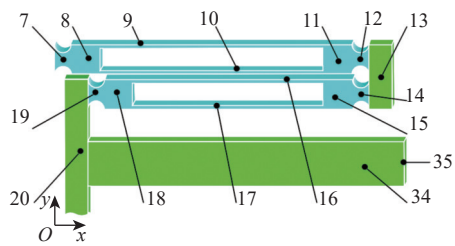


图6 被动副及单元编号

Fig. 6 Passive pair and element number

与单元6类似，单元8可视为单输入双输出的刚性单元，其与单元7构成支链第2组传递方程：

$$\boldsymbol{Z}_{7,8}=\boldsymbol{U}_8(\boldsymbol{E}_5\boldsymbol{Z}_{9,8}+\boldsymbol{E}_6\boldsymbol{Z}_{10,8})=\boldsymbol{U}_7\boldsymbol{Z}_{6,7} \tag{23}$$

单元9～15构成了该支链第3组传递方程：

$$\boldsymbol{Z}_{14,15}=\boldsymbol{U}_{14}\boldsymbol{U}_{13}\boldsymbol{U}_{12}\boldsymbol{U}_{11}(\boldsymbol{E}_5\boldsymbol{U}_9\boldsymbol{Z}_{8,9}+\boldsymbol{E}_6\boldsymbol{U}_{10}\boldsymbol{Z}_{8,10})=\boldsymbol{U}_{15}(\boldsymbol{E}_5\boldsymbol{Z}_{15,16}+\boldsymbol{E}_6\boldsymbol{Z}_{15,17}) \tag{24}$$

同理，支链第4组及第5组传递方程分别为

$$\boldsymbol{Z}_{22,21}=\boldsymbol{U}_{21}\boldsymbol{Z}_{26,21}=\boldsymbol{U}_{22}(\boldsymbol{E}_5\boldsymbol{Z}_{23,22}+\boldsymbol{E}_6\boldsymbol{Z}_{24,22}) \tag{25}$$

$$\boldsymbol{Z}_{28,29}=\boldsymbol{U}_{29}(\boldsymbol{E}_5\boldsymbol{Z}_{30,29}+\boldsymbol{E}_6\boldsymbol{Z}_{31,29})=\boldsymbol{U}_{28}\boldsymbol{U}_{27}\boldsymbol{U}_{26}\boldsymbol{U}_{25}(\boldsymbol{E}_5\boldsymbol{U}_{23}\boldsymbol{Z}_{22,23}+\boldsymbol{E}_6\boldsymbol{U}_{24}\boldsymbol{Z}_{22,24}) \tag{26}$$

将单元16～20和单元30～34作为整体，可得到该支链第6组的传递方程为

$$\boldsymbol{Z}_{35,34}=\boldsymbol{U}_{34}\boldsymbol{U}_{20}[\boldsymbol{E}_5\boldsymbol{U}_{19}\boldsymbol{U}_{18}(\boldsymbol{E}_5\boldsymbol{U}_{16}\boldsymbol{Z}_{15,16}+\boldsymbol{E}_6\boldsymbol{U}_{17}\boldsymbol{Z}_{15,17})+\boldsymbol{E}_6\boldsymbol{U}_{33}\boldsymbol{U}_{32}(\boldsymbol{E}_5\boldsymbol{U}_{30}\boldsymbol{Z}_{29,30}+\boldsymbol{E}_6\boldsymbol{U}_{31}\boldsymbol{Z}_{29,31})] \tag{27}$$

或写成

$$\boldsymbol{K}_{\text{Ⅰ}}\boldsymbol{Z}_{\text{Ⅰ}}-\boldsymbol{I}_{6\times6}\boldsymbol{Z}^{\text{Ⅰ}}_{34,35}=\boldsymbol{0} \tag{28}$$

式中：$\boldsymbol{K}_{\text{Ⅰ}}$为由$\boldsymbol{U}$和$\boldsymbol{E}$所组成的系数矩阵；$\boldsymbol{I}_{6\times6}$为单位矩阵；$\boldsymbol{Z}_{\text{Ⅰ}}$为由支链Ⅰ边界点及各刚性单元输出端的状态矢量所构成的列向量，即

$$\boldsymbol{Z}_{\text{Ⅰ}}=[\boldsymbol{Z}^{\text{T}}_{0,1}\ \ \boldsymbol{Z}^{\text{T}}_{0,2}\ \ \boldsymbol{Z}^{\text{T}}_{0,3}\ \ \boldsymbol{Z}^{\text{T}}_{0,4}\ \ \boldsymbol{Z}^{\text{T}}_{6,7}\ \ \boldsymbol{Z}^{\text{T}}_{6,21}\ \ \boldsymbol{Z}^{\text{T}}_{8,9}\ \ \boldsymbol{Z}^{\text{T}}_{8,10}\ \ \boldsymbol{Z}^{\text{T}}_{15,16}\ \ \boldsymbol{Z}^{\text{T}}_{15,17}\ \ \boldsymbol{Z}^{\text{T}}_{22,23}\ \ \boldsymbol{Z}^{\text{T}}_{22,24}\ \ \boldsymbol{Z}^{\text{T}}_{29,30}\ \ \boldsymbol{Z}^{\text{T}}_{29,31}]^{\text{T}}_{\text{Ⅰ}} \tag{29}$$

因支链Ⅰ共有11个具有多输入或多输出的刚性单元，同一刚性单元的多个输入或输出状态矢量间存在线性关系，即几何方程[21]，故支链Ⅰ共计11组几何方程。以单元5为例，其几何方程表达式为

$$\boldsymbol{H}_1\boldsymbol{Z}_{5,i}=\boldsymbol{H}_i\boldsymbol{Z}_{5,1}\qquad i=2,3,4 \tag{30}$$

式中：$\boldsymbol{H}_i$为系数矩阵，表示状态矢量间位移量的线性关系。定义状态矢量$\boldsymbol{Z}_{5,i}$对应连接点的坐标为(x_i, y_i)，则$\boldsymbol{H}_i$可表示为

$$\begin{cases}\boldsymbol{H}_1=\begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3}\end{bmatrix}\\ \boldsymbol{H}_i=\begin{bmatrix}1 & 0 & -y_i & 0 & 0 & 0\\ 0 & 1 & x_i & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0\end{bmatrix}\end{cases}\quad i=2,3,4 \tag{31}$$

联立式(22)～式(26)及式(29)～式(31)，将支链Ⅰ前五组传递方程及11组几何方程整理为一个方程得

$$\boldsymbol{U}_{\text{Ⅰ}}\boldsymbol{Z}_{\text{Ⅰ}}=\boldsymbol{0} \tag{32}$$

将式(28)和式(32)进一步整理成矩阵形式为

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{U}_{\text{Ⅰ}} & \boldsymbol{0}_{69\times6}\\ \boldsymbol{K}_{\text{Ⅰ}} & -\boldsymbol{I}_{6\times6}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{Z}_{\text{Ⅰ}}\\ \boldsymbol{Z}^{\text{Ⅰ}}_{34,35}\end{bmatrix}=\boldsymbol{0} \tag{33}$$

上式即为支链Ⅰ的传递方程，左侧矩阵为支链Ⅰ的传递矩阵。同理可得柔性微定位平台其他支链Ⅱ、Ⅲ、Ⅳ的传递方程分别为

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{U}_i & \boldsymbol{0}_{69\times6}\\ \boldsymbol{K}_i & -\boldsymbol{I}_{6\times6}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{Z}_i\\ \boldsymbol{Z}^{i}_{34,35}\end{bmatrix}=\boldsymbol{0}\qquad i=\text{Ⅱ},\text{Ⅲ},\text{Ⅳ} \tag{34}$$

2.3 总传递矩阵推导

如图3所示，柔性微定位平台的动平台可视为4输入单输出的刚性单元，输入端状态矢量分别定义为$\boldsymbol{Z}^{i}_{35,34}$($i$=Ⅰ, Ⅱ, Ⅲ, Ⅳ)，输出端状态矢量为$\boldsymbol{Z}_{35,36}$，则动平台传递方程及几何方程分别为

$$\begin{cases}\boldsymbol{U}_{35}(\boldsymbol{E}_1\boldsymbol{Z}^{\text{Ⅰ}}_{35,34}+\boldsymbol{E}_2\boldsymbol{Z}^{\text{Ⅱ}}_{35,34}+\boldsymbol{E}_3\boldsymbol{Z}^{\text{Ⅲ}}_{35,34}+\boldsymbol{E}_4\boldsymbol{Z}^{\text{Ⅳ}}_{35,34})=\boldsymbol{Z}_{35,36}\\ \boldsymbol{H}_1\boldsymbol{Z}^{\text{Ⅱ}}_{35,34}=\boldsymbol{H}_2\boldsymbol{Z}^{\text{Ⅰ}}_{35,34}\\ \boldsymbol{H}_1\boldsymbol{Z}^{\text{Ⅲ}}_{35,34}=\boldsymbol{H}_3\boldsymbol{Z}^{\text{Ⅰ}}_{35,34}\\ \boldsymbol{H}_1\boldsymbol{Z}^{\text{Ⅳ}}_{35,34}=\boldsymbol{H}_4\boldsymbol{Z}^{\text{Ⅰ}}_{35,34}\end{cases} \tag{35}$$

记 $\boldsymbol{Z}_{\mathrm{w}}=[\boldsymbol{Z}_{\mathrm{I}}^{\mathrm{T}}\ \boldsymbol{Z}_{\mathrm{II}}^{\mathrm{T}}\ \boldsymbol{Z}_{\mathrm{III}}^{\mathrm{T}}\ \boldsymbol{Z}_{\mathrm{IV}}^{\mathrm{T}}\ \boldsymbol{Z}_{36,35}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$, 联立式 (33)～式 (35) 并消除中间变量, 可得柔性微定位平台的总传递方程为

$$\boldsymbol{U}_{\mathrm{w}}\boldsymbol{Z}_{\mathrm{w}}=\boldsymbol{0} \tag{36}$$

式中: 平台的总传递矩阵 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{w}}$ 为

$$\boldsymbol{U}_{\mathrm{w}}=\begin{bmatrix}
\boldsymbol{U}_{\mathrm{I}} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0}\\
\boldsymbol{0} & \boldsymbol{U}_{\mathrm{II}} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0}\\
\boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{U}_{\mathrm{III}} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0}\\
\boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{U}_{\mathrm{IV}} & \boldsymbol{0}\\
\boldsymbol{U}_{35}\boldsymbol{E}_1\boldsymbol{K}_{\mathrm{I}} & \boldsymbol{U}_{35}\boldsymbol{E}_2\boldsymbol{K}_{\mathrm{II}} & \boldsymbol{U}_{35}\boldsymbol{E}_3\boldsymbol{K}_{\mathrm{III}} & \boldsymbol{U}_{35}\boldsymbol{E}_4\boldsymbol{K}_{\mathrm{IV}} & -\boldsymbol{I}_{6\times6}\\
\boldsymbol{H}_2\boldsymbol{K}_{\mathrm{I}} & -\boldsymbol{H}_1\boldsymbol{K}_{\mathrm{II}} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0}\\
\boldsymbol{H}_3\boldsymbol{K}_{\mathrm{I}} & \boldsymbol{0} & -\boldsymbol{H}_1\boldsymbol{K}_{\mathrm{III}} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0}\\
\boldsymbol{H}_4\boldsymbol{K}_{\mathrm{I}} & \boldsymbol{0} & \boldsymbol{0} & -\boldsymbol{H}_1\boldsymbol{K}_{\mathrm{IV}} & \boldsymbol{0}
\end{bmatrix} \tag{37}$$

需要指出的是, 平台总传递矩阵 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{w}}$ 是基于单元传递矩阵 $\boldsymbol{U}_i(i=1, 2, \cdots, 35)$ 推导而得的, 故将在后文进一步推导其单元传递矩阵。

3　单元传递矩阵的推导矩阵

柔性微定位平台由柔性梁、圆弧型柔性铰链及刚性单元等特征单元组成, 总传递矩阵 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{w}}$ 是基于特征单元的单元传递矩阵推导而得的, 故需要进一步推导上述特征单元的单元传递矩阵。

3.1　柔性梁的传递矩阵

横向与纵向振动的柔性梁模型如图 7 所示。

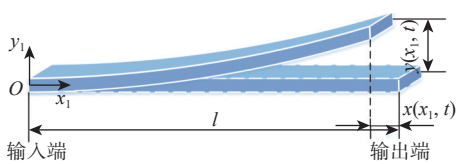


图 7　横向与纵向振动的柔性梁模型

Fig. 7　Flexible beam model of lateral and longitudinal vibrations

微定位平台中的柔性梁既存在沿 y_1 方向的横向振动, 也存在沿 x_1 方向的纵向振动, 可视其为欧拉伯努利梁, 故不考虑剪力导致的变形。设梁的长度为 l, 线质量为 $\overline{m}$, 弹性模量为 E, 则双向振动柔性梁的自由振动微分方程为

$$\begin{cases}
EI\dfrac{\partial^4 y(x_1,t)}{\partial x_1^4}+\overline{m}\dfrac{\partial^2 y(x_1,t)}{\partial t^2}=0\\
EA\dfrac{\partial^2 x(x_1,t)}{\partial x_1^2}-\overline{m}\dfrac{\partial^2 x(x_1,t)}{\partial t^2}=0
\end{cases} \tag{38}$$

式中: I 为梁的截面惯性矩; A 为梁的截面面积; EI 为梁的抗弯刚度; EA 为梁的抗拉刚度; $x(x_1,t)$、$y(x_1,t)$ 分别为在 x_1、y_1 方向上的振动位移。

无阻尼自由振动条件下梁的振动位移可表示为 $y(x_1,t)=Y(x_1)\mathrm{e}^{\mathrm{i}\omega t}$ 和 $x(x_1,t)=X(x_1)\mathrm{e}^{\mathrm{i}\omega t}$, 其中 $X(x_1)$、$Y(x_1)$ 分别为模态坐标下梁的振动位移, 将其代入式 (38) 可得

$$\begin{cases}
EI\dfrac{\mathrm{d}^4 Y(x_1)}{\mathrm{d}x_1^4}-\overline{m}\omega^2 Y(x_1)=0\\
EA\dfrac{\mathrm{d}^2 X(x_1)}{\mathrm{d}x_1^2}+\overline{m}\omega^2 X(x_1)=0
\end{cases} \tag{39}$$

式 (39) 的通解为

$$\begin{cases}
Y(x_1)=A_1\cosh(\lambda x_1)+A_2\sinh(\lambda x_1)+\\
\qquad A_3\cos(\lambda x_1)+A_4\sin(\lambda x_1)\\
X(x_1)=B_1\cos(\beta x_1)+B_2\sin(\beta x_1)
\end{cases} \tag{40}$$

式中: λ 和 β 为系统的特征参数, $\lambda=\sqrt[4]{\overline{m}\omega^2/EI}$, $\beta=\sqrt{\overline{m}\omega^2/EA}$; A_i、B_i 均为常数。

由材料力学可知, 小变形下梁的转角、内力矩及内力均可由其振动位移表示为

$$\begin{cases}
\Theta_z=\mathrm{d}Y/\mathrm{d}x_1\\
M_z=EI\mathrm{d}\Theta_z/\mathrm{d}x_1\\
F_y=\mathrm{d}M_z/\mathrm{d}x_1\\
F_x=-EA\mathrm{d}X/\mathrm{d}x_1
\end{cases} \tag{41}$$

令 $\boldsymbol{a}=[B_1\ B_2\ A_1\ A_2\ A_3\ A_4]^{\mathrm{T}}$, 则联立式 (40) 和式 (41) 可得

$$\boldsymbol{Z}(x_1)=\boldsymbol{B}(x_1)\boldsymbol{a} \tag{42}$$

式中: $\boldsymbol{B}(x_1)$为系数矩阵, 表达式为

$$\boldsymbol{B}(x_1)=\begin{bmatrix}
1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0\\
0 & -\beta EA & 0 & 0 & 0 & 0\\
0 & 0 & \cosh(\lambda x_1) & \sinh(\lambda x_1) & \cos(\lambda x_1) & \sin(\lambda x_1)\\
0 & 0 & \lambda\sinh(\lambda x_1) & \lambda\cosh(\lambda x_1) & -\lambda\sin(\lambda x_1) & \lambda\cos(\lambda x_1)\\
0 & 0 & EI\lambda^2\cosh(\lambda x_1) & EI\lambda^2\sinh(\lambda x_1) & -EI\lambda^2\cos(\lambda x_1) & -EI\lambda^2\sin(\lambda x_1)\\
0 & 0 & EI\lambda^3\sinh(\lambda x_1) & EI\lambda^3\cosh(\lambda x_1) & EI\lambda^3\sin(\lambda x_1) & -EI\lambda^3\cos(\lambda x_1)
\end{bmatrix} \tag{43}$$

柔性梁输入端的状态矢量 $\boldsymbol{Z}_{\mathrm{in}}=\boldsymbol{Z}(0)$, 输出端的状态矢量 $\boldsymbol{Z}_{\mathrm{out}}=\boldsymbol{Z}(l)$, 代入式 (42) 可得柔性梁传递方程为

$$\boldsymbol{Z}_{\mathrm{out}}=\boldsymbol{B}(l)\boldsymbol{B}^{-1}(0)\boldsymbol{Z}_{\mathrm{in}}=\boldsymbol{U}_{\mathrm{B}}\boldsymbol{Z}_{\mathrm{in}} \tag{44}$$

式中: $\boldsymbol{U}_{\mathrm{B}}$ 为柔性梁在平面内纵向和横向振动时的传递矩阵。

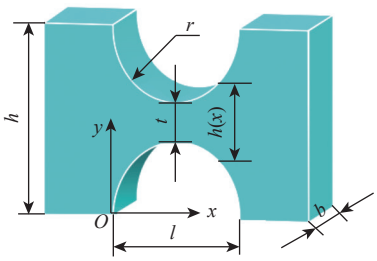
3.2　圆弧形柔性铰链的传递矩阵

圆弧形柔性铰链及简化模型如图 8 所示。将铰链简化为集中质量, 并由 1 根无质量弹簧连接。设铰链的长度为 l, 宽度为 b, 圆弧半径为

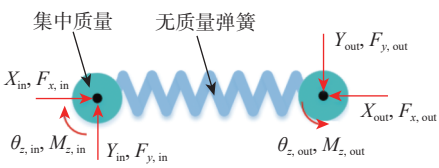
r, 最小厚度为 t, 最大厚度为 h, 距离 $x(0\leqslant x\leqslant l)$ 处厚度为 $h(x)$。基于文献 [29], 铰链的柔度矩阵 $\boldsymbol{C}$ 为

$$\boldsymbol{C}=\begin{bmatrix}\int_0^l\frac{1}{EA(x)}\mathrm{d}x & 0 & 0\\ 0 & \int_0^l\frac{x^2}{EI(x)}\mathrm{d}x & -\int_0^l\frac{x}{EI(x)}\mathrm{d}x\\ 0 & -\int_0^l\frac{x}{EI(x)}\mathrm{d}x & \int_0^l\frac{1}{EI(x)}\mathrm{d}x\end{bmatrix} \tag{45}$$

式中: $A(x)$ 为铰链截面积; $I(x)$ 为其截面惯性矩。



(a) 圆弧形铰链



(b) 简化模型

图 8 圆弧形铰链及简化模型

Fig. 8 Simplified model of circular hinges

柔度矩阵 $\boldsymbol{C}$ 存在逆矩阵:

$$\boldsymbol{C}^{-1}=\begin{bmatrix}k_x & 0 & 0\\ 0 & k_y & k_\alpha\\ 0 & k_\alpha & k_\theta\end{bmatrix} \tag{46}$$

式中: k_x、k_y、k_α、k_θ 为柔度矩阵 $\boldsymbol{C}$ 的逆矩阵的系数。

平面圆弧形柔性铰链的单元刚度矩阵 $\boldsymbol{K}$ 可由柔度矩阵 $\boldsymbol{C}$ 的逆矩阵表示为

$$\boldsymbol{K}=\begin{bmatrix}k_x & 0 & 0 & -k_x & 0 & 0\\ & k_y & -k_\alpha & 0 & -k_y & -k_\alpha\\ & & k_\theta & 0 & k_\alpha & -l\cdot k_\alpha-k_\theta\\ & & & k_x & 0 & 0\\ & & & & k_y & k_\alpha\\ & & & & & k_\theta\end{bmatrix} \tag{47}$$

设圆弧形柔性铰链集中质量受内力与内力矩为 $\boldsymbol{F}=[F_{x,\mathrm{in}}\ F_{y,\mathrm{in}}\ M_{z,\mathrm{in}}\ F_{x,\mathrm{out}}\ F_{y,\mathrm{out}}\ M_{z,\mathrm{out}}]^{\mathrm{T}}$, 线位移与角位移 $\boldsymbol{X}=[X_{\mathrm{in}}\ Y_{\mathrm{in}}\ \Theta_{z,\mathrm{in}}\ X_{\mathrm{out}}\ Y_{\mathrm{out}}\ \Theta_{z,\mathrm{out}}]^{\mathrm{T}}$, 则 $\boldsymbol{F}$ 与 $\boldsymbol{X}$ 满足:

$$\boldsymbol{F}=\boldsymbol{D}\boldsymbol{X} \tag{48}$$

式中: $\boldsymbol{D}$ 为铰链单元的动态刚度矩阵, $\boldsymbol{D}=\boldsymbol{K}-\omega^2\boldsymbol{M}$, 其中 $\boldsymbol{M}$ 为其质量矩阵[30]。

