北航学报
赠 阅

ISSN 1001-5965
CODEN BHHDE8

北京航空航天大學学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2019-06
Vol.45 No.6

北航学报
赠 阅

北京航空航天大学学报

第 45 卷 第 6 期 （总第 316 期） 2019 年 6 月

目 次

自适应非奇异快速终端滑模固定时间收敛制导律 …… 赵国荣，李晓宝，刘帅，韩旭（1059）
航空活塞发动机涡轮增压器失效关键影响因素分级 …… 鲍梦瑶，丁水汀，李果（1071）
融合高斯过程回归的 UKF 估计方法 …… 叶文，蔡晨光，杨平，李建利（1081）
机翼前缘积冰对大飞机操稳特性的影响 …… 魏扬，徐浩军，薛源，李哲，张久星（1088）
环面蜗轮滚刀刃带宽受周向定位误差影响分析 ……
…… 芮成杰，李海涛，杨杰，龙新佳妮，太健健，丁宁（1096）
多源数据融合的民航发动机修后性能预测 …… 谭治学，钟诗胜，林琳（1106）
基于 FEM 研究含孔隙介质中裂纹矩张量反演精度 …… 孔岳，李敏，陈伟民（1114）
三维点阵结构等效热分析与优化方法 …… 邓昊宇，王春洁（1122）
高速开关阀的复合 PWM 控制策略分析与优化 …… 高强，朱玉川，罗樟，陈晓明（1129）
130 nm 体硅反相器链的单粒子瞬态脉宽特性研究 …… 李赛，陈睿，韩建伟（1137）
2UPR-RRU 并联机构及其运动学分析 …… 陈森，张氢，葛韵斐，秦仙蓉，孙远韬（1145）
基于 UGF-GO 法的 EWIS 退化系统可靠性分析 …… 曹慧，段富海，江秀红（1153）
基于能量观点的混合层流优化设计 …… 史亚云，郭斌，刘倩，白俊强，杨体浩，卢磊（1162）
双剪连接件及双耳连接耳片疲劳寿命估算的逐次累计求和算法 ……
…… 陈迪，李钰，张亦波，宋颖刚，熊峻江（1175）
隐身飞机敏感性影响因素组合分析 …… 韩欣珉，尚柏林，徐浩军，刘松彬，杨梓鑫（1185）
基于双向拉伸的热环境铝合金性能获取和分析 …… 房涛涛，李晓星，肖瑞（1195）
垂直旋转圆盘边缘液体形态 …… 覃文隆，樊未军，石强，徐汉卿，张荣春（1203）
液氮温区平板蒸发器环路热管实验研究 …… 张畅，谢荣建，张添，鲁得浦，吴亦农，洪芳军（1211）
城市中心区非机动车系统设计优化与探索 …… 张骏，郑楠，黄崇轩（1218）
基于多传感器测量的航天器舱段自动对接位姿调整方法 ……
…… 陈冠宇，成群林，张解语，洪海波，何军（1232）
基于 ADMM 算法的航空发动机模型预测控制 …… 单睿斌，李秋红，何凤林，冯海龙，管庭筠（1240）
GNSS-IR 双频数据融合的土壤湿度反演方法 …… 荆丽丽，杨磊，汉牟田，洪学宝，孙波，梁勇（1248）
基于凯恩方程的无人机伞降回收动力学建模与仿真 …… 吴翰，王正平，周洲，王睿（1256）
一种新型路径共享真时延波束合成架构的设计 …… 党艳杰，梁煜，张为（1266）

期刊基本参数： CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 214 * zh * P * ￥50.00 * 900 * 24 * 2019-06

（**编 辑** 张 嵘 李 晶 张欣蔚 孙 芳 王艳梅 贺 伟）

北京航空航天大学学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 45 No. 6 (Sum 316) June 2019

北航学报 赠阅

CONTENTS

Adaptive nonsingular fast terminal sliding mode guidance law with fixed-time convergence
…… ZHAO Guorong, LI Xiaobao, LIU Shuai, HAN Xu (1059)
Classification of key influence factors for failure of turbo supercharged piston aeroengine
…… BAO Mengyao, DING Shuiting, LI Guo (1071)
UKF estimation method incorporating Gaussian process regression
…… YE Wen, CAI Chenguang, YANG Ping, LI Jianli (1081)
Influence of ice accretion on leading edge of wings on stability and controllability of large aircraft
…… WEI Yang, XU Haojun, XUE Yuan, LI Zhe, ZHANG Jiuxing (1088)
Influence of circumferential positioning error of an hourglass worm wheel hob on land width
…… RUI Chengjie, LI Haitao, YANG Jie, LONG Xinjiani, TAI Jianjian, DING Ning (1096)
Commercial aircraft engine post-repairing performance prediction based on fusion of multisource data
…… TAN Zhixue, ZHONG Shisheng, LIN Lin (1106)
Precision of crack moment-tensor inversion in porous media using finite element method
…… KONG Yue, LI Min, CHEN Weimin (1114)
Equivalent thermal analysis and optimization method for three-dimensional lattice structure
…… DENG Haoyu, WANG Chunjie (1122)
Analysis and optimization on compound PWM control strategy of high-speed on/off valve
…… GAO Qiang, ZHU Yuchuan, LUO Zhang, CHEN Xiaoming (1129)
Single-event-transient pulse width characteristics of 130 nm bulk silicon inverter chain
…… LI Sai, CHEN Rui, HAN Jianwei (1137)
2UPR-RRU parallel mechanism and its kinematic analysis
…… CHEN Miao, ZHANG Qing, GE Yunfei, QIN Xianrong, SUN Yuantao (1145)
Degradation system reliability analysis of EWIS based on UGF-GO methodology
…… CAO Hui, DUAN Fuhai, JIANG Xiuhong (1153)
Hybrid laminar flow optimization design from energy view
…… SHI Yayun, GUO Bin, LIU Qian, BAI Junqiang, YANG Tihao, LU Lei (1162)
Cycle-by-cycle accumulation algorithm for predicting fatigue lives of double-lap and double-lug joints
…… CHEN Di, LI Yu, ZHANG Yibo, SONG Yinggang, XIONG Junjiang (1175)
Combination analysis of susceptibility influencing factors of stealth aircraft
…… HAN Xinmin, SHANG Bolin, XU Haojun, LIU Songbin, YANG Zixin (1185)
Acquisition and analysis of aluminum alloy property in thermal environment based on biaxial tension
…… FANG Taotao, LI Xiaoxing, XIAO Rui (1195)
Liquid morphology at edge of vertical rotating disc
…… TAN Wenlong, FAN Weijun, SHI Qiang, XU Hanqing, ZHANG Rongchun (1203)
Experimental study on a liquid nitrogen temperature region loop heat pipe with flat evaporator
…… ZHANG Chang, XIE Rongjian, ZHANG Tian, LU Depu, WU Yinong, HONG Fangjun (1211)
Optimal-design and exploration for non-motor vehicle system in urban center
…… ZHANG Jun, ZHENG Nan, HUANG Chongxuan (1218)
Multi-sensor measurement based position and pose adjustment method for automatic docking of spacecraft cabins
…… CHEN Guanyu, CHENG Qunlin, ZHANG Jieyu, HONG Haibo, HE Jun (1232)
Model predictive control based on ADMM for aero-engine
…… SHAN Ruibin, LI Qiuhong, HE Fenglin, FENG Hailong, GUAN Tingjun (1240)
Soil moisture inversion method based on GNSS-IR dual frequency data fusion
…… JING Lili, YANG Lei, HAN Moutian, HONG Xuebao, SUN Bo, LIANG Yong (1248)
Dynamics modeling and simulation of UAV parachute recovery based on Kane equation
…… WU Han, WANG Zhengping, ZHOU Zhou, WANG Rui (1256)
Design of a new path-sharing true-time-delay beamformer architecture
…… DANG Yanjie, LIANG Yu, ZHANG Wei (1266)

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0621

自适应非奇异快速终端滑模固定时间收敛制导律

赵国荣[1,*], 李晓宝[2], 刘帅[2], 韩旭[2]
(1. 海军航空大学 参谋部, 烟台 264001; 2. 海军航空大学 岸防兵学院, 烟台 264001)

摘 要: 针对机动目标的末制导拦截问题,设计了一种带攻击角度约束的非奇异快速终端滑模固定时间收敛制导律。与有限时间收敛终端滑模制导律相比,所提制导律能够确保弹目视线(LOS)角和弹目视线角速率在固定时间内是收敛的,并且收敛时间是独立于制导系统初始条件的,可以根据制导律参数预先给定。构造了一种新型的非奇异快速终端滑模面,有效解决了奇异性问题,同时通过合理地改变滑模面与弹目视线角跟踪误差的趋近律指数,使得制导系统比现有的固定时间收敛控制具有更快的收敛速率。此外,设计了一种自适应律,针对目标机动引起的未知扰动进行估计,使得制导律的设计无需预先知道任何关于目标机动的信息。通过仿真实验验证了所提制导律能够使导弹成功拦截机动目标,并且与现有制导律相比,具有更快的系统收敛速率、更高的拦截精度及更短的拦截时间。

关 键 词: 制导律; 攻击角度约束; 自适应控制; 固定时间收敛; 非奇异快速终端滑模
中图分类号: V448.133
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2019)06-1059-12

使用导弹对敌方目标进行有效地打击是现代战争中的主要作战手段。导弹末制导律的设计除了要求导弹能够准确地命中目标,还要满足特定的终端攻击角度要求,以实现对目标的最大摧毁,因此,带有攻击角度约束的末制导律研究一直以来都是热点问题[1]。多年来,比例导引律及其变化形式因其简单高效的特点得到了广泛的应用[2],然而针对高机动能力的目标,比例导引律很难满足期望的制导要求[3]。针对高机动目标的拦截问题,近年来基于最优控制、非线性控制等现代控制理论的制导律设计开始得到深入研究,如最优控制制导律[4]、微分对策制导律[5]和滑模制导律[6]。

滑模控制由于对系统不确定性和外界干扰具有较强的鲁棒性,在制导律设计中取得了一系列研究成果。文献[7]提出了一种带有落角约束滑模制导律,设计了一个线性滑模面使得视线角收敛到期望值,然而其收敛时间是趋于无穷的。终端滑模控制通过引入非线性滑模面,确保了系统状态能够在有限时间内收敛,对于高机动目标的拦截,导弹末制导时间通常很短,因此采用终端滑模控制方法针对机动目标进行制导律设计具有十分重要的意义[8-11]。文献[8]在制导律设计中引入了传统的终端滑模面,但制导指令中因为存在负指数项而导致奇异问题发生。为此,文献[9]设计了一种非奇异终端滑模面,文献[10]在研究考虑攻击角度约束的制导律时通过设计一种积分滑模面解决了奇异性问题。制导系统的状态量在远离平衡点时收敛速率较慢,文献[11]为此提出了一种非奇异快速终端滑模控制方法。

采用有限时间收敛终端滑模控制得到的系统状态收敛时间依赖于系统的初始条件,为此,文

收稿日期: 2018-10-29; **录用日期**: 2018-12-07; **网络出版时间**: 2018-12-25 14:52
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181221.1617.003.html
基金项目: 国家自然科学基金 (61473306)
* **通信作者**. E-mail: grzhao6881@163.com

引用格式: *赵国荣, 李晓宝, 刘帅, 等. 自适应非奇异快速终端滑模固定时间收敛制导律[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1059-1070. ZHAO G R, LI X B, LIU S, et al. Adaptive nonsingular fast terminal sliding mode guidance law with fixed-time convergence [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6): 1059-1070 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

献[12]提出了固定时间收敛的概念。固定时间收敛理论可以使系统状态在收敛时得到一个不依赖于系统初始条件的收敛时间上界。然而,传统的终端滑模固定时间收敛控制依然存在奇异性问题,因此文献[13-14]针对一类非线性系统分别设计了固定时间收敛非奇异终端滑模面。文献[15]采用转换滑模面的形式进一步提出了一种非奇异快速终端滑模固定时间收敛的控制方法,并且用于制导律的设计。

在研究拦截机动目标的末制导问题时,通常需要知道目标的机动信息,然而目标的机动在实际情况中多数是不可知的。文献[10,16]通过假设目标机动存在已知的上界来进行制导律设计,然而目标机动的上界通常也很难测量得到。自适应控制由于其具有不需要知道外部扰动任何信息的优点,可以有效解决目标机动的问题。文献[9,11,17]提出了自适应非奇异终端滑模制导律的设计方法,在设计过程中目标机动的上界不需要预先已知。

末制导过程中导弹和目标初始时刻的具体状态大多事先不可知,采用固定时间收敛控制方法进行制导律设计时,系统状态的收敛时间上界是一个独立于初始条件的固定值,因此设计的制导律具有更广的适用范围和更高的制导性能。针对机动目标的拦截问题,本文在考虑攻击角度约束的情况下,提出了一种非奇异快速终端滑模固定时间收敛制导律,并且设计了一种自适应律来对目标机动上界进行估计。通过 Lyapunov 稳定性理论证明了制导系统能够在固定时间内收敛,并且给出了收敛时间公式。通过仿真验证了该制导律的有效性,并且与其他现有制导律进行对比,分析了该制导律的制导性能。

本文的研究工作具有以下创新点:

1)设计了一种新型的终端滑模固定时间收敛制导律,不仅能够使得导弹以期望的攻击角度命中目标,而且制导系统的弹目视线(Line of Sight, LOS)角和 LOS 角速率能够在固定时间内收敛,该收敛时间不依赖于制导系统的初始条件,可以通过调节制导律中的参数而被预先设定。

2)设计了一种新型的固定时间收敛非奇异快速终端滑模面,该滑模面具有与现有有限时间收敛非奇异终端滑模面类似的形式,从而避免了奇异性问题,同时根据滑模面、系统状态与平衡点的距离,合理调整滑模面与 LOS 角跟踪误差的趋近律指数,从而提高了制导系统状态的收敛速率。

3)设计了一种自适应律对目标机动的上界进行估计,使得制导律的设计无需任何目标机动的信息,增强了制导系统对未知干扰的鲁棒性。

1 基础知识

1.1 问题描述

导弹末制导的运动关系如图 1 所示。假定导弹和目标的速度 V_M 和 V_T 恒定,a_M 和 a_T 分别为导弹和目标的法向加速度,r 和 q 分别为导弹和目标之间的相对距离和 LOS 角,γ_M 和 γ_T 分别为导弹和目标的航迹角。制导系统的运动学关系可表示为

$$\begin{cases} \dot{r} = V_T\cos(\gamma_T - q) - V_M\cos(\gamma_M - q) \\ \dot{q} = \dfrac{1}{r}(V_T\sin(\gamma_T - q) - V_M\sin(\gamma_M - q)) \\ \dot{\gamma}_M = \dfrac{a_M}{V_M} \\ \dot{\gamma}_T = \dfrac{a_T}{V_T} \end{cases} \tag{1}$$

LOS 角速率 $\dot{q}$ 关于时间 t 的一阶导数可以表示为

$$\ddot{q} = -\frac{2\dot{r}\dot{q}}{r} + \frac{a_T\cos(\gamma_T - q)}{r} - \frac{a_M\cos(\gamma_M - q)}{r} \tag{2}$$

导弹的终端攻击角度 θ_{imp} 表示为导弹成功拦截目标时其速度之间的夹角,若 γ_{Mf} 和 γ_{Tf} 分别为导弹和目标的终端航迹角,可知 $\theta_{imp} = \gamma_{Tf} - \gamma_{Mf}$。导弹终端攻击角度 θ_{imp} 与终端 LOS 角 q_f 存在着一一对应关系[9]。

$$q_f = \gamma_{Tf} - \arctan\left(\frac{\sin\theta_{imp}}{\cos\theta_{imp} - V_T/V_M}\right) \tag{3}$$

因此,导弹末制导终端攻击角度 θ_{imp} 约束可以转化为终端 LOS 角 q_f 约束问题。

假设 q_d 为期望的末制导终端 LOS 角,定义 LOS 角跟踪误差为 $x_1 = q - q_d$,LOS 角速率为 $x_2 = \dot{q}$。由式(1)和式(2)可以得到

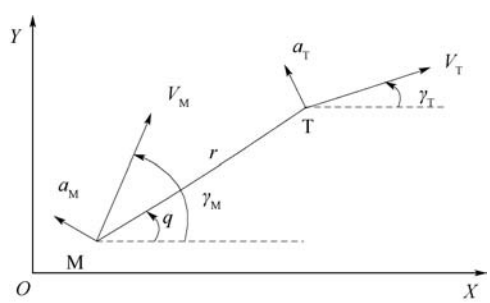


图 1 导弹和目标之间的运动关系

Fig. 1 Missile and target engagement geometry

北航学报 赠阅

$$\begin{cases}\dot{x}_1 = x_2\\ \dot{x}_2 = -\dfrac{2\dot{r}x_2}{r} - \dfrac{\cos(\gamma_M - q)}{r}a_M + \dfrac{d}{r}\end{cases} \tag{4}$$

式中:$d = a_T\cos(\gamma_T - q)$。

假设 1　d 可看作为由目标机动而引起的外部干扰,假设 $\Delta \geqslant 0$ 为一常数,表示为目标机动 a_T 最大值,可知 $|d| \leqslant \Delta$。

通过末制导律设计使得 LOS 角跟踪误差 x_1 及 LOS 角速率 x_2 能够在固定时间之内收敛到原点,那么导弹便能够以期望的终端 LOS 角 q_d 精确命中目标。

1.2　基本定义和相关引理

定义 1[12]　考虑如下非线性系统:

$$\begin{cases}\dot{x}(t) = F(x,t)\\ x(0) = x_0\end{cases} \tag{5}$$

式中:$x \in \mathbf{R}^n$;$F(x,t): U \times \mathbf{R}_+ \to \mathbf{R}^n$ 是连续的,U 为一个包含 $x=0$ 的开区间,且 $F(0,t)=0$。若任意给定初始时间 t_0 和初始状态 $x_0 \in U$,都存在时刻 $T(x_0)$,使系统式(5)的每一个解 $x(t) = x(t;t_0,x_0)$ 满足如下关系:

$$\begin{cases}\lim\limits_{t \to T(x_0)} x(t;t_0,x_0) = 0 & t \in [t_0, T(x_0))\\ x(t;t_0,x_0) = 0 & t \geqslant T(x_0)\end{cases} \tag{6}$$

则系统式(5)的平衡点 $x=0$ 是有限时间稳定的。此外,若收敛时间 $T(x_0)$ 是有界的,即对任意的 $x_0 \in \mathbf{R}^n$,都存在一个 $T_{max} > 0$,使得 $T(x_0) < T_{max}$,则系统式(5)的平衡点 $x=0$ 是固定时间稳定的。

相比于已有的固定时间收敛控制方法,为了进一步提高收敛速率,本文设计了一个快速固定时间收敛系统,并通过证明给出了系统收敛时间上界的公式。

引理 1　考虑一类非线性系统:

$$\begin{cases}\dot{y} = -l_1\mathrm{sig}^{\kappa_1}y - l_2\mathrm{sig}^{\kappa_2}y\\ y(0) = y_0\end{cases} \tag{7}$$

式中:$\mathrm{sig}^{\kappa_1}y = |y|^{\kappa_1}\mathrm{sign}(y)$;$\mathrm{sig}^{\kappa_2}y = |y|^{\kappa_2}\mathrm{sign}(y)$;$\kappa_1 = \dfrac{1+m_1}{2} + \dfrac{m_1-1}{2}\mathrm{sign}(|y|-1)$;$\kappa_2 = \dfrac{1+m_2}{2} + \dfrac{1-m_2}{2}\mathrm{sign}(|y|-1)$;$l_1>0, l_2>0, m_1>1, 0<m_2<1$。那么系统式(7)的平衡点是固定时间稳定的,且收敛时间 T 有界,满足如下关系:

$$T \leqslant T_{max} = \frac{1}{l_2(m_1-1)}\ln\left(1+\frac{l_2}{l_1}\right) + \frac{1}{l_1(1-m_2)}\ln\left(1+\frac{l_1}{l_2}\right) \tag{8}$$

证明　系统式(7)可被改写为

$$\dot{y} = \begin{cases}-l_1\mathrm{sig}^{m_1}y - l_2 y & |y| > 1\\ -l_1 y - l_2\mathrm{sig}^{m_2}y & |y| \leqslant 1\end{cases} \tag{9}$$

当 $|y|>1$ 时,令 $z = 1 + \ln|y|$;当 $|y| \leqslant 1$ 时,令 $z = |y|^{1-m_2}$,且当 $y = y(0)$ 时对应的 z 初值为 z_0,则式(9)可转化为

$$\dot{z} = \begin{cases}-l_1 e^{(m_1-1)(z-1)} - l_2 & z > 1\\ -(1-m_2)l_1 z - (1-m_2)l_2 & 0 < z \leqslant 1\end{cases} \tag{10}$$

因此,系统式(7)的收敛时间上界 T_{max} 满足:

$$\begin{aligned}T_{max} &= \lim_{y(0)\to\infty} T(y(0)) =\\ &\lim_{z_0\to+\infty}\left(\int_1^{z_0}\frac{1}{l_1 e^{(m_1-1)(z-1)} + l_2}\mathrm{d}z + \frac{1}{1-m_2}\int_0^1\frac{1}{l_1 z + l_2}\mathrm{d}z\right) =\\ &\lim_{z_0\to+\infty}\int_1^{z_0}\frac{1}{l_1 e^{(m_1-1)(z-1)} + l_2}\mathrm{d}z + \frac{1}{l_1(1-m_2)}\ln\left(\frac{l_1+l_2}{l_2}\right)\end{aligned} \tag{11}$$

令 $T' = \lim\limits_{z_0\to+\infty}\int_1^{z_0}\dfrac{1}{l_1 e^{(m_1-1)(z-1)} + l_2}\mathrm{d}z$,$\rho = e^{(m_1-1)(z-1)}$,则

$$\begin{aligned}T' &= \frac{1}{m_1-1}\lim_{\rho_0\to+\infty}\int_1^{\rho_0}\frac{1}{\rho(l_1\rho + l_2)}\mathrm{d}\rho =\\ &\frac{1}{m_1-1}\lim_{\rho_0\to+\infty}\int_1^{\rho_0}\left[\frac{1}{l_2\rho} - \frac{l_1}{l_2(l_1\rho + l_2)}\right]\mathrm{d}\rho =\\ &\frac{1}{l_2(m_1-1)}\ln\left(\frac{l_1+l_2}{l_1}\right)\end{aligned} \tag{12}$$

即

$$T_{max} = \frac{1}{l_2(m_1-1)}\ln\left(1+\frac{l_2}{l_1}\right) + \frac{1}{l_1(1-m_2)}\ln\left(1+\frac{l_1}{l_2}\right)$$

证毕

注 1　文献[14]提出了传统的固定时间收敛系统 $\dot{y} = -l_1\mathrm{sig}^{m_1}y - l_2\mathrm{sig}^{m_2}y$,并给出了收敛时间上界:

$$T < \frac{1}{l_1(m_1-1)} + \frac{1}{l_2(1-m_2)} \tag{13}$$

式中:$l_1>0, l_2>0, m_1>1, 0<m_2<1$。文献[15]进一步提出了快速固定时间收敛系统 $\dot{y} = -l_1 y^{\kappa} - l_2 y^{p_2/q_2}$,并给出了收敛时间上界:

$$T < \frac{p_1}{l_1(q_1-p_1)} + \frac{q_2}{l_1(q_2-p_2)}\ln\left(1+\frac{l_1}{l_2}\right) \tag{14}$$

式中:q_1、p_1、p_2、q_2 为正奇数,$\kappa = \dfrac{q_1+p_1}{2p_1} + \dfrac{q_1-p_1}{2p_1}\cdot\mathrm{sign}(|y|-1)$,$l_1>0, l_2>0$,并且满足 $p_1<q_1, p_2<q_2$。因为 $\ln\left(1+\dfrac{l_2}{l_1}\right) < \dfrac{l_2}{l_1}$,$\ln\left(1+\dfrac{l_1}{l_2}\right) < \dfrac{l_1}{l_2}$,所以本

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

文给出的固定时间收敛系统与文献[14-15]相比，收敛速率更快。

2 制导律设计

2.1 新型滑模面的构造

考虑一类二阶非线性系统，文献[18]构造了一种固定时间收敛的终端滑模面：

$$s = x_2 + l_1 \mathrm{sig}^{m_1} x_1 + l_2 \mathrm{sig}^{m_2} x_1 \tag{15}$$

式中：$l_1 > 0, l_2 > 0, m_1 > 1, 0 < m_2 < 1$。

对滑模面式(15)求导可得

$$\dot{s} = \dot{x}_2 + l_1 m_1 |x_1|^{m_1 - 1} x_2 + l_2 m_2 |x_1|^{m_2 - 1} x_2 \tag{16}$$

式(16)中，当 $x_1 = 0, x_2 \neq 0$ 时，幂次项 $|x_1|^{m_2 - 1} x_2$ 会引发奇异性问题。为避免奇异现象，本文构造了一种新型的固定时间收敛非奇异快速终端滑模面：

$$s = x_1 + \gamma \mathrm{sig}^{\frac{1}{\kappa_4}}(x_2 + l_1 \mathrm{sig}^{\kappa_3} x_1) \tag{17}$$

式中：$\kappa_3 = \dfrac{1 + m_3}{2} + \dfrac{m_3 - 1}{2} \mathrm{sign}(|x_1| - 1)$，$\kappa_4 = \dfrac{1 + m_4}{2} + \dfrac{1 - m_4}{2} \mathrm{sign}\left(\dfrac{|x_2 + l_1 \mathrm{sig}^{\kappa_3} x_1|}{l_2} - 1\right)$，$\gamma = l_2^{-\frac{1}{\kappa_4}}$，$l_1 > 0, l_2 > 0, m_3 > 1, \dfrac{1}{2} < m_4 < 1$。可知滑模面式(17)是连续的，且当 $s = 0$ 时，可以得到 $x_2 = -l_1 \mathrm{sig}^{\kappa_3} x_1 - l_2 \mathrm{sig}^{\kappa_4} x_1$。

注 2 文献[9]研究有限时间收敛制导律时设计了一种非奇异终端滑模面：

$$s = x_1 + \alpha \mathrm{sig}^{\gamma_1}(x_2) \tag{18}$$

式中：$\alpha > 0, 1 < \gamma_1 < 2$。由于 $\dfrac{1}{\kappa_4} \geqslant 1$，式(17)通过转化为与式(18)类似的形式从而避免了奇异问题的发生。

2.2 稳定性分析

定理 1 对于制导系统式(4)，若采用本文构造的滑模面式(17)，设计制导指令 a_M 为如下形式：

$$\begin{aligned} a_M = \frac{r}{\cos(\gamma_M - q)} \Bigg[& -\frac{2\dot{r} x_2}{r} + \frac{\sigma \hat{\Delta} \mathrm{sign}(s)}{r} + \\ & l_1 \kappa_3 |x_1|^{\kappa_3 - 1} x_2 + \frac{\kappa_4}{\gamma} \mathrm{sig}^{\frac{2\kappa_4 - 1}{\kappa_4}}(x_2 + l_1 \mathrm{sig}^{\kappa_3} x_1) + \\ & l_1 \kappa_4 |x_1|^{\kappa_3 - 1}(x_2 + l_1 \mathrm{sig}^{\kappa_3} x_1) + \\ & \frac{\kappa_4}{\gamma} |x_2 + l_1 \mathrm{sig}^{\kappa_3} x_1|^{\frac{\kappa_4 - 1}{\kappa_4}} \mu_\tau(|x_2 + l_1 \mathrm{sig}^{\kappa_3} x_1|^{\frac{1 - \kappa_4}{\kappa_4}}) \cdot \\ & (\alpha_1 \mathrm{sig}^{\kappa_5} s + \alpha_2 \mathrm{sig}^{\kappa_6} s) \Bigg] \end{aligned} \tag{19}$$

式中：$\sigma \geqslant 1, \alpha_1 > 0, \alpha_2 > 0, \kappa_5 = \dfrac{1 + \beta_1}{2} + \dfrac{\beta_1 - 1}{2} \cdot \mathrm{sign}(|s| - 1), \kappa_6 = \dfrac{1 + \beta_2}{2} + \dfrac{1 - \beta_2}{2} \mathrm{sign}(|s| - 1)$，$\beta_1 > 1, 0 < \beta_2 < 1$，$\hat{\Delta}$ 为目标机动上界 Δ 的自适应估计值，设计自适应律为

$$\begin{cases} \dot{\hat{\Delta}} = \varphi(x_1, x_2) \dfrac{\sigma |s|}{r} \\ \hat{\Delta}(0) > 0 \end{cases} \tag{20}$$

其中：$\varphi(x_1, x_2) = \dfrac{\gamma}{\kappa_4} |x_2 + l_1 \mathrm{sig}^{\kappa_3} x_1|^{\frac{1 - \kappa_4}{\kappa_4}}$。$\mu_\tau(\cdot)$：$[0, +\infty) \to [0, 1]$ 是一个连续可导函数，定义如下：

$$\mu_\tau(x) = \begin{cases} \sin\left(\dfrac{\pi}{2} \cdot \dfrac{x}{\tau}\right) & x < \tau \\ 1 & x \geqslant \tau \end{cases} \tag{21}$$

式中：τ 为一个小于 1 的正常数。

则下面的结论成立：

1）滑模变量 s 和估计误差 $\tilde{\Delta} = \Delta - \hat{\Delta}$ 均有界。

2）滑模变量 s 在时间 T_s 内收敛到 0。

3）制导系统式(4)的状态变量 x_1、x_2 在时间 T 内收敛到于 0。

其中：$T_s < T_1 + \varepsilon(t), T < T_1 + T_2 + \varepsilon(t)$，$T_1 = \dfrac{1}{\alpha_2(\beta_1 - 1)} \ln\left(1 + \dfrac{\alpha_2}{\alpha_1}\right) + \dfrac{1}{\alpha_1(1 - \beta_2)} \ln\left(1 + \dfrac{\alpha_1}{\alpha_2}\right)$，$T_2 = \dfrac{1}{l_2(m_3 - 1)} \ln\left(1 + \dfrac{l_2}{l_1}\right) + \dfrac{1}{l_1(1 - m_4)} \ln\left(1 + \dfrac{l_1}{l_2}\right)$，$\varepsilon(t)$ 为一个与 τ 相关的小时间函数。

证明 1）考虑 Lyapunov 函数：

$$V = \frac{1}{2} s^2 + \frac{1}{2} \tilde{\Delta}^2 \tag{22}$$

根据式(17)、式(19)和式(20)可知，Lyapunov 函数 V 的导数为

$$\begin{aligned} \dot{V} = s\dot{s} + \tilde{\Delta}\dot{\tilde{\Delta}} = & s[x_2 + \varphi(x_1, x_2)(\dot{x}_2 + \\ & l_1 \kappa_3 |x_1|^{\kappa_3 - 1} x_2)] - \tilde{\Delta}\dot{\hat{\Delta}} = \\ & \varphi(x_1, x_2)\left[\frac{ds}{r} - \frac{\sigma \hat{\Delta} |s|}{r} - \frac{\sigma |s| (\Delta - \hat{\Delta})}{r}\right] + \\ & s\left[-l_1 |x_1|^{\kappa_3 - 1} s - \mu_\tau(|x_2 + l_1 \mathrm{sig}^{\kappa_3} x_1|^{\frac{1 - \kappa_4}{\kappa_4}}) \cdot \right. \\ & \left. (\alpha_1 \mathrm{sig}^{\kappa_5} s + \alpha_2 \mathrm{sig}^{\kappa_6} s)\right] \leqslant \\ & \varphi(x_1, x_2)\left[\frac{\Delta |s| (1 - \sigma)}{r}\right] - \\ & \mu_\tau(|x_2 + l_1 \mathrm{sig}^{\kappa_3} x_1|^{\frac{1 - \kappa_4}{\kappa_4}})(\alpha_1 |s|^{\kappa_5 + 1} + \alpha_2 |s|^{\kappa_6 + 1}) \leqslant \\ & -\mu_\tau(|x_2 + l_1 \mathrm{sig}^{\kappa_3} x_1|^{\frac{1 - \kappa_4}{\kappa_4}}) \cdot \\ & (\alpha_1 |s|^{\kappa_5 + 1} + \alpha_2 |s|^{\kappa_6 + 1}) \end{aligned} \tag{23}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

由于$\dot{V}\leqslant 0$,因此 V 有界。所以,滑模变量 s 和估计误差$\tilde{\Delta}=\Delta-\hat{\Delta}$均有界。

2)考虑 Lyapunov 函数:

$$V_1=s^2 \tag{24}$$

对 V_1 求导,代入式(17)和式(19)可得

$$\begin{aligned}\dot{V}_1&=2s\dot{s}=2s[x_2+\varphi(x_1,x_2)(\dot{x}_2+l_1\kappa_3|x_1|^{\kappa_3-1}x_2)]=2s\left[\varphi(x_1,x_2)\left(\frac{d}{r}-\frac{\sigma\hat{\Delta}\mathrm{sign}(s)}{r}\right)-l_1|x_1|^{\kappa_3-1}s-\mu_\tau(|x_2+l_1\mathrm{sig}^{\kappa_3}x_1|^{\frac{1-\kappa_4}{\kappa_4}})\cdot(\alpha_1\mathrm{sig}^{\kappa_5}s+\alpha_2\mathrm{sig}^{\kappa_6}s)\right]\leqslant 2\varphi(x_1,x_2)\frac{|s|(\Delta-\sigma\hat{\Delta})}{r}-\\&2\mu_\tau(|x_2+l_1\mathrm{sig}^{\kappa_3}x_1|^{\frac{1-\kappa_4}{\kappa_4}})\cdot(\alpha_1|s|^{\kappa_5+1}+\alpha_2|s|^{\kappa_6+1})\end{aligned} \tag{25}$$

根据式(20)可知,$\hat{\Delta}(t)>\hat{\Delta}(0)>0$,若选取一足够大的$\hat{\Delta}(0)$,使得$\hat{\Delta}(0)\geqslant|\tilde{\Delta}(0)|$,且 σ 满足:

$$\sigma\geqslant 1+\frac{\sqrt{\hat{\Delta}^2(0)+\eta}}{\hat{\Delta}(0)} \tag{26}$$

式中:$\eta\geqslant 0$ 为一任意小的常数。那么

$$\begin{aligned}\Delta-\sigma\hat{\Delta}&\leqslant\Delta-\hat{\Delta}(0)-\sqrt{\hat{\Delta}^2(0)+\eta}\leqslant\\&|\tilde{\Delta}(0)|-\sqrt{\hat{\Delta}^2(0)+\eta}\leqslant\\&\hat{\Delta}(0)-\sqrt{\hat{\Delta}^2(0)+\eta}\leqslant 0\end{aligned} \tag{27}$$

因此,可以得到

$$\dot{V}_1\leqslant-\mu_\tau(|x_2+l_1\mathrm{sig}^{\kappa_3}x_1|^{\frac{1-\kappa_4}{\kappa_4}})\cdot(-2\alpha_1V^{\frac{\kappa_5+1}{2}}-2\alpha_2V^{\frac{\kappa_6+1}{2}}) \tag{28}$$

令 $g=|x_2+l_1\mathrm{sig}^{\kappa_3}x_1|^{\frac{1-\kappa_4}{\kappa_4}}$,$\omega=x_2+l_1\mathrm{sig}^{\kappa_3}x_1$,那么状态空间$(x_1,x_2)\in\mathbf{R}^2$ 被划分为如下 2 个区域:$\Omega_1=\{(x_1,x_2)\,|\,g\geqslant\tau\}$,$\Omega_2=\{(x_1,x_2)\,|\,0\leqslant g<\tau\}$,如图 2 所示。

当系统状态(x_1,x_2)在区域 Ω_1 时,$\dot{V}_1\leqslant-(2\alpha_1V^{\frac{\kappa_5+1}{2}}+2\alpha_2V^{\frac{\kappa_6+1}{2}})$,系统在固定时间 T_1 内到达滑模面 s 或者进入区域 Ω_2。当系统状态(x_1,x_2)在区域 Ω_2 时,因为 $\tau<1$,此时可知 $\kappa_4=m_4$。当$g=0$时,则有

$$\begin{cases}\omega=0\\\dot{\omega}=\dot{x}_2+l_1\kappa_3|x_1|^{\kappa_3-1}x_2=0\end{cases} \tag{29}$$

此时制导指令 a_{M} 为

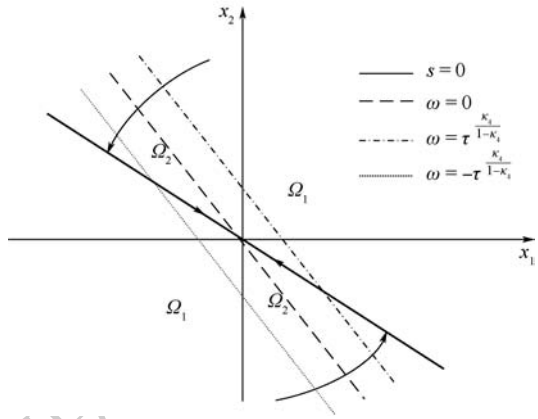


图 2　制导系统变量的收敛过程

Fig. 2　Convergence process of guidance system variable

$$a_{\mathrm{M}}=\frac{r}{\cos(\gamma_{\mathrm{M}}-q)}\left[-\frac{2\dot{r}x_2}{r}+\frac{\sigma\hat{\Delta}\mathrm{sign}(s)}{r}+l_1\kappa_3|x_1|^{\kappa_3-1}x_2+\frac{\pi\kappa_4}{2\gamma\tau}(\alpha_1\mathrm{sig}^{\kappa_5}s+\alpha_2\mathrm{sig}^{\kappa_6}s)\right] \tag{30}$$

当 $g\to 0$ 时,$|x_2+l_1\mathrm{sig}^{\kappa_3}x_1|^{\frac{\kappa_4-1}{\kappa_4}}\mu_\tau(|x_2+l_1\cdot\mathrm{sig}^{\kappa_3}x_1|^{\frac{1-\kappa_4}{\kappa_4}})\to\frac{\pi}{2\tau}$。将式(30)代入式(29)可得

$$\dot{\omega}=\frac{d}{r}-\frac{\sigma\hat{\Delta}\mathrm{sign}(s)}{r}-\frac{\pi\kappa_4}{2\gamma\tau}(\alpha_1\mathrm{sig}^{\kappa_5}s+\alpha_2\mathrm{sig}^{\kappa_6}s) \tag{31}$$

由式(27)、式(31)及假设 1 可知,当 $s>0$ 时 $\dot{\omega}<0$,当 $s<0$ 时 $\dot{\omega}>0$,所以 $\omega=0$ 不是制导系统在滑模到达阶段的吸引子。因此,存在一个有限时间 $\varepsilon(t)$ 使得系统状态(x_1,x_2)在有限时间$\varepsilon(t)$内穿越区域 Ω_2 进入区域 Ω_1 或者到达滑模面。由式(28)及引理 1 可知,制导系统式(4)可在固定时间 T_s 内收敛到 $s=0$。

3)当制导系统式(4)状态量 x_1、x_2 到达滑模面式(17)时,由 $s=0$ 可知

$$x_2=-l_1\mathrm{sig}^{\kappa_3}x_1-l_2\mathrm{sig}^{\kappa_4}x_1 \tag{32}$$

进一步可得,$|x_1|^{\kappa_4}=\frac{|x_2+l_1\mathrm{sig}^{\kappa_3}x_1|}{l_2}$。可知,当$\frac{|x_2+l_1\mathrm{sig}^{\kappa_3}x_1|}{l_2}>1$ 时有 $\kappa_4=1$,因此 $|x_1|>1$;当$\frac{|x_2+l_1\mathrm{sig}^{\kappa_3}x_1|}{l_2}\leqslant 1$ 时有 $\kappa_4=m_4$,因此 $|x_1|\leqslant 1$。所以,当 $s=0$ 时,式(17)中的 κ_4 可用如下关系式代替:

$$\kappa_4=\frac{1+m_4}{2}+\frac{1-m_4}{2}\mathrm{sign}(|x_1|-1) \tag{33}$$

由式(32)及引理 1 可知,制导系统式(4)的状态变量 x_1、x_2 将在时间 T 内收敛到于 0。 **证毕**

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

注 3 滑模面式(17)中 κ_4 的设计形式与引理 1 中的形式并不相同,这是为了保证滑模面 s 始终是连续的,并且当 $s=0$ 时,由定理 1 中的证明过程 3)可知,式(17)中设计的 κ_4 可以转化为 $\kappa_4=\frac{1+m_4}{2}+\frac{1-m_4}{2}\mathrm{sign}(|x_1|-1)$,这与引理 1 中的 κ_2 的形式相同,因此 κ_4 的设计并不会影响系统状态 x_1、x_2 在滑模面上固定时间收敛的特性。

注 4 有限时间 $\varepsilon(t)$ 虽然不能被精确地求出,但是可以被近似地估计。如图 2 所示,当制导系统式(4)的状态变量 x_1、x_2 穿越区域 Ω_2 时,对于一个充分小的常数 τ,在区域 Ω_2 内因为 $0<g\leqslant\tau$,因此可近似认为 $\omega=0$,并且由式(17)可知 $s=x_1$。此外,根据式(31)可得

$$|\dot{\omega}|\geqslant\left|\frac{\pi\kappa_4}{2\gamma\tau}(\alpha_1\mathrm{sig}^{\kappa_5}s+\alpha_2\mathrm{sig}^{\kappa_6}s)\right| \tag{34}$$

对式(34)两边积分得

$$\int_{-\tau^{\frac{\kappa_4}{1-\kappa_4}}}^{\tau^{\frac{\kappa_4}{1-\kappa_4}}}\mathrm{d}\omega\geqslant\int_0^{\varepsilon(t)}\left|\frac{\pi\kappa_4}{2\gamma\tau}(\alpha_1\mathrm{sig}^{\kappa_5}s+\alpha_2\mathrm{sig}^{\kappa_6}s)\right|\mathrm{d}t \tag{35}$$