令 $\boldsymbol{D}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{D}_1 & \boldsymbol{D}_2\\ \boldsymbol{D}_3 & \boldsymbol{D}_4\end{bmatrix}$, $\boldsymbol{F}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{F}_{\mathrm{in}}\\ \boldsymbol{F}_{\mathrm{out}}\end{bmatrix}$, $\boldsymbol{X}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{X}_{\mathrm{in}}\\ \boldsymbol{X}_{\mathrm{out}}\end{bmatrix}$, 则式 (48) 可进一步整理为传递方程的形式为

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{X}_{\mathrm{out}}\\ \boldsymbol{F}_{\mathrm{out}}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-\boldsymbol{D}_2^{-1}\boldsymbol{D}_1 & \boldsymbol{D}_2^{-1}\\ \boldsymbol{D}_3-\boldsymbol{D}_4\boldsymbol{D}_2^{-1}\boldsymbol{D}_1 & \boldsymbol{D}_4\boldsymbol{D}_2^{-1}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\boldsymbol{X}_{\mathrm{in}}\\ \boldsymbol{F}_{\mathrm{in}}\end{bmatrix} \tag{49}$$

式 (49) 可表示为 $\boldsymbol{Z}_{\mathrm{out}}=\boldsymbol{U}_{\mathrm{H}}\boldsymbol{Z}_{\mathrm{in}}$ 的形式, 其中 $\boldsymbol{U}_{\mathrm{H}}$ 为柔性铰链的传递矩阵。

3.3 刚性单元的传递矩阵

刚性单元的传递矩阵由其运动微分方程推导得到, 具有 N 输入 M 输出的平面刚性单元, 如图 9 所示, 设其质量为 m。任取一个输入点为坐标系原点 I_1, J_{I_1} 为刚性单元相对于原点的转动惯量, 第 i 个输入点坐标为 (x_{I_i},y_{I_i}), 第 j 个输出点坐标为 (x_{O_j},y_{O_j}), 质心 c 的坐标为 (x_c,y_c)。

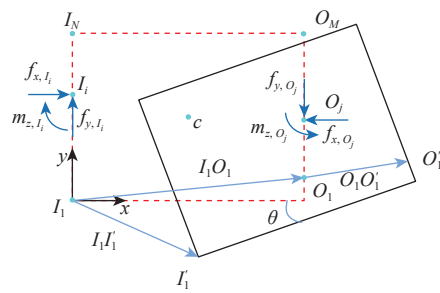


图 9 具有 N 输入 M 输出的平面刚性单元

Fig. 9 Rigid element with N input and M output

如图 9 所示, 刚性单元受内力及内力矩的作用而运动, 设其转角为 θ, 输入端 I_1 位移为 I_1I_1', 输出端 O_1 位移为 O_1O_1'。坐标系 I_1xy 中, 输出点 O_1 的位移可表示为

$$\begin{bmatrix}x\\ y\end{bmatrix}_{O_1}=\begin{bmatrix}x\\ y\end{bmatrix}_{I_1}+\begin{bmatrix}-y\\ x\end{bmatrix}_{I_1O_1}\theta \tag{50}$$

式中: $x_{I_1O_1}$、$y_{I_1O_1}$ 为向量 $\overrightarrow{I_1Q_1}$ 的坐标。

基于质心运动定理及绝对动量矩定理, 自由振动的刚性单元的动力学方程为

$$\begin{cases}\displaystyle\sum_{j=1}^{M}\begin{bmatrix}f_x\\ f_y\end{bmatrix}_{O_j}-\sum_{i=1}^{N}\begin{bmatrix}f_x\\ f_y\end{bmatrix}_{I_i}=-m\begin{bmatrix}\ddot{x}\\ \ddot{y}\end{bmatrix}_{I_1}-m\begin{bmatrix}-y\\ x\end{bmatrix}_{I_1c}\ddot{\theta}\\ -J_c\ddot{\theta}=\displaystyle\sum_{i=1}^{N}\left(m_{I_i}+\begin{bmatrix}-y\\ x\end{bmatrix}_{I_ic}^{\mathrm{T}}\begin{bmatrix}f_x\\ f_y\end{bmatrix}_{I_i}\right)-\sum_{j=1}^{M}\left(m_{O_j}+\begin{bmatrix}-y\\ x\end{bmatrix}_{O_jc}^{\mathrm{T}}\begin{bmatrix}f_x\\ f_y\end{bmatrix}_{O_j}\right)\end{cases} \tag{51}$$

式中: J_c 为刚体相对于质心的转动惯量, 其与 J_{I_1} 的

关系为

$$J_c\ddot{\theta}=J_{I_1}\ddot{\theta}+mx_c\ddot{y}_{I_1}-my_c\ddot{x}_{I_1} \tag{52}$$

其中: J_{I_1} 为相对于点 I_1 的转动惯量。

将刚性单元输入及输出端的位移和内力写为状态矢量的形式

$$\begin{cases}\boldsymbol{z}_{\text{in}}=[x\ \ y\ \ \theta_z\ \ m_{z,I_1}\ \ f_{x,I_1}\ \ f_{y,I_1}\ \ \cdots\ \ m_{z,I_N}\ \ f_{x,I_N}\ \ f_{y,I_N}]_I^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{z}_{\text{out}}=[x\ \ y\ \ \theta_z\ \ m_{z,O_1}\ \ f_{x,O_1}\ \ f_{y,O_1}\ \ \cdots\ m_{z,O_M}\ \ f_{x,O_M}\ \ f_{y,O_M}]_O^{\mathrm{T}}\end{cases} \tag{53}$$

在自由振动条件下, 有 $\boldsymbol{z}_{\text{in}}=\boldsymbol{Z}_{\text{in}}\mathrm{e}^{\mathrm{i}\omega t}$, $\boldsymbol{z}_{\text{out}}=\boldsymbol{Z}_{\text{out}}\mathrm{e}^{\mathrm{i}\omega t}$, 其中 $\boldsymbol{Z}_{\text{in}}$ 和 $\boldsymbol{Z}_{\text{out}}$ 为刚性单元模态坐标下的状态矢量。联立式 (50)～式 (53) 可得

$$\begin{cases}\begin{bmatrix}X\\Y\end{bmatrix}_{O_1}=\begin{bmatrix}X\\Y\end{bmatrix}_{I_1}+\begin{bmatrix}-y\\x\end{bmatrix}_{I_1O_1}\Theta\\ \sum_{i=1}^{M}\begin{bmatrix}F_x\\F_y\end{bmatrix}_{O_i}=\sum_{i=1}^{N}\begin{bmatrix}F_x\\F_y\end{bmatrix}_{I_i}+m\begin{bmatrix}X\\Y\end{bmatrix}_{I_1}\omega^2+\\ \qquad m\begin{bmatrix}-y\\x\end{bmatrix}_{I_1c}\omega^2\\ \sum_{i=1}^{M}\left(M_{O_i}-\begin{bmatrix}-y\\x\end{bmatrix}_{O_ic}^{\mathrm{T}}\begin{bmatrix}F_x\\F_y\end{bmatrix}_{O_i}\right)-\\ \qquad\sum_{i=1}^{N}\left(M_{I_i}-\begin{bmatrix}-y\\x\end{bmatrix}_{I_ic}^{\mathrm{T}}\begin{bmatrix}F_x\\F_y\end{bmatrix}_{I_i}\right)=\\ \qquad -J_I\Theta\omega^2-mx_cY_{I_1}\omega^2+my_cX_{I_1}\omega^2\end{cases} \tag{54}$$

将式 (54) 进一步整理成矩阵形式即可得到刚性单元的传递方程为 $\boldsymbol{U}_{\text{out}}\boldsymbol{Z}_{\text{out}}=\boldsymbol{U}_{\text{in}}\boldsymbol{Z}_{\text{in}}$。

其中:

$$\boldsymbol{U}_{\text{out}}=\begin{bmatrix}1&0&0&0&0&0&0&0&0&\cdots&0\\0&1&0&0&0&0&0&0&0&\cdots&0\\0&0&1&0&0&0&0&0&0&\cdots&0\\0&0&0&1&y_{I_1O_1}&-x_{I_1O_1}&1&y_{I_1O_2}&-x_{I_1O_2}&\cdots&-x_{I_1O_M}\\0&0&0&0&1&0&0&1&0&\cdots&0\\0&0&0&0&0&1&0&0&1&\cdots&1\end{bmatrix}_{6\times3(M+1)}$$

$$\boldsymbol{U}_{\text{in}}=\begin{bmatrix}1&0&y_{I_1O_1}&0&0&0&0&0&0&\cdots&0\\0&1&-x_{I_1O_1}&0&0&0&0&0&0&\cdots&0\\0&0&1&0&0&0&0&0&0&\cdots&0\\-m\omega^2y_{I_1c}&m\omega^2x_{I_1c}&(J_{I_1}-m(y_{I_1O_1}y_{I_1c}+x_{I_1O_1}x_{I_1c}))&1&-y_{I_1I_1}&x_{I_1I_1}&1&-y_{I_1I_2}&x_{I_1I_2}&\cdots&-x_{I_1I_N}\\-m\omega^2&0&m\omega^2y_{O_1c}&0&1&0&0&1&0&\cdots&0\\0&-m\omega^2&-m\omega^2x_{O_1c}&0&0&1&0&0&1&\cdots&1\end{bmatrix}_{6\times3(N+1)}$$

4　仿真验证

4.1　固有频率验证

通过对比有限元仿真、等效质量法[25]及传递矩阵法对柔性微定位平台固有频率的计算结果, 验证上述理论模型的有效性。

运用软件 ABAQUS 进行固有频率和模态的验证, 选择四面体单元进行网格划分, 考虑到仿真计算的效率与精度, 将柔性铰链与柔性梁部分设置为较小的网格划分参数 (取 0.5 mm), 其他部分网格尺寸则为 5 mm。柔性微定位平台的材料选取 AL-7 075, 其密度 ρ=2 810 kg/m^3, 弹性模量 E=71.7 GPa, 泊松比 $\mu=0.33$, 屈服强度 503 MPa。平台具体结构参数如表 1 所示, 参数含义如图 3 所示。

建立柔性微定位平台的有限元模型, 其网格划分如图 10 所示, 整个平台共被划分为 84 526 个单元, 其中每个支链均有 21 052 个单元。对各支链单元 1～4 的末端施加固定约束, 可得平台在自由振动条件下前 6 阶的振型, 如图 11 所示。

由于对柔性微定位平台各支链单元 1～4 的末端施加了固定约束, 故其边界条件可表示为

$$\begin{cases}\boldsymbol{Z}_{0,1}^{i}=[0\ \ 0\ \ 0\ \ M_z\ \ F_x\ \ F_y]_{0,1,i}^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{Z}_{0,2}^{i}=[0\ \ 0\ \ 0\ \ M_z\ \ F_x\ \ F_y]_{0,2,i}^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{Z}_{0,3}^{i}=[0\ \ 0\ \ 0\ \ M_z\ \ F_x\ \ F_y]_{0,3,i}^{\mathrm{T}}\qquad i=\mathrm{I},\mathrm{II},\mathrm{III},\mathrm{IV}\\ \boldsymbol{Z}_{0,4}^{i}=[0\ \ 0\ \ 0\ \ M_z\ \ F_x\ \ F_y]_{0,4,i}^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{Z}_{35,36}=[X\ \ Y\ \ Z\ \ 0\ \ 0\ \ 0]_{35,36}^{\mathrm{T}}\end{cases} \tag{55}$$

表 1　微定位平台结构参数

Table 1　Structure parameters of micro-positioning platform　　mm

参数	数值	参数	数值
l_1	15	u_1	2
l_2	26.8	u_2	4
l_3	24	u_3	2.5
s_1	21.2	t_1	0.3
s_2	15	t_2	1.2
s_3	5.7	r	0.7
s_4	27	h	5

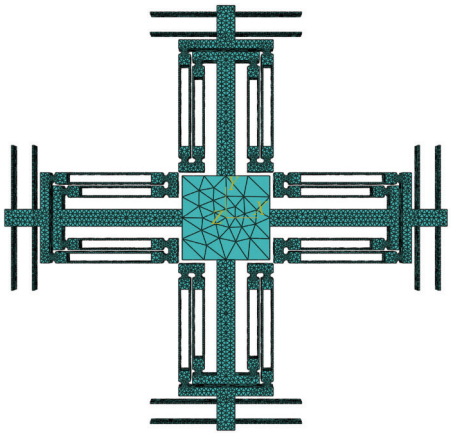


图 10 柔性微定位平台的网格划分

Fig. 10 Meshing of flexible micro-positioning platform

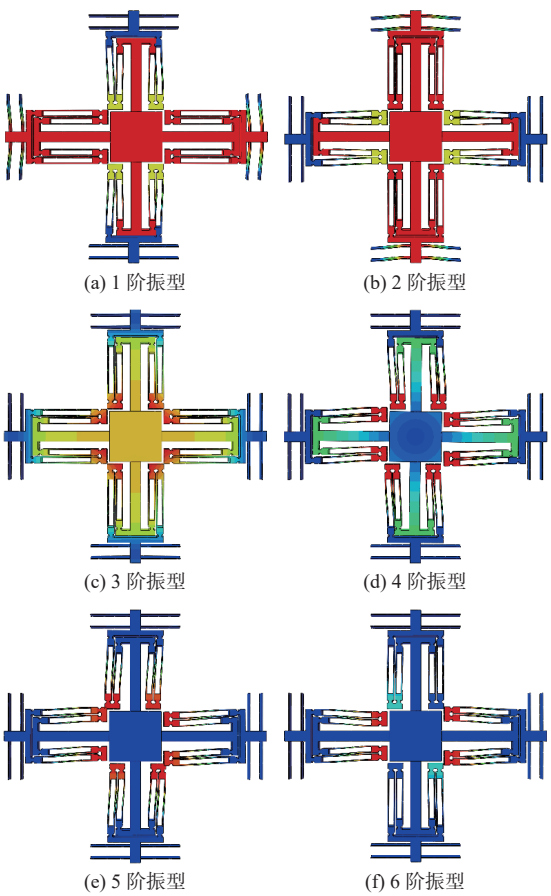


图 11 柔性微定位平台 1～6 阶模态振型

Fig. 11 Modes of flexible micro-positioning platform at 1～6 orders

应用上述边界条件，并基于式 (10) 计算可得平台前 3 阶固有频率。基于等效质量法[25]可计算平台前 2 阶固有频率，并同传递矩阵法及仿真计算对比结果，如表 2 所示。

由表 2 可知：

1）因支链采用柔性梁串联柔性铰链，降低了平台的整体质量，故其具有较高的 1 阶固有频率。此外，平台前 2 阶固有频率与 3～6 阶固有频率有显著差异，表明其在非自由度方向上具有良好的抗干扰特性。

表 2 平台固有频率的理论值、仿真值及相对误差

Table 2 Theoretical and simulated natural frequencies and relative error

模态	有限元仿真值/Hz	传递矩阵法/Hz	等效质量法/Hz	相对误差/%
1阶	196.54	192.67	192.27	2.0
2阶	196.54	192.67	192.27	2.0
3阶	487.03	475.62		2.4
4阶	530.04			
5阶	581.25			
6阶	597.68			

注：相对误差=|(理论值−仿真值)/理论值|×100%。

2）传递矩阵法计算结果与等效质量法相近，其前 3 阶计算结果与有限元仿真值的相对误差分别为 2.0%、2.0%、2.4%，证明了基于传递矩阵法理论模型的正确性，以及传递矩阵法可有效地反映平台的振动特性，计算精度较高。

3）等效质量法仅可分析平台 1～2 阶固有频率。与等效质量法相比，传递矩阵法不仅可计算柔性微定位平台的高阶固有频率，而且可计算其对应的状态矢量，从而为进一步研究瞬态动力响应等动态特性奠定基础。

4.2 瞬时动力响应验证

为分析柔性微定位平台的瞬时动力响应，可在其输入端施加外界激励。理论上计算的固有频率的阶数越多，式 (15) 所反映的动力响应精度越高，但计算也越复杂，故本文仅使用前 3 阶固有频率进行计算。假定平台初始位移与速度均为 0，以 x 轴方向单轴驱动为例，在支链 Ⅰ 的输入端即单元 5 处施加沿 x 轴方向的激励，分别取激励频率为 Ω=100、200 Hz 进行仿真计算。微定位平台产生沿 x 轴方向和 y 轴方向动力响应的理论值和仿真值曲线，如图 12 和图 13 所示。

由图 12 和图 13 可知：

1）在 0.10 s 内，传递矩阵法基于前 3 阶固有频率的计算结果与有限元仿真值具有较高的吻合度，且两者的变化趋势一致，进一步证明了传递矩阵法的有效性与计算精度。

2）当平台沿 x 轴方向单轴驱动时，平台沿 x、y 轴方向的最大位移响应分别为 8.70×10^{-1} mm、2.67×10^{-5} mm，存在明显差异，表明平台具有良好的输出解耦特性。

3）激励频率为 100 Hz 时，平台的输出位移小于 200 Hz，这是由于平台一阶固有频率为 196.54 Hz，在 200 Hz 外界激励时产生了共振，这与传递矩阵法的计算结果一致，证明了该方法的有效性。

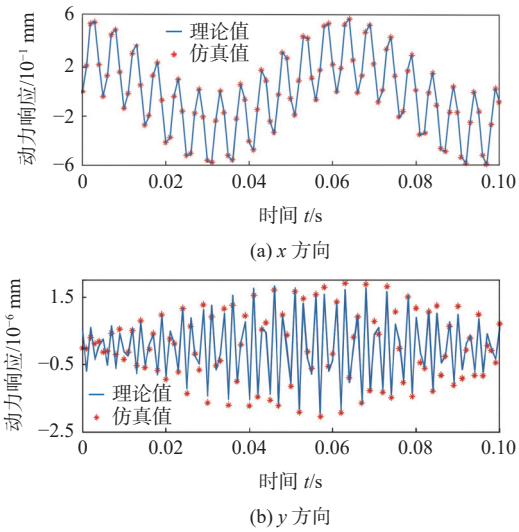


图 12　Ω=100 Hz 时平台的动力响应

Fig. 12　Dynamic response of platform at Ω = 100 Hz

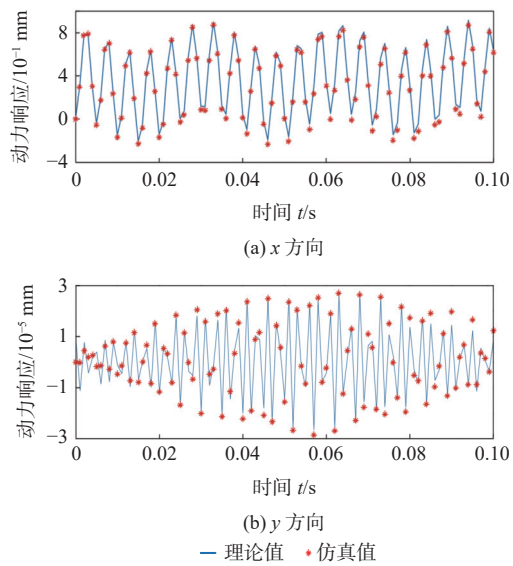


图 13　Ω=200 Hz 时平台的动力响应

Fig. 13　Dynamic response of platform at Ω = 200 Hz

5　结　论

1）提出了一种基于柔性梁和圆弧形柔性铰链的柔性支链，并基于该运动副设计了二自由度柔性微定位平台。

2）基于传递矩阵法推导出支链及平台整体的传递方程，再对平台的构成单元即柔性梁、圆弧形柔性铰链和刚性单元的传递矩阵分别进行推导。

3）通过仿真实验验证了理论模型的正确性，其前 3 阶固有频率的相对误差均不超过 2.4%，动态响应理论值与仿真值具有较高的吻合度。

4）柔性微定位平台的主动副与被动副采取了不同的运动副，影响了平台的静态特性，将在后续工作中对其进行优化。

参考文献（References）

[1] HOWELL L L. Compliant mechanisms[M]. New York: Wiley, 2001.

[2] 于靖军, 郝广波, 陈贵敏, 等. 柔性机构及其应用研究进展[J]. 机械工程学报, 2015, 51(13): 53-68.
YU J J, HAO G B, CHEN G M, et al. State-of-art of compliant mechanisms and their applications[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2015, 51(13): 53-68(in Chinese).

[3] 王萍萍, 刘磊. 柔性航天器高精度隔振与定向研究[J]. 宇航学报, 2012, 33(9): 1195-1202.
WANG P P, LIU L. Research on high accuracy pointing of the flexible spacecraft with Stewart platform[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(9): 1195-1202(in Chinese).

[4] 刘璟龙, 张崇峰, 邹怀武, 等. 基于干扰观测器的柔性空间机器人在轨精细操作控制方法[J]. 航空学报, 2021, 42(1): 189-199.
LIU J L, ZHANG C F, ZOU H W, et al. On-orbit precise operation control method for flexible joint space robots based on disturbance observer[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(1): 189-199(in Chinese).

[5] ZHANG X Z, XU Q S. Design, fabrication and testing of a novel symmetrical 3-DOF large-stroke parallel micro/nano-positioning stage[J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2018, 54: 162-172.

[6] 周睿, 周辉, 桂和利, 等. 基于柔性铰链的二自由度微动平台分析及优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(9): 1982-1990.
ZHOU R, ZHOU H, GUI H L, et al. Analysis and optimization of 2-DOF micro-positioning stage based on flexible hinges[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(9): 1982-1990(in Chinese).

[7] LIN C, CUI X H, CHENG K, et al. Design and analysis of 5-DOF micro/nano-positioning stage[J]. Journal of Software, 2012, 7(5): 1038-1044.

[8] 曹毅, 王保兴, 孟刚, 等. 大行程三平动柔性微定位平台的设计分析及优化[J]. 机械工程学报, 2020, 56(17): 71-81.
CAO Y, WANG B X, MENG G, et al. Design analysis and optimization of large range spatial translational compliant micro-positioning stage[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2020, 56(17): 71-81(in Chinese).