求解式(35)可得

$$\varepsilon(t)=\frac{4\gamma\tau^{\frac{1}{1-\kappa_4}}}{\pi\kappa_4(\alpha_1|x_1|^{\kappa_5}+\alpha_2|x_1|^{\kappa_6})}$$

因此,可知 τ 取值较小时,$\varepsilon(t)$ 也会变得很小,可以忽略不计。

因为符号函数 $\mathrm{sign}(s)$ 的存在可能会引起颤振,为避免振颤现象的发生,符号函数 $\mathrm{sign}(s)$ 可采用一种 Sigmoid 函数近似替代:

$$\mathrm{sgmf}(s)=\begin{cases}\mathrm{sign}(s) & |s|>\xi\\ 2\left(\dfrac{1}{1+\mathrm{e}^{-s/\xi}}-\dfrac{1}{2}\right) & |s|\leqslant\xi\end{cases} \tag{36}$$

本文最终设计的带有攻击角度约束的自适应非奇异快速终端滑模固定时间收敛制导律(AFTNFTSMG)形式为

$$\begin{aligned}a_{\mathrm{M}}=\frac{r}{\cos(\gamma_{\mathrm{M}}-q)}\Bigg[&-\frac{2\dot{r}x_2}{r}+\frac{\sigma\hat{\Delta}\mathrm{sgmf}(s)}{r}+\\&l_1\kappa_3|x_1|^{\kappa_3-1}x_2+\frac{\kappa_4}{\gamma}\mathrm{sig}^{\frac{2\kappa_4-1}{\kappa_4}}(x_2+l_1\mathrm{sig}^{\kappa_3}x_1)+\\&l_1\kappa_4|x_1|^{\kappa_3-1}(x_2+l_1\mathrm{sig}^{\kappa_3}x_1)+\\&\frac{\kappa_4}{\gamma}|x_2+l_1\mathrm{sig}^{\kappa_3}x_1|^{\frac{\kappa_4-1}{\kappa_4}}\mu_\tau(|x_2+l_1\mathrm{sig}^{\kappa_3}x_1|^{\frac{1-\kappa_4}{\kappa_4}})\cdot\\&(\alpha_1\mathrm{sig}^{\kappa_5}s+\alpha_2\mathrm{sig}^{\kappa_6}s)\Bigg]\end{aligned} \tag{37}$$

3 仿真分析

针对制导律 AFTNFTSMG 进行仿真分析,参照文献[11]的仿真场景,假设导弹和目标的初始相对距离 $r_0=5\,000$ m,初始 LOS 角 $q_0=30°$,目标的初始航迹角 $\gamma_{\mathrm{T0}}=0°$,导弹和目标的速度分别为 $V_{\mathrm{M}}=600$ m/s,$V_{\mathrm{T}}=300$ m/s。AFTNFTSMG 中的参数取值为:$l_1=l_2=0.5$,$\alpha_1=\alpha_2=2$,$m_1=\beta_1=9/7$,$m_2=\beta_2=7/9$,$\tau=0.1$,$\xi=0.01$,$\sigma=2$,$\hat{\Delta}(0)=100$,$g=9.8$ m/s^2,导弹最大加速度值为 $30g$。根据定理 1 计算可得 $T=13.86$ s。

注 5 由定理 1 可知,T 的大小完全是由 AFTNFTSMG 中的参数决定的,与制导系统的状态无关。固定时间 T 表示的是制导系统任意初始状态下收敛时间的上界,通常制导系统实际收敛时间要小于 T。T 的设定需要结合制导系统的具体环境。如果 T 设计的太小,在某些情况下,例如初始 LOS 角跟踪误差 x_1 较大时,为了达到制导系统固定时间收敛的要求,导弹必须具有较强的机动能力,但是导弹的机动能力是有限的,因此制导指令在末制导前期可能会出现饱和现象。如果 T 设计的太大,因为导弹末制导时间有限,可能导致导弹无法以期望的攻击角度准确命中目标。所以,需要通过调节 AFTNFTSMG 中的各个参数合理设置 T 的大小。

3.1 以不同初始航迹角拦截目标

假设目标机动 a_{M} 为:当 $t\leqslant5$ s 时 $a_{\mathrm{M}}=7g$;当 $t>5$ s 时,$a_{\mathrm{M}}=-7g$。导弹拦截目标时,期望的终端 LOS 角 q_{d} 为 20°,导弹的初始航迹角 $\gamma_{\mathrm{M0}}=30°,60°,90°$。针对 AFTNFTSMG 进行仿真分析,结果如图 3 所示。

图 3(a)表明,AFTNFTSMG 能够使导弹在不同的初始航迹角 γ_{M0} 下有效地拦截目标。图 3(b)的制导指令曲线表明,导弹制导指令在前期都出现了饱和现象,这是因为在末制导的前期,为满足导弹 LOS 角 q 和 LOS 角速率 $\dot{q}$ 在固定时间之内收敛,通常情况下导弹需要进行高强度机动。图 3(c)、(d)表明,q 和 $\dot{q}$ 都能够在设定的固定时间 T 内收敛,制导指令饱和现象的存在会使得 q 和 $\dot{q}$ 的实际收敛时间增大,然而因为 T 是制导系统在任意初始状态下的收敛时间上界,通常 q 和 $\dot{q}$ 依旧能够在 T 内收敛。图 3(e)表明,滑模面 s 在不同的初始航迹角 γ_{M0} 下都能够在 q 和 $\dot{q}$ 收敛之前快速收敛到 0。

北航学报 赠阅

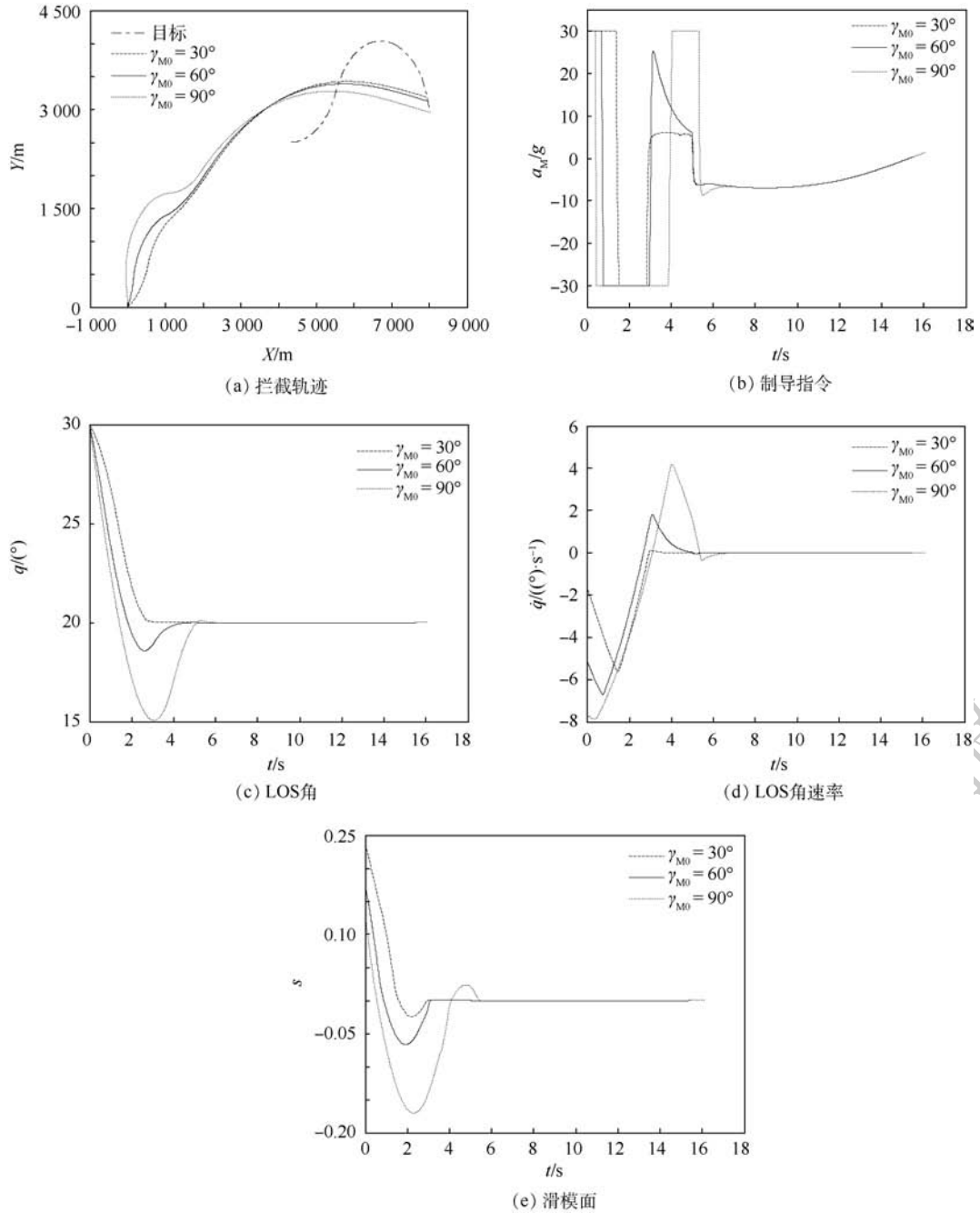


图 3　不同初始航迹角拦截目标的仿真结果

Fig. 3　Simulation results of intercepting target under different initial flight path anges

3.2　以不同期望终端 LOS 角拦截目标

假设目标机动 a_M 为:当 $t\leqslant 5$ s 时 $a_M=7g$;当 $t>5$ s 时,$a_M=-7g$。导弹初始航迹角 $\gamma_{M0}=60°$,导弹拦截目标时期望的终端 LOS 角 $q_d=20°$,30°,40°。针对 AFTNFTSMG 进行仿真分析,结果如图 4 所示。

从图 4(a)可以看出,在 AFTNFTSMG 作用下,导弹能够以不同的期望终端 LOS 角 q_d 精确地拦截目标。图 4(b)给出了相应的制导指令曲线,其中制导指令在 $q_d=40°$时饱和时间最长,这也导致了其对应的 q 和 $\dot{q}$ 收敛时间最长。图 4(c)、(d)、(e)表明,在不同的期望终端 LOS 角 q_d 要求下,q 和 $\dot{q}$ 依然能够在设定的固定时间 T 内收敛,相应的滑模面 s 在 q 和 $\dot{q}$ 收敛之前能够先收敛到 0。

假设 $q_d=20°$,考虑测量噪声对制导性能的影响,在获取 LOS 角速率 $\dot{q}$ 时加入均值为 0、方差为真值 1% 的高斯白噪声,仿真结果如图 5 所示。表明由于噪声的影响,在 AFTNFTSMG 的作用下,$\dot{q}$虽然前期产生了微弱的振颤现象,但最终依然

北航学报 赠阅

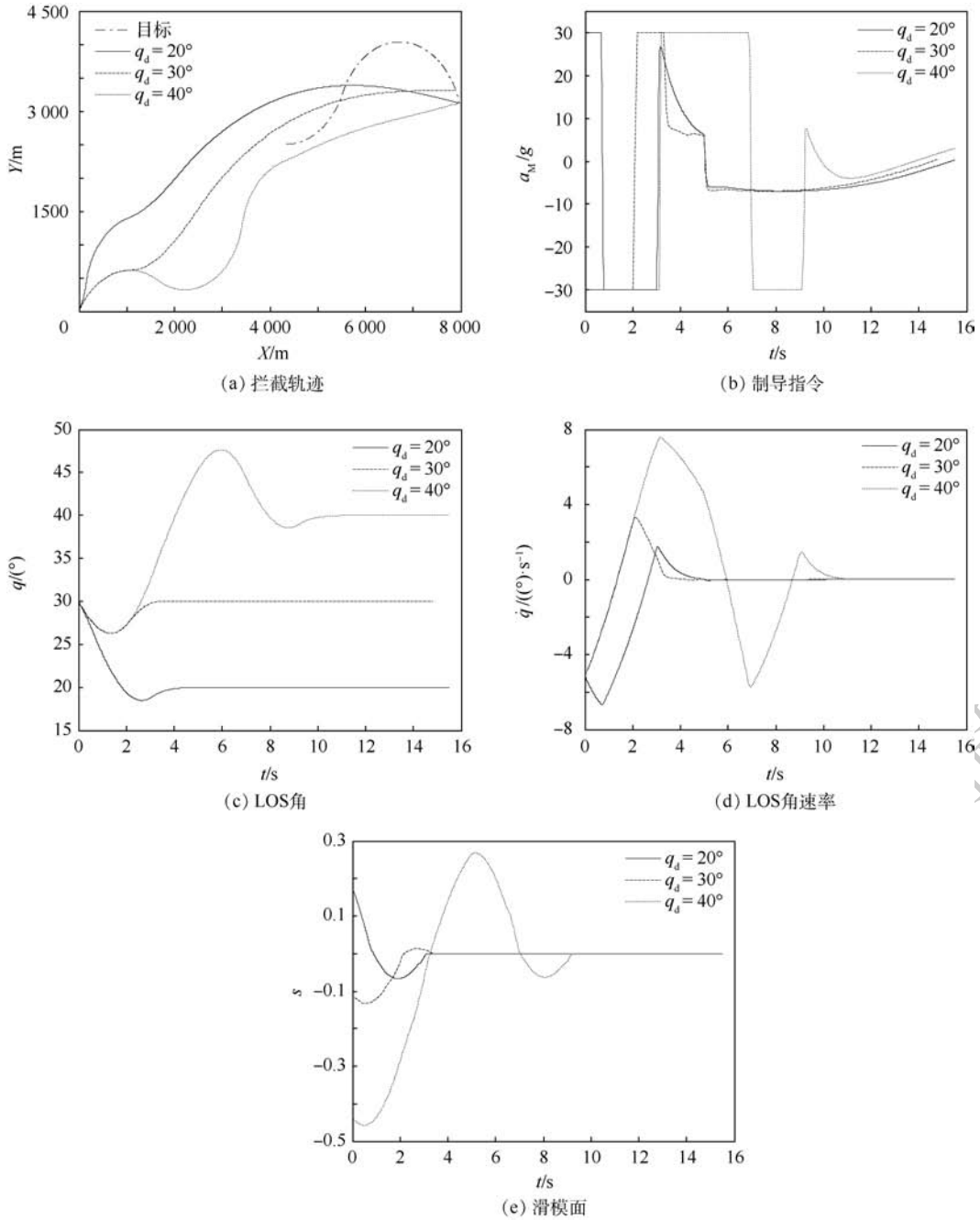


图 4 不同期望终端 LOS 角拦截目标的仿真结果

Fig. 4 Simulation results of intercepting target under different desired terminal LOS angles

能够保证固定时间收敛特性,同时制导指令最终也能够跟踪到不含噪声的制导指令曲线上来。

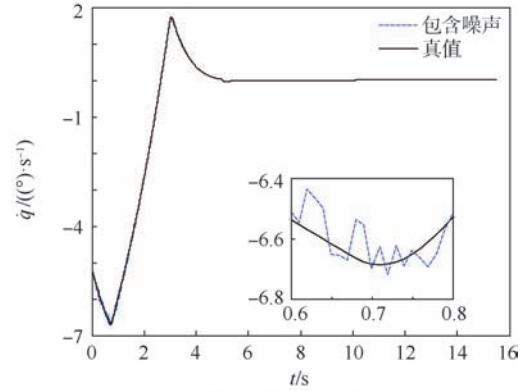
为进一步说明测量噪声对 AFTNFTSMG 制导性能的影响,对期望终端 LOS 角 $q_d=20°,30°,40°$ 的情况各做 100 次蒙特卡罗仿真,计算脱靶量和终端 LOS 角跟踪误差的均值和方差,结果如表 1 所示。可以看出,3 种情况下脱靶量均值不超过 0.04 m,终端 LOS 角跟踪误差均值小于 0.02°,且方差均维持在零左右,表明在测量噪声影响下,AFTNFTSMG 依然能够使制导系统保持稳定。这是因为测量噪声通常是有界的,可以和目标的机动一起看作制导系统的外部干扰,AFTNFTSMG 中得益于自适应律的设计,使得制导系统对外部干扰具有较强的鲁棒性。

3.3 不同制导律仿真对比

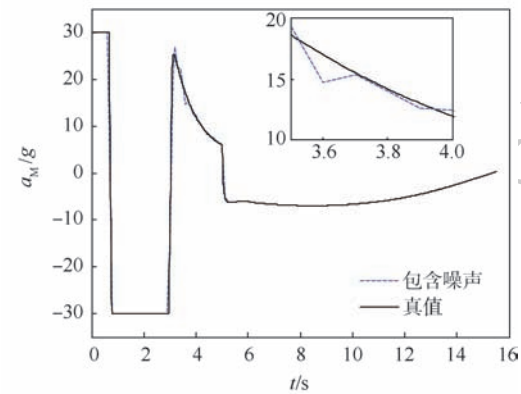
为了全面分析 AFTNFTSMG 的制导效果,在仿真中与其他制导律进行对比分析。

文献[19]设计了一种非奇异终端滑模制导律(Nonsingular Terminal Sliding Mode Guidance Law, NTSMG):

北航学报 赠阅



(a) 带噪声的LOS角速率对比



(b) 带噪声的制导指令对比

图 5　测量噪声对制导性能的影响

Fig. 5　Influence of measurement noise on guidance performance

表 1　蒙特卡罗仿真统计

Table 1　Simulation statistics of Monte Carlo

q_d/(°)	脱靶量/m		LOS 角跟踪误差/(°)	
	均值	方差	均值	方差
20	0.022 1	$3.404\,3\times10^{-4}$	$-1.010\,4\times10^{-3}$	$-1.231\,1\times10^{-6}$
30	0.021 9	$2.352\,8\times10^{-4}$	$9.462\,6\times10^{-3}$	$-8.969\,8\times10^{-6}$
40	0.036 2	$4.801\,4\times10^{-4}$	0.014 0	$-2.043\,6\times10^{-6}$

$$s = x_1 + \beta x_2^{\alpha} \tag{38}$$

$$a_M = \frac{-2\dot{r}\dot{q} + \dfrac{r}{\alpha\beta}\dot{q}^{2-\alpha}}{\cos(\gamma_M - q)} + \frac{M\mathrm{sgmf}(s)}{\mathrm{signcos}(\gamma_M - q)} \tag{39}$$

式中:目标加速度 a_T 假设是未知的,$\alpha=\dfrac{5}{3}$,$\beta=1$,$M=3\times10^3$。

文献[15]设计了一种自适应固定时间收敛非奇异终端滑模制导律(Adaptive Fixed-Time Nonsingular Terminal Sliding Mode Guidance Law, AFTNTSMG):

$$s = x_2 + \alpha_3 x_1^{\kappa_7} + \beta_3\varphi(x_1) \tag{40}$$

$$\varphi(x_1) = \begin{cases} x_1^{p_4/q_4} & |x_1| \geqslant \varepsilon \\ \lambda_1 x_1 + \lambda_2 x_1^2 \mathrm{sign}(x_1) & |x_1| < \varepsilon \end{cases} \tag{41}$$

$$a_M = \frac{r}{\cos(\gamma_M - q)}\left(-\frac{2\dot{r}x_2}{r} + \alpha_3\kappa_1 x_1 x_1^{\kappa_7-1}x_2 + \beta_3\dot{\varphi}(x_1) + \alpha_4 s^{\kappa_8} + \beta_4 s^{p_6/q_6} + K\hat{\Delta}\tanh(s/\tau_1)\right) \tag{42}$$

$$\dot{\hat{\Delta}} = K\tanh(s/\tau_1) \tag{43}$$

式中:$\kappa_7 = \dfrac{p_3+q_3}{2p_3} + \dfrac{q_3-p_3}{2p_3}\mathrm{sign}(|x_1|-1)$,$\kappa_8 = \dfrac{p_5+q_5}{2p_5} + \dfrac{q_5-p_5}{2p_5}\mathrm{sign}(|s|-1)$,$\alpha_3=\beta_3=0.5$,$\dfrac{p_3}{q_3} = \dfrac{p_4}{q_4} = \dfrac{p_5}{q_5} = \dfrac{p_6}{q_6} = \dfrac{7}{9}$,$\alpha_4=\beta_4=2$,$K=1.5$,$\tau_1=0.01$,$\hat{\Delta}(0)=1$,$\lambda_1 = (2-p_4/q_4)\varepsilon^{p_4/q_4-1}$,$\lambda_2 = (p_4/q_4-1)\varepsilon^{p_4/q_4-2}$。

此外,为了评估导弹在末制导过程中消耗的能量大小,文献[20]给出了平均拦截加速度 a_{ME} 的概念,定义如下:

$$a_{ME} = \frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}|a_M(k)| \tag{44}$$

式中:N 为总的仿真步数;$a_M(k)$ 为第 k 步的制导指令仿真值。

假设目标采取 $a_M = 7g\cos(\pi t/4)$ 进行机动,导弹初始航迹角 $\gamma_{M0}=60°$,导弹拦截目标时期望的终端 LOS 角 $q_d=20°$,通过仿真对制导律 AFTNFTSMG、NTSMG 和 AFTNTSMG 的制导性能进行对比,仿真结果如图 6 和表 2 所示。

图 6(a)表明,制导律 AFTNFTSMG、NTSMG 和 AFTNTSMG 在设定的制导场景下都能够使导弹成功地拦截目标。图 6(c)、(d)、(e)表明,在 AFTNFTSMG 作用下,$\dot{q}$、q 及滑模面 s 收敛速率最快,并且在 AFTNFTSMG 和 AFTNTSMG 的制导指令选取了相同参数的情况下,AFTNFTSMG 使得系统状态收敛更快。由表 2 可以看出,导弹在 NTSMG、AFTNFTSMG 和 AFTNTSMG 的作用下拦截时间分别为 20.616 0 s、17.157 0 s 和17.496 3 s,同时导弹在 AFTNFTSMG 作用下的脱靶量也是最小的,仅为 0.018 4 m,这说明相比其他 2 种制导律,AFTNFTSMG 能够使得导弹具有更短的拦截时间及更高的制导精度。由注 1 可知,AFTNFTSMG 使制导系统收敛速率比 AFTNTSMG 更快,同时 AFTNFTSMG 能够使得制导系统状态最终收敛到零,而 AFTNTSMG 采用滑模面转换的方法来解决奇异性问题,最终只能使得制导系统收敛到$\{(x_1,x_2)\,|\,x_1\leqslant\varepsilon, x_2\leqslant\alpha_3\varepsilon^{\kappa_7}+\beta_3\varepsilon^{p_4/q_4}\}$,而不能收敛到零。因此,AFTNFTSMG 相比 AFTNTSMG收敛速率更快,拦截精度更高。图6(b)给

北航学报 赠阅

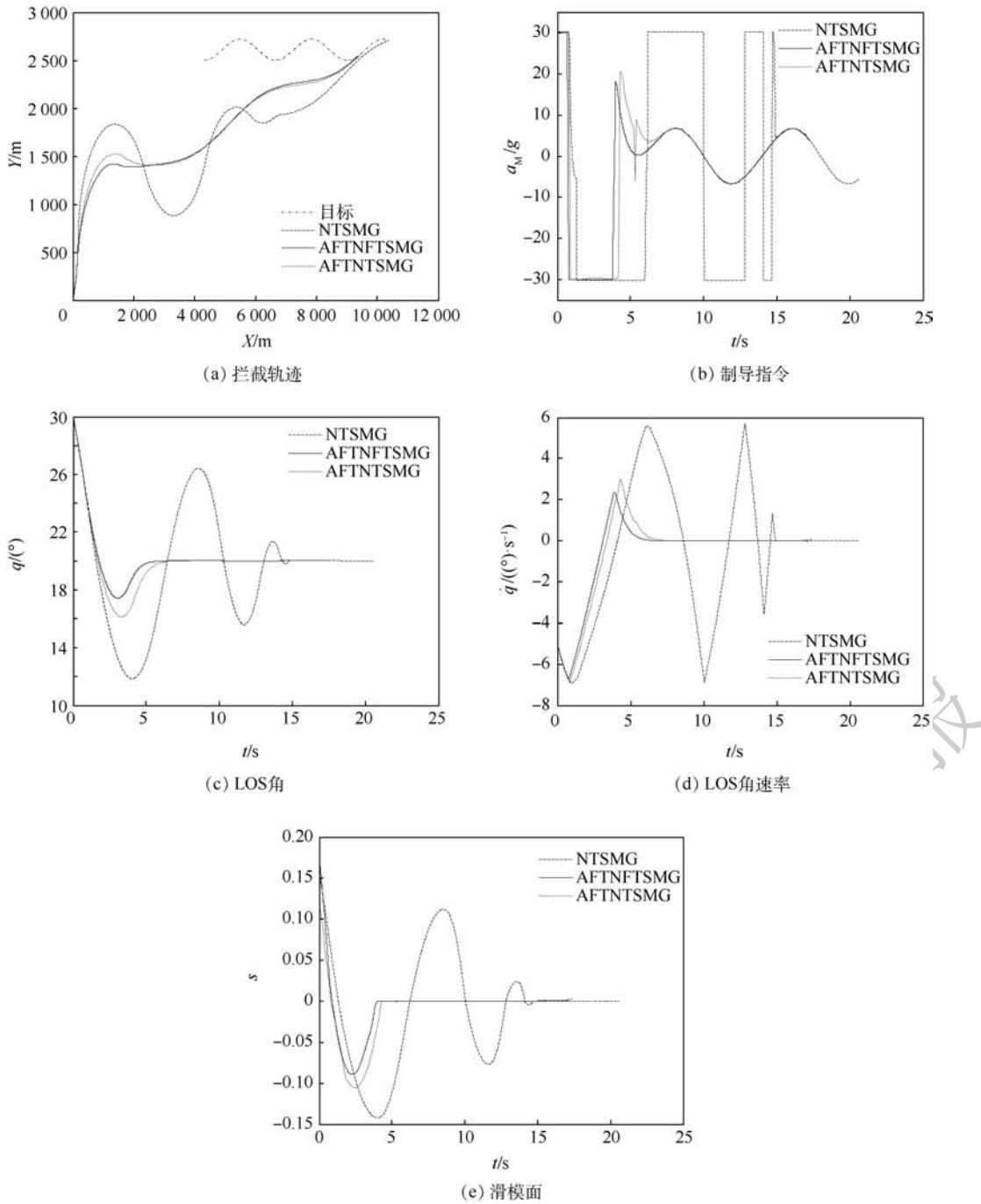


图 6 不同制导律仿真对比

Fig. 6 Simulation comparison of different guidance laws

表 2 不同制导律下拦截目标时的仿真结果

Table 2 Simulation results of intercepting target under different guidance laws

制导律	拦截时间/s	脱靶量/m	LOS 角跟踪误差/(°)	a_{ME}/(m·s^{-2})
NTSMG	20.616 0	0.023 3	−0.004 2	218.332 5
AFTNFTSMG	17.157 0	0.018 4	0.033 5	98.366 1
AFTNTSMG	17.469 3	0.023 2	0.045 9	114.728 4

出了 3 种制导律制导指令曲线,可以看出制导指令在前期都存在着饱和现象,但是 AFTNFTSMG 指令曲线相较于其他 2 种制导律饱和时间短,并且由于自适应律的作用,AFTNFTSMG 指令曲线较为平缓光滑,而 NTSMG 和 AFTNTSMG 指令曲线变化剧烈,并且 NTSMG 在 16 s 附近存在振颤现象。同时,表 2 中 AFTNFTSMG 的平均拦截加速度 a_{ME} 最小,这也说明采用 AFTNFTSMG 制导的

北航学报 赠阅

导弹所消耗的能量是最少的。

4　结　论

1）本文设计了一种新的带有攻击角度约束的终端滑模制导律,通过 Lyapunov 稳定性理论证明了导弹在满足终端角度约束的要求下能够成功拦截目标,并且制导系统的状态变量能够在固定时间 T 内收敛。

2）提出了一种固定时间收敛非奇异快速终端滑模控制方法,在保证滑模面不存在奇异问题的情况下,相较于现有的固定时间收敛控制,制导系统收敛速率更快。同时,对目标机动上界的自适应估计增强了制导系统的鲁棒性。

3）仿真结果表明,本文设计的制导律能够使导弹以不同的初始航迹角和不同的终端攻击角度拦截机动目标。通过与现有制导律对比,本文设计的制导律能够使导弹以更短时间和更高精度对目标实施打击,并且制导系统收敛速率更快,导弹消耗的能量更少。

参考文献（References）

[1] 蔡洪,胡正东,曹渊. 具有终端角度约束的导引律综述[J]. 宇航学报,2010,31(2):315-323.
CAI H,HU Z D,CAO Y. A survey of guidance law with terminal impact constraints[J]. Journal of Astronautics,2010,31(2):315-323(in Chinese).

[2] PARK B G,KIM T H,TAHK M J. Biased PNG with terminal-angle constraint for intercepting nonmaneuvering targets under physical constraints[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System,2017,55(3):1562-1572.

[3] SHINAR J,SHIMA T,KEBKE A. On the validity of linearized analysis in the interception of reentry vehicles[C]// Proceedings of the AIAA Guidance,Navigation,and Control Conference. Reston:AIAA,1998:1050-1060.

[4] 张友安,黄诘,孙阳平. 带有落角约束的一般加权最优制导律[J]. 航空学报,2014,35(3):848-856.
ZHANG Y A,HUANG J,SUN Y P. Generalized weighted optimal guidance law with impact angle constraints[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sincia,2014,35(3):848-856(in Chinese).

[5] 刘延芳,齐乃明,夏齐,等. 基于非线性模型的大气层内拦截弹微分对策制导律[J]. 航空学报,2011,32(7):1171-1179.
LIU Y F,QI N M,XIA Q,et al. Differential game guidance law for endoatmospheric interceptor missiles based on nonlinear model[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sincia,2011,32(7):1171-1179(in Chinese).

[6] 周卫东,陈沿逵,熊少锋. 带攻击角度约束的无抖振滑模制导律设计[J]. 北京航空航天大学学报,2016,42(2):669-676.
ZHOU W D,CHEN Y K,XIONG S F. Chattering-free sliding mode guidance law with impact angle constraint[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2016,42(2):669-676(in Chinese).

[7] ATES U A. Lyapunov based nonlinear impact angle guidance law for stationary targets[C]// Proceeding of the AIAA Guidance,Navigation,and Control Conference. Reston:AIAA,2015:1-14.

[8] ZHANG Y X,SUN M W,CHEN Z Q. Finite time convergent guidance law with impact angle constraint based on sliding control[J]. Nonlinear Dynamics,2012,7(3):619-625.

[9] HE S M,LIN D. Adaptive nonsingular sliding mode based guidance law with terminal angular constraint[J]. International Journal of Aeronautical and Space Sciences,2014,15(2):146-152.

[10] 杨锁昌,张宽桥,陈鹏. 带攻击角度约束的自适应终端滑模制导律[J]. 北京航空航天大学学报,2016,42(8):1566-1574.
YANG S C,ZHANG K Q,CHEN P. Adaptive terminal sliding mode guidance with impact angle constraint[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2016,42(8):1566-1574(in Chinese).

[11] SONG J H,SONG S M,ZHOU H B. Adaptive nonsingular fast terminal sliding mode guidance law with impact angle constraints[J]. International Journal of Control,Automation and Systems,2016,14(1):99-114.

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

[13] ZUO Z Y. Nonlinear fixed-time consensus tracking for second-order multi-agent networks[J]. Automatica,2015,54:305-309.

[14] LI H J,CAI Y L. On SFTSM control with fixed-time convergence[J]. IET Control Theory and Applications,2017,11(6):766-773.

[15] ZHANG Y,TANG S J,GUO J. Adaptive terminal angle constraint interception against maneuvering targets with fast fixed-time convergence[J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control,2018,28(8):2996-3014.

[16] SUN S,ZHOU D,HOU W T. A guidance law with finite time convergence accounting for autopilot lag[J]. Aerospace Science and Technology,2013,25(1):132-137.

[17] ZHAO B,ZHOU J. Smooth adaptive finite time guidance law with impact angle constraints[J]. International Journal of Aerospace Engineering,2016,2016:5730168.

[18] YANG L,YANG J Y. Nonsingular fast terminal sliding-mode control for nonlinear dynamical systems[J]. International Journal of Robust Nonlinear Control,2011,21(16):1865-1879.

[19] KUMAR S R,RAO S,GHOSE D. Nonsingular terminal sliding mode guidance with impact angle constraints[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,2014,37(4):1114-1130.

[20] XIONG S F,WANG W H,SONG S,et al. Extended state observer based impact angle constrained guidance law for maneuvering target interception[J]. Journal of Aerospace Engineering,2015,29(14):2589-2607.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

作者简介：

赵国荣 博士，教授。主要研究方向：飞行器控制与导航技术。

李晓宝 男，博士研究生。主要研究方向：飞行器导航制导与控制。

Adaptive nonsingular fast terminal sliding mode guidance law with fixed-time convergence

ZHAO Guorong[1,*], LI Xiaobao[2], LIU Shuai[2], HAN Xu[2]

(1. University Staff, Naval Aviation University, Yantai 264001, China;
2. Coastal Defence Academy, Naval Aviation University, Yantai 264001, China)

Abstract: To deal with the terminal guidance problem of missiles for intercepting maneuvering targets, a nonsingular fixed-time convergent fast terminal sliding mode guidance law is developed with impact angle constraints. Compared with finite-time convergent terminal sliding mode guidance laws, the proposed guidance law ensures that the line of sight (LOS) angle and the LOS angular rate are fixed-time convergent. The convergence time is independent of the initial states of the guidance system and can be set in advance by the guidance law's parameters. Compared with conventional fixed-time convergent control, a novel nonsingular terminal sliding mode is designed to solve the singularity problem and the faster convergence rate is guaranteed by regulating the index of the approaching laws of the sliding surface and the LOS angle error. Besides, an adaptive law for unknown upper bound estimation of the target acceleration is presented and a priori information on the target acceleration is not required to be known. Finally, simulation results show that the missile can intercept the maneuvering targets effectively with the proposed guidance law. Besides, comparison with the existing guidance laws indicates that the faster convergence rate of the guidance system, the shorter intercept time and the higher intercept accuracy are achieved by the proposed guidance law.

Keywords: guidance law; impact angle constraint; adaptive control; fixed-time convergence; nonsingular fast terminal sliding mode

北京航空航天大学学报

Received: 2018-10-29; **Accepted**: 2018-12-07; **Published online**: 2018-12-25 14:52

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181221.1617.003.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61473306)

* **Corresponding author**. E-mail: grzhao6881@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0597

航空活塞发动机涡轮增压器失效关键影响因素分级

鲍梦瑶[1,*], 丁水汀[2], 李果[2]

(1. 中国民航管理干部学院, 北京 100102; 2. 北京航空航天大学 飞机/发动机综合系统安全性北京市重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 航空活塞发动机涡轮增压技术的应用大幅增加了动力系统的复杂性,与增压器相关的安全问题日趋严峻。以某型航空活塞发动机及其两级增压器为对象,聚焦失效诱因的判断方法研究,在建立的整机系统模型基础上,提出一种改进的对应分析法实现对增压器失效模式关键影响因素的分级。结果显示:通过列轮廓坐标随关键影响因素的数值偏离程度表明影响大小的分级方法,可以有效辨识出失效的关键影响因素,废气阀直径是影响各工作边界安全裕度的首要因素,需首先加以控制。

关 键 词: 涡轮增压器; 关键影响因素; 系统模型; 对应分析法; 影响因素分级
中图分类号: V234$^+$.1
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2019)06-1071-10

航空活塞发动机是通用航空器动力的重要选择,并占绝对多数。随着中国空域开放,采用涡轮增压技术是解决高空飞行功率下降、油耗增高的有效途径。但由于涡轮增压器大幅增加了动力系统复杂程度,与增压器相关的安全问题日趋严峻。据美国国家运输安全委员会(National Transportation Safety Board, NTSB)的调查报告显示,1988—2008 年,由涡轮增压器导致的航空器事故发生 111 起,共造成 29 人死亡、38 人受伤,多数事故原因可归因于增压器故障引起发动机动力失效所致[1-3]。因此,NTSB 建议美国联邦航空管理局(Federal Aviation Adiministration, FAA)特别关注由涡轮增压器引起的通用航空器活塞发动机动力下降及动力丧失的问题[1],并指出"由于以往工程经验中缺乏如何对涡轮增压器失效的预防措施,建议寻找导致涡轮增压器失效的影响因素和潜在诱因,防止涡轮增压器的失效"[4]。所以,如何在实际运行中辨识失效的关键影响因素,是在运行维护中精确制定失效风险控制策略以保证通用航空运行安全的关键。

通常而言,涡轮增压器的失效,究其原因是由于增压器本身与发动机之间的气动连接决定了其固有的滞后特性和正反馈特性:①滞后特性指当发动机工况发生改变时,增压器压气机不能及时作出反应。②正反馈特性指当发动机低负荷时较低的废气能量导致涡轮做功能力不足,进一步加剧发动机进气条件恶化,甚至导致发动机停车;反之,当发动机高负荷时较高的废气能量引起涡轮做功增加及转速提升,进一步提高进气压力,容易导致发动机飞车、爆震。因此,涡轮增压器与发动

收稿日期: 2018-10-17; **录用日期**: 2019-01-04; **网络出版时间**: 2019-02-20 17:25
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190220.1023.004.html
基金项目: 国家自然科学基金委员会-中国民航局民航联合研究基金(U1833109)
* **通信作者**. E-mail: baomengyao@camic.cn

引用格式: 鲍梦瑶, 丁水汀, 李果. 航空活塞发动机涡轮增压器失效关键影响因素分级[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1071-1080. BAO M Y, DING S T, LI G. Classification of key influence factors for failure of turbo supercharged piston aeroengine [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6): 1071-1080 (in Chinese).

北航学报 赠阅

机间体现出强烈的复杂匹配类联系、闭环特征，并造成失效形式相互耦合，使得对于实际运行中出现的失效，传统分析方法难以分解和辨识失效模式及其影响（如系统安全性分析中的故障树分析，难以处理复杂系统中“闭环事件”问题）；而在实际运行维护中则更难以准确、有针对性地制定和执行失效风险（或安全性）控制策略，不能从根本上解决涡轮增压器的失效问题以保证运行安全性。

为克服传统分析方法面对复杂耦合类工程问题的局限性，近年来基于模型的系统安全性分析方法被发展出来以解决该类问题。基于模型的安全性分析是指将研究对象具体针对的复杂系统模型引入失效模式分析中，即利用建立的模型在失效模式分析的各个阶段通过仿真对系统进行测试，验证系统是否能够按照功能要求运行。过程中，由于失效模式分析和系统验证测试共用同一模型，因此可以反映出系统间的匹配耦合特性，并有效解决失效模式辨识问题。目前，FAA 发布的 AC20-115C 已正式确认机载系统和设备开发的适航审定可采用 DO-331 基于模型的分析和验证。

因此，本文以某型航空活塞发动机及其两级增压器为对象，在建立的系统模型基础上，提出一种改进的对应分析法，实现对增压器失效模式关键影响因素的分级。研究结果将直接支撑通用航空活塞发动机增压系统实际运行中失效问题影响因素和潜在诱因的确定，并有针对性地建立对应的预防措施。

1 系统仿真模型的建立及验证

对于活塞发动机涡轮增压器的失效问题，关键在于增压器与发动机本身之间存在复杂匹配联系[5]且失效模式相互耦合[6]，因此必须先建立基于整机的系统仿真模型，才能准确反映系统规律，从而作为后续失效关键影响因素分析的基础。本文选用 Rotax914F 型航空活塞发动机匹配某型两级增压器作为分析所用的原型机建立系统仿真模型[7]。该两级增压方案的总体设计如图 1 所示，指标为：在 10 km 高空、负荷为 100%、额定转速为 5 500 r/ min 时，输出功率达到 70.5 kW，即总增压比为 5.2，涡轮前平均排气温度为 1 123 K。

根据总体设计，使用 GT-Power 软件完成两级增压发动机系统的建模（见图 2），该两级增压发动机系统模型由单个涡轮驱动两个串联的同轴压气机，涡轮内部有一个废气阀。

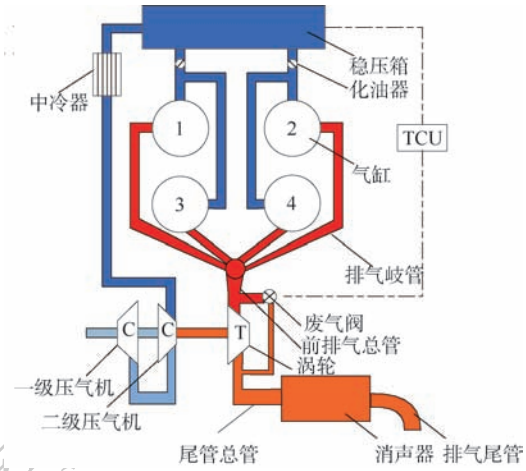


图 1 两级涡轮增压系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of two-stage turbo supercharging system

为验证模型的准确性，采用特性实验数据与仿真模型计算结果进行对比。该特性实验在北京航空航天大学微型发动机实验室实验台上进行（见图 3），实验系统由两级压气机和涡轮、级后冷却器、进气管路、排气管路、电控系统（TCU）组成。其中，涡轮与两级压气机同轴，同时驱动两个压气机，废气最终经消声器和排气尾管排入大气，即一个涡轮驱动两个串联压气机，三者共轴的结构。此外，在该设计方案中，外界空气进入一级压气机进行压缩，而后进入二级压气机进一步压缩，再经中冷器冷却后进入稳压箱；发动机排气经过排气管路进入涡轮，在涡轮中膨胀做功，通过控制废气阀的开度来改变用于涡轮膨胀做功的排气质量流量，使稳压箱中的实际进气压力与目标压力相同，保证发动机在各工作状态安全运行。