[9] SCHIAVO F, VIGANÒ L, FERRETTI G. Object-oriented modelling of flexible beams[J]. Multibody System Dynamics, 2006, 15(3): 263-286.

[10] XU Q S. Design and implementation of large-range compliant micropositioning systems[M]. New York: Wiley, 2016.

[11] 于靖军, 毕树生, 宗光华, 等. 基于伪刚体模型法的全柔性机构位置分析[J]. 机械工程学报, 2002, 38(2): 75-78.
YU J J, BI S S, ZONG G H, et al. Kinematics analysis of fully compliant mechanisms using the pseudo-rigid-body model[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2002, 38(2): 75-78(in Chinese).

[12] KOSEKI Y, TANIKAWA T, KOYACHI N, et al. Kinematic analysis of translational 3-DOF micro parallel mechanism using matrix method[C]// Proceedings of 2000 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS 2000). Piscataway: IEEE Press, 2002: 786-792.

[13] LUO Y Q, LIU W Y. Analysis of the displacement of distributed compliant parallel-guiding mechanism considering parasitic rotation and deflection on the guiding plate[J]. Mechanism and Machine Theory, 2014, 80: 151-165.

[14] HOWELL L L, MIDHA A, NORTON T W. Evaluation of equivalent spring stiffness for use in a pseudo-rigid-body model of large-deflection compliant mechanisms[J]. Journal of Mechanical Design, 1996, 118(1): 126-131.

[15] WU S L, SHAO Z X, SU H J, et al. An energy-based approach for kinetostatic modeling of general compliant mechanisms[J]. Mechanism and Machine Theory, 2019, 142: 103588.

[16] 曹毅, 孟刚, 居勇健, 等. 考虑伴生转动的大行程柔性微定位平台[J]. 航空学报, 2022, 43(7): 456-470.
CAO Y, MENG G, JU Y J, et al. Large-stroke compliant micro-positioning stage considering parasitic rotation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(7): 456-470(in Chinese).

[17] LI Y M, HUANG J M, TANG H. A compliant parallel XY micromotion stage with complete kinematic decoupling[J]. IEEE Transactions on Automation Science and Engineering, 2012, 9(3): 538-553.

[18] SCHOTBORGH W O, KOKKELER F G M, TRAGTER H, et al. Dimensionless design graphs for flexure elements and a comparison between three flexure elements[J]. Precision Engineering, 2005, 29(1): 41-47.

[19] 王雯静, 余跃庆. 基于有限元法的柔顺机构动力学分析[J]. 机械工程学报, 2010, 46(9): 79-86.
WANG W J, YU Y Q. Dynamic analysis of compliant mechanisms based on finite element method[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2010, 46(9): 79-86(in Chinese).

[20] ZHANG Z G, ZHOU X, FANG Z P. Dynamic analysis of compliant mechanisms using absolute nodal coordinate formulation and geometrically exact beam theory[M]// Multibody Dynamics 2019. Cham: Springer International Publishing, 2019: 215-222.

[21] 芮筱亭. 多体系统传递矩阵法及其应用[M]. 北京: 科学出版社, 2008.
RUI X T. Transfer matrix method of multibody system and its applications[M]. Beijing: Science Press, 2008(in Chinese).

[22] RUI X T, WANG X, ZHOU Q B, et al. Transfer matrix method for multibody systems (Rui method) and its applications[J]. Science China Technological Sciences, 2019, 62(5): 712-720.

[23] 郑洋洋, 宫金良, 张彦斐. 基于传递矩阵法的柔性杠杆放大机构刚度分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(4): 849-856.
ZHENG Y Y, GONG J L, ZHANG Y F. Stiffness analysis of a flexible lever magnifying mechanism based on transfer matrix method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(4): 849-856(in Chinese).

[24] 姚颂, 芮筱亭, 王景弘. 直升机悬停状态下的振动计算[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2021, 53(6): 104-111.
YAO S, RUI X T, WANG J H. Calculation of helicopter vibration in hovering state[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2021, 53(6): 104-111(in Chinese).

[25] DU Y S, LI T M, GAO G H. Dynamic analysis of a flexure-based compliant stage[J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2018, 32(11): 5223-5231.

[26] HU J F, WEN T, HE J K. Dynamics of compliant mechanisms using transfer matrix method[J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2020, 21(11): 2173-2189.

[27] WANG T W, LI Y Z, ZHANG Y X, et al. Design of a flexure-based parallel XY micropositioning stage with millimeter workspace and high bandwidth[J]. Sensors and Actuators A: Physical, 2021, 331: 112899.

[28] HOPKINS J B, CULPEPPER M L. Synthesis of multi-degree of freedom, parallel flexure system concepts via Freedom and Constraint Topology (FACT)–Part I: Principles[J]. Precision Engineering, 2010, 34(2): 259-270.

[29] LING M X, CAO J Y, HOWELL L L, et al. Kinetostatic modeling of complex compliant mechanisms with serial-parallel substructures: a semi-analytical matrix displacement method[J]. Mechanism and Machine Theory, 2018, 125: 169-184.

[30] LING M X, CAO J Y, PEHRSON N. Kinetostatic and dynamic analyses of planar compliant mechanisms via a two-port dynamic stiffness model[J]. Precision Engineering, 2019, 57: 149-161.

Dynamic characteristics of flexible micro-positioning platforms based on transfer matrix method

XU Weisheng[1]，XU Tianqi[1]，MA Huixin[1]，CAO Yi[1, 2, *]

(1. School of Mechanical Engineering，Jiangnan University，Wuxi 214122，China；
2. Jiangsu Key Laboratory of Advanced Food Manufacturing Equipment & Technology，Wuxi 214122，China)

Abstract：With the development of precision micro-positioning technology, the research on dynamic characteristics of flexible micro-positioning platforms is necessary. As an effective method to analyze the dynamics of multi-body systems, the transfer matrix method (TMM) has the advantages of convenient modeling and high calculation accuracy. Therefore, a dynamics model of the micro-positioning platform was established based on TMM to analyze its dynamic characteristics. The basic idea of TMM was introduced, and the transfer equation of flexible mechanism was established. Its instantaneous dynamic response under arbitrary excitation was deduced. An *XY* flexible micro-positioning platform based on the flexible hinge and flexible beam was designed, and the transfer matrix of its branch chain and the whole platform was derived. Based on vibration theory, the transfer matrix of the main characteristic elements of the platform was derived. Finally, in order to verify the validity of the theoretical model, the natural frequency and instantaneous dynamic response of the platform were studied based on the TMM, finite element method (FEM), and equivalent mass method (EMM), respectively. The results show that the transfer matrix can be programmatically constructed based on the TMM to analyze the dynamic characteristics of the platform without establishing complicated dynamics equations. Compared with EMM, TMM can calculate the higher-order natural frequency of the platform. The maximum relative error between theoretical and simulated natural frequencies of the platform is just 2.4%, and the theoretical and simulated dynamic responses basically agree with each other, which proves the validity of the model based on TMM.

Keywords：transfer matrix method; flexible mechanism; micro-positioning platform; natural frequency; instantaneous dynamic response

Received：2022-10-10；**Accepted**：2022-12-02；**Published Online**：2022-12-15 14：12

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20221212.1751.004

Foundation items：National Natural Science Foundation of China (51375209); The Six Talent Peaks Project in Jiangsu Province (ZBZZ-012); Program of Introducing Talents of Discipline to Universities (B18027); The Excellent Technology Innovation Team Fundation of Jiangsu Province (2019SK07)

*** Corresponding author**. E-mail：caoyi@jiangnan.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0850

飞机燃油箱水污染物数值建模

杨文举[1,2]，邵垒[1,2,*]，刘卫华[1,3]，贺佳伟[1,2]，陈博涵[1]

(1. 重庆交通大学 航空学院，重庆 400074；2. 重庆交通大学 绿色航空技术研究院，重庆 401120；
3. 南京航空航天大学 航空学院，南京 210016)

摘　　要：为系统研究初始温度、初始相对湿度、载油率和溶解水相对饱和度对溶解水、冷凝水、析出水和游离水生成量的影响，基于传热传质方程建立水污染物生成模型。研究结果表明：在这4种因素中，初始温度对水污染物生成的影响最大，随着初始温度的增加，冷凝水呈现先减少后增多的趋势，游离水呈现增多的趋势，初始温度310 K生成的游离水较270 K增加了177%；初始相对湿度的影响最小，随着初始相对湿度的增加，冷凝水呈现增多的趋势，初始相对湿度100%时生成0.68 L冷凝水，为初始相对湿度40%时0.619 L的1.1倍；载油率的增加会导致燃油在下降阶段产生“回吸现象”，且随着载油率的增加“回吸现象”加强，冷凝水量呈现减少的趋势，而游离水量呈现增加的趋势，载油率100%时共生成游离水1.009 L，为40%时0.561 L的1.79倍；溶解水相对饱和度的增加会导致析出水量的增多，从而使游离水总量增加，溶解水相对饱和度100%总共生成游离水0.793 L为初始溶解度40%时0.335 L的2.37倍。

关 键 词：飞机燃油箱；水污染物；初始温度；初始相对湿度；载油率；溶解水相对饱和度
中图分类号：V312.1
文献标志码：A　　**文章编号**：1001-5965(2024)11-3578-09

航空燃油中的水污染物对飞行安全有着重要的影响，水污染物的存在不仅会滋生微生物导致燃油箱腐蚀[1-3]，而且在高空长距离飞行过程中水污染物可能会发生结冰，导致供给发动机的燃油流动受到影响[4-5]。

水污染物在燃油中主要以溶解水和游离水的形式存在，溶解水是喷气燃料的固有组成部分[6]，在低温情况下，溶解水会以微小液滴的形式从燃油中析出形成析出水[7]。飞机在高空飞行时，由于燃油箱体温度的降低，空气中的水蒸气会在未被燃油润湿的箱体内表面上发生冷凝，形成大颗粒的冷凝水，这部分冷凝水与析出水沉积到燃油箱底部，共同组成游离水[8]。游离水的存在不仅会滋生微生物腐蚀燃油箱，而且在低温情况下会结冰，引起燃油滤清器的阻塞，因此燃油系统通常采用严格的质量控制措施进行管理[9-10]。

航空燃油的主要成分是饱和碳氢化合物，其中存在的碳-碳键、碳-氢键不具有强的永久偶极子，因此这些分子通过电子临时运动产生的分子间的作用力相互作用。同时氢原子和氧原子之间负电性的差异，使得水具有一个强的永久偶极子，因此相邻水分子之间存在相对较强的吸引力相互作用，形成氢键网络。所以在航空燃油中，碳氢化合物分子间相互作用的能量成为破坏水氢键网络的能量，因此航空燃油会从外部环境吸入微量的水即溶解水[11-13]。加之飞机燃油箱通常为开口式燃油箱，油箱与外界存在传质交换，在高空巡航条件下，油箱气相空间中会发生冷凝现象从而产生冷凝水[14]，因

收稿日期：2022-10-10；**录用日期**：2022-12-30；**网络出版时间**：2023-01-31 14:34
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230131.1105.001
基金项目：重庆市自然科学基金 (CSTB2022NSCQ-MSX1301)；飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室开放课题 (KLAECLS-E-202002)；重庆市教委科学技术研究项目 (KJQN201900738)；重庆交通大学研究生科研创新项目 (CYS22435)
* **通信作者**. E-mail：shaolei@cqjtu.edu.cn

引用格式：杨文举，邵垒，刘卫华，等. 飞机燃油箱水污染物数值建模 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（11）：3578-3586.
YANG W J，SHAO L，LIU W H，et al. Numerical modeling of water contaminants in aircraft fuel tank [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（11）：3578-3586 （in Chinese）.

此燃油中存在水污染物是无法避免的。

近年来, 大量学者对燃油箱水污染物进行了研究。Lao 等[15] 研究了水污染物在低温下的表现特性; Liang[16] 研究发现冷凝水会引起铝合金燃油箱的腐蚀; Terada 等[17] 的研究显示, 冷凝通常发生在油箱壁面或者通风管壁等冷表面, 且冷凝水的污染程度与外界传质相关。上述文献主要围绕水污染物的危害展开研究, 并未深入探究水污染物生成的基础影响因素。

为进一步揭示影响燃油箱水污染物的生成因素, Tomlinson 等[18] 建立了瞬态飞机燃油箱水污染物计算模型, 对水污染物在燃油中的扩散和积累进行预测; Zherebtsov 等[19] 通过研究发现温度会影响燃油中溶解水的含量; Carpenter 等[20] 的研究表明, 除了环境温度, 相对湿度和溶解水的相对饱和度也是水污染物生成的影响因素; Wetterwald 等[21] 的研究表明, 水污染物的生成还受到载油率等其他因素的影响。因此, 水污染物的生成既有油箱壁面冷凝过程, 又有气体-燃油传质过程, 还伴随着溶解水的析出, 是一个较为复杂的传热传质过程, 该传热传质过程既受环境温度、湿度的影响, 又与载油量和水溶解度有关。

国内对这一领域关注相对较晚, 对燃油箱水污染物的相关研究也尚属于摸索阶段, 而 14 CFR Part 25《Airworthiness Standards: Transport Category》[22] 和 CCAR-25-R3—2001《中国民用航空规章》中的 25.951(C) 条款都明确要求[23]: 以涡轮为动力的大飞机燃油系统需进行燃油防结冰试验, 以验证飞机在最极端环境下燃油系统的安全性。由于缺乏水污染物生成特性、燃油结冰机制等前期基础研究的支撑, 在 ARJ21 支线客机研发过程中, 为了取得适航认证, 制造商不得不委托国外专业机构进行燃油系统结冰试验。因此, 围绕国产燃油理化特性, 建立系统性的燃油箱水污染物生成模型, 掌握温度、湿度等条件与水污染物的定量关系, 对于发展我国燃油系统除水防冰技术的发展有着重要的参考意义。

鉴于此, 为对水污染物生成量进行定量计算, 在参考前述研究的基础上, 针对飞机燃油箱内的水污染物建立传热传质数学模型, 并对初始温度、初始相对湿度、载油率和溶解水相对饱和度等关键影响因素进行分析。

1　水污染物含量计算模型

1.1　水污染物来源及模型假设

燃油箱内水污染物分布如图 1 所示。溶解水是指由于燃油的吸湿性而溶解在燃油中的水, 其并不会对燃油造成污染; 析出水是指燃油温度变化导致溶解水从燃油中析出而产生的水; 冷凝水是指外界湿空气进入油箱后在未被燃油润湿的油箱表面冷凝产生的水; 析出水和冷凝水沉积到油箱底部共同形成游离水, 游离水就是燃油中的主要水污染物[24]。

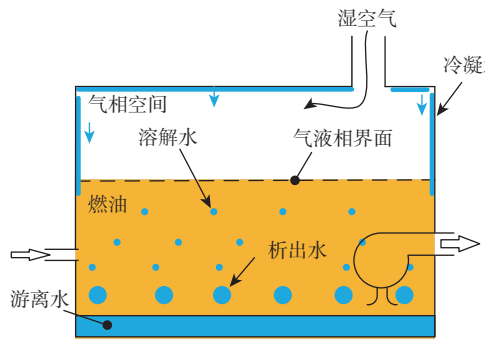


图 1　燃油箱内水污染物分布示意

Fig. 1　Distribution diagram of water contaminant in fuel tank

模型包含以下 5 个假设:

1) 燃油箱气相空间内的空气为理想气体, 且与外界气体交换过程为稳态过程。

2) 燃油状态变化的每个物理过程都是平衡态的, 且燃油中的溶解水按照饱和程度进行计算。

3) 温度引起的气体、液体体积变化忽略不计。

4) 每一个计算步长内的燃油温度恒定且燃油与油箱壁面换热瞬间完成。

5) 忽略燃油界面处的传质交换, 且仅对飞行过程的油箱展开研究。

1.2　燃油箱水污染物含量建模及验证

飞行过程中燃油温度 T_f 的计算式为[4]

$$T_f = T_w\left[1+\frac{(T_{f0}/T_w-1)}{e^{\frac{\alpha}{c_p\rho_f}\frac{F_w t}{V_t}}}\right] \tag{1}$$

式中: T_w 为油箱壁面温度, K; T_{f0} 为燃油初始温度, K; α 为油箱壁面传热系数, W/(m^2·K); c_p 为恒定压力下燃油的初始比热容, J/(kg·K); ρ_f 为燃油密度, kg/m^3; F_w 为油箱湿壁面面积, m^2; V_t 为燃油箱体积, m^3; t 为飞行时间, h。

冷凝水摩尔量 n_{con} 和燃油中饱和溶解水的摩尔量 $n_{f,sat}$ 计算式分别为[21]

$$n_{con} = \frac{(p_w - p_{sat})V_u}{RT_u} \tag{2}$$

$$n_{f,sat} = \frac{10^{-6}e^{0.028\,8T_f}\rho_{H_2O}V_f}{M_{H_2O}} \tag{3}$$

式中: p_w 为油箱气相空间中的水蒸气分压, Pa; p_{sat}

为对应高度下的水蒸气饱和蒸汽压，Pa；V_u为气相空间体积，m^3；R为气体状态常数，J/(mol·K)；T_u为气相空间温度，K；ρ_{H_2O}为水密度，kg/m^3；V_f为燃油体积，m^3；M_{H_2O}为水的摩尔质量，kg/mol。

海拔高度与大气温度的关系环境温度、高度的关系为[25]

$$T_e = T_0 + G_d H \tag{4}$$

式中：T_e为对应海拔高度下的环境大气温度，K；T_0为海平面温度，K；G_d为温度下降率，K/m；H为海拔高度，m。

对应温度下的水蒸气饱和蒸汽压p_{sat}计算式为[26]

$$p_{sat} = e^{\left(23.2-\frac{3\,816.4}{T_e-46.1}\right)} \tag{5}$$

空气密度ρ_a的变化关系为[21]

$$\rho_a = \rho_0 (T_e/T_0)^n \tag{6}$$

式中：ρ_0为海平面的空气密度，kg/m^3；n为过程指数。

对应高度下的干空气分压p_a为

$$p_a = \rho_a T_e R \tag{7}$$

对应高度下的水蒸气密度ρ_w可以近似为海拔高度的一个经验函数[27]：

$$\rho_w = \rho_{w0} e^{\left(\frac{h_0-H}{h_w}\right)} \tag{8}$$

式中：ρ_{w0}为地面附近的水蒸气密度，kg/m^3；h_0为过渡高度，km；h_w为水蒸气标度高度，其大小取决于当地环境，km。

对应高度下的水蒸气分压$p_{w,ha}$和环境空气总压p_{ha}分别为

$$p_{w,ha} = \rho_w T_e R / M_{H_2O} \tag{9}$$

式中：M_{H_2O}为水的摩尔质量。

$$p_{ha} = p_a + p_{w,ha} \tag{10}$$

燃油上方的气体通过通气口与环境空气进行质量交换，是温度和压力的函数，方程式为

$$\Delta p_u = p_{ha} - p_u \tag{11}$$

式中：p_u为气相空间压力，Pa。

当Δp_u<0时，表明油箱内部气压大于环境气压，气相空间内的气体外流，此时燃油箱内气相空间中的水蒸气分压为

$$p_w^n = p_w^{n-1} + \Delta p_u p_w^{n-1}/p_u \tag{12}$$

式中：p_w^n为第n次计算气相空间中的水蒸气分压，Pa。

此时油箱的气相空间温度变化主要是与燃油发生对流传热，换热量由牛顿冷却公式确定：

$$dQ = A\alpha(T_f - T_u)dt \tag{13}$$

式中：Q为气相空间气体与燃油之间交换的热量，J；dQ为dt时间内气相空间气体与燃油的换热量，J；A为换热面积，m^2。

当Δp_u>0时，表明油箱内部气压小于环境气压，外界空气进入油箱，此时燃油箱内气相空间中的水蒸气分压为

$$p_w^n = p_w^{n-1} + \Delta p_u p_{w,ha}/p_{ha} \tag{14}$$

此时油箱的气相空间温度变化主要是外界空气涌入，气相空间温度计算式为

$$T_u^{n+1} = \frac{T_u^n m_w + T_e^{n+1} m_{w,i}}{m_w + m_{w,i}} \tag{15}$$

式中：m_w为气相空间内水蒸气的质量，kg；$m_{w,i}$为涌入油箱的水蒸气质量，kg。

将上述推导过程采用MATLAB进行编程，建立水污染物数值模型，具体流程如图2所示。

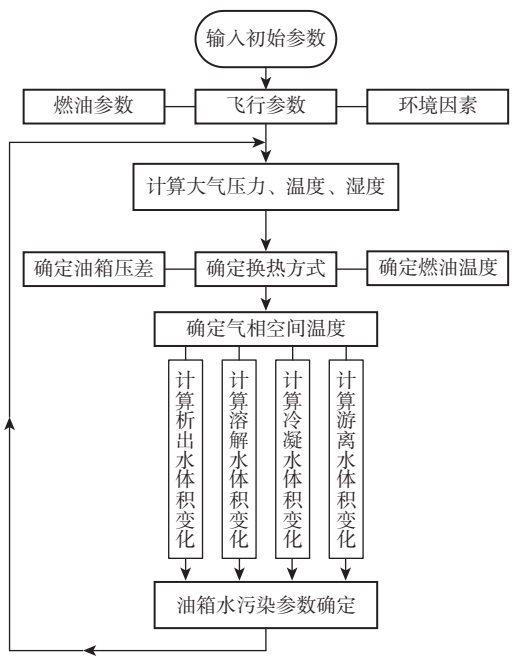


图2 水污染物数值模型流程

Fig. 2 Flow chart of numerical model of water contaminant

本文以空客公司A380飞机油箱水污染模型为例[18]，验证模型的准确性。文献[18]中初始10 m^3燃油的油箱中有1 L的析出水，在接近2 000 s的模拟过程中将燃油温度从290 K降低到219 K最后回升到290 K。将上述参数代入本文水污染物生成模型中，计算结果与文献[18]结果对比如图3所示。由图3可知，本文析出水计算与模拟数据相关系数达0.986 69，溶解水计算与模拟数据相关系数为0.992 16，相关计算验证了本文水污染物生成模型的准确性。

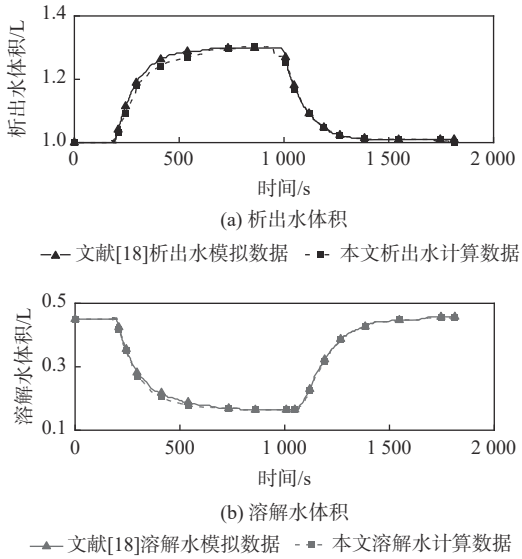


图 3　计算结果与文献 [18] 结果对比

Fig. 3　Comparison of calculation and results in Ref. [18]

2　计算结果分析

2.1　初始温度对水污染物的影响

不同的地区和时刻会导致起飞时的初始温度不同, 而初始温度对水污染物具有重大的影响, 本文选取一条典型飞行包线, 以 RP-3 燃油为例, 将初始温度参数代入本文计算模型中, 在初始相对湿度为 60%、载油率为 50%、溶解水相对饱和度为 80% 的条件下, 研究初始温度对水污染物的影响。初始温度参数如表 1 所示。

表 1　初始温度参数

Table 1　Initial temperature parameters　　K

工况	燃油温度	空气温度	油箱壁面温度
1	270	270	270
2	280	280	280
3	290	290	290
4	300	300	300
5	310	310	310

初始温度对水污染物的影响如图 4 所示。由图 4 可知, 溶解水在飞机爬升的过程中逐渐转化为析出水, 随着起飞时初始温度的升高, 析出水量呈现增多的趋势; 冷凝水在巡航和下降过程中形成, 随初始温度的升高, 冷凝水量呈现先减少后增多的趋势; 游离水随着初始温度的升高呈现增加的趋势。

在本文计算条件下, 初始温度为 310 K 时飞行过程中总共产生 0.88 L 游离水, 为 270 K 时 0.318 L 的 2.77 倍, 可以看出初始温度对水污染物生成影响较大, 因此在较高初始温度起飞的飞机应提高排水维护的频率, 并采取相应措施来防止水污染物结冰。

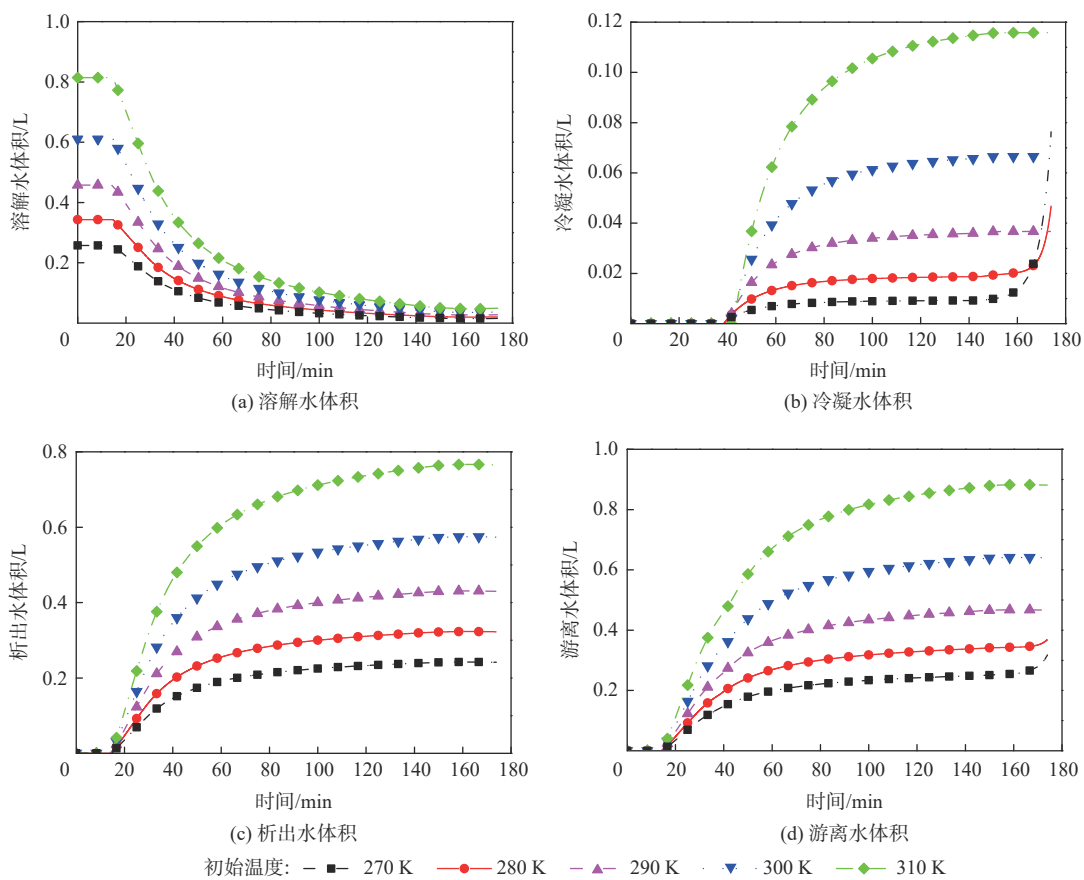


图 4　初始温度对水污染物的影响

Fig. 4　Effect of initial temperature on water contaminant

2.2 初始相对湿度对水污染物的影响

由于飞机起飞时的空气初始相对湿度对水污染物也具有重大影响，因此将不同的初始相对湿度代入本文计算模型中，在初始温度为300 K、载油率为50%、溶解水相对饱和度为80%的条件下，研究初始相对湿度对水污染物的影响。

初始相对湿度对水污染物的影响如图5所示。由图5可知，冷凝水体积随着初始相对湿度的增加呈现增多的趋势，因此游离水量也呈现增多的趋势。

本文计算条件下，初始相对湿度为100%时飞行过程生成0.68 L冷凝水为初始相对湿度40%时0.619 L的1.1倍，但由于冷凝水在游离水中所占比例较小(初始相对湿度为100%时冷凝水量仅占游离水总量的15.7%)，因此初始相对湿度对水污染物生成量存在一定影响，但并不是主要影响因素。

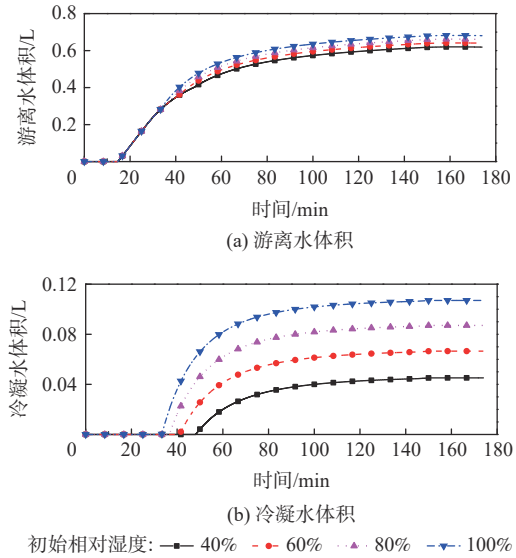


图5 初始相对湿度对水污染物的影响

Fig. 5 Effect of initial relative humidity on water contaminant

2.3 载油率对水污染物的影响

飞机起飞时的载油率也是水污染物生成的关键影响因素之一，因此将不同的载油率代入本文计算模型中，在初始温度为300 K，初始相对湿度为60%，溶解水相对饱和度为80%的条件下，研究载油率对水污染物的影响。

载油率对水污染物的影响如图6所示。由图6可知，初始的溶解水量与载油率成正比，随着爬升过程的进行，溶解水转化为析出水，在飞机下降阶段燃油温度上升导致“回吸现象”(即燃油吸收析出水)的产生，产生该现象的主要原因是随着燃油温度的提高，燃油中可溶解的溶解水量也随之增加，因此部分析出水会被燃油吸收转变为溶解水，且载油率越大，“回吸现象”越明显；冷凝水生成

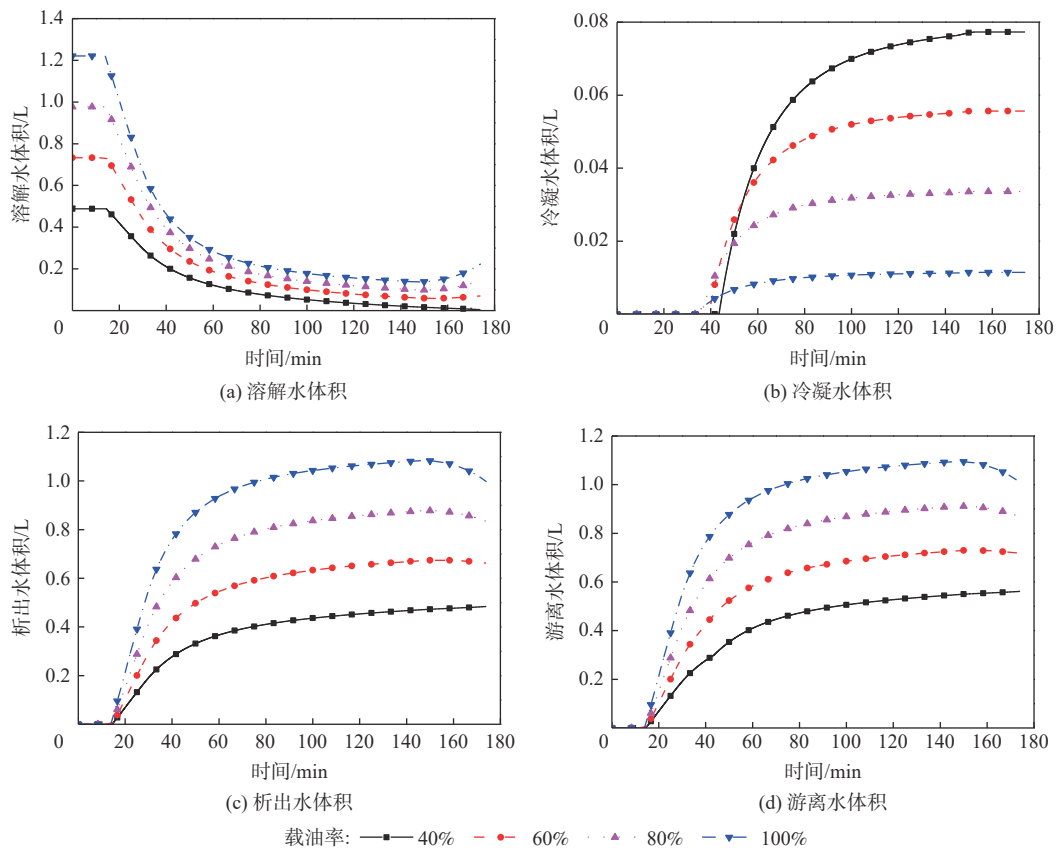


图6 载油率对水污染物的影响

Fig. 6 Effect of fuel load on water contaminant

量则与载油率呈反比, 这是燃油挤占了气相空间的体积, 使得发生冷凝的空气减少所导致的; 由于冷凝水量所占比例较小, 所以游离水总量随着载油率的增加呈现增长趋势。

本文计算条件下, 载油率为 100% 共生成游离水 1.009 L, 为载油率 40% 时 0.561 L 的 1.79 倍, 可以看出载油率对水污染物生成影响较大, 因此飞机所携带的燃油量在满足航程的情况下应尽可能的少, 以减少水污染物的生成量。

2.4　溶解水相对饱和度对水污染物的影响

燃油中溶解水相对饱和度也是影响水污染物生成的关键因素之一, 将不同的溶解水相对饱和度代入本文计算模型中, 在初始温度为 300 K, 初始相对湿度为 60%, 载油率为 50% 的条件下, 研究溶解水相对饱和度对水污染物的影响。

溶解水相对饱和度对水污染物的影响如图 7 所示。由图 7 可知, 溶解水相对饱和度与析出水量成正比, 且游离水总量随溶解水相对饱和度的增大而增加。

本文计算条件下, 溶解水相对饱和度 100% 共生成游离水 0.793 L, 为初始溶解度 40% 时 0.335 L 的 2.37 倍, 可以看出溶解水相对饱和度对于水污染物生成影响较大, 因此控制燃油中的溶解水相对饱和度是减少水污染物生成量的有效手段。

4 种因素对最终游离水量的影响如表 2 所示。

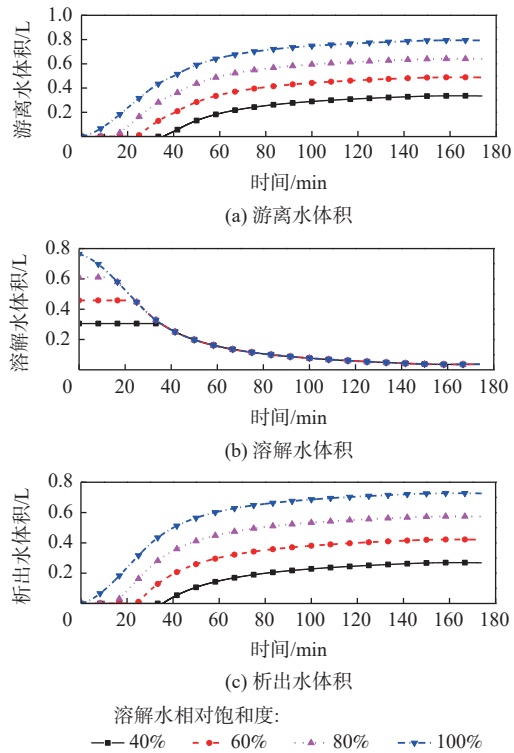


图 7　溶解水相对饱和度对水污染物的影响

Fig. 7　Effect of relative saturation of dissolved water on water contaminant

由表 2 可知, 这 4 种因素对水污染物的影响从大到小分别为初始温度、溶解水相对饱和度、载油率、初始相对湿度。

表 2　4 种因素对最终游离水量的影响

Table 2　Effects of four factors on final free water amount

初始温度/K	游离体积(初始温度下)/L	初始相对湿度/%	游离体积(初始相对湿度下)/L	载油率/%	游离体积(载油率下)/L	溶解水相对饱和度/%	游离体积(溶解水相对饱和度)/L
270	0.318	20	0.596	20	0.399	20	0.182
280	0.369	40	0.619	40	0.561	40	0.335
290	0.467	60	0.640	60	0.718	60	0.487
300	0.640	80	0.660	80	0.868	80	0.640
310	0.880	100	0.680	100	1.009	100	0.793

2.5　典型飞行包线下水污染物的生成计算

为了综合分析 4 种因素耦合下水污染物的生成状况, 选用一条典型飞行包线, 飞行时长为 174 min, 爬升和下降率均为 6.35 m/s, 巡航高度为 11 km, 燃油箱总容量为 27 m^3, 飞行过程中平均燃油消耗为 48 kg/min, 参考国际标准 ISO 2533:1975 [28], 选取标准海平面温度 288.15 K 为初始温度, 初始相对湿度取 93%, 载油率取 63%, 溶解水相对饱和度取 70%, 将以上参数代入模型中进行计算。

典型飞行包线下水污染物的计算结果如图 8 所示。由图 8 可知, 在耦合条件下, 经过 20 min 的爬升后溶解水开始析出, 随后由于油箱气相空间温度的继续下降, 冷凝水开始生成, 冷凝水的聚集和析出水的沉淀导致游离水的体积在整个巡航阶段不断增加, 最后在下降阶段由于燃油温度的升高部分析出水被燃油“回吸”导致析出水和游离水的体积有所减少, 溶解水体积增多。在给定的条件下, 飞行结束时共生成 0.458 L 游离水, 其中包含 0.037 L 冷凝水和 0.42 L 析出水, 燃油中还残留 0.057 5 L 溶解水。

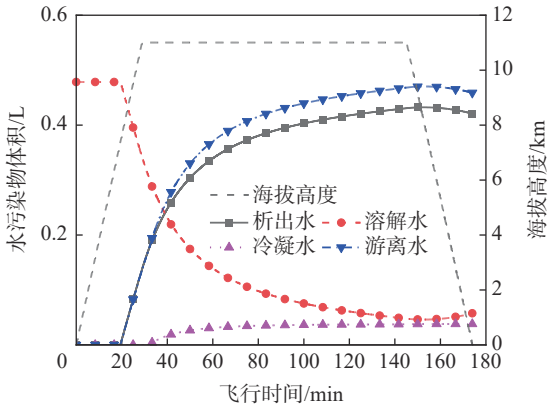


图8 典型飞行包线下水污染物的计算结果

Fig. 8 Calculation results of water contaminants under typical flight envelope

3 结 论

本文通过推导飞行过程中水污染物的内在数学关系，建立了水污染物数值模型，实现溶解水、析出水、冷凝水、游离水等水污染物的定量计算，分析了4种因素对水污染物生成特性的影响关系，为燃油箱水污染物研究提供了理论支撑。研究结果表明：

1）在本文研究的4种水污染物影响因素中，初始温度对水污染物生成的影响最大，随着初始温度的升高，冷凝水生成量呈现先减少后增加的趋势，游离水总量呈现增加的趋势，本文计算条件下初始温度310 K生成的游离水量较初始湿度270 K时增加了177%。

2）在本文研究的4个因素中，初始相对湿度对水污染物生成的影响最小，随着初始相对湿度的增加冷凝水生成量呈现增多的趋势，本文计算条件下初始相对湿度100%生成的游离水量较40%时仅增加了9.8%。

3）在载油率因素的影响下，飞机在下降阶段会产生“回吸现象”，且随着载油率的增加，“回吸现象”加强，产生的冷凝水量减少，游离水总量增加，本文计算条件下载油率100%生成的游离水量较40%时增加了79.8%。

4）在本文研究的4个因素中，溶解水相对饱和度对水污染物的影响仅次于初始温度，随着溶解水相对饱和度的增大，析出水量逐渐增多，从而导致游离水总量增加，本文计算条件下溶解水相对饱和度100%生成的游离水量较40%时增加了137%。

5）在典型飞行包线下，经过20 min爬升后游离水开始生成，在巡航阶段不断累积，在飞机降落前有所减少，最终生成了0.458 L游离水。

本文所建立的模型忽略了燃油箱气液传质的过程，存在局限性，未来将进一步完善该模型，并通过实验验证其准确性。

参考文献（References）

[1] PASSMAN F. Microbial contamination and its control in fuels and fuel systems since 1980—a review[J]. International Biodeterioration & Biodegradation, 2013, 81: 88-104.

[2] HILL E C, HILL G C. Microbial contamination and associated corrosion in fuels, during storage, distribution and use[J]. Advanced Materials Research, 2008, 38: 257-268.

[3] BRANCH A A I. Report on the accident to Boeing 777-236ER, GYMMM [R]. Hampshire: Air Accidents Inves-tigation Branch, 2010.

[4] LAM J, HETHERINGTON J I, CARPENTER M. Ice growth in aviation jet fuel[J]. Fuel, 2013, 113: 402-406.

[5] ORESHENKOV A V. Accumulation of water in jet fuels. mathematical modeling of the process[J]. Chemistry and Technology of Fuels and Oils, 2004, 40(5): 320-325.

[6] HEMIGHAUS G, BOVAL T, BACHA J, et al. Aviation fuels technical review[M]. California: Chevron Corporation, 2006: 1-90.

[7] BAENA S, LAWSON D C P, W LAM D J K. Cold fuel test rig to investigate ice accretion on different pump inlet filter-mesh screens[C]// Proceedings of 28th International Congress of the Aeronautical Sciences. Brisbane: International Council of the Aeronautical Sciences, 2012: 3679-3689.

[8] LAWSON C P, LIM K M. The state-of-the-art and the future of water management within fuel tanks[C]// Proceedings of 26th International Congress of the Aeronautical Sciences. Alaska: International Council of the Aeronautical Sciences, 2008: 2087-2097.

[9] BAENA S, LAM J K W, LAWSON C. Effects of ice accre-tion in an aircraft protective mesh strainer of a fuel pump[C]// SAE Technical Paper Series. Warrendale: SAE International, 2015: 2449-2457.

[10] SCHMITZ M, SCHMITZ G. Experimental study on the accretion and release of ice in aviation jet fuel[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 82/83: 294-303.

[11] LAM J K W, CARPENTER M D, WILLIAMS C A, et al. Water solubility characteristics of current aviation jet fuels[J]. Fuel, 2014, 133: 26-33.

[12] NAYA S, CAO R, FRANCISCO-FERNÁNDEZ M, et al. Estimating water and solid impurities in jet fuel from ISO codes[J]. Energy & Fuels, 2013, 27(12): 7858-7867.

[13] BAENA-ZAMBRANA S, REPETTO S L, LAWSON C P, et al. Behaviour of water in jet fuel—a literature review[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2013, 60: 35-44.