该设计方案的主要优点如下：

1）采用单涡轮系统可以提高排气量利用效能，提高效率。

2）无涡轮流量分配问题，全飞行高度调节控制简单易行。

3）有利于降低涡轮增压器转速，减少系统部件，提高安全性。

4）串联压气机扩大了压气机流量范围，发动机在全高度工况范围内运行于压气机高效率区。

5）在研发和制造方面相对较为容易。

实验中，环境温度为 20℃，环境压力为 100.7 kPa；计算工况点为：转速为 3 000 ~ 5 500 r/ min，中间间隔为 500 r/min 的工况点和 5 800 r/ min 的工况点。图 4 和图 5 给出了不同节气门开度下，发动机输出功率和扭矩变化的仿真数据与

北航学报 赠阅

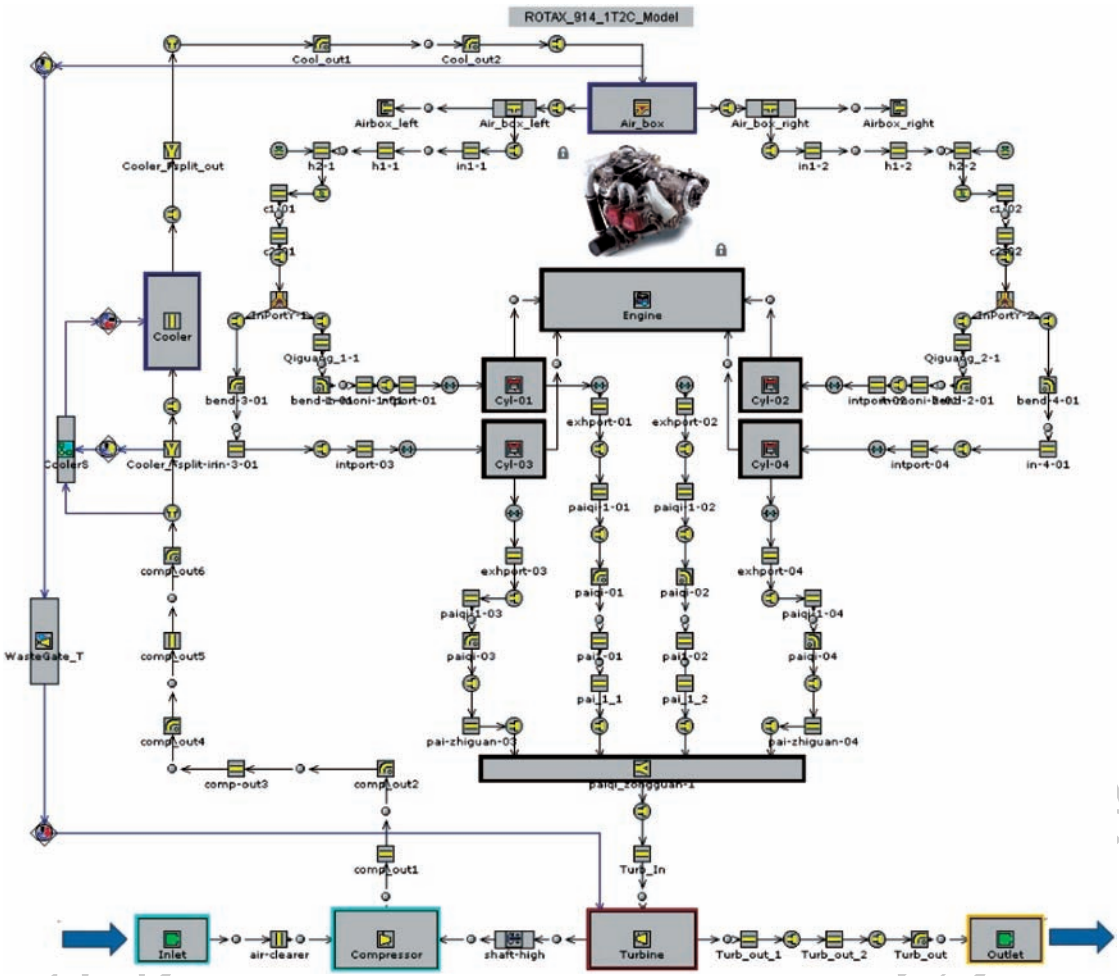


图 2　航空两级涡轮增压活塞发动机系统模型示意图

Fig. 2　Schematic diagram of system model for two-stage turbo supercharged piston aeroengine

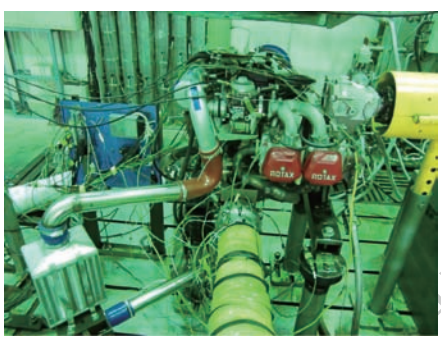


图 3　两级涡轮增压实验系统

Fig. 3　Experimental system of two-stage turbo superchargers

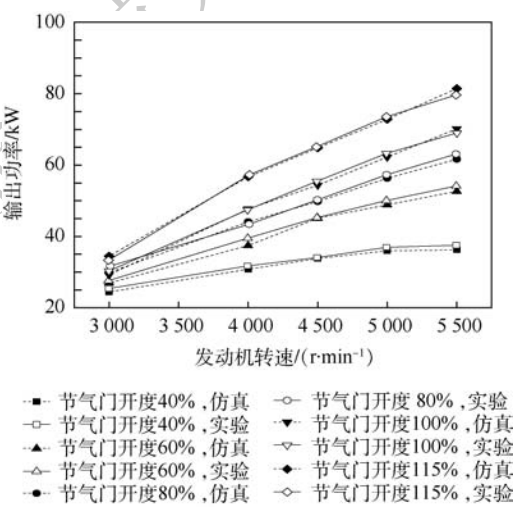


图 4　输出功率的仿真与实验数据对比

Fig. 4　Comparison of output power between simulation and experimental data

实验数据的对比。可以看出,模型的仿真值与实验值在允许的范围内较好吻合。在发动机节气门开度达到 60% 之后,输出功率和扭矩的实验值和仿真值之间的差别逐渐从 6% 缩小到 3% 以内。故该仿真模型的建立较好地反映了系统特性,且可以用于后续分析。

北航学报 赠阅

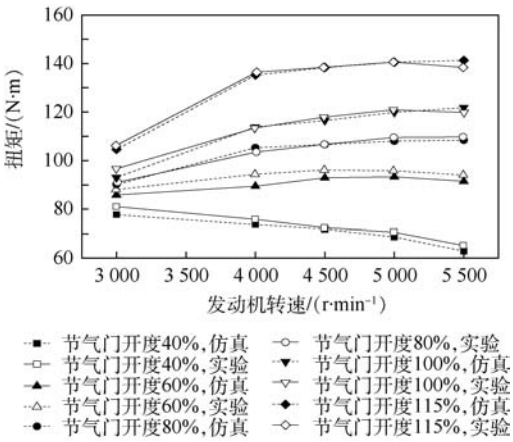


图 5 扭矩的仿真与实验数据对比

Fig. 5 Comparison of torque between simulation and experimental data

2 改进的对应分析法分析原理

对应分析也称关联分析、*R*-*Q* 型因子分析，是近年新发展起来的一种多元相依变量统计分析技术[8]。由于对应分析法是在 *R* 型因子分析和 *Q* 型因子分析基础上发展而来的，所以其本质也是利用了降维思想来达到简化数据结构的目的。通常而言，对应分析的整个处理过程由两部分组成：列联表和二维散点图。其中，列联表是一个二维的表格，由行和列组成。每一行代表事物的一个属性，并依次排开；每一列代表不同的事物本身，并由样本集合构成。同时，列联表的每一行和每一列均可以通过二维散点图上的一个点来表示，从而更加直观地描述属性变量各状态之间的相互关系以及不同属性变量之间的相互关系[9-11]。

对于本文所涉及增压系统，拟采用对应分析法对该系统中失效模式和关键影响因素的耦合关系、密切程度加以分析，即对关键影响因素进行分级。将关键影响因素的集合作为样本点（行点），工作边界安全裕度作为变量点（列点），根据关键影响因素（自变量）和工作边界安全裕度（因变量）的关系确定这些关键影响因素对增压系统安全性影响的关键程度[6]。但是，将对应分析法直接引入时，存在以下问题：

1）由于对应分析法的结果取决于影响因素和工作边界，所以为获得原始数据中完整的影响因素和工作边界信息，需要对系统模型尽可能多地抽样，但是这造成计算成本高昂。

2）对应分析法的原始数据要求各变量点具有统一量纲（或无量纲），并尽量消除由影响因素数量级差异产生的误差[12-13]。而对于增压系统分析，若影响因素选取为涡轮前温度、转子转速等工作边界点时，量纲不统一，且数据变化幅度也很悬殊，故不能直接进行对应分析。

3）传统的对应分析法一般通过二维散点图中各点间的欧氏距离或加权距离来衡量其相互关系的密切程度，并作为影响因素重要程度的分级依据，但该方法并不适合于通过散点对大样本点下关键影响因素的分级，如图 6 所示[14-16]。图中：PC1 为第一主成分；PC2 为第二主成分。可以看出，由于大量样本点集群和散点分布在平面图中，难以辨识出样本点和变量点间的关系，所以更难给出明确的分级依据。

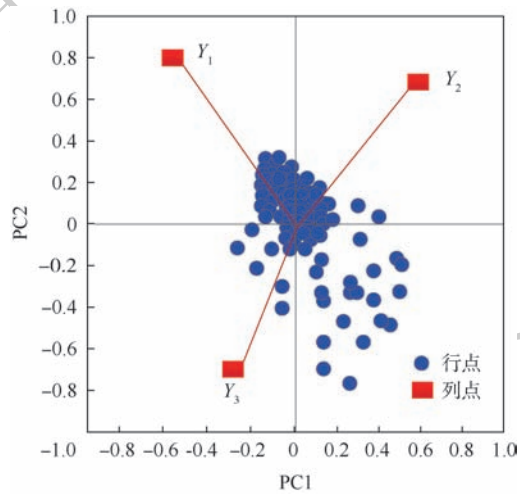


图 6 对应分析大样本点数下的二维散点图[14-16]

Fig. 6 2D scatter plot with large sample point number for correspondence analysis[14-16]

因此，针对上述问题，本文提出以下改进措施，即改进的对应分析法：

1）采用响应面法将系统模型输出的各个工作边界表示为关键影响因素函数的方式加以处理，即通过响应面法构建等价的代理模型代替真实模型[17-20]，在此基础上对代理模型随机抽样生成对应分析所需的基础数据，从而大大缩短抽样所需的运算时间，并提高分析效率。

2）在进一步分析失效模式与关键影响因素的关系之前，对代理模型输出的数据类型进行规格化处理，即将工作边界转换为工作边界安全裕度。

3）当样本点的数量级较大时，将代表失效模式的变量点采用列轮廓坐标 *F* 度量。本文提出一种基于列轮廓坐标 *F* 随关键影响因素的数值偏离而变化的分级方法，如图 7 所示。该方法通过逐一改变关键影响因素的偏离值，即改变样本点，使列轮廓坐标*F*随着关键影响因素的数值偏

北航学报 赠阅

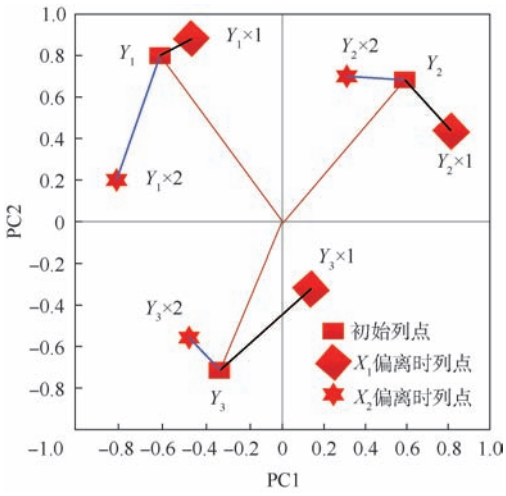


图 7　列轮廓坐标 F 随关键影响因素数值改变而产生的相对位置偏离

Fig. 7　Changed relative position of column contour coordinates F according to variation of key influence factors

离而发生改变;同时,将这种变化反映在二维散点图上,即每一个列点位置会随着关键影响因素的数值偏离而发生变化。从而实现通过衡量偏离前后间的距离来判断关键影响因素对列点位置的影响程度,即当逐一改变关键影响因素的偏离值时,由于不同关键影响因素的偏离会使列点发生不同程度的改变,所以通过对比偏离程度,实现对不同关键影响因素的分级。其中,列点偏离前后间的距离可用平面中两点的欧氏距离表示。当某一关键影响因素发生偏离时,列点偏离相对距离变化越大,说明该条件下改变的关键影响因素对失效模式的影响越大;反之,则说明该条件下改变的关键影响因素对失效模式的影响越小。即样本点集合 E 中任意一个 e_i 发生改变时,列点偏离前后间的距离用 $\Delta d_F^{(i)}$ 来加以表示:

$$\Delta d_F^{(i)} = \sqrt{(|\boldsymbol{F}_{j,2}^{(i)} - \boldsymbol{F}_{j,2}|)^2 + (|\boldsymbol{F}_{j,1}^{(i)} - \boldsymbol{F}_{j,1}|)^2} \quad j = 1,2,\cdots,p \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{F}_{j,1}$ 和 $\boldsymbol{F}_{j,2}$ 分别为列点偏离前列轮廓坐标 F 的第一和第二坐标向量;$\boldsymbol{F}_{j,1}^{(i)}$ 和 $\boldsymbol{F}_{j,2}^{(i)}$ 分别为列点偏离后列轮廓坐标 F 的第一和第二坐标向量。

3　改进的对应分析法实现过程

基于第 2 节所述原理,改进的对应分析法(由于篇幅所限,有关对应分析法本身的具体数学公式请参见文献[21])在增压系统上的具体实现涉及如下过程。

3.1　基于响应面法的代理模型构建

采用响应面法构建代理模型,描述增压系统与发动机的复杂匹配联系下,系统运行中安全边界所对应的工作边界,并将该工作边界表示为关键影响因素的函数,即

$$y_{om} = f(e_1, e_2, \cdots, e_n) \tag{2}$$

式中:y_{om} 为整机系统运行时所需监控的各个工作边界(即系统运行状态函数),m 为工作边界的个数;n 为关键影响因素的个数;$e_1, e_2, \cdots, e_n$ 表示关键影响因素。该函数形式可以采用含二次交叉项的线性多项式形式加以表达(a_{ij}为系数),即对于每一个工作边界 y_{om},可表示为

$$y_{om} = a_0 + \sum_{i=1}^{n} a_i e_i + \sum_{i=1}^{n} a_{ii} e_i^2 + \sum \sum_{i<j}^{n} a_{ij} e_i e_j + \varepsilon \tag{3}$$

式中:ε 为残差。

此时,可进一步通过响应面法生成关键影响因素的实验设计,并获得响应面模型的参数估计,其函数表达为

$$\hat{y}_{om} = \hat{a}_0 + \sum_{i=1}^{n} \hat{a}_i e_i + \sum_{i=1}^{n} \hat{a}_{ii} e_i^2 + \sum \sum_{i<j}^{n} \hat{a}_{ij} e_i e_j \tag{4}$$

3.2　数据类型的规格化处理

对增压系统所选取的变量点进行数据类型转换,即对变量点数据进行统一量纲和数量级的规格化处理,再进行对应分析[22-23]。因此,本文采用指标标准化法将原始矩阵 $\boldsymbol{X} = (x_{ij})_{n\times p}$ 中各变量点所代表的工作边界点转换成各工作边界点的安全裕度,以消除量纲和数量级差异。即通过以下转换关系处理原始矩阵 $\boldsymbol{X} = (x_{ij})_{n\times p}$:

$$y_{ij} = \frac{x_{\max} - x_{ij}}{x_{\max} - x_{\min}} \tag{5}$$

式中:$x_{\max}$ 和 $x_{\min}$ 分别为系统运行时约束条件的上限和下限。

根据安全边界限制,式(5)可简化为

$$y_{ij} = \frac{x_{\mathrm{sm}} - x_{ij}}{x_{\mathrm{sm}}} \tag{6}$$

式中:x_{sm} 为系统运行时约束条件的限制值。

则工作边界点所对应的安全边界点经指标标准化后的资料矩阵 $\boldsymbol{Y} = (y_{ij})_{n\times p}$ 可以表示为

$$\boldsymbol{Y} = \begin{bmatrix} y_{11} & y_{12} & \cdots & y_{1p} \\ y_{21} & y_{22} & \cdots & y_{2p} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ y_{n1} & y_{n2} & \cdots & y_{np} \end{bmatrix} \tag{7}$$

式中:y_{ij} 为第 i 个样本中第 j 个指标的值。规格化后的数据取值范围为 $0 \leqslant y_{ij} \leqslant 1$。

有关大样本点下的分级过程在第 4 节详细论述。

4　增压系统关键影响因素的分级

4.1　工作范围的确定

对于增压系统的安全性,需要包括该系统在

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

全高度下的运行是否满足安全性要求。所以,在本文分析中不仅要考虑发动机最大运行工况的匹配要求,同时需要对运行包线下的关键点进行校验。由于与该增压系统所匹配的航空活塞发动机主要在某型无人机上使用,所以表 1 给出了该型无人机在全高度下的飞行包线要求。

在此基础上,提取海拔高度在 7 ~ 10 km 时的典型工况条件加以分析,其针对不同高度的计算样本点如表 2 所示。需要注意,选取的该计算样本点涵盖了航空活塞发动机在高空或高速续航时的发动机运行区域,即增压系统设计的运行边界,所以也是增压系统设计校核区域。

表 1 某型无人机的飞行包线要求

Table 1 Flight envelope requirement of a certain type of UAV

节气门开度/%	发动机转速范围/(r · min^{-1})	飞机飞行状态
115	5 200 ~ 5 800	起飞状态
100	5 000 ~ 5 500	爬升状态
90	4 800 ~ 5 500	续航状态(高空或高速)
80	4 500 ~ 5 500	续航状态(高空或高速)
70	4 200 ~ 5 500	续航状态(高空或高速)
60	4 000 ~ 5 500	续航状态
50	3 500 ~ 5 300	续航状态
40	3 500 ~ 5 000	续航状态
30	3 000 ~ 4 500	续航状态
25	2 500 ~ 4 000	下降状态
12.5	1 500 ~ 3 500	下降状态
0 ~ 5	1 200 ~ 2 500	怠速状态(一般为地面)

表 2 样本点选取对应的工况点范围

Table 2 Range of operating point corresponding to selected sample points

海拔高度/km	节气门开度/%	发动机转速范围/(r · min^{-1})
7	70 ~ 100	4 200 ~ 5 500
10	70 ~ 100	4 200 ~ 5 500

4.2 变量点(关键影响因素)的选取

由于本文所研究的增压系统重点关注的是高空或高速续航(发动机长期工作状态)时的发动机工况条件,即海拔高度为 7 ~ 10 km,节气门开度为 70% ~ 100%,发动机转速为 4 200 ~ 5 500 r/min,所以,在不考虑控制系统的情况下,设关键影响因素可表示为一组设计可控参数,即包括节气门开度 e_1、废气阀直径 e_2、海拔高度 e_3、发动机转速 e_4 和排气管直径 e_5。此外,该型增压系统的工作边界可由涡轮前温度、增压器转子转速、压气机增压比、最高爆发压力的边界组成。

4.3 代理模型的生成及验证

根据 3.1 节所述响应面法,建立以关键影响因素为自变量、工作边界为因变量的函数;同时,根据增压系统运行工况给定设计可控参数的初始仿真条件,如表 3 所示。对所述的 5 个设计可控参数在其所考虑的范围内(增压系统设计的运行边界),应用面中心复合设计(Central Composite Faced, CCF)[24] 产生 36 个样本点,并通过计算关键影响因素与系统模型输出的各工作边界点的值,构建二阶响应面代理模型(以下简称代理模型)[21]。

为保证代理模型的准确性,图 8 给出了代理模型和仿真模型的相对误差。可以看出,对于典型参数,如涡轮前温度、增压器转子转速、压气机增压比和最高爆发压力而言,使用代理模型计算的结果与原仿真模型计算结果相比,平均相对误差为 3%,个别最大相对误差小于 8%。因此,使用代理模型分析产生的误差是合理可接受的,而更低的误差可以通过增大样本点数量的方式获得。

表 3 一组设计可控参数的初始仿真条件

Table 3 Initial simulation conditions for a set of design controllable parameters

设计可控参数	下限	上限
节气门开度 e_1/%	70	100
废气阀直径 e_2/mm	1.5	10.5
海拔高度 e_3/km	7	10
发动机转速 e_4/(r · min^{-1})	4 200	5 500
排气管直径 e_5/mm	40	60

4.4 工作边界安全裕度的确定

按照 3.2 节所述的数据类型规格化处理原则,将原始矩阵 $\boldsymbol{X}$ 中的各变量点转换成对应各工作边界的安全裕度,即资料矩阵 $\boldsymbol{Y}$ 中的变量点,其分别为涡轮前温度安全裕度(Y_1)、增压器转子转速安全裕度(Y_2)、压气机喘振裕度(Y_3)和最高爆发压力安全裕度(Y_4)。