[14] LANGTON R, CLARK C, HEWITT M, et al. Aircraft fuel systems[M]. New York: Wiley, 2009.

[15] LAO L Y, RAMSHAW C, YEUNG H, et al. Behaviour of water in jet fuel in a simulated fuel tank[C]// SAE Technical Paper Series. Warrendale: SAE International, 2011.

[16] LIANG Z D. Corrosion of aluminum alloy in aircraft fuel tank compartments due to condensed water[J]. CORROSION, 1992, 48(6): 514-517.

[17] TERADA Y, LAWSON C P, SHAHNEH A Z. Analytical investig-

ation into the effects of nitrogen enriched air bubbles to improve aircraft fuel system water management[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(3): 861-870.

[18] TOMLINSON S, BARKER M, VENN D, et al. Mathematical model of water contamination in aircraft fuel tanks[C]// SAE Technical Paper Series. Warrendale: SAE International, 2011.

[19] ZHEREBTSOV V L, PEGANOVA M M. Water solubility versus temperature in jet aviation fuel[J]. Fuel, 2012, 102: 831-834.

[20] CARPENTER M D, HETHERINGTON J I, LAO L, et al. Behaviour of water in aviation fuels at low temperature[C]//12th International Conference on Stability, Handling and Use of Liquid Fuels. Florida: International Association for Stability Handling and Use of Liquid Fuels, Inc. , 2011: 1036-1062.

[21] WETTERWALD M, LAWSON C, LAM J. Feasibility study of OBIGGS for water contamination control in aircraft fuel tanks[C]// Proceedings of the 10th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Conference. Reston: AIAA, 2010.

[22] Federal Aviation Administration (FAA). Airworthiness standards: Transport Category: 14 CFR Part 25 [S]. Washington: CFR, 2013.

[23] 中国民用航空总局. 中国民用航空规章第 25 部: 运输类飞机适航标准: CCAR-25-R3—2001[S/OL]. [2001-05-14]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/MHGZ/201511/P020151103350126412647.pdf.
Civil Aviation Administration of China. Civil Aviation Regulations of China, Part 25: Airworthiness standards for transport aircraft: CCAR-25-R3—2001[S/OL]. [2001-05-14]. http://www.caac.gov.cn/XXGK/XXGK/MHGZ/201511/P020151103350126412647.pdf(in Chinese).

[24] CHEN T, XU X, HU J Q, et al. Water behavior of current jet fuel versus operating conditions: Storage time, temperature, relative humidity and anti-icing agent[J]. Fuel, 2022, 309: 122088.

[25] KARGER D N, CONRAD O, BÖHNER J, et al. Climatologies at high resolution for the earth's land surface areas[J]. Scientific Data, 2017, 4: 170122.

[26] BOGLER A, LIN S H, BAR-ZEEV E. Biofouling of membrane distillation, forward osmosis and pressure retarded osmosis: Principles, impacts and future directions[J]. Journal of Membrane Science, 2017, 542: 378-398.

[27] HUANG J Y, LIN C J, LI Y, et al. Effects of humidity, aerosol, and cloud on subambient radiative cooling[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2022, 186: 122438.

[28] International Organization for Standardization. Standard atmosphere: ISO 2533: 1975[S]. Geneva: ISO, 1975: 1-3.

Numerical modeling of water contaminants in aircraft fuel tank

YANG Wenju[1, 2], SHAO Lei[1, 2, *], LIU Weihua[1, 3], HE Jiawei[1, 2], CHEN Bohan[1]

(1. School of Aeronautics, Chongqing Jiaotong University, Chongqing 400074, China;
2. The Green Aerotechnics Research Institute, Chongqing Jiaotong University, Chongqing 401120, China;
3. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to study the effects of initial temperature, initial relative humidity, fuel load, and relative saturation of dissolved water on dissolved water, condensed water, precipitated water, and free water, this paper established a water contaminant generation model based on the heat and mass transfer equation. The results show that: Among the four factors, the initial temperature has the greatest influence on the formation of water contaminants. With the increase in the initial temperature, the condensed water decreases first and then increases, and the free water increases. The free water generated at the initial temperature of 310 K is 177% higher than that generated at 270 K. The effect of initial relative humidity is the smallest. With the increase in the initial relative humidity, the condensed water shows an increasing trend, and the initial relative humidity of 100% results in a generation of 0.68 L of condensed water, which is 1.1 times 0.619 L generated at the initial relative humidity of 40%. The increase in fuel load will lead to the phenomenon of fuel re-absorption in the descent stage, and with the increase in fuel load, the phenomenon of fuel re-absorption is strengthened. The amount of condensed water shows a decreasing trend, while the free water shows an increasing trend. When the fuel load is 100%, 1.009 L of free water is generated, which is 1.79 times 0.561 L generated at the fuel load of 40%. The increase in the relative saturation of dissolved water will lead to an increase in the amount of precipitated water, thus increasing the total amount of free water. The total free water generated at the relative saturation of the dissolved water of 100% is 0.793 L, which is 2.37 times 0.335 L generated at the initial solubility of 40%.

Keywords: aircraft fuel tank; water contaminant; initial temperature; initial relative humidity; fuel load; relative saturation of dissolved water

Received: 2022-10-10; **Accepted**: 2022-12-30; **Published Online**: 2023-01-31 14:34

URL: link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230131.1105.001

Foundation items: Natural Science Foundation of Chongqing (CSTB2022NSCQ-MSX1301); Research Fund of Key Laboratory of Aircraft Environment Control and Life Support, MIIT (KLAECLS-E-202002); Science and Technology Research Program of Chongqing Municipal Education Commission (KJQN201900738); Chongqing Jiaotong University Graduate Research Innovation Project (CYS22435)

* **Corresponding author**. E-mail: shaolei@cqjtu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0860

基于信号变分分解的无线电引信抗干扰方法

蔡鑫[1]，陈齐乐[1]，孔志杰[2]，乔彩霞[3]，郝新红[1,*]

(1. 北京理工大学 机电动态控制重点实验室，北京 100081；2. 中国运载火箭技术研究院，北京 100076；
3. 北京无线电计量测试研究所，北京 100009)

摘 要：脉冲多普勒引信在受到扫频式干扰时，引信接收机信道被干扰信号饱和从而导致引信出现早炸或瞎火。脉冲多普勒引信通过波形设计及多维度特征识别可以避免因干扰信号而错误启动，但如何在扫频式干扰压制下检测真实目标仍是一个难题。针对上述问题，建立了扫频式干扰作用下脉冲多普勒引信中频信号模型，并提出了基于信号变分分解的引信抗扫频式干扰方法。所提方法利用全变分正则化将中频信号分解为脉冲、低频正弦波和高频噪声3个分量，保留并处理对应目标回波信号的脉冲分量即可检测真实目标。通过仿真验证了方法的有效性，结果表明：所提方法在0～20 dB的干信比条件下仍能有效分离目标回波及干扰信号，大大提高了脉冲多普勒引信在扫频式干扰作用下的目标检测能力。

关 键 词：脉冲多普勒引信；扫频式干扰；抗干扰方法；信号变分分解；全变分正则化
中图分类号：TJ43+4.1
文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3587-08

脉冲多普勒引信利用弹目相对运动产生的多普勒效应获得目标的距离和速度信息，它集合了脉冲引信所具有的测距和连续波多普勒引信所具有的测速特性，具有优良的测距、测速精度，以及良好的抗地、海杂波和背景噪声干扰能力，因此被广泛用于多种类型的弹药[1-3]。但是在战场复杂电磁环境中，各种引信干扰机及电子干扰吊舱对脉冲多普勒引信构成严重的威胁，其中扫频式干扰仍是应用最广泛的一种干扰策略，其通过饱和引信接收机信道，使目标回波信号淹没在干扰信号中，造成引信“早炸”或者“瞎火”[4-6]。

针对脉冲多普勒引信的抗干扰方法已有大量研究成果，主要采用波形设计及多维度特征识别等方法提高引信抗干扰性能。文献[7-8]以处理增益为参量，分析并优化了多普勒脉冲引信的发射接收参数以提高引信抗干扰性能。文献[9]设计了基于M序列调相的脉冲多普勒引信，通过增强收发信号相干性以提高引信抗干扰性能。文献[10-11]则以脉冲多普勒引信输出的多普勒信号时域熵、频域熵、峰峰值比等多维度特征，通过聚类分析、支持向量机等方法识别目标与干扰信号。针对扫频式干扰，文献[12]采用谐波系数幅值平均的方法提高引信的抗干扰性能。上述方法虽然能够应对扫频式干扰作用下引信“早炸”的问题，但无法解决目标回波信号被干扰信号淹没导致的引信“瞎火”问题。脉冲多普勒引信在最佳位置启动的关键在于将回波脉冲分量从引信的中频信号提取出来。但脉冲信号的跳变不连续会导致信号带宽覆盖整个采样频带，难以通过傅里叶变换、小波变换[13]及经验模态分解(empirical mode decomposition, EMD)[14]等方法分析。全变分正则化滤波[15-17]则是一种可以有效检测跳变的方法，可利用该方法检测并提取

收稿日期：2022-10-30；录用日期：2022-11-28；网络出版时间：2023-01-05 07:00
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230104.1427.003
基金项目：国家自然科学基金(61871414)
*通信作者. E-mail：haoxinhong@bit.edu.cn

引用格式：蔡鑫，陈齐乐，孔志杰，等. 基于信号变分分解的无线电引信抗干扰方法[J]. 北京航空航天大学学报，2024，50(11)：3587-3594. CAI X，CHEN Q L，KONG Z J，et al. Anti-jamming method for radio fuzes based on signal variational decomposition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50(11)：3587-3594 (in Chinese).

信号幅值或相位跳变，将回波脉冲分量从成分复杂的脉冲多普勒引信中频信号中提取出来。

本文提出了基于信号变分分解的脉冲多普勒引信抗扫频式干扰方法。在分析了扫频式干扰作用下引信输出中频信号特性的基础上建立了信号变分分解算法优化目标及优化函数，并通过前后向分裂算法求解优化目标极值，实现了目标回波脉冲分量的提取。最后通过仿真验证了本文方法的有效性。

1 信号模型

1.1 脉冲多普勒引信信号

脉冲多普勒引信通过对目标回波信号全相干解调获得目标的距离和速度信息。假设脉冲多普勒引信发射信号幅度为A_{t}，频率为f_0，脉冲宽度为T_{p}，脉冲重复周期为T，则脉冲多普勒引信发射信号$s_{\mathrm{T}}(t)$可表示为

$$s_{\mathrm{T}}(t)=A_{\mathrm{t}}\sum_{k=1}^{\infty}p(t-kT)\cos(2\pi f_0 t) \tag{1}$$

式中：$p(t)=\begin{cases}1 & 0<t<T_{\mathrm{p}}\\ 0 & \text{else}\end{cases}$。

距离引信$R(t)$的目标产生的回波信号可表示为

$$s_{\mathrm{R}}(t)=A_{\mathrm{r}}\sum_{k=1}^{\infty}p\left(t-kT-\frac{2R(t)}{c}\right)\cos\left(2\pi f_0\left(t-\frac{2R(t)}{c}\right)\right) \tag{2}$$

式中：A_{r}为目标回波信号幅度；c为光速。

1.2 扫频式干扰信号

扫频式干扰是指干扰信号带宽覆盖引信工作频率，干扰信号频率在带宽内按一定规律来回摆动的干扰方式。假设干扰信号扫描起始频率为f_{j}，扫描带宽为B，扫描点数为P，每个频点驻留时间为T_{dw}，则干扰信号$s_{\mathrm{J}}(t)$可表示为

$$s_{\mathrm{J}}(t)=\sum_{u=-\infty}^{\infty}\sum_{p=0}^{P-1}m(t_{p,u})\cos\left(2\pi\left(f_{\mathrm{j}}+p\frac{B}{P}\right)t_{p,u}\right) \tag{3}$$

式中：$t_{p,u}=t-pT_{\mathrm{dw}}-uPT_{\mathrm{dw}}$；$m(t)=\begin{cases}1 & 0<t<T_{\mathrm{dw}}\\ 0 & \text{else}\end{cases}$。

1.3 扫频式干扰作用下引信输出的中频信号

脉冲多普勒引信接收到信号后，将该信号同本地参考信号混频获得中频输出：

$$s_{\mathrm{IF}}(t)=\delta_{\mathrm{e}}\sum_{k=1}^{\infty}p\left(t-kT-\frac{2R(t)}{c}\right)\cos\left(2\pi f_0\frac{2R(t)}{c}\right)+\delta_{\mathrm{j}}\sum_{u=-\infty}^{\infty}\sum_{p=0}^{P-1}m(t_{p,u})\cos\left(2\pi\left(f_{\mathrm{j}}-f_0+p\frac{B}{P}\right)t_{p,u}\right)+w(t) \tag{4}$$

式中：δ_{e}为目标回波能量系数；δ_{j}为干扰信号能量系数；$w(t)$为接收噪声。通常情况下，进入引信接收机的干扰信号能量大于其判决门限，从而导致接收机信道饱和。针对仅采用门限判决检测方法的引信，扫频式干扰作用效果表现为引信检测到大量虚假目标，导致“早炸”；针对仅采用多维度特征识别检测方法的引信，扫频式干扰作用效果则表现为引信无法检测到目标，导致“瞎火”。

2 基于信号变分分解的抗扫频式干扰方法

2.1 基于信号变分分解的抗干扰方法

根据前述分析，扫频式干扰作用下，脉冲多普勒引信输出中频信号由3个分量组成：回波信号下变频后得到的包含目标距离和速度信息的脉冲$f(t)$、扫频式干扰信号下变频后得到的频率跳变的低频正弦波信号$h(t)$及电磁环境噪声$w(t)$。脉冲多普勒引信抗扫频式干扰的关键在于剔除中频信号下包含的大功率低频正弦波信号及环境噪声，保留脉冲分量并从中提取目标的距离和速度信息。本文针对扫频式干扰，设计了基于信号变分分解的抗干扰方法，总体方案如图1所示。在引信信号处理系统接收到中频信号后，采用信号变分分解算法将中频信号分解为脉冲分量、低频正弦波分量及噪声分量3部分，剔除低频正弦波分量及噪声分量，保留脉冲分量并将其送至相干解调模块以提取目标的距离和速度信息。本文方法本质上是在目标检测模块前增加了预处理算法来提高引信抗干扰性能。

2.2 信号变分分解算法原理

为分离中频信号不同分量，本文利用各分量时频及稀疏特性，采用3个不同的正则项形成优化代价函数，提出了信号变分分解算法。引信处理的信号为经AD采样后的数字信号，假设引信单次处理信号点数为N，则信号变分分解算法优化目标及优化函数可表示为

$$\begin{cases}\{\hat{\boldsymbol{f}},\hat{\boldsymbol{h}},\hat{\boldsymbol{w}}\}=\min\limits_{\boldsymbol{f},\boldsymbol{h},\boldsymbol{w}\in\mathbf{R}^N}F(\boldsymbol{f},\boldsymbol{h},\boldsymbol{w})\\ F(\boldsymbol{f},\boldsymbol{h},\boldsymbol{w})=\dfrac{1}{2}\|\boldsymbol{s}_{\mathrm{IF}}-\boldsymbol{f}-\boldsymbol{h}-\boldsymbol{w}\|_2^2+\\ \qquad\lambda_1\sum\limits_{i=1}^{N}\phi\left(\left\|[\boldsymbol{D}\boldsymbol{f}]_i\right\|;a\right)+\lambda_2\|\boldsymbol{H}\boldsymbol{h}\|_2^2+\lambda_3\|\boldsymbol{w}\|_{\mathrm{H}^{-1}}^4\end{cases} \tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{s}_{\mathrm{IF}}$、$\boldsymbol{f}$、$\boldsymbol{h}$和$\boldsymbol{w}$分别为中频信号及各个分量经AD采样后形成的矢量；$\boldsymbol{D}$、$\boldsymbol{H}$分别为经过诺依曼边界条件补偿的一阶、二阶差分矩阵；λ_1、λ_2、λ_3为正则化参数，$\|\|_{\mathrm{H}^{-1}}$为负索伯列夫空间距离；$\phi(t;a)$为稀疏增强函数，表达式为

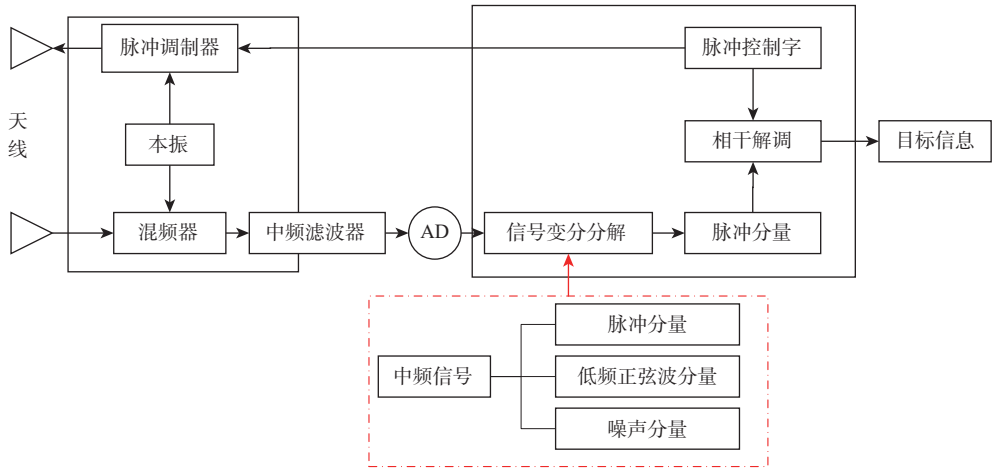


图 1　本文方法总体方案

Fig. 1　General scheme of proposed method

$$\phi(t;a)=\begin{cases}-\dfrac{a}{2}t^2+\sqrt{2a}t & t\in[0,\sqrt{2/a})\\ 1 & t\in[\sqrt{2/a},+\infty)\end{cases} \tag{6}$$

其中: a为非凸度控制参数。

根据负索伯列夫空间的性质 $\|\boldsymbol{w}\|_{\mathrm{H}^{-1}}=\|\boldsymbol{g}\|_2$, $\boldsymbol{w}=\boldsymbol{D}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{g}$, 式 (5) 中优化函数可转化为

$$F(\boldsymbol{f},\boldsymbol{h},\boldsymbol{g})=\min_{\boldsymbol{f},\boldsymbol{h},\boldsymbol{w}\in\mathbf{R}^N}\frac{1}{2}\left\|\boldsymbol{s}_{\mathrm{IF}}-\boldsymbol{f}-\boldsymbol{h}-\boldsymbol{D}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{g}\right\|_2^2+$$
$$\lambda_1\sum_{i=1}^{N}\phi\left(\left\|[\boldsymbol{Df}]_i\right\|;a\right)+\lambda_2\|\boldsymbol{Hh}\|_2^2+\lambda_3\|\boldsymbol{g}\|_2^4 \tag{7}$$

该优化函数包括 3 个待求解向量, 可以通过交替迭代搜索各向量的极小值。取 $\boldsymbol{x}=[\boldsymbol{h},\boldsymbol{g}]\in\mathbf{R}^{2N}$, 则迭代过程可表示为

$$\boldsymbol{f}^{i+1}=\arg\min_{\boldsymbol{f}\in\mathbf{R}^N}F(\boldsymbol{f},\boldsymbol{x}^i) \tag{8}$$

$$\boldsymbol{x}^{i+1}=\arg\min_{\boldsymbol{x}\in\mathbf{R}^{2N}}F(\boldsymbol{f}^{i+1},\boldsymbol{x}) \tag{9}$$

式 (9) 为凸优化问题, 可以直接通过一阶导数获得其极值:

$$\boldsymbol{x}^{i+1}=\boldsymbol{L}^{-1}\boldsymbol{y} \tag{10}$$

式中: $\boldsymbol{L}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_N+\lambda_2\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H} & \boldsymbol{D}\\ \boldsymbol{D} & \boldsymbol{DD}^{\mathrm{T}}+2\lambda_3\left\|\boldsymbol{g}^i\right\|_2^2\boldsymbol{I}_N\end{bmatrix}$;
$\boldsymbol{y}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{s}_{\mathrm{IF}}-\boldsymbol{f}^{i+1}\\ \boldsymbol{D}(\boldsymbol{s}_{\mathrm{IF}}-\boldsymbol{f}^{i+1})\end{bmatrix}$。

式 (8) 为非凸非连续函数, 无法直接求解其导函数, 采用前后向分裂迭代算法求解其极值。根据前述内容, 式 (8) 可简化为

$$\boldsymbol{f}^{i+1}=\arg\min_{\boldsymbol{f}\in\mathbf{R}^N}\frac{1}{2}\|\boldsymbol{q}-\boldsymbol{f}\|_2^2+\lambda_1\sum_{i=1}^{N}\phi(\left\|[\boldsymbol{Df}]_i\right\|;a) \tag{11}$$

式中: $\boldsymbol{q}=\boldsymbol{s}_{\mathrm{IF}}-\boldsymbol{h}^i-\boldsymbol{D}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{g}^i$。根据文献 [16] 可知, 当满足 $0\leqslant a\leqslant 1/4\lambda_1$ 时, 可以认为式 (11) 为凸函数, 且存在极值。根据前后向分裂算法原理可获得如下迭代过程。

$$\boldsymbol{z}^i=a\boldsymbol{D}^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{Df}^i-\mathrm{soft}_{1/a}(\boldsymbol{Df}^i)] \tag{12}$$

$$\boldsymbol{f}^{i+1}=\arg\min_{\boldsymbol{f}\in\mathbf{R}^N}\frac{1}{2}\left\|\boldsymbol{s}_{\mathrm{IF}}+\lambda_1\boldsymbol{z}^i-\boldsymbol{f}\right\|_2^2+\lambda_1\|\boldsymbol{Df}\|_1 \tag{13}$$

式中: $\mathrm{soft}_{1/a}(t)=\begin{cases}0, & |y|<1/a\\ (|t|-\lambda)\mathrm{sign}(t), & |y|>1/a\end{cases}$ 为软阈值函数, 式 (13) 可以通过文献 [17] 所提方法求解。

给定初始状态 $\boldsymbol{f}=\boldsymbol{0}^N,\boldsymbol{h}=\boldsymbol{0}^N,\boldsymbol{g}=\boldsymbol{0}^N$, 通过迭代更新式 (11)～式 (13) 即可将中频信号中的不同成分进行分离。信号变分分解算法流程如图 2 所示。

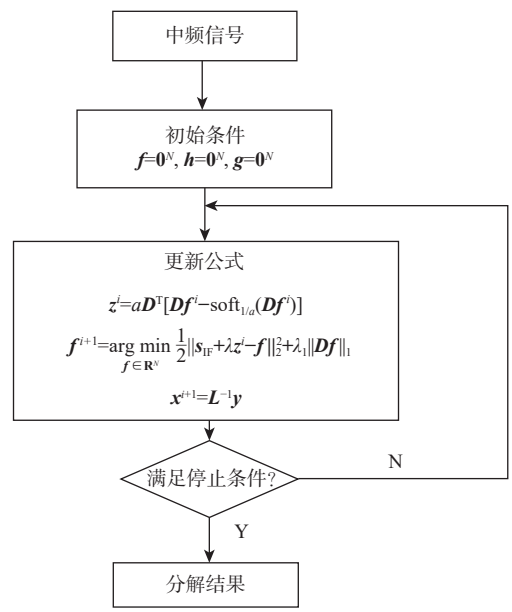


图 2　信号变分分解算法流程

Fig. 2　Flow chart of signal variational decomposition algorithm

2.3　信号变分分解算法的本质

根据信号变分分解算法原理, 其通过 3 个不同的正则项获取引信中频信号的不同成分。其中脉冲分量将非凸稀疏增强正则项 $\sum_{i=1}^{N}\phi\left(\left\|[\boldsymbol{Df}]_i\right\|;a\right)$ 作为约束条件, 并通过前后向分裂算法迭代求解获得。该正则项本质上可以理解为一个信号跳变检测器, 同基于 L1 范数正则项的经典全变分跳变检

测不同，非凸稀疏增强函数的引入增强了信号跳变的检测效果，并且能够避免L1范数引起的信号能量变化。根据其求解过程，当$\boldsymbol{z}=\boldsymbol{0}$时，式(13)蜕化为一个经典全变分正则化算法，可以用来检测信号的跳变；式(12)所得中间变量$\boldsymbol{z}$为脉冲的拉普拉斯算子，同样可以理解为一个跳变检测器。因而该方法本质上是在经典全变分优化的基础上引入一个拉普拉斯算子增强脉冲的边沿效果，实现脉冲分量的分离。基于非凸稀疏增强正则项的分离结果及其局部方法示意如图3所示。

干扰信号导致的正弦波分量则利用二阶导数正则项作为约束条件求解获得，二阶导数正则项可起到提取平滑正弦波的作用。高频噪声则利用负索伯列夫空间投影正则项求解，负索伯列夫空间投影将信号频率转化为信号幅值(如图4所示)，频域

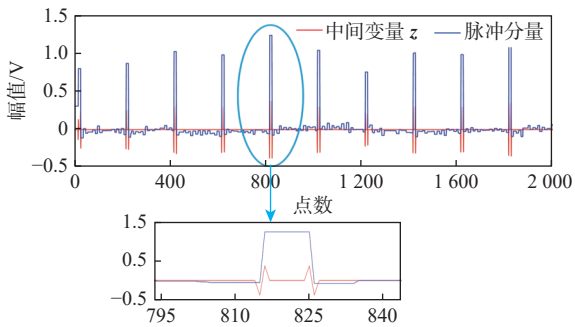


图3 基于非凸稀疏增强正则项的分离结果及其局部方法示意

Fig. 3 Detection results based on non-convex sparse enhanced regularization

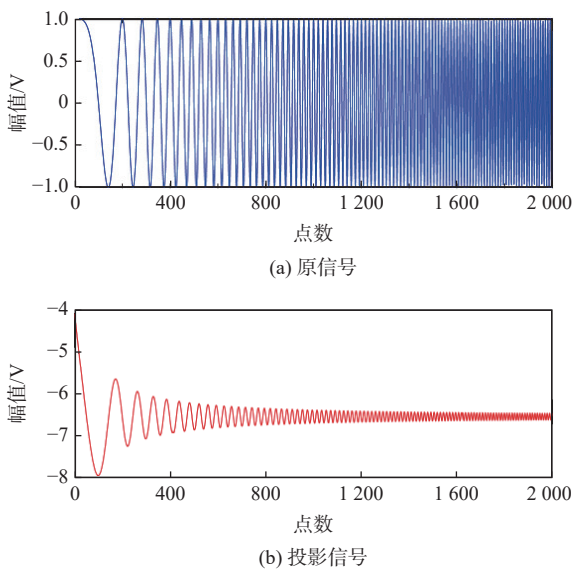


图4 负索伯列夫空间投影示意

Fig. 4 Schematic diagram of negative Sobolev space projection

越高其投影能量越小，因而负索伯列夫空间投影正则项可以起到提取噪声的作用。

综上，信号变分分解算法通过变分正则项提取中频信号中的脉冲分量，再将剩余分量利用二阶导数正则项和负索伯列夫空间投影正则项分别提取，最终将中频信号3部分完全分离。需要注意的是，由于优化函数主体采用功率最小准则，因而必须同时检测，而不能只检测脉冲分量，否则会引起优化函数不正定，导致无解或解不唯一。

3 仿真分析

本文通过MATLAB仿真验证本文方法，信号变分分解算法正则化参数$a=1.1$，$\lambda_1=0.2$，$\lambda_2=11.9$，$\lambda_3=0.005$，迭代次数为100，脉冲多普勒引信及干扰机参数如表1所示。

在干信比为0 dB的扫频式干扰作用下，脉冲多普勒引信的中频信号及经信号变分分解所得的各个分量仿真结果如图5所示。从仿真结果可见，在扫频式干扰作用下，脉冲多普勒引信输出中频信号包含目标回波下变频后的脉冲分量、扫频式干扰下变频后的低频正弦波，以及环境噪声。低频正弦波信号能量接近或者大于脉冲分量，能够淹没回波信号脉冲分量，饱和引信接收机信道判决门限，从而导致引信无法有效探测目标。信号变分分解算法则能够将中频信号中的不同成分分量有效分离，其所得脉冲分量、低频正弦波分量及高频噪声分量仿真分别如图5(b)～图5(d)所示。从仿真结果可以看出，本文方法能够将中频信号中的各成分分量有效分离，因而引信可以通过该方法剔除低频正弦波分量及噪声分量，保留脉冲分量，并从脉冲分量中获得目标信息，从而提高引信抗干扰性能。需要注意的是，利用信号变分分解算法提取脉冲分量时，受到扫频式干扰影响，算法所得脉冲分量存在一个随机直流偏置，为避免直流偏置对相关检测产生不利影响，可以将其剔除。

在干信比为10 dB和20 dB的扫频式干扰作用下，脉冲多普勒引信的中频信号及经信号变分分解所得的各个分量仿真结果分别如图6和图7所示。从仿真结果可以看出，在较高干信比的扫频式干扰作用下，本文方法仍能够将中频信号中的各成分分量有效分离。

在扫频式干扰作用下，引信采用信号变分分解

表1 脉冲多普勒引信及干扰机参数

Table 1 Simulation parameters of pulse doppler fuze and jammer parameters

载波频率/MHz	采样频率/GHz	采样时间/μs	脉宽/ns	脉冲周期/μs	扫频起始频率/MHz	扫描带宽/MHz	扫描点数	驻留时间/μs	干信比/dB
200	2	11	50	1	190	20	10	1	0

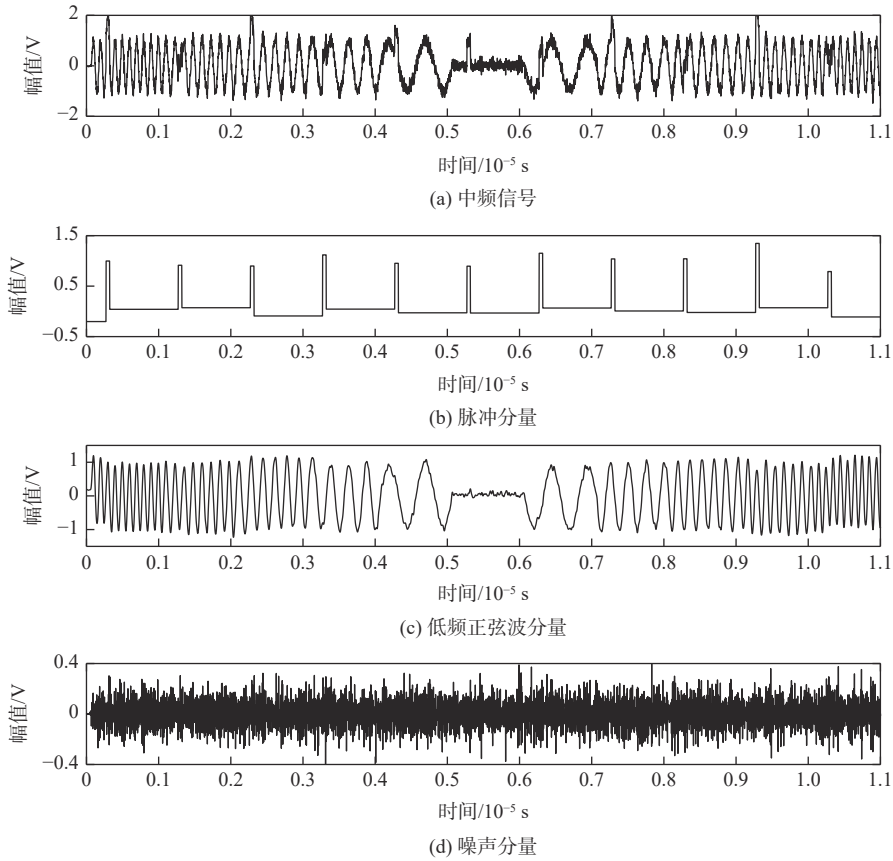


图 5　引信中频信号及变分分解算法仿真结果

Fig. 5　Intermediate frequency signal of fuze and simulation results of signal variational decomposition algorithm

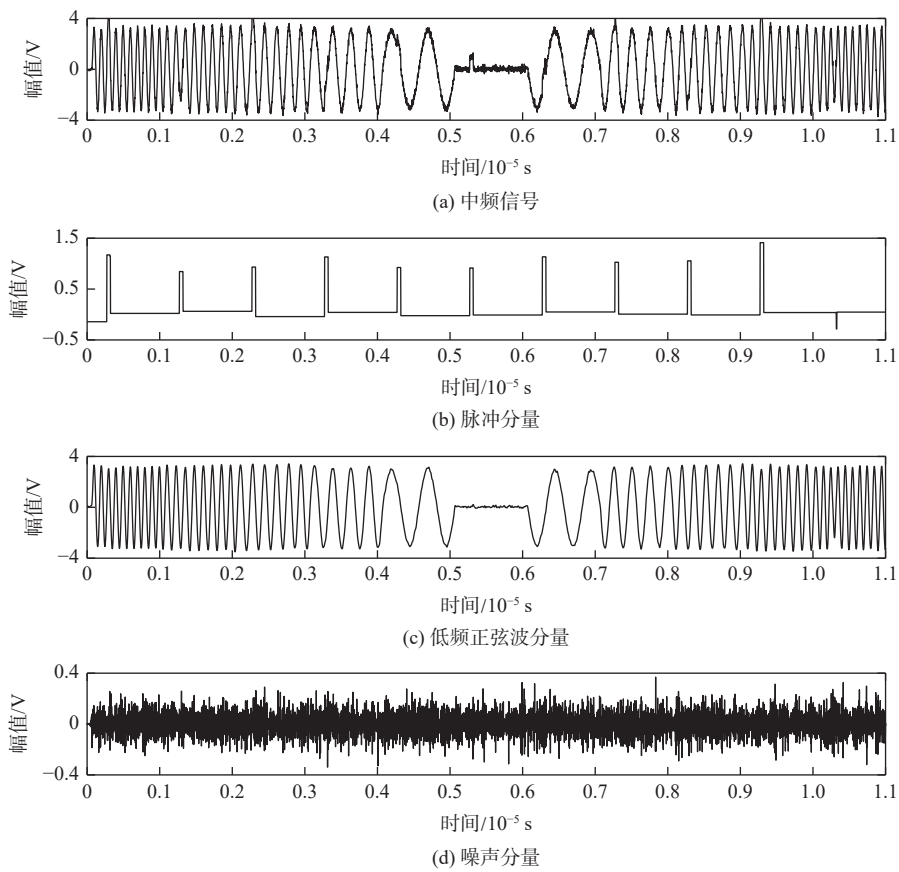


图 6　干信比为 10 dB 条件下算法仿真结果

Fig. 6　Algorithm simulation results under jamming signal ratio of 10 dB

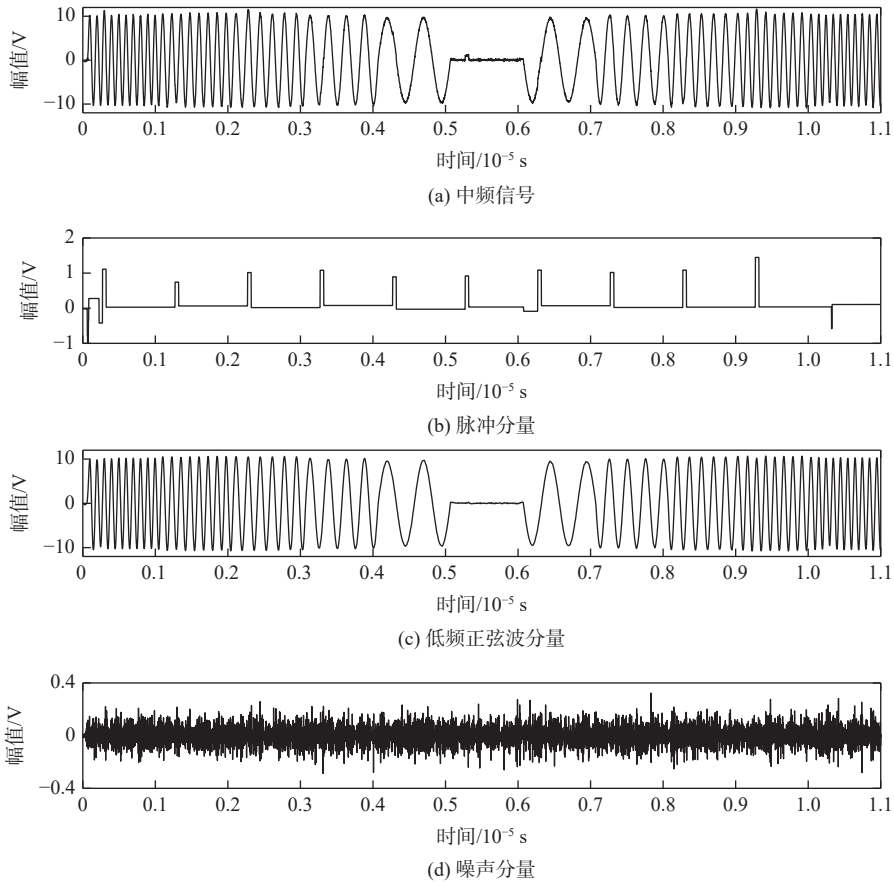


图 7 干信比为 20 dB 条件下算法仿真结果

Fig. 7 Algorithm simulation results under under jamming signal ratio of 20 dB

算法前后的探测性能仿真结果如图 8 所示，其中图 8(a) 为未采用信号变分分解算法时引信的输出，图 8(b) 为采用信号变分分解算法后引信的输出。从仿真结果可以看出，当未采用信号变分分解算法时，目标回波信号被完全淹没在扫频信号中，引信接收机信道饱和而无法有效探测目标；采用信号变分分解算法则能够有效将扫频式干扰及高频噪声从中频信号中分离并剔除，大大提高了引信的目标检测能力。

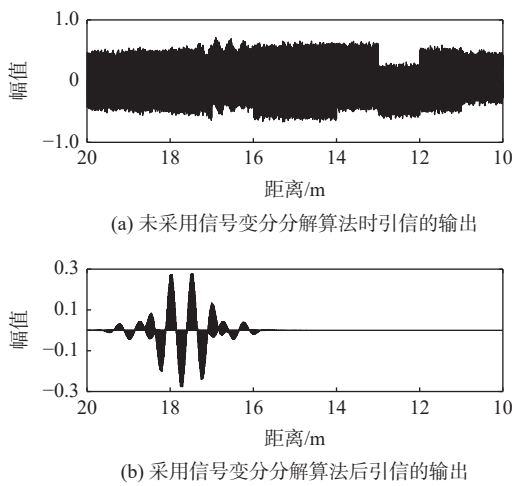


图 8 引信探测性能仿真结果

Fig. 8 Simulation results of fuze detection performance

4 结 论

针对脉冲多普勒引信在扫频式干扰作用下，因引信接收机被干扰信号饱和导致引信检测出大量虚假目标导致的引信“早炸”或者无法检测到真实目标回波引起的引信“瞎火”，提出了基于信号变分分解的抗干扰方法，通过仿真验证了方法的有效性，并形成如下结论：

1）在 0～20 dB 的干信比条件下，基于信号变分分解的抗干扰方法能够从包含扫频式干扰及电磁环境噪声的脉冲多普勒引信中频信号中有效提取目标回波脉冲分量。

2）可以利用本文方法，将扫频式干扰及电磁环境噪声从中频信号中分离并剔除，从而抑制扫频式干扰对引信的影响，提高引信的抗干扰性能。

参考文献（References）

[1] 梁棠文, 李玉清, 蒲开忠, 等. 防空导弹引信设计及仿真技术[M]. 北京: 宇航出版社, 1995: 199-250.
LIANG T W, LI Y Q, PU K Z, et al. Design and simulation technology of fuze for air defense missile[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1995: 199-250(in Chinese).

[2] 崔占忠, 宋世和, 徐立新. 近炸引信原理[M]. 第 3 版. 北京: 北京

理工大学出版社, 2009: 112-119.
CUI Z Z, SONG S H, XU L X. Principle of proximity fuze[M]. 3rd ed. Beijing: Beijing Insititute of Technology Press, 2009: 112-119(in Chinese).

[3] 赵惠昌. 无线电引信设计原理与方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012: 153-162.
ZHAO H C. Fundamentals and methodology of radio fuze[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012: 153-162(in Chinese).

[4] ANDREW D, WILLIAM O. ALQ-218(V)(ICAP III)[J]. Electronic Warfare Forecast, 2007(4): 24-29.

[5] 张旭东, 郑世举, 余德瑛. 国外无线电引信干扰机的发展状况[J]. 制导与引信, 2004, 25(4): 22-25.
ZHANG X D, ZHENG S J, YU D Y. The development of radio fuze jammer abroad[J]. Guidance & Fuze, 2004, 25(4): 22-25(in Chinese).

[6] 谭显裕. 国外机载电子干扰吊舱的现状及发展[J]. 现代防御技术, 2004, 32(2): 66-72.
TAN X Y. Current situation and development about airborne electronic jamming pod abroad[J]. Modern Defence Technology, 2004, 32(2): 66-72(in Chinese).

[7] 刘少坤, 闫晓鹏, 栗苹, 等. 脉冲多普勒引信抗周期调制干扰性能研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(5): 1018-1025.
LIU S K, YAN X P, LI P, et al. Anti-periodic modulation jamming performance of pulse Doppler fuze[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(5): 1018-1025(in Chinese).

[8] 李泽, 栗苹, 郝新红, 等. 脉冲多普勒引信抗有源噪声干扰性能研究[J]. 兵工学报, 2015, 36(6): 1001-1008.
LI Z, LI P, HAO X H, et al. Anti-active noise jamming performance of pulse Doppler fuze[J]. Acta Armamentarii, 2015, 36(6): 1001-1008(in Chinese).

[9] 于洪海, 闫晓鹏, 贾瑞丽, 等. M 序列伪码调相脉冲多普勒引信抗干扰性能研究[J]. 兵工学报, 2020, 41(3): 417-425.
YU H H, YAN X P, JIA R L, et al. Research on anti-jamming performance of M-sequence pseudo-random code phase modulation pulse Doppler fuze[J]. Acta Armamentarii, 2020, 41(3): 417-425(in Chinese).

[10] DAI J, HAO X H, LI Z, et al. Adaptive target and jamming recognition for the pulse Doppler radar fuze based on a time-frequency joint feature and an online-updated naive Bayesian classifier with minimal risk[J]. Defence Technology, 2022, 18(3): 457-466.

[11] 代健, 李泽, 郝新红, 等. 基于目标联合特征提取的脉冲多普勒引信抗干扰方法[J]. 兵工学报, 2019, 40(2): 225-233.
DAI J, LI Z, HAO X H, et al. Anti-jamming method for pulse Doppler fuze based on joint feature extraction of target signal[J]. Acta Armamentarii, 2019, 40(2): 225-233(in Chinese).

[12] 陈齐乐, 郝新红, 闫晓鹏, 等. 基于谐波系数幅值平均的复合调制引信抗扫频式干扰方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(7): 1317-1324.
CHEN Q L, HAO X H, YAN X P, et al. Anti sweep jamming method of hybrid modulation fuze based on harmonic coefficient amplitude averaging[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(7): 1317-1324(in Chinese).