4.5 关键影响因素的分级

对资料矩阵 $\boldsymbol{Y}$ 中的样本点直接进行对应分析,其结果如图 9 所示。可以看出,当样本点容量越大时,难以直观反映样本点中各关键影响因素对变量点的重要程度,无法实现分级。

因此,采用第 4 节中给出的关键影响因素分级方法进行处理。首先,在直接对应分析的基础上提取各变量点相应的列轮廓坐标 F;然后,逐一同比例改变样本点集合中各设计可控参数,即改变各关键影响因素,以观察列轮廓坐标 F 随关键影响因素数值偏离而产生的变化。分析中,将节气门开度 e_1、废气阀直径 e_2、海拔高度 e_3、发动机转速 e_4 和排气管直径 e_5 分别逐一增大5%、10%、

北航学报 赠阅

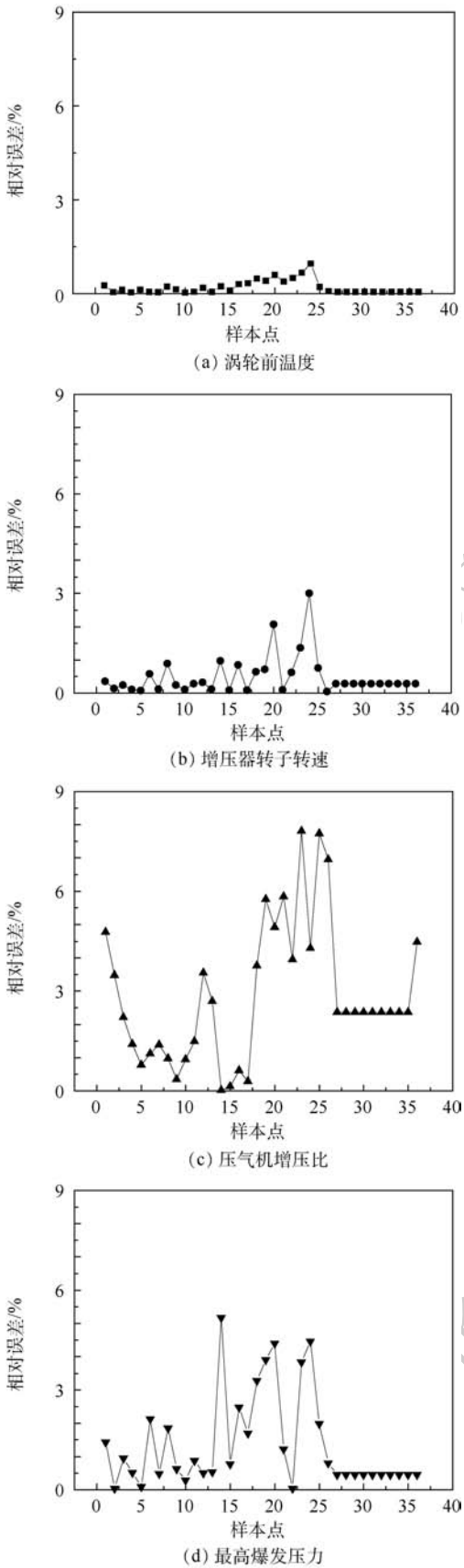


图 8　增压系统工作边界代理模型数据与仿真模型数据的相对误差

Fig. 8　Data relative error between surrogate model and simulation model for work boundary of supercharging system

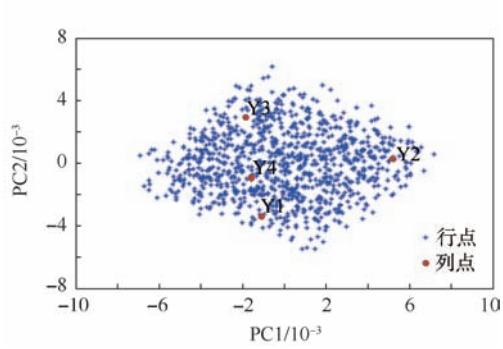


图 9　增压系统资料矩阵的大样本点数下分析结果

Fig. 9　Analysis results of data matrices with large sample point number for supercharging system

20% 和 30%，并将生成的各变量点新的列轮廓坐标 $F(i)$ 投影到同一二维平面上，其结果如图 10 所示。

所以，当各关键影响因素数值发生偏离时，可根据由此产生的二维散点图上各列点与对应初始列点相对位置变化的距离大小进行排序，从而实现对各关键影响因素的分级。即相对位置距离变化越大，说明关键影响因素越关键；反之，说明影响较小。

基于图 10 的分析结果，图 11 定量给出了由各关键影响因素的改变所产生的初始列点的偏离距离，并进行了排序。可以看出，废气阀直径 e_2 的变化对各个工作边界安全裕度的影响最大，而依据偏离距离，其对各工作边界安全裕度影响的排序为：涡轮前温度安全裕度（Y_1），压气机喘振裕度（Y_3），增压器转子转速安全裕度（Y_2），最高爆发压力安全裕度（Y_4）。此外，发动机转速 e_4 对工作边界安全裕度的变化同样产生较大影响，而依据偏离距离，其对各参数安全裕度影响的排序为：压气机喘振裕度（Y_3），涡轮前温度安全裕度（Y_1），增压器转子转速安全裕度（Y_2），最高爆发压力安全裕度（Y_4）。而节气门开度 e_1、海拔高度 e_3 和排气管直径 e_5 则对各个工作边界安全裕度有一定的影响但影响较小，故不作为关键影响因素。

因此，对于该型增压系统，由于废气阀直径 e_2 对各工作边界安全裕度的影响均是首要的，故被认为是最为关键的影响因素，并需首先加以控制。对此，需要说明的是，一般对于增压活塞发动机而言，废气阀直径为关键的调节参数并应特别关注。因此，本文分析结论符合通常的增压活塞发动机控制要点，再次证明本文提出的失效关键影响因素分级分析方法是可靠的[25]。

北航学报 赠阅

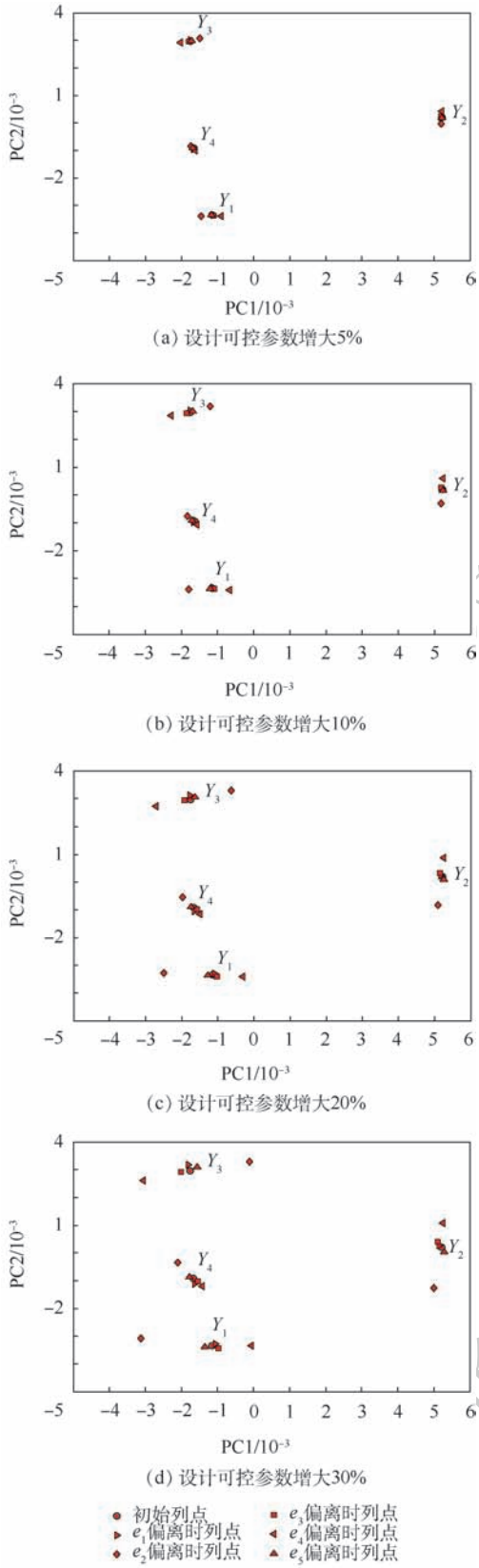


图 10 设计可控参数增大不同比例后工作边界安全裕度随关键影响因素产生的相对位置偏离

Fig. 10 Relative position deviation of working boundary safety margin with key influencing factors is obtained by increasing proportion of design controllable parameters

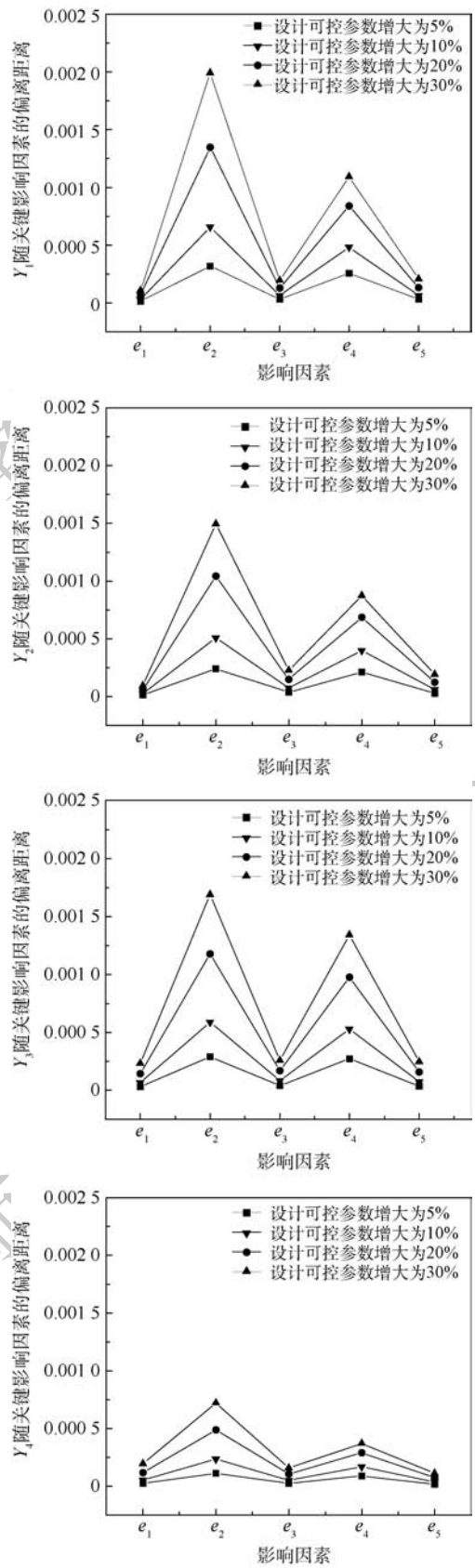


图 11 关键影响因素改变产生的工作边界安全裕度相对距离偏离

Fig. 11 Changed relative distance deviation of working boundary safety margin according to variation of key influence factors

北航学报 赠阅

5　结　论

本文针对航空活塞发动机增压器失效所带来的通用航空器安全性问题，聚焦失效诱因的判断方法研究，在建立的整机（发动机及增压器）系统模型基础上，创新性地提出一种改进的对应分析法，实现对增压器失效模式关键影响因素的分级。研究结果概括如下：

1）改进的对应分析法中，基于列轮廓坐标 F 随关键影响因素的数值偏离而变化的分级方法，可以有效辨识出失效的关键影响因素，为实际运行维护中精确制定失效风险控制策略提供了新的方法。

2）改进的对应分析法中，采用响应面法由系统仿真模型抽象出的代理模型所产生的平均误差约 3%，因此可以保证降低计算成本的同时保证精度。

3）对于增压系统实例，废气阀直径是影响各工作边界安全裕度的首要因素，故是最为关键的影响因素并需首先加以控制。

参考文献（References）

[1] National Transportation Safety Board. In reply refer to. A-94-81 and-82 [EB/OL]. [2019-04-01]. http://www.ntsb.gov/doclib/reletters/1994/A94_81_82.pdf.

[2] GILBERT G A. FAA will study accidents of turbocharged aircraft[J]. Business & Commercial Aviation, 1994, 75(2): 18.

[3] PETER K. Turbocharger trouble: The finer points of turbocharged engine operation [EB/OL]. [2019-04-01]. http://www.planeandpilotmag.com/pilot-talk/ntsb-debriefer/turbocharger-trouble.html. 2013-09-24.

[4] Emergency procedures for turbocharger failures sought[R]. Air Safety Week, 2008, 22(21): 1-5.

[5] ZHAI L M, LUO Y Y, WANG Z W, et al. Failure analysis and optimization of the rotor system in a diesel turbocharger for rotor speed-up test[J]. Advances in Mechanical Engineering, 2014, 6: 1-8.

[6] 鲍梦瑶，李果，丁水汀. 基于模型的航空发动机系统安全性研究[J]. 航空动力学报，2016，31(8)：2029-2039.
BAO M Y, LI G, DING S T. Research on model-based safety analysis for aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(8): 2029-2039(in Chinese).

[7] Rotax Aircraft Engine. Operation manual for Rotax engine type 914 F[R]. Gunskirchen: BRP-Rotax GmbH&Co. KG, 2007.

[8] HIRSCHFELD H O, WISHART J. A connection between correlation and contingency[C]// Mathematical Proceedings of the Cambridge Philosophical Society, 1935: 520-524.

[9] MICHAEL G. International encyclopedia of the social & behavioral sciences: Correspondence analysis[M]. 2nd ed. Amsterdam: Elsevier, 2015.

[10] GREENACRE M J. Correspondence analysis in practice[M]. 2nd ed. London: Chapman & Hall/CRC, 2007.

[11] SOURIAL N, WOLFSON C, ZHU B, et al. Correspondence analysis is a useful tool to uncover the relationships among categorical variables[J]. Journal of Clinical Epidemiology, 2010, 63(6): 638-646.

[12] 何晓群. 多元统计分析[M]. 2 版. 北京：中国人民大学出版社，2008.
HE X Q. Multivariate statistical analysis[M]. 2nd ed. Beijing: China Renmin University Press, 2008(in Chinese).

[13] JOBSON J D. Applied multivariate data analysis. Volume 2. Categorical and multivariate methods[M]. New York: Springer Verlag, 1992.

[14] PUSHA S, GUDI R D, NORONHA S B. Polar classification with correspondence analysis for fault isolation[J]. Journal of Process Control, 2009, 19(4): 656-663.

[15] FITHIAN W, JOSSE J. Multiple correspondence analysis and the multilogit bilinear model[J]. Journal of Multivariate Analysis, 2017, 157: 87-102.

[16] TAN Q, BRUSGAARD K, KRUSE T A, et al. Correspondence analysis of microarray time-course data in case-control design[J]. Journal of Biomedical Informatics, 2004, 37(5): 358-365.

[17] BOX G E P, WILSON K B. On the experimental attainment of optimum conditions[J]. Joumal of the Royal Statistical Society Series B-Methodological, 1951, 13(1): 1-45.

[18] BOX G E P, DRAPER N R. The choice of a second order rotatable design[J]. Biometrika, 1963, 50(3/4): 335-352.

[19] HAN L, BENSELER S M, TYRRELL P N. Cluster and multiple correspondence analyses in rheumatology: Paths to uncovering relationships in a sea of data[J]. Rheumatic Disease Clinics of North America, 2018, 44(2): 349-360.

[20] MOHAMMAD A G. Reliability analysis of vibrating electronic assemblies using analytical solutions and response surface methodology[J]. Microelectronics Reliability, 2018, 84: 238-247.

[21] 鲍梦瑶. 基于模型的航空发动机增压系统安全性分析方法研究[D]. 北京：北京航空航天大学，2013.
BAO M Y. Research on model-based safety analysis for aero-engine turbocharging system[D]. Beijing: Beihang University, 2013(in Chinese).

[22] TORRES A, VELDEN M. Perceptual mapping of multiple variable batteries by plotting supplementary variables in correspondence analysis of rating data[J]. Food Quality and Preference, 2007, 18(1): 121-129.

[23] 薛觉民，韩春琏. 对应分析应用中的量纲问题[J]. 山西大学学报(自然科学版)，1997，20(4)：435-439.
XUE J M, HAN C L. On the dimension problem in appliance of correspondence analysis[J]. Journal of Shanxi University(Natural Science Edition), 1997, 20(4): 435-439(in Chinese).

[24] 项可风，吴启光. 试验设计与数据分析[M]. 上海：上海科学技术出版社，1989.
XIANG K F, WU Q G. Experiment design and date processing[M]. Shanghai: Shanghai Scientific & Technical Publishers, 1989(in Chinese).

[25] 胡延领，徐斌，杨世春. 基于螺旋桨特性的活塞发动机涡轮废气阀的调节[J]. 航空动力学报，2011，26(8)：1814-1818.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

HU Y L, XU B, YANG S C. Regulating turbine exhaust valve about piston engine based on analyzing propeller[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(8): 1814-1818(in Chinese).

作者简介：

鲍梦瑶 女，博士，副教授。主要研究方向：航空器安全性与适航技术。

Classification of key influence factors for failure of turbo supercharged piston aeroengine

BAO Mengyao[1,*], DING Shuiting[2], LI Guo[2]

(1. Civil Aviation Management Institute of China, Beijing 100102, China;
2. Beijing Key Laboratory of System Safety on Aircraft/Engine, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Using turbocharging technology dramatically increases the complexity of piston engine systems and the safety issues associated with turbocharger are becoming urgent. A typical two-stage turbo supercharged piston engine is considered and the judgment method for failure of incentives is focused in this study. Based on the built whole engine system model, a modified correspondence analysis method is proposed, which implements the classification of factors on the failure modes. The results show that the key influence factors and potential causes of coupling failure for turbo supercharged piston engine in actual motion can be judged through changed column contour coordinates in proposed classification method. The test presents that the diameter of exhaust valve is the dominant factors for safety margin boundary and needs to be controlled primarily.

Keywords: turbo supercharger; key influence factors; system model; correspondence analysis method; classification of influence factors

北京航空航天大学学报

Received: 2018-10-17; **Accepted**: 2019-01-04; **Published online**: 2019-02-20 17:25

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190220.1023.004.html

Foundation item: Joint Fund of National Natural Science Foundation of China and the Civil Aviation Administration of China (U1833109)

* **Corresponding author**. E-mail: baomengyao@camic.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0591

融合高斯过程回归的 UKF 估计方法

全下文载

叶文[1,2,*]，蔡晨光[1]，杨平[1]，李建利[2]

（1. 中国计量科学研究院 力学与声学计量科学研究所，北京 100029；
2. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院，北京 100083）

摘 要：高精度滤波估计是 SINS/GNSS 组合导航系统的关键技术之一，其估计精度直接影响了导航精度。传统滤波估计方法一般只基于惯导误差模型，未考虑惯导误差模型不确定性的影响。针对此问题，提出了一种采用高斯过程回归（GPR）增强无迹卡尔曼滤波（UKF）预测和估计能力的高精度滤波估计方法。一方面，能在有限的训练数据条件下通过 UKF 估计误差状态量；另一方面，高斯过程既考虑了噪声，也考虑了 UKF 的不确定性。将所提方法应用于 SINS/GNSS 组合导航系统中，车载实验结果表明，所提方法能有效提高滤波估计精度。

关 键 词：SINS/GNSS 组合导航；高精度滤波估计；惯导误差模型；无迹卡尔曼滤波（UKF）；高斯过程回归（GPR）

中图分类号：V243.5

文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2019)06-1081-07

高精度位置姿态测量系统（Position and Orientation System，POS）本质是一个 SINS/GNSS 非线性组合系统，其通过非线性滤波方法，如扩展卡尔曼滤波（Extended Kalman Filter，EKF）、无迹卡尔曼滤波（Unscented Kalman Filter，UKF），融合来自 GNSS 和 SINS 的位置、速度等运动参数，估计 SINS 的状态误差，进而为载荷提供可靠、高频、高精度的运动信息[1-2]。无论是线性滤波还是非线性滤波，都需要事先精确建立惯导误差模型和确定噪声统计特性[3-4]。然而，这存在 2 个严重问题：①精确建立误差模型几乎不可能，因为系统复杂时变；②已知噪声统计特性会随着系统的工作状态变化而变化。众所周知，由于后处理平滑利用了所有可观测的信息，理论上其具有最高的估计精度[5-6]。因此，一方面，后处理平滑结果可作为基准数据；另一方面，滤波估计方法仍有提升的空间。然而，怎样提升滤波估计精度是一个很有挑战的难题。

随着机器学习的发展，该问题得以解决。尤其是以高斯过程回归（Gaussian Process Regression，GPR）为主的无参数回归方法，具有不确定度输出、非线性映射、随机性预测等优点，很适合与贝叶斯滤波方法进行结合[7-11]。因此，针对 UKF 不可能把系统的所有误差源都考虑到，导致 UKF 的预测和估计能力仍有局限性的问题，本文提出了一种增强高斯过程的 UKF（Enhanced GP-UKF，EGP-UKF）方法。该方法的核心思想是利用 GP 学习滤波估计值与后处理平滑估计值之间的残差。

本文详细论述了如何使用非参数 GP 学习状态模型和量测模型与真实值（平滑）之间的残差，以及如何无缝地把这些残差融合到 UKF 中。由此产生的 EGP-UKF 方法具有非参数 GP 的优点：①EGP-UKF 方法取决于已建立的状态模型和量

收稿日期：2018-10-17；**录用日期**：2019-01-11；**网络出版时间**：2019-02-20 15:28
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190220.1107.006.html
基金项目：国家重点研发计划（2017YFF0205003）；国家自然科学基金（61421063，61722103，61571030，51605461）
* **通信作者**. E-mail：wenye@buaa.edu.cn

引用格式：叶文，蔡晨光，杨平，等. 融合高斯过程回归的 UKF 估计方法[J]. 北京航空航天大学学报，2019，45(6)：1081-1087.
YE W，CAI C G，YANG P，et al. UKF estimation method incorporating Gaussian process regression[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2019，45(6)：1081-1087 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

测模型,但不需要完全精确的数学模型,而且也取决于 GP 模型,EGP-UKF 模型及其参数可以从较少的训练数据中学习得到;②EGP-UKF 方法考虑了动态模型的不确定性。此外,UKF 可避免因没有足够的训练数据引起的 EGP-UKF 更多不确定性。通过车载实验验证了 EGP-UKF 方法的估计性能,实验结果表明,该方法可明显提高 POS 的滤波估计精度。

1 SINS/GNSS 组合导航

1.1 非线性惯导误差模型及状态方程

本文采用基于角误差模型的非线性姿态误差方程,该非线性误差模型是 UKF 的基础。首先定义坐标系,i 为惯性坐标系,p 为平台坐标系,n 为导航坐标系,b 为载体坐标系,e 为地球坐标系。

1.1.1 姿态误差微分方程

$$\dot{\boldsymbol{\phi}} = (\boldsymbol{I} - \boldsymbol{C}_n^p)\boldsymbol{\omega}_{in}^n + \delta\boldsymbol{\omega}_{in}^n - \hat{\boldsymbol{C}}_b^n\boldsymbol{\varepsilon}^b \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{\phi} = [\phi_E \quad \phi_N \quad \phi_U]^T$ 描述数学平台坐标系与导航坐标系之间的失准角;$\boldsymbol{C}_n^p$ 为平台坐标系 p 到导航坐标系 n 的方向余弦矩阵;$\boldsymbol{\omega}_{in}^n$ 为投影在导航坐标系 n 下的导航坐标系 n 相对于惯性坐标系 i 的角速度;$\delta\boldsymbol{\omega}_{in}^n$ 为其误差;$\boldsymbol{\varepsilon}^b = [\varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z]^T$ 为陀螺仪随机漂移在载体坐标系 b 的投影;$\hat{\boldsymbol{C}}_b^n$ 为从载体坐标系 b 到导航坐标系 n 方向余弦阵 $\boldsymbol{C}_b^n$ 的估计;$(\boldsymbol{I} - \boldsymbol{C}_n^p)\boldsymbol{\omega}_{in}^n$ 为姿态误差微分方程中的非线性部分。

1.1.2 速度误差微分方程

$$\dot{\delta\boldsymbol{V}} = (\boldsymbol{I} - \boldsymbol{C}_n^p)\hat{\boldsymbol{C}}_b^n\hat{\boldsymbol{f}}^b - (2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \delta\boldsymbol{V} - (2\delta\boldsymbol{\omega}_{ie}^n + \delta\boldsymbol{\omega}_{en}^n) \times \boldsymbol{V} + \boldsymbol{C}_b^n\boldsymbol{\nabla}^b \tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{V} = [V_E \quad V_N \quad V_U]^T$ 为导航坐标系 n 投影下的速度;$\delta\boldsymbol{V}$ 为其误差;$\hat{\boldsymbol{f}}^b$ 为加速度计所测比力在载体坐标系 b 上的投影;$\boldsymbol{\nabla}^b = [\nabla_x \quad \nabla_y \quad \nabla_z]^T$ 为加速度计随机偏置误差在载体坐标系 b 下的投影;$(\boldsymbol{I} - \boldsymbol{C}_n^p)\hat{\boldsymbol{C}}_b^n\hat{\boldsymbol{f}}^b$ 为速度误差微分方程中的非线性项。

1.1.3 位置误差微分方程

$$\begin{cases} \dot{\delta L} = \dfrac{\delta V_N}{R_M + H} - \dfrac{V_N}{(R_M + H)^2}\delta H \\ \dot{\delta\lambda} = \dfrac{\sec L}{R_N + H}\delta V_E + \dfrac{V_E \sec L \tan L}{R_N + H}\delta L - \dfrac{V_E \sec L}{(R_N + H)^2}\delta H \\ \dot{\delta H} = \delta V_U \end{cases} \tag{3}$$

式中:δL、$\delta\lambda$ 和 δH 分别为纬度、经度和高度误差;R_N 和 R_M 分别为椭球卯酉圈和子午圈曲率半径。

1.1.4 惯性器件方程

惯性测量单元由 3 个陀螺仪和 3 个加速度计组成。假设陀螺仪随机误差 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 和加速度计随机误差 $\boldsymbol{\nabla}$ 包括随机常数 ε_c、∇_c 和高斯白噪声 ε_g、∇_g。虽然随机常值每次启动不同,但启动后是确定的。因此,陀螺仪和加速度计的随机误差如下:

$$\begin{cases} \boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{C}_b^n\boldsymbol{\varepsilon}_c + \boldsymbol{\varepsilon}_g \\ \boldsymbol{\nabla} = \boldsymbol{C}_b^n\nabla_c + \nabla_g \end{cases} \tag{4}$$

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}_c = 0 \\ \dot{\nabla}_c = 0 \end{cases} \tag{5}$$

SINS/GNSS 组合导航系统的状态方程可以通过误差模型(包括姿态误差、速度误差、位置误差、惯性器件陀螺仪和加速度计的误差)获得,其对应的状态方程为式(1)~式(3)和式(5)。

1.2 量测方程

量测方程是一个离散的线性方程,通过 SINS 捷联解算的速度/位置和 GNSS 的速度/位置差得到。

$$\boldsymbol{Z}_V(k) = \begin{bmatrix} V_E - V_{GE} \\ V_N - V_{GN} \\ V_U - V_{GU} \end{bmatrix} = \boldsymbol{H}_V\boldsymbol{x}_k + \boldsymbol{M}_V(k) \tag{6}$$

$$\boldsymbol{Z}_P(k) = \begin{bmatrix} L - L_{GNSS} \\ \lambda - \lambda_{GNSS} \\ H - H_{GNSS} \end{bmatrix} = \boldsymbol{H}_P\boldsymbol{x}_k + \boldsymbol{N}_P(k) \tag{7}$$

$$\boldsymbol{M}_V = [M_{GE} \quad M_{GN} \quad M_{GU}]^T \tag{8}$$

$$\boldsymbol{N}_P = [N_{GE} \quad N_{GN} \quad N_{GU}]^T \tag{9}$$

式中:$\boldsymbol{x}_k$ 为 POS 的状态向量;V_{GE}、V_{GN} 和 V_{GU} 分别为 GNSS 的东向、北向和天向速度;L_{GNSS}、λ_{GNSS} 和 H_{GNSS} 分别为 GNSS 测量所得的纬度、经度和高度;$\boldsymbol{Z}_V(k)$ 和 $\boldsymbol{H}_V$ 分别为速度量测信息和速度量测矩阵;$\boldsymbol{Z}_P(k)$ 和 $\boldsymbol{H}_P$ 分别为位置量测信息和位置量测矩阵;$\boldsymbol{M}_V$ 和 $\boldsymbol{N}_P$ 分别为 GNSS 的速度和位置噪声。

$$\boldsymbol{x}_k = [\boldsymbol{\phi}, \delta\boldsymbol{V}, \delta\boldsymbol{P}, \boldsymbol{\varepsilon}, \boldsymbol{\nabla}]^T \tag{10}$$

$$\boldsymbol{Z}_k = [\boldsymbol{Z}_V, \boldsymbol{Z}_P]^T = \boldsymbol{H}_k\boldsymbol{x}_k + [\boldsymbol{M}_V, \boldsymbol{N}_P]^T \tag{11}$$

式中:$\boldsymbol{\phi}$ 为失准角向量;$\boldsymbol{P}$ 为位置误差向量;$\boldsymbol{H}_k = \begin{bmatrix} \boldsymbol{0}_{3\times3} & \mathrm{diag}(1,1,1) & \boldsymbol{0}_{3\times9} \\ \boldsymbol{0}_{3\times6} & \mathrm{diag}(R_M + H, (R_N + H)\cos L, 1) & \boldsymbol{0}_{3\times6} \end{bmatrix}$ 为量测矩阵。

1.3 UKF 方法

UKF 是 Sigma 点卡尔曼滤波的一种,通过 UT 非线性变换逼近非线性系统状态的后验均值和协

北航学报 赠阅

方差,估计精度至少能达到二阶泰勒以上,且不需要计算雅可比矩阵。

在滤波阶段结束后,通过利用存储的状态预测 $\hat{\boldsymbol{x}}_{k+1/k}$,状态估计 $\hat{\boldsymbol{x}}_{k+1}$,协方差预测 $\boldsymbol{P}_{x_{k+1/k}}$,协方差估计 $\boldsymbol{P}_{x_{k+1}}$ 以及 $\hat{\boldsymbol{x}}_{k+1}$、$\hat{\boldsymbol{x}}_{k+1/k}$ 之间的交互协方差 $\boldsymbol{C}_k$,平滑估计可由式(12)得到($k=N-1,\cdots,0$)。

$$\begin{cases} K_k^{\mathrm{s}} = \boldsymbol{C}_{k+1}\boldsymbol{P}_{x_{k+1/k}}^{-1} \\ \hat{\boldsymbol{x}}_k^{\mathrm{s}} = \hat{\boldsymbol{x}}_k + K_k^{\mathrm{s}}(\hat{\boldsymbol{x}}_{k+1}^{\mathrm{s}} - \hat{\boldsymbol{x}}_{k+1/k}) \\ \boldsymbol{P}_{x_k}^{\mathrm{s}} = \boldsymbol{P}_{x_k} + K_k^{\mathrm{s}}(\boldsymbol{P}_{x_{k+1}}^{\mathrm{s}} - \boldsymbol{P}_{x_{k+1/k}}) \end{cases} \tag{12}$$

由于在最终时刻,滤波和平滑的结果一样,因此有 $\hat{\boldsymbol{x}}_N^{\mathrm{s}}=\hat{\boldsymbol{x}}_N$,$\boldsymbol{P}_{x_N}^{\mathrm{s}}=\boldsymbol{P}_{x_N}$。

2　高斯过程

GP 是一组随机变量的集合,且集合中任意数量的随机变量都应满足联合高斯分布的随机过程,由均值函数和协方差函数确定[12-13]。

$$f(\boldsymbol{x}) \sim \mathrm{GP}(m(\boldsymbol{x}),k(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_j)) \tag{13}$$

式中:$\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_j\in\mathbf{R}^d$ 为任意随机变量。

$$\boldsymbol{y}_i = f(\boldsymbol{x}_i) + \delta_{\mathrm{out}}^2 \tag{14}$$

式中:$\boldsymbol{x}_i$ 为输入量,$\boldsymbol{y}_i$ 为输出量,它们分别组成了 $\boldsymbol{X}_{\mathrm{in}}$ 和 $\boldsymbol{Y}_{\mathrm{out}}$;$\delta_{\mathrm{out}}^2$ 为均值为零的高斯白噪声。

训练集中的 $\boldsymbol{Y}_{\mathrm{out}}$ 和测试点 $\boldsymbol{x}^*$ 的预测值 $\boldsymbol{y}^*$ 的联合分布为

$$\boldsymbol{y}^* \mid \boldsymbol{X}_{\mathrm{in}},\boldsymbol{Y}_{\mathrm{out}},\boldsymbol{x}^* \sim N(\boldsymbol{\mu}^*,\boldsymbol{\Sigma}^*) \tag{15}$$

$$\boldsymbol{\mu}^* = \boldsymbol{K}(\boldsymbol{x}^*,\boldsymbol{X}_{\mathrm{in}})[\boldsymbol{K}(\boldsymbol{X}_{\mathrm{in}},\boldsymbol{X}_{\mathrm{in}}) + \boldsymbol{\sigma}_n^2\boldsymbol{I}_n]^{-1}\boldsymbol{Y}_{\mathrm{out}} \tag{16}$$

$$\boldsymbol{\Sigma}^* = \boldsymbol{K}(\boldsymbol{x}^*,\boldsymbol{x}^*) - \boldsymbol{K}(\boldsymbol{x}^*,\boldsymbol{X}_{\mathrm{in}}) \times [\boldsymbol{K}(\boldsymbol{X}_{\mathrm{in}},\boldsymbol{X}_{\mathrm{in}}) + \boldsymbol{\sigma}_n^2\boldsymbol{I}_n]^{-1}\boldsymbol{K}(\boldsymbol{X}_{\mathrm{in}},\boldsymbol{x}^*) \tag{17}$$

式中:$\boldsymbol{K}(\boldsymbol{X}_{\mathrm{in}},\boldsymbol{X}_{\mathrm{in}})$ 为对称的协方差矩阵;$\boldsymbol{\sigma}_n$ 为 n 维高斯噪声矩阵;$\boldsymbol{I}_n$ 为 n 维单位矩阵;$\boldsymbol{\mu}^*$ 为均值;$\boldsymbol{\Sigma}^*$ 为方差。

为了实现最优的训练效果,通常采用高斯核函数,如下:

$$k(\boldsymbol{x}_i,\boldsymbol{x}_j) = \sigma_f^2\exp\left[-\frac{1}{2}(\boldsymbol{x}_i-\boldsymbol{x}_j)\boldsymbol{S}^{-1}(\boldsymbol{x}_i-\boldsymbol{x}_j)^{\mathrm{T}}\right] \tag{18}$$

式中:$\boldsymbol{\theta}=\{\boldsymbol{S},\sigma_f^2,\boldsymbol{\sigma}_n^2\}$ 为超参数,可通过对数极大似然函数求解后验分布获得;σ_f^2 为信号方差。一般采用共轭梯度方法求解最优超参数。函数的偏导数如下:

$$\boldsymbol{L}(\boldsymbol{\theta}) = \frac{1}{2}\boldsymbol{Y}_{\mathrm{out}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{C}^{-1}\boldsymbol{Y}_{\mathrm{out}} + \frac{1}{2}\log|\boldsymbol{C}| + \frac{n}{2}\log(2\pi) \tag{19}$$

$$\frac{\partial\boldsymbol{L}(\boldsymbol{\theta})}{\partial\boldsymbol{\theta}_i} = \frac{1}{2}\mathrm{tr}\left((\boldsymbol{\alpha}\boldsymbol{\alpha}^{\mathrm{T}}-\boldsymbol{C}^{-1})\frac{\partial\boldsymbol{C}}{\partial\boldsymbol{\theta}_i}\right) \tag{20}$$

式中:$\boldsymbol{C}=\boldsymbol{K}(\boldsymbol{X}_{\mathrm{in}},\boldsymbol{X}_{\mathrm{in}})+\boldsymbol{\sigma}_n^2\boldsymbol{I}_n$;$\boldsymbol{\alpha}=(\boldsymbol{K}(\boldsymbol{X}_{\mathrm{in}},\boldsymbol{X}_{\mathrm{in}})+\boldsymbol{\sigma}_n^2\boldsymbol{I}_n)^{-1}\boldsymbol{Y}_{\mathrm{out}}$。

3　EGP-UKF 模型

3.1　学习状态方程和量测方程

EGP-UKF 是一种融合数学模型和数据模型各自优势的高精度滤波模型。利用 GP 学习 UKF 的状态方程和量测方程以及协方差阵 $\boldsymbol{Q}$ 和 $\boldsymbol{R}$。针对多维误差模型,采用 GP 学习 UKF 中的每一个状态估计值和真值之间的差值,且每个 GP 的训练数据都是一组输入输出关系。采用 GP 学习状态模型的残差时,首先求解 UKF 滤波估计值和后处理平滑值;然后将状态模型中当前时刻的状态 $\boldsymbol{x}_k^{\mathrm{s}}$ 映射到状态变化量 $\Delta\boldsymbol{x}_{k+1}^{\mathrm{s}}=\boldsymbol{x}_{k+1}^{\mathrm{s}}-\boldsymbol{x}_k^{\mathrm{s}}$。量测模型由状态 $\boldsymbol{x}_{k+1}^{\mathrm{s}}$ 映射到观测 $\boldsymbol{z}_{k+1}^{\mathrm{s}}$,它们分别是由 SINS/GNSS 组合导航系统后处理平滑和差分 GNSS 计算得到的。状态模型和量测模型的训练数据集的形式分别表示为

$$\hat{D}_f = \{(\boldsymbol{x}_k^{\mathrm{s}}),\Delta\boldsymbol{x}_k^{\mathrm{s}} - f(\boldsymbol{x}_k^{\mathrm{s}})\} \tag{21}$$

$$\hat{D}_g = \{(\boldsymbol{x}_{k+1}^{\mathrm{s}}),\boldsymbol{z}_{k+1}^{\mathrm{s}} - g(\boldsymbol{x}_{k+1}^{\mathrm{s}})\} \tag{22}$$

式中:$\boldsymbol{x}_{k+1}^{\mathrm{s}}$ 为后处理平滑估计状态量;$\boldsymbol{z}_{k+1}^{\mathrm{s}}$ 为捷联惯导解算结果和差分 GNSS 之差。采用 GP 学习状态模型和量测模型残差的数学模型如下:

$$\chi_{i,k+1/k} = f(\chi_{i,k}) + \mathrm{GP}_{\boldsymbol{\mu}}^f(\chi_{i,k},\hat{D}_f)\quad i=0,2,3,\cdots,2D \tag{23}$$

$$Q_k = \mathrm{GP}_{\boldsymbol{\Sigma}}^f(\chi_{i,k},\hat{D}_f) \tag{24}$$

$$\boldsymbol{Z}_{i,k+1/k} = g(\chi_{i,k+1/k}) + \mathrm{GP}_{\boldsymbol{\mu}}^g(\chi_{i,k+1/k},\hat{D}_g)\quad i=0,2,3,\cdots,2D \tag{25}$$

$$R_{k+1} = \mathrm{GP}_{\boldsymbol{\Sigma}}^g(\chi_{i,k+1/k},\hat{D}_g) \tag{26}$$

3.2　EGP-UKF 方法流程

经过上述分析,EGP-UKF 方法由 2 个阶段组成:学习和估计。在学习残差模型阶段中,采用 GP 分别进行学习状态模型和量测模型的训练数据($\hat{D}_f$ 和 $\hat{D}_g$),可分别得到状态模型和量测模型的残差回归模型及其协方差阵;在估计残差模型阶段中,在 UKF 算法的基础上,采用 GP 分别对状态方程和量测方程的残差进行预测,并自适应获取其协方差阵。具体算法如下。

1)初始化

$$\hat{\boldsymbol{x}}_0 = E[\boldsymbol{x}_0]$$

$$\boldsymbol{P}_{x_0} = E[(\boldsymbol{x}_0-\hat{\boldsymbol{x}}_0)(\boldsymbol{x}_0-\hat{\boldsymbol{x}}_0)^{\mathrm{T}}]$$

2)计算 Sigma 点

$$\boldsymbol{\chi}_k = [\hat{\boldsymbol{x}}_k,\hat{\boldsymbol{x}}_k+\sqrt{(D+\beta)\boldsymbol{P}_{x_k}},\hat{\boldsymbol{x}}_k-\sqrt{(D+\beta)\boldsymbol{P}_{x_k}}]$$

北航学报 赠阅

3）时间更新

$$\chi_{i,k+1/k}=f(\chi_{i,k})+\mathrm{GP}_{\boldsymbol{\mu}}^{f}(\chi_{i,k},\hat{D}_f)$$

$$i=0,2,3,\cdots,2D \quad *$$

$$w_{k-1}\sim N(0,\mathrm{GP}_{\boldsymbol{\Sigma}}^{f}((\boldsymbol{x}_{k-1},\boldsymbol{u}_{k-1}),D_f)) \quad *$$

$$Q_k=\mathrm{GP}_{\boldsymbol{\Sigma}}^{f}(\chi_{i,k},\hat{D}_f) \quad *$$

$$\hat{\boldsymbol{x}}_{k+1/k}=\sum_{i=1}^{2D+1}W_i^m\chi_{i,k+1/k}$$

$$\boldsymbol{P}_{\boldsymbol{x}_{k+1/k}}=\sum_{i=0}^{2D}[W_i^c(\chi_{i,k+1/k}-\hat{\boldsymbol{x}}_{k+1/k})(\chi_{i,k+1/k}-\hat{\boldsymbol{x}}_{k+1/k})^{\mathrm{T}}]+Q_k$$

$$\boldsymbol{Z}_{i,k+1/k}=g(\chi_{i,k+1/k})+\mathrm{GP}_{\boldsymbol{\mu}}^{g}(\chi_{i,k+1/k},\hat{D}_g)$$

$$i=0,2,3,\cdots,2D \quad *$$

$$v_k\sim N(0,\mathrm{GP}_{\boldsymbol{\Sigma}}^{g}(\boldsymbol{x}_{k+1/k},\hat{D}_g)) \quad *$$

$$R_{k+1}=\mathrm{GP}_{\boldsymbol{\Sigma}}^{g}(\chi_{i,k+1/k},\hat{D}_g) \quad *$$

$$\hat{\boldsymbol{z}}_{k+1/k}=\sum_{i=0}^{2D}W_i^m\boldsymbol{Z}_{i,k+1/k}$$

4）量测更新

$$\boldsymbol{P}_{\boldsymbol{z}_{k+1/k}}=\sum_{i=1}^{2D}[W_i^c(\boldsymbol{Z}_{i,k+1/k}-\hat{\boldsymbol{z}}_{k+1/k})(\boldsymbol{Z}_{i,k+1/k}-\hat{\boldsymbol{z}}_{k+1/k})^{\mathrm{T}}]+R_{k+1}$$

$$\boldsymbol{P}_{\boldsymbol{x}_{k+1/k}\boldsymbol{z}_{k+1/k}}=\sum_{i=0}^{2D}W_i^c[(\chi_{i,k+1/k}-\hat{\boldsymbol{x}}_{k+1/k})(\boldsymbol{Z}_{i,k+1/k}-\hat{\boldsymbol{z}}_{k+1/k})^{\mathrm{T}}]$$

5）状态更新

$$\hat{\boldsymbol{x}}_{k+1}=\hat{\boldsymbol{x}}_{k+1/k}+\boldsymbol{K}_{k+1}^{\mathrm{gain}}(\boldsymbol{z}_{k+1}-\hat{\boldsymbol{z}}_{k+1/k})$$

$$\boldsymbol{P}_{\boldsymbol{x}_{k+1}}=\boldsymbol{P}_{\boldsymbol{x}_{k+1/k}}-\boldsymbol{K}_{k+1}^{\mathrm{gain}}\boldsymbol{P}_{\boldsymbol{z}_{k+1/k}}(\boldsymbol{K}_{k+1}^{\mathrm{gain}})^{\mathrm{T}}$$

式中：$W_i^m=W_i^c=\beta/[2(D+\beta)]$，$D$ 为维度，$\beta=D(\alpha^2-1)$，$10^{-4}\leqslant\alpha\leqslant1$，$\boldsymbol{K}_{k+1}^{\mathrm{gain}}=\boldsymbol{P}_{\boldsymbol{x}_{k+1/k}\boldsymbol{z}_{k+1/k}}\boldsymbol{P}_{\boldsymbol{z}_{k+1/k}}^{-1}$。

本文提出的 EGP-UKF 高精度滤波估计方法不仅不需要训练数据包含整个误差状态空间，也不需要精确的数学模型。正如算法中标注“*”的公式所示。EGP-UKF 建模可以用来学习状态模型和量测模型，其优于参数模型，特别是当参数模型是不准确的。GP 的残差模型由 GP_f 和 GP_g 组成，一旦模型被训练好，预测模型便可得出：

$$\boldsymbol{x}_{k+1}=f(\boldsymbol{x}_k)+\mathrm{GP}_f(\boldsymbol{x}_k,\Delta\boldsymbol{x}_k^{\mathrm{s}}-f(\boldsymbol{x}_k))+Q_k \quad (27)$$

$$\boldsymbol{z}_{k+1}=g(\boldsymbol{x}_{k+1})+\mathrm{GP}_g(\boldsymbol{x}_{k+1},\boldsymbol{z}_{k+1}^{\mathrm{s}}-g(\boldsymbol{x}_{k+1}))+R_{k+1} \quad (28)$$

4 车载实验

为了评价本文 EGP-UKF 方法的性能，通过车载实验数据验证了 UKF、GP-UKF 和 EGP-UKF 的性能。车载所用的 SINS/GNSS 组合导航系统是北京航空航天大学设计的 POS，其由 IMU、GNSS 和 PCS 组成，如图 1 所示。此外，为了保证后处理平滑的精度，在实验过程中架设了 GNSS 地面基准站，如图 1(c)所示。POS 安装在实验车上，如图 1(b)所示。

为了保证后处理的精度且更好地评价 EGP-UKF 的性能，在北京市昌平区的航空博物馆前进行了车载实验。原因如下：①面积开阔，无 GNSS 信号遮挡；②道路相对平直，约 3 km 长。在实验过程中，SINS/GNSS 组合导航系统运行良好，采集所有相关数据，如 IMU 数据、GNSS 数据和实时组合导航数据，时长约为 2 200 s。因此，IMU 数据和差分 GNSS 数据的平滑结果可以作为真值，其中前 800 s 用来训练 GP-UKF[14-15] 和 EGP-UKF，最后 1 400 s 评价本文方法的性能。车载实验轨迹如图 1(d)所示。



(a) 实验车 (b) 车载设备

(c) 地面设备 (d) 行驶轨迹

图 1 车载实验

Fig. 1 Vehicle-mounted experiment

图 2～图 4 给出了 EGP-UKF、UKF、GP-UKF 在纬度误差、经度误差和高度误差上的对比结果。在图 2～图 4 中，本文提出的 EGP-UKF 方法和另外 2 种方法在开始阶段的性能几乎相同，一方面，因为在静止部分参数模型与后处理平滑模型基本一致，另一方面在静止部分本文方法的噪声几乎和参数模型一致。如果发生了机动，EGP-UKF 精度明显高于 UKF 和 GP-UKF。因为 EGP-UKF 不仅能自适应调节系统噪声和量测噪声，而且还考虑了模型不确定性，然而 UKF 未考虑模型不确定性和噪声的影响。尽管 GP-UKF 考虑了噪声的影响，但该方法严重依赖数据模型，未考虑系统本身的数学模型。机动之后，本文方法也明显优于其他 2 种方法，因为 EGP-UKF 在系统误差模型的基础上进一步利用了数据模型，抑制了系统误差模型不确定度的影响。事实上，模型的不确定主要由参数模型和相应的平滑之间的残差组成。在某

北航学报 赠阅

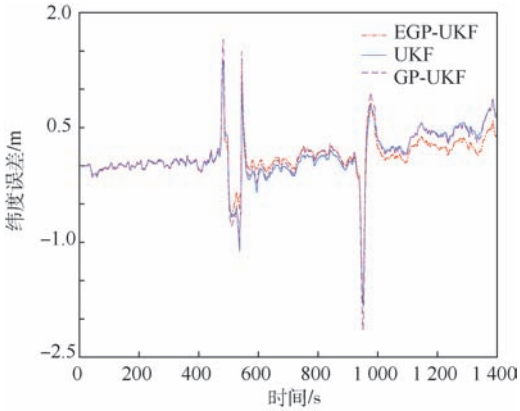


图 2　纬度误差对比

Fig. 2　Comparison of latitude error

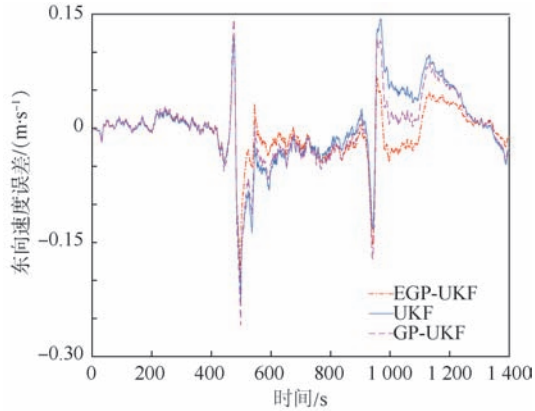


图 5　东向速度误差对比

Fig. 5　Comparison of east velocity error

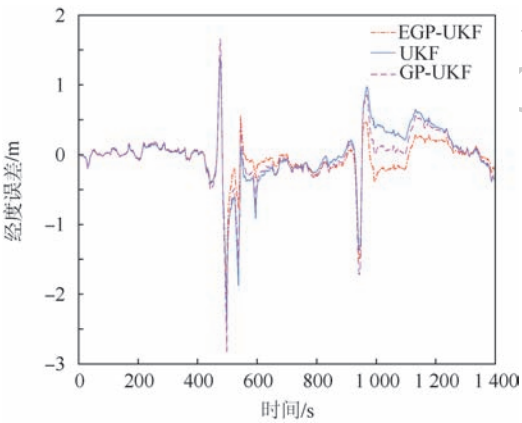


图 3　经度误差对比

Fig. 3　Comparison of longitude error

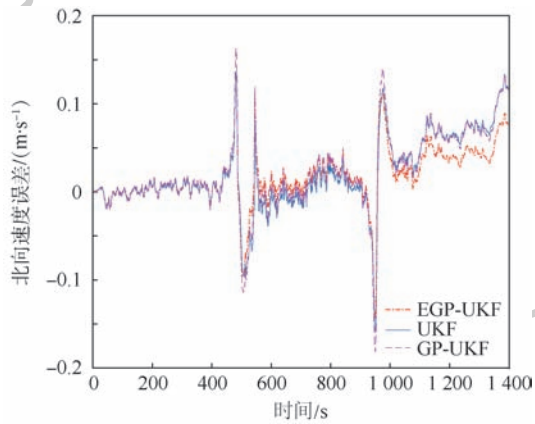


图 6　北向速度误差对比

Fig. 6　Comparison of north velocity error

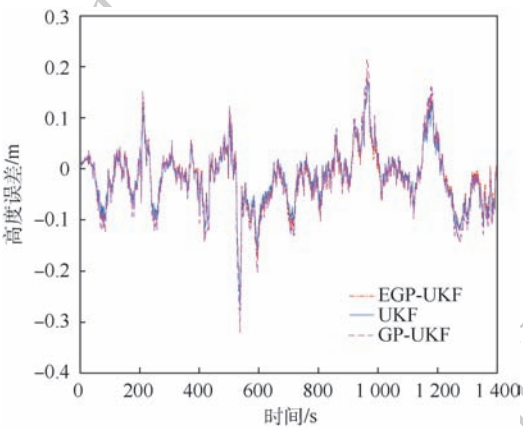


图 4　高度误差对比

Fig. 4　Comparison of altitude error

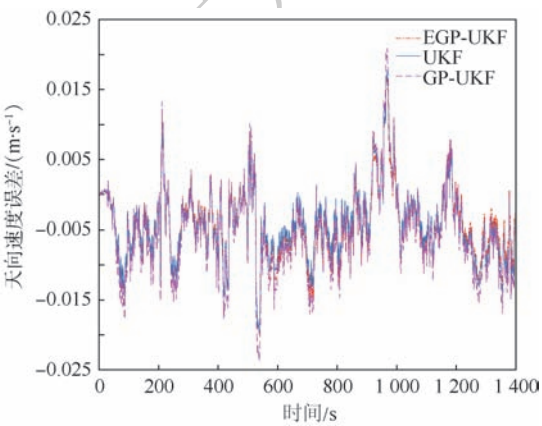


图 7　天向速度误差对比

Fig. 7　Comparison of up velocity error

种程度上,EGP-UKF 可以学习和预测这种模型不确定性带来的残差,并减轻其带来的不利影响。

图 5 ~ 图 7 表明,在东向速度误差和北向速度误差方面,EGP-UKF 比 UKF 和 GP-UKF 的精度更高、更稳定。一方面,东向速度误差在图 3 所示经度误差一致;另一方面,北向速度误差变化和图 2所示的纬度误差变化一致,符合惯性导航系统的误差传播定律。由图 4 和图 7 可知,高度误差和天向速度误差几乎相同。

图 8 ~ 图 10 表明,在航向角误差、俯仰角误差和横滚角误差方面,本文 EGP-UKF 方法明显优于UKF和GP-UKF。可以看出,EGP-UKF的收敛速度比 UKF 和 GP-UKF 更快。此外,在航向角误差方面 EGP-UKF 与 UKF、GP-UKF 几乎是相

北航学报 赠阅

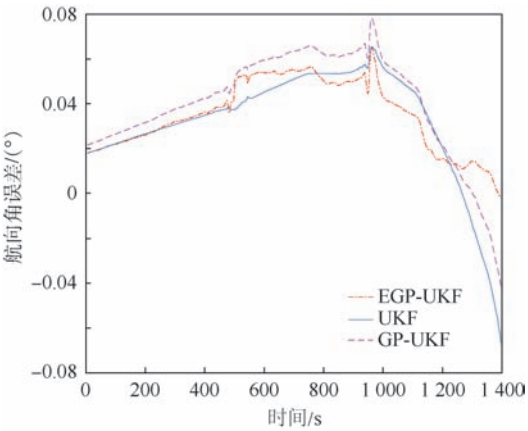


图 8 航向角误差对比

Fig. 8 Comparison of heading angle error

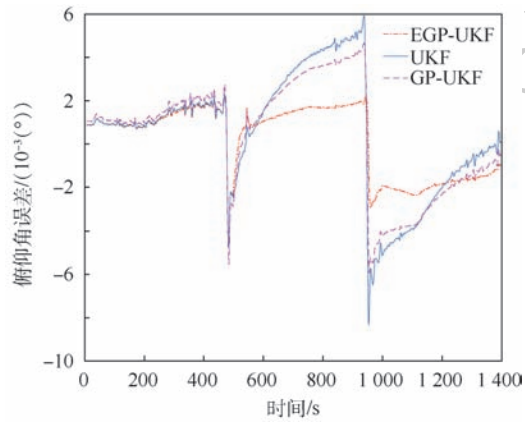


图 9 俯仰角误差对比

Fig. 9 Comparison of pitch angle error

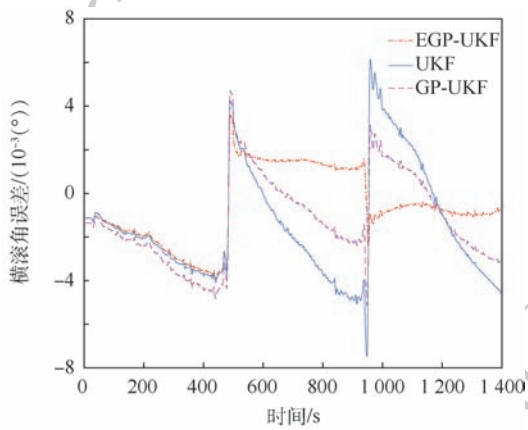


图 10 横滚角误差对比

Fig. 10 Comparison of roll angle error

同的。

本文定量分析了 3 种方法的性能。相比 GP-UKF 和 UKF,本文 EGP-UKF 在纬度误差和经度误差分别降低了 18.5%、24.6% 和 9.1%、10.6%。在高度误差方面,这 3 种方法几乎相同。东向速度误差和北向速度误差分别降低了 42.5%、43.3% 和 22.6%、24.3%。因为天向速度和高度的相关性,天向速度误差几乎是相同的。此外,航向角误差、俯仰角误差和横滚角误差分别降低了10.3%、30.1%、24.6% 和 3.4%、24.7%、28.2%。总之,EGP-UKF 学习了 UKF 和其后处理平滑之间的残差模型,通过该残差模型提高了 POS 的测量精度。

在一般情况下,UKF 的计算复杂度为状态向量的维数的二次方。然而,GP 在学习和预测过程中的计算复杂度分别是训练数据的三次方和二次方,故 GP-UKF 比 UKF 运算速度慢,另外由于 EGP-UKF 融合了 GP 和 UKF 共同的优点,所以 EGP-UKF 的运算速度比 GP-UKF 慢。

5 结 论

1)针对传统非线性滤波模型不确定性的问题,提出了增强 GP 的 UKF 方法。该方法既充分利用了 GPR 和 UKF 的优点,又克服了它们自身的缺点。

2)该方法的核心是通过非参数 GP 学习 UKF 的状态方程、量测方程和后处理平滑之间的残差。

3)车载实验结果表明,与 UKF、GP-UKF 相比,EGP-UKF 具有更高的估计精度,因为 EGP-UKF 不仅具有更强的不确定度预测能力,而且具有更强的泛化能力。

4)如何提高 EGP-UKF 的实时性是未来的一个研究方向。

参考文献(References)

[1] YE W, LI J L, LI L C. Design and development of a real-time multi-DSPs and FPGA-based DPOS for InSAR applications [J]. IEEE Sensors Journal, 2018, 18(8): 3419-3425.

[2] YE W, LIU Z C, LI C, et al. Enhanced Kalman filter using noisy input Gaussian process regression for bridging GPS outages in a POS[J]. The Journal of Navigation, 2018, 71(3): 565-584.

[3] RUDOLPH V D. Sigma-point Kalman filters for probabilistic inference in dynamic state-space models[D]. Oregon: Oregon Health and Science University, 2004.

[4] CHANG L B, HU B Q, LI A, et al. Transformed unscented Kalman filter[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2013, 58(1): 252-257.

[5] GONG X L, ZHANG J X, FANG J C. A modified nonlinear two-filter smoothing for high-precision airborne integrated GPS and inertial navigation[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2015, 64(12): 3315-3322.

[6] GREWAL M S, ANDREWS A P. Kalman filtering: Theory and practice using MATLAB [M]. 3rd ed. Hoboken: Wiley, 2008.

[7] RASMUSSEN C E, WILLIAMS C K I. Gaussian processes for

北航学报 赠阅

machine learning(adaptive computation and machine learning)[M]. Cambrige:MIT Press,2005.

[8] XU Z,LI Y,RIZOS C,et al. Novel hybrid of LS-SVM and Kalman filter for GNSS/INS integration[J]. The Journal of Navigation,2010,63(2):289-299.

[9] ROBERTS S,AIGRAIN S. Gaussian processes for time-series modelling[J]. Philosophical Transactions,2012,371(1984):1-25.

[10] ATIA M M, NOURELDIN A, KORENBERG M. Gaussian process regression approach for bridging GPS outages in integrated navigation systems[J]. Electronics Letters, 2011, 47(1):52-53.

[11] CHEN H M,CHENG X H,WANG H,et al. Dealing with observation outages within navigation data using Gaussian process regression[J]. The Journal of Navigation, 2014, 67(4):603-615.

[12] 何志昆,刘光斌,赵曦晶,等. 高斯过程回归方法综述[J]. 控制与决策,2013,28(8):1121-1129.
HE Z K,LIU G B,ZHAO X J,et al. Review of Gauss process regression methods[J]. Control and Decision,2013,28(8):1121-1129(in Chinese).

[13] DEISEBROTH M P, FOX D, RASUSSEN C E. Gaussian processes for data-efficient learning in robotics and control[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence,2015,37(2):408-423.

[14] KO J,FOX D. Learning GP-Bayes filters via Gaussian process latent variable models[J]. Autonomous Robots,2011,30(1):3-23.

[15] 李鹏,宋申民,陈兴林,等. 联合高斯回归的平方根 UKF 方法[J]. 系统工程与电子技术,2010,32(6):1281-1285.
LI P, SONG S M, CHEN X L, et al. Combining Gaussian process regression and square root UKF method[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics,2010,32(6):1281-1285(in Chinese).

作者简介:

叶文　男,博士,助理研究员。主要研究方向:惯性技术与惯性计量。

蔡晨光　男,博士,副研究员。主要研究方向:振动计量。

杨平　男,博士,研究员。主要研究方向:声学计量。

李建利　男,博士,研究员,博士生导师。主要研究方向:惯性技术。

UKF estimation method incorporating Gaussian process regression

YE Wen[1,2,*], CAI Chenguang[1], YANG Ping[1], LI Jianli[2]

(1. Division of Mechanics and Acoustics, National Institute of Metrology, Beijing 100029, China;
2. School of Instrumentation and Optoelectronic Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The high-precision filter estimation is a key technology in the SINS/GNSS integrated navigation system, and its estimation accuracy has direct influence on the accuracy of navigation. The traditional filter estimation method is based on inertial navigation error model, and does not take its uncertainty into account. Aimed at the problem, a high-precision filter estimation method is presented, which uses Gaussian process regression (GPR) to enhance the capabilities of prediction and estimation for parametric unscented Kalman filter (UKF). On one hand, it can estimate the state vector of the nonlinear parametric UKF on condition that trained data is limited; on the other hand, GPR can also take both the noise and the uncertainty in the nonlinear parametric UKF into consideration. The real vehicle-mounted experiment results show that the proposed method can effectively enhance filter estimation precision through applying the enhanced GPR-UKF into the SINS/GNSS integrated navigation system.

Keywords: SINS/GNSS integrated navigation; high-precision filter estimation; inertial navigation error model; unscented Kalman filter (UKF); Gaussian process regression (GPR)

Received: 2018-10-17; **Accepted**: 2019-01-11; **Published online**: 2019-02-20 15:28

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190220.1107.006.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2017YFF0205003); National Natural Science Foundation of China (61421063, 61722103, 61571030, 51605461)

* **Corresponding author**. E-mail: wenye@buaa.edu.cn

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0589

机翼前缘积冰对大飞机操稳特性的影响

全下文载

魏扬[1], 徐浩军[1], 薛源[1,*], 李哲[1], 张久星[2]
(1. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038; 2. 中国人民解放军 93756 部队, 天津 300130)

摘 要: 机翼结冰影响飞机的操稳