[13] DAUBECHIES I, LU J F, WU H T. Synchrosqueezed wavelet transforms: An empirical mode decomposition-like tool[J]. Applied and Computational Harmonic Analysis, 2011, 30(2): 243-261.

[14] HUANG N E, SHEN Z, LONG S R, et al. The empirical mode decomposition and the Hilbert spectrum for nonlinear and non-stationary time series analysis[J]. Proceedings of the Royal Society of London Series A, 1998, 454(1971): 903-998.

[15] CONDAT L. A direct algorithm for 1-D total variation denoising[J]. IEEE Signal Processing Letters, 2013, 20(11): 1054-1057.

[16] SELESNICK I, LANZA A, MORIGI S, et al. Non-convex total variation regularization for convex denoising of signals[J]. Journal of Mathematical Imaging and Vision, 2020, 62(6): 825-841.

[17] CICONE A. Iterative filtering as a direct method for the decomposition of nonstationary signals[J]. Numerical Algorithms, 2020, 85(3): 811-827.

Anti-jamming method for radio fuzes based on signal variational decomposition

CAI Xin[1]，CHEN Qile[1]，KONG Zhijie[2]，QIAO Caixia[3]，HAO Xinhong[1,*]

(1. Science and Technology on Electromechanical Dynamic Control Laboratory，Beijing Institute of Technology，Beijing 100081，China；
2. China Academy of Launch Vehicle Technology，Beijing 100076，China；
3. Beijing Institute of Radio Metrology and Measurement，Beijing 100009，China)

Abstract：The pulse Doppler fuze experiences sweep-jamming when the jamming signal overloads the receiver channel, causing the fuze to misfire or detonate prematurely. At present, pulse Doppler fuze can avoid false start due to jamming signal by waveform design and multi-dimensional feature recognition, but how to detect the real target under sweep-jamming is still a difficult problem. Aiming at the above problem, the intermediate frequency signal model of pulse Doppler fuze under sweep-jamming is established, and the method of fuze anti-jamming based on signal variational decomposition is proposed. The method uses total variation regularization to decompose the intermediate frequency signal into three components: pulse, low-frequency sine wave and high-frequency noise, and the pulse is retained and processed to detect the real target. The effectiveness of the method is verified by simulation. The findings demonstrate that, even in situations where the jamming signal ratio is between 0 and 20 dB, the approach can still successfully differentiate the target echo and jamming signal. It can also significantly enhance the pulse Doppler fuze's capacity for target recognition in sweep-jamming scenarios.

Keywords：pulse Doppler fuze；sweep-jamming；anti-jamming method；signal variational decomposition；total variational regularization

Received：2022-10-30；**Accepted**：2022-11-28；**Published Online**：2023-01-05 07：00

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230104.1427.003

Foundation item：National Natural Science Foundation of China (61871414)

* **Corresponding author**. E-mail：haoxinhong@bit.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0872

基于 IPSO-AM-LSTM 的飞机地面空调能耗预测

刘涵，林家泉*

(中国民航大学 电子信息与自动化学院，天津 300300)

摘 要：作为一个复杂的热力系统，飞机地面空调能耗受到多种因素的影响，包括各种天气数据和时间特征。为提升飞机客舱使用地面空调制冷时地面空调能耗预测精度，构造了一种基于长短时记忆网络 (LSTM) 的地面空调能耗预测模型。该模型融合长短时记忆网络和注意力机制构建预测部分，用于提取和利用数据中的时序信息，并以预测精度作为算法的适应度函数，提出一种基于改进粒子群优化 (IPSO) 算法的超参数优化方法，与标准粒子群优化 (PSO) 算法相比，该优化算法将迭代次数与适应度相结合，构建了惯性权重的动态调节函数，对其进行动态调节，并引入粒子到全局最优位置的距离参数，提出一种粒子交叉策略，提高粒子群的多样性。所提方法在实际数据集上的仿真预测结果的均方误差为 4.394，平均绝对百分比误差为 0.774%，决定系数为 0.968。与其他预测方法进行对比，结果表明：所提方法有更高的准确度。

关 键 词：飞机客舱；地面空调；能耗预测；粒子群优化；长短时记忆神经网络

中图分类号：V351.3

文献标志码：A **文章编号**：1001-5965(2024)11-3595-08

随着中国经济的发展和人口增长的加快，社会对能源的需求日益增加，对环境的保护意识也逐渐增强。为减少航空煤油燃烧对环境的污染，提高配电效率，减少能源浪费，中国民用机场主要采用地面专用设备代替飞机辅助动力系统(auxiliary power unit, APU)，从而为飞机地面作业提供动力和空调供应。因此设计准确的地面空调能耗预测模型对机场绿色减排的推动起着至关重要的作用[1]。

然而，地面空调能耗数据的非线性、非平稳和多季节性[2]，以及它对天气条件、客舱内环境等因素的依赖性，使得准确预测能耗成为一项具有挑战性的任务。近年来，传感器技术和通信技术的快速发展为数据驱动方法提供了大量的数据支持[3]，并且由于数据驱动方法具有易用、高精度等特性，所以被广泛地应用在能耗预测中。王修岩等[4]提出使用小波神经网络来构建飞机客舱能耗预测模型，并使用混合粒子群算法对模型参数进行优化；林家泉等[5]提出使用具有短期记忆能力的 Elman 神经网络建立飞机客舱的能耗预测模型，增强模型处理动态数据的能力；Guneet 等[6]开发一种 Elman-循环神经网络 (recurrent neural network, RNN) 模型，使其能适应各种物联网驱动的建筑环境并用于预测电能消耗。以上研究均取得了较好的预测结果，但忽视了能源消耗与时间之间的关系，并且“梯度消失和梯度爆炸问题”是 RNN 一直存在的问题，因此它很难学习长期的依赖关系[7]。为解决这一问题，Hochreiter[8]提出了一种基于门单元的 RNN 结构，即长短时记忆 (long short term memory, LSTM) 网络结构。由于 LSTM 网络能保存时间特性，所以已被广泛地应用于图像处理、语音识别和医疗诊断中[9-11]。然而 LSTM 网络的超参数配置对模型的预测精度具有重大的影响[12]，因此选取一种智能算法来提高 LSTM 的性能一直是一个研究热点[13]。Ma 等[14]使用正余弦算法 (sine cosine algorithm, SCA)

收稿日期：2022-10-30；**录用日期**：2022-12-18；**网络出版时间**：2023-01-04 10:30
网络出版地址：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230103.1817.005
* **通信作者**. E-mail：jqlin@cauc.edu.cn

引用格式：刘涵，林家泉. 基于 IPSO-AM-LSTM 的飞机地面空调能耗预测 [J]. 北京航空航天大学学报，2024，50（11）：3595-3602.
LIU H，LIN J Q. Energy consumption prediction of aircraft ground air conditioning based on IPSO-AM-LSTM[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2024，50（11）：3595-3602（in Chinese）.

优化LSTM网络,对基于表面肌电信号的上肢运动联合角度进行估计,仿真结果表明,该模型在估计精度上具有显著的提升,但正余弦算法的精度和收敛性容易受到内部参数的影响,存在稳定性不佳的问题;周璇等[15]采用蚁狮优化算法优化LSTM网络,仿真结果证明了该算法在飞机地面空调能耗预测问题上有效,但预测精度仍有提升空间;Ren等[16]采用粒子群优化(particle swarm optimization, PSO)算法对LSTM网络进行优化,对锂离子电池荷电状态进行预测,结果表明,该模型在0.5%的误差范围内能收敛到真实状态,但这仅考虑了搜索空间简单、极值点较少的情况,面对复杂的搜索问题,仍需要对算法开展进一步研究。

结合上述分析,本文提出了一种基于粒子群优化长短时记忆网络(IPSO-AM-LSTM)的飞机地面空调能耗预测模型,用于飞机地面空调能耗预测。该能耗预测模型由2部分组成:预测部分和超参数优化部分。预测部分融合了LSTM网络和注意力机制(attention mechanism, AM),用于捕捉能耗数据与时间的相互关系。超参数优化部分则采用IPSO算法寻找最优的超参数配置,提高模型的预测精度。将IPSO-AM-LSTM模型用于对Boeing737-800飞机地面空调能耗预测,并与反向传播神经网络(Back propagation nerusl work, BP)、LSTM、AM-LSTM、SCA-AM-LSTM、PSO-AM-LSTM等多种模型进行比较,结果表明,该模型在均方误差、平均绝对值误差及决定系数上都具有显著的优势。

1 相关理论

1.1 LSTM神经网络

RNN是一种用于处理时间序列的神经网络,与传统卷积神经网络(convolutional neural network, CNN)相比,其采用循环结构来替代前馈神经网络的隐含层。在信息传递过程中,每个周期都会留下部分信息在当前神经元中,将其作为下一个神经元的输入。然而,当输入时间序列过长时,RNN就会出现“梯度消失现象”[6]。LSTM神经网络在RNN的基础上增加了存储单元和门单元来解决“梯度消失问题”,其内部结构如图1所示;计算过程如式(1)~式(7)所示。

$$i_t=\sigma(\boldsymbol{W}_i^x x_t+\boldsymbol{W}_i^h h_{t-1}+\boldsymbol{b}_i) \tag{1}$$

$$f_t=\sigma(\boldsymbol{W}_f^x x_t+\boldsymbol{W}_f^h h_{t-1}+\boldsymbol{b}_f) \tag{2}$$

$$o_t=\sigma(\boldsymbol{W}_o^x x_t+\boldsymbol{W}_o^h h_{t-1}+\boldsymbol{b}_o) \tag{3}$$

$$g_t=\tanh(\boldsymbol{W}_c^x x_t+\boldsymbol{W}_c^h h_{t-1}+\boldsymbol{b}_c) \tag{4}$$

$$c_t=f_t c_{t-1}+i_t g_t \tag{5}$$

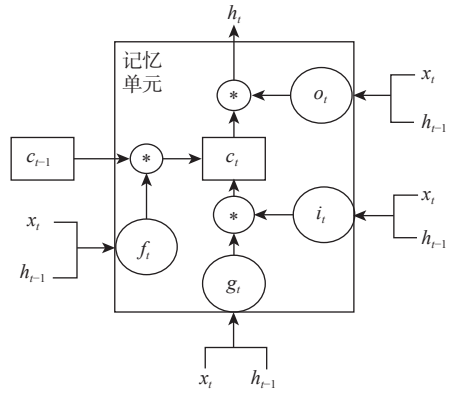


图1 LSTM神经网络内部结构

Fig. 1 Internal structure of LSTM

$$h_t=o_t\tanh(c_t) \tag{6}$$

$$y_t=(\boldsymbol{W}_h^y h_t+\boldsymbol{b}_y) \tag{7}$$

式中:$\boldsymbol{W}_i^x$、$\boldsymbol{W}_f^x$、$\boldsymbol{W}_o^x$和$\boldsymbol{W}_c^x$为输入权重矩阵;$\boldsymbol{W}_i^h$、$\boldsymbol{W}_f^h$、$\boldsymbol{W}_o^h$和$\boldsymbol{W}_c^h$为递归权重矩阵;$\boldsymbol{W}_h^y$为隐藏输出权重矩阵;$\boldsymbol{b}_n$为偏置($n\in\{i,f,o,c,y\}$);x_t为当前时刻输入;y_t为当前时刻输出;c_t为长期记忆;h_t为短期记忆;$\sigma()$为sigmoid激活函数,tanh()为tanh激活函数。

LSTM的权重和偏置的初始值是随机生成的,其通常采用标准梯度下降(standard gradient descent, SGD)法来反向更新权重和偏置。但是SGD的性能依赖于超参数,如学习率和隐藏单元数等。因此需要确定超参数的最优值,以提高LSTM模型的预测精度。

1.2 PSO算法

PSO算法是由Eberhart和Kennedy提出的一种全局搜索算法,其模拟了自然界中的鸟群觅食活动[17]。鸟群中的每个个体被看作粒子,粒子是搜索空间中的有效解,对其进行迭代搜索可以得到最优解。假设N代表粒子群的粒子数目,t代表当前迭代次数,则PSO算法运算步骤如下。

步骤1 初始化粒子的位置和速度。

步骤2 计算粒子的适应度,将搜寻到的个体极值位置记为$P_{\text{best},i}$,将个体极值与种群中其他极值进行比较,选出最优的个体极值位置作为全局最优位置G_{best}。

步骤3 粒子i的第j维的速度和位置分别按照式(14)和式(15)进行更新。

步骤4 如果未达到设定迭代数目,将返回步骤2;否则,输出G_{best}。

计算过程如式(8)~式(15)所示。

$$V_i=\{V_{i1},V_{i2},\cdots,V_{id}\} \tag{8}$$

$$x_i=\{x_{i1},x_{i2},\cdots,x_{id}\} \tag{9}$$

$$P_{\text{best},i}=\{P_{\text{best},i1},P_{\text{best},i2},\cdots,P_{\text{best},id}\} \tag{10}$$

$$F(x_1, x_2, \cdots, x_N) = \{f_1, f_2, \cdots, f_N\} \tag{11}$$

$$P_{\text{best},i} = \begin{cases} P_{\text{best},i}(t) & f_g(x(t+1)) \geqslant f_g(P_{\text{best},i}(t)) \\ x(t+1) & f_g(x(t+1)) < f_g(P_{\text{best},i}(t)) \end{cases} \tag{12}$$

$$G_{\text{best}}(t) = \min\left\{f_g(P_{\text{best},1}(t)), f_g(P_{\text{best},2}(t)), \cdots, f_g(P_{\text{best},N}(t))\right\} \tag{13}$$

$$V_{ij}(t+1) = wV_{ij}(t) + c_1 r_1\left[P_{\text{best},ij}(t) - x_{ij}(t)\right] + c_2 r_2\left[g_{\text{best},j}(t) - x_{ij}(t)\right] \tag{14}$$

$$x_{ij}(t+1) = x_{ij}(t) + V_{ij}(t+1) \tag{15}$$

式中: w 为惯性权重; i 为粒子群的粒子数目, i=1, 2, ⋯, N; j 为搜索空间的维度, j=1, 2, ⋯, d; $V_{ij}(t)$ 为迭代 t 次后, 粒子的速度; $x_{ij}(t)$ 为迭代 t 次后, 粒子的位置; c_1 和 c_2 为学习因子; $P_{\text{best},ij}$ 为第 i 个粒子的个体极值位置的第 j 维值; $g_{\text{best},j}$ 为全局最优位置的 j 维值; r_1 和 r_2 为 [0, 1] 的随机数。

2　IPSO-AM-LSTM 模型

飞机地面空调能耗主要受到 3 方面影响: ①飞机停靠地的外部环境, 包括环境温度、环境湿度和光照强度等; ②飞机客舱内部的初始环境, 包括初始温度、初始湿度等; ③地面空调工作后飞机舱内要达到的目标环境, 包括舱内的目标温度、目标湿度等。其中外部环境对飞机地面空调能耗影响较大, 具有较强的时间规律, 因此将时序特征引入模型的研究中, 提出 IPSO-AM-LSTM 模型。

2.1　预测部分

预测部分主要由 LSTM 神经网络和注意力机制构成, 并增加 Dropout 层以避免模型训练时因训练样本较少而出现过拟合现象。构造的预测部分包括输入层、LSTM 层、Dropout 层、Dense 层、AM 层和输出层。预测部分结构如图 2 所示。

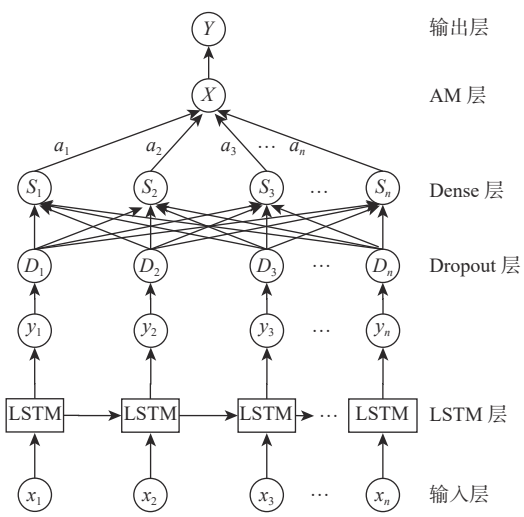


图 2　预测部分结构

Fig. 2　Structure diagram of prediction section

各层的作用如下:

1) 输入层。将地面空调工作前后的客舱数据(初始温度、初始湿度、目标温度、目标湿度) 作为模型的输入, 其表达式为

$$x_n = \{P(t), Q(t), H(t), M(t)\} \tag{16}$$

式中: $P(t)$ 为地面空调工作前的客舱温度; $Q(t)$ 为地面空调工作后的客舱温度; $H(t)$ 为地面空调工作前的客舱湿度; $M(t)$ 为地面空调工作后的客舱湿度。

2) LSTM 层。利用 LSTM 神经网络捕捉输入序列 x_n 中的时间信息, 输出含有时序特征的序列 y_n。

3) Dropout 层。以指定的丢弃概率对 LSTM 神经网络输出序列 y_n 进行抛弃, 增加各神经元特征间的正交性, 提高模型的鲁棒性。

4) Dense 层。对 Dropout 层的输出进行非线性变换, 加强时间序列与预测结果之间的联系。

5) AM 层。产生注意力感知的特征, 强调处理对象的重要信息, 同时抑制一些无关细节信息。

6) 输出层。使用全连接层对上一层的结果进行降维, 得到模型需要的输出维度。

2.2　超参数优化部分

合理配置超参数对模型的性能至关重要。考虑到所提出的模型结构较为复杂, 提出一种 IPSO 算法对模型超参数进行优化, 以提高模型的预测精度。相比于传统 PSO 算法, IPSO 算法对粒子更新机制和惯性权重进行了改进。主要有以下改进: ①为了增加种群的多样性, 提出一种基于欧氏距离的交叉策略, 对满足条件的粒子进行交叉; ②为了改善 PSO 算法的收敛速度和精度, 构建一种新的惯性权重函数, 使算法在迭代前期有较快的搜索速度, 提高全局搜索能力, 后期减小粒子的速度, 缓慢更新粒子位置, 提高寻优能力和稳定性; ③为避免粒子群陷入局部最优, 引入一种跳出局部最优的策略, 对陷入停滞的粒子进行初始化以增强粒子活力。

2.2.1　基于欧氏距离的交叉策略

1) 交叉条件

模拟生物间的进化现象, 使迭代过程中当前全局最优个体 G_{best} 得到保留; 其余粒子对应的个体都存在交叉的可能。粒子的交叉条件如式 (17)～式 (19) 所示[5]。

$$K = \frac{R(t)}{R_{\max}(t)} \tag{17}$$

$$\frac{R(t)}{R_{\max}(t)} > C \tag{18}$$

$$R(t) = \sqrt{(x_{i1}(t) - g_{\text{best},1}(t))^2 + \cdots + (x_{ij}(t) - g_{\text{best},j}(t))^2} \tag{19}$$

式中：$R(t)$为当前粒子与全局最优位置的距离；$R_{max}(t)$为第t次迭代中距离全局最优粒子的最远距离；C为常数，取值范围为[0,1]，本文设定C=0.8；$x_{ij}(t)$为第t次迭代中第i个粒子的j维值；$g_{best,j}$为第t次迭代中全局最优粒子的j维值。

2）交叉策略

为了提高种群的多样性和加快收敛速度，通过交叉策略更新满足交叉条件的粒子。本文采用的单点交叉，从当前代中选取$0<K<0.5$的粒子作为双亲样本之一与满足交叉条件的粒子进行染色体互换，以创建代表后代的粒子，交叉策略如图3所示。

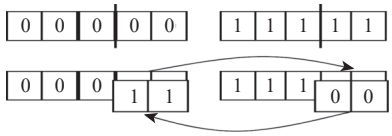


图3 交叉策略

Fig. 3 Crossover strategy

2.2.2 自适应惯性权重

由式(14)和式(15)可知，PSO算法通过变化粒子的位置实现寻优，而粒子位置变化与惯性权重有关，因此惯性权重的取值对算法性能和效率至关重要。文献[18]将基于适应度的同构因子引入式(15)中来控制粒子的位置变化；文献[19]引入迭代次数，对惯性权重进行动态调节。上述方案均取得了一定的效果，但仅使用适应度或迭代次数的单一调节，很难使粒子群算法达到最佳效果，需要进行适应度和迭代次数的共同调节。因此，本文构建了一种具有连续非线性的自适应惯性权重。改进后的表达式如式(20)所示。本文中w的取值范围为[0.4,0.9][5]。

$$w=\left(w_{\min}+\frac{(w_{\max}-w_{\min})(f(x_i^t)-w_{\text{worst}})}{(f(x_{\text{gbest}})-w_{\text{worst}})}(1-(t/t_{\max})^3)\right) \tag{20}$$

式中：$w_{\min}$为惯性权重最小值；$w_{\max}$为惯性权重最大值；$f(x_{\text{gbest}})$和w_{worst}分别为当前迭代过程中全局最优的粒子适应度值和全局最差的粒子适应度值；$f(x_i^t)$为第t次迭代时第i个粒子适应度值；t和$t_{\max}$分别为当前迭代次数和最大迭代次数。

2.2.3 跳出局部最优的策略

在寻优过程中，粒子逐渐向全局最优位置逼近。当粒子位置和全局最优位置接近时，式(14)的后2项接近0，式(15)中粒子的位置就无法有效更新，种群将陷入停滞[20]，为了避免出现停滞现象，引入一种跳出局部最优的策略。首先引入了位置因子γ ($\gamma\geqslant 0$)，其次构建粒子更新函数，如式(21)和式(22)所示。通过式(22)分析粒子到全局最优位置间距离与位置因子的关系，判断该粒子是否需要在解空间进行初始化。

$$\gamma=k \tag{21}$$

$$g(t)=\begin{cases}0 & R(t)\geqslant\gamma\\ 1 & R(t)<\gamma\end{cases} \tag{22}$$

式中：k为常数，通常来源于经验，本文设定k=1；$R(t)$为当前粒子与全局最优粒子的距离。$g(t)$=0表示该粒子不需要更新；$g(t)$=1表示该粒子需要在解空间进行初始化。由于粒子更新函数的特点，使得算法在搜索阶段能维持粒子的活力，避免粒子群陷入局部最优。

2.3 IPSO算法复杂度

假定种群数目为N，每个粒子的维度为d，迭代次数为T。PSO算法的时间复杂度主要为粒子速度与位置的更新，其时间复杂度为$O(N\times d\times T)$。IPSO算法与PSO算法的差异主要是采用了交叉策略和跳出局部最优策略，交叉策略和跳出局部最优策略的时间复杂度分别为$O(N\times d\times T)$和$O(N\times d\times T)$，与PSO算法的时间复杂度大致相同。

PSO算法的空间复杂度主要为所有粒子的存储，其空间复杂度为$O(N\times d)$。IPSO算法主要增加了当前粒子与全局最优粒子的距离[$R(t)$]和几个常数(即文中的C和γ)存储，其空间复杂度为$O(N)$和$O(1)$，与PSO算法的空间复杂度大致相同。

2.4 构造模型

将预测部分和超参数优化部分融合，构造出IPSO-AM-LSTM模型，模型构造过程如下：①设定超参数的搜索范围，在指定范围内随机生成初始种群，获得超参数的初始配置，并应用于预测模型中；②在训练集上训练模型预测部分，得到预测结果；③根据预测结果使用IPSO算法对超参数部分进行优化；④判断是否满足终止条件，若满足，则输出最优的超参数配置。反之，将③得到的超参数配置给预测部分，返回步骤②。IPSO-AM-LSTM模型的结构如图4所示。

2.5 模型的训练流程

IPSO-AM-LSTM能耗预测模型的训练流程如图5所示，具体训练流程如下：

1）将样本数据按照7∶3的比例进行划分，得到训练集和测试集。

2）使用归一化对数据进行预处理，归一化公式如式(23)所示[15]。

$$X_e=\frac{x-x_{\min}}{x_{\max}-x_{\min}} \tag{23}$$

式中：$x_{\max}$与$x_{\min}$为样本数据中各变量的最大值与

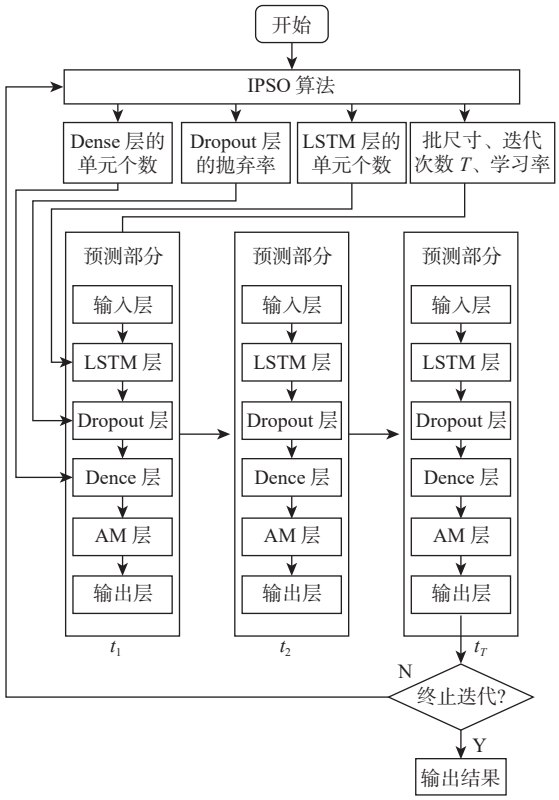


图 4　IPSO-AM-LSTM 结构示意

Fig. 4　Structure of IPSO-AM-LSTM

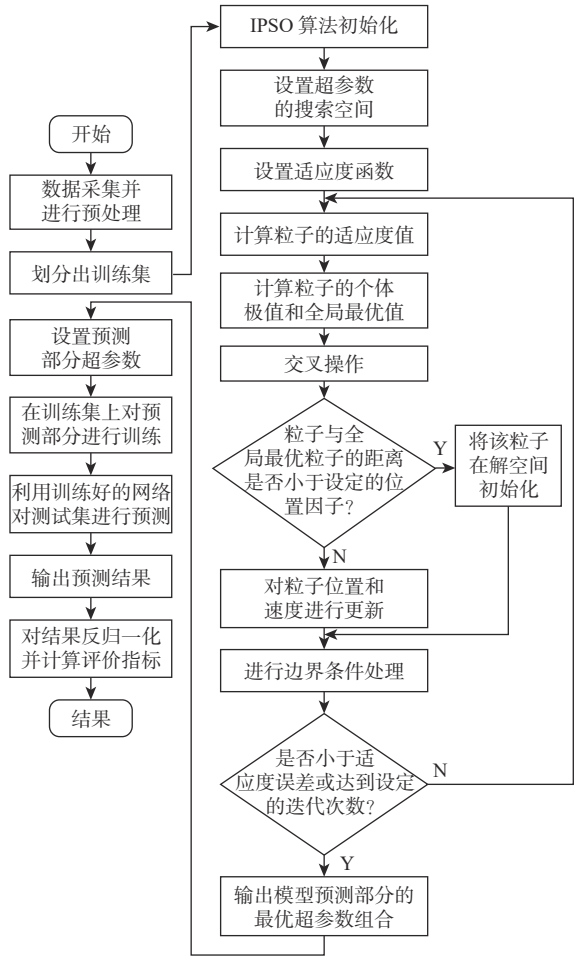


图 5　IPSO-AM-LSTM 训练流程

Fig. 5　Training flow chart of IPSO-AM-LSTM

最小值; X_e 为归一化后的数据; x 为样本数据。

3) 选用预测部分中的批大小、学习率、LSTM 层单元数、Dropout 层丢弃概率、Dense 层单元数和迭代次数作为需要优化的超参数, 并设置各自的搜索范围。

4) 设置 IPSO 算法的种群大小 N、迭代次数 T 和粒子维度 d。

5) 初始化粒子的位置和速度, 在训练集上对预测部分进行训练, 选用预测值与真实值的均方误差为适应度函数, 并计算每个粒子的适应度值。

6) 根据粒子的适应度求得个体最优位置和全局最优位置。

7) 计算其他粒子与全局最优粒子间的欧氏距离 $R(t)$, 根据式 (18) 判断粒子是否满足交叉条件。若满足, 则根据交叉策略对粒子进行交叉; 否则, 不对粒子进行交叉。

8) 根据式 (22), 判断 $R(t)$ 是否小于位置因子 R^2。若小于, 则将该粒子在解空间重新初始化; 否则, 根据式 (14) 和式 (15) 直接更新粒子速度和位置。

9) 判断粒子适应度是否小于设定值或者迭代次数是否达到设定值。满足条件, 则退出 IPSO 算法; 否则, 继续迭代。

10) 将 IPSO 算法得出的全局最优位置分配给模型的预测部分, 并在训练集上进行训练。

11) 对测试集进行仿真, 输出预测结果。

12) 对预测结果反归一化, 与测试集中能耗数据进行对比, 并结合评价指标对模型进行分析。

3　实例分析

3.1　数据来源

将采集到的夏季停靠在某机场, 使用地面空调为飞机客舱制冷的相关数据作为数据集。该飞机型号为 Boeing737-800, 使用制冷量为 150 kW 的地面空调对客舱温度和湿度进行调节。该数据共 300 组, 每组数据均包括乘客下机后的客舱温度和湿度、乘客登机时的客舱温度和湿度及该过程中地面空调的耗电量。将下机后客舱温度、下机后客舱湿度、登机时客舱温度、登机时客舱湿度作为模型的输入特征, 耗电量作为模型的输出。部分能耗数据如表 1 所示。

3.2　评价指标

数据驱动模型的性能一般基于真实值和预测结果的统计指标进行评估。本文选择均方误差 M_{SE}、平均绝对误差比率 M_{APE} 及决定系数 R_2 作为评

表1 部分能耗数据

Table 1 Part of sample data

乘客下机的客舱温度/℃	乘客下机的客舱湿度/%	乘客登机的客舱温度/℃	乘客登机的客舱湿度/%	耗电量/kW
31.81	56.25	26.49	37.01	181.53
30.35	62.70	24.07	37.10	165.64
31.84	49.52	25.85	25.05	179.51
35.18	67.51	26.64	35.31	185.49
33.81	72.73	25.93	36.86	169.88

价指标，以评估模型对地面空调能耗预测精度[15]。计算过程如式(24)～式(26)所示。

$$M_{\mathrm{SE}}=\frac{1}{m}\sum_{i=1}^{m}(y_i-f(x_i))^2 \tag{24}$$

$$M_{\mathrm{APE}}=\frac{100\%}{m}\sum_{i=1}^{m}\left|\frac{y_i-f(x_i)}{f(x_i)}\right| \tag{25}$$

$$R_2=1-\frac{\sum_{i=1}^{m}(y_i-f(x_i))^2}{\sum_{i=1}^{m}(y_i-\bar{y}_i)^2} \tag{26}$$

式中：$\bar{y}_i$为真实值的平均值；y_i为真实值；$f(x_i)$为预测值；m为样本数。

3.3 超参数优化过程

提出的IPSO-AM-LSTM模型中的超参数包含批大小、学习率、LSTM层单元数、Dense层单元数、Dropout层丢弃概率和迭代次数，其配置结果决定着模型预测性能的优劣。本文设置的超参数搜索范围如表2所示。

表2 超参数搜索范围

Table 2 Search range of hyperparameters

超参数	搜索范围
批大小	1～90
学习率	0.000 1～0.01
LSTM层单元数	10～90
Dense层单元数	10～90
Dropout层丢弃概率	0.1～0.9
迭代次数	400

选取SCA-AM-LSTM、PSO-AM-LSTM和IPSO-AM-LSTM作为对比模型，在训练集上训练各模型的超参数。将迭代数目设为100，种群数目设为10。SCA、PSO和IPSO算法迭代过程的对比如图6所示。

从图6可以看出：SCA算法比PSO算法具有更好的搜索能力；IPSO算法的寻优能力要优于SCA算法和PSO算法。3种算法搜寻结果如表3所示。

3.4 仿真结果与分析

根据算法搜寻结果，对模型预测部分进行配置。在测试集上仿真，将仿真结果与按照经验调参的BP网络和LSTM网络的仿真结果进行对比，不同模型下预测值和真实值的对比曲线如图7所示。

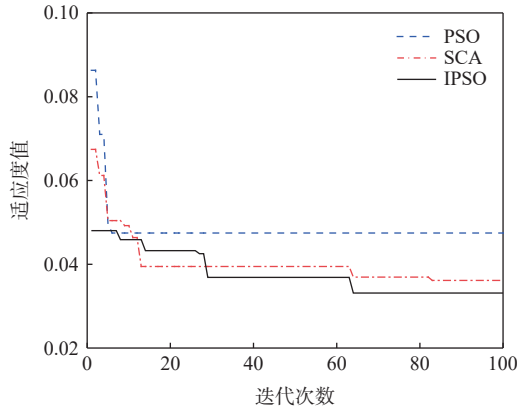


图6 优化算法迭代过程

Fig. 6 Iterative process of optimization algorithms

表3 3种算法搜寻结果

Table 3 Three algorithms search results

算法	批大小	LSTM层单元数	Dense层单元数	Dropout层丢弃概率	学习率	迭代次数
SCA	3	74	22	0.1	0.005 5	400
PSO	1	74	45	0.28	0.009 0	400
IPSO	1	23	37	0.1	0.003 5	400

为进一步研究IPSO-AM-LSTM模型的性能，在测试集上分别使用M_{SE}、M_{APE}和R_2评价指标，不同模型评价结果如表4所示。

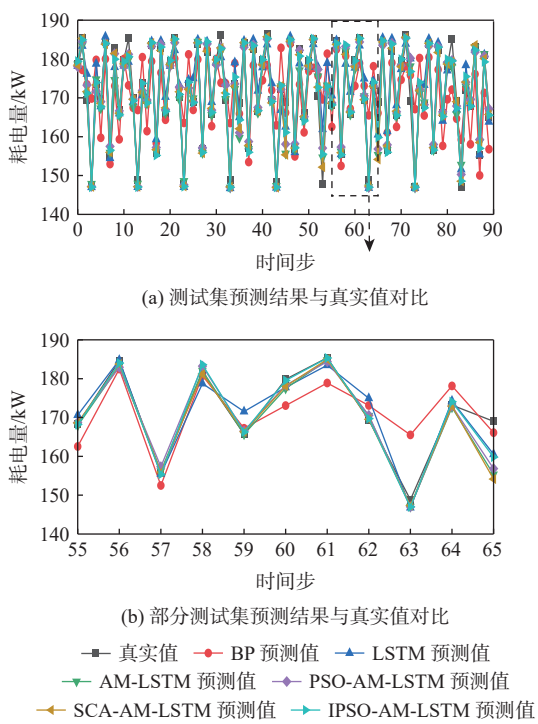


图7 不同模型下预测值与真实值的对比

Fig. 7 Comparison of predicted and real values under different models

表 4　不同模型评价结果

Table 4　Evaluation results for different models

模型	M_{SE}	M_{APE}/%	R_2
BP	61.042	7.075	0.553
LSTM	14.691	1.669	0.893
AM-LSTM	10.195	1.140	0.925
PSO-AM-LSTM	8.952	1.087	0.935
SCA-AM-LSTM	7.519	0.840	0.945
IPSO-AM-LSTM	4.394	0.774	0.968

对不同模型的评价结果进行分析可以看出: ①IPSO-AM-LSTM 模型在评价指标上优于其他模型; ②挖掘数据中的更多的时序信息, 有助于提高模型精度; ③利用算法对超参数进行优化比经验调参具有更高的预测精度; ④SCA 算法比 PSO 算法能更有效地获得全局最优解; ⑤IPSO 算法比 SCA 算法和 PSO 算法具有更强的搜索能力, 可以更好地解决 LSTM 网络超参数难以选取的问题。

4　结　论

为提升飞机客舱使用地面空调制冷时地面空调能耗预测精度, 将 LSTM 神经网络、注意力机制和 IPSO 算法进行融合, 建立了 IPSO-AM-LSTM 模型, 并对仿真结果进行分析, 得到以下结论:

1) 提出 2 种优化方法来改进 PSO 算法, 一种是基于欧氏距离的交叉策略, 另一种是构建迭代次数与粒子适应度相结合的惯性权重函数。将这 2 种优化方法与跳出局部最优策略相结合对粒子进行更新, 从而提出了 IPSO 算法。

2) IPSO-AM-LSTM 相比 BP、LSTM、AM-LSTM、PSO-AM-LSTM 以及 SCA-AM-LSTM 对飞机地面空调的能耗预测, 在预测精度和决定系数上均有明显的提高。

3) 增强模型对数据中时序信息的提取和利用可以提高飞机地面空调能耗预测精度。

参考文献 (References)

[1] SHI G, LIU D R, WEI Q L. Energy consumption prediction of office buildings based on echo state networks[J]. Neurocomputing, 2016, 216: 478-488.

[2] WANG J Q, DU Y, WANG J. LSTM based long-term energy consumption prediction with periodicity[J]. Energy, 2020, 197: 117197.

[3] WANG Z Y, WANG Y R, ZENG R C, et al. Random Forest based hourly building energy prediction[J]. Energy and Buildings, 2018, 171: 11-25.

[4] 王修岩, 刘艳敏, 张革文, 等. 基于 PSO 和 CRO 联合算法的飞机客舱能耗预测[J]. 系统仿真学报, 2018, 30(8): 3074-3081.
WANG X Y, LIU Y M, ZHANG G W, et al. Prediction of aircraft cabin energy consumption based on PSO and CRO algorithms[J]. Journal of System Simulation, 2018, 30(8): 3074-3081(in Chinese).

[5] 林家泉, 孙凤山, 李亚冲, 等. 基于 IPSO-Elman 神经网络的飞机客舱能耗预测[J]. 航空学报, 2020, 41(7): 234-243.
LIN J Q, SUN F S, LI Y C, et al. Prediction of aircraft cabin energy consumption based on IPSO-Elman neural network[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(7): 234-243(in Chinese).

[6] BEDI G, VENAYAGAMOORTHY G K, SINGH R. Development of an IoT-driven building environment for prediction of electric energy consumption[J]. IEEE Internet of Things Journal, 2020, 7(6): 4912-4921.

[7] SRIVASTAVA S, LESSMANN S. A comparative study of LSTM neural networks in forecasting day-ahead global horizontal irradiance with satellite data[J]. Solar Energy, 2018, 162: 232-247.

[8] HOCHREITER S, SCHMIDHUBER J. Long short-term memory[J]. Neural Computation, 1997, 9(8): 1735-1780.

[9] RAJAN S, CHENNIAPPAN P, DEVARAJ S, et al. Novel deep learning model for facial expression recognition based on maximum boosted CNN and LSTM[J]. IET Image Processing, 2020, 14(7): 1373-1381.

[10] JO J, KUNG J, LEE Y. Approximate LSTM computing for energy-efficient speech recognition[J]. Electronics, 2020, 9(12): 2004.

[11] LIU S C, WANG X L, XIANG Y, et al. Multi-channel fusion LSTM for medical event prediction using EHRs[J]. Journal of Biomedical Informatics, 2022, 127: 104011.

[12] SEYEDZADEH S, POUR RAHIMIAN F, RASTOGI P, et al. Tuning machine learning models for prediction of building energy loads[J]. Sustainable Cities and Society, 2019, 47: 101484.

[13] KIM T Y, CHO S B. Predicting residential energy consumption using CNN-LSTM neural networks[J]. Energy, 2019, 182: 72-81.

[14] MA C, LIN C, SAMUEL O W, et al. Continuous estimation of upper limb joint angle from sEMG signals based on SCA-LSTM deep learning approach[J]. Biomedical Signal Processing and Control, 2020, 61: 102024.

[15] 周璇, 林家泉. 基于改进长短时记忆网络的地面空调能耗预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(10): 2750-2760.
ZHOU X , LIN J Q. Prediction of ground air conditioner energy consumption based on improved long short-term memory network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(10): 2750-2760(in Chinese).

[16] REN X Q, LIU S L, YU X D, et al. A method for state-of-charge estimation of lithium-ion batteries based on PSO-LSTM[J]. Energy, 2021, 234: 121236.

[17] WANG D S, TAN D P, LIU L. Particle swarm optimization algorithm: an overview[J]. Soft Computing, 2018, 22(2): 387-408.

[18] 梅海涛, 华继学, 王毅, 等. 基于直觉模糊支配的混合多目标粒子群算法[J]. 计算机科学, 2017, 44(1): 253-258.
MEI H T, HUA J X, WANG Y, et al. Hybrid multi-objective particle swarm optimization based on intuitionistic fuzzy dominance[J]. Computer Science, 2017, 44(1): 253-258(in Chinese).

[19] 汪浩然, 夏克文, 牛文佳. 分段正交匹配追踪 (StOMP) 算法改进研究[J]. 计算机工程与应用, 2017, 53(16): 55-61.
WANG H R, XIA K W, NIU W J. Improved research on stagewise orthogonal matching pursuit (StOMP) algorithm[J]. Computer Engineering and Applications, 2017, 53(16): 55-61(in Chinese).

[20] HAN F, SUN Y W T, LING Q H. An improved multiobjective quantum-behaved particle swarm optimization based on double search strategy and circular transposon mechanism[J]. Complexity, 2018, 2018(1): 8702820.

Energy consumption prediction of aircraft ground air conditioning based on IPSO-AM-LSTM

LIU Han，LIN Jiaquan*

(College of Electronic Information and Automation，Civil Aviation University of China，Tianjin 300300，China)

Abstract：As a complex thermal system, the energy consumption of aircraft ground air conditioning is affected by many factors, including various weather data and time characteristics. In order to improve the prediction accuracy of ground air conditioning energy consumption when the aircraft cabin is cooled by ground air conditioning, a ground air conditioning energy consumption prediction model based on a long-short-term memory (LSTM) network is proposed. The prediction component of the model, which is utilized to extract and make use of the time series information in the data, is built by integrating the long-short-term memory network with the attention mechanism. The prediction accuracy is used as the fitness function of the algorithm. The hyperparameter optimization based on the improved particle swarm optimization (IPSO) algorithm is proposed. Compared with the standard particle swarm optimization (PSO) algorithm, the improved particle swarm optimization algorithm combines the number of iterations with the fitness to construct a dynamic adjustment function of the inertia weight. The distance from the particle to the global most optimal position is introduced and a particle intersection strategy is proposed to improve the diversity of particle swarms. The mean square error of the prediction result is 4.394. The mean absolute percentage error is 0.774%, and the coefficient of determination is 0.968. The results indicate that the prediction approach has a greater accuracy when compared to other prediction methods.

Keywords：aircraft cabin; ground air condition; energy consumption prediction; particle swarm optimization; LSTM neural network

Received：2022-10-30；**Accepted**：2022-12-18；**Published Online**：2023-01-04 10：30

URL：link.cnki.net/urlid/11.2625.V.20230103.1817.005

* **Corresponding author**. E-mail：jqlin@cauc.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11期 2024年11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.11 November 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

9 771001 596243 11>

国内定价：50.00元／期

微信公众号　超星电子书　QQ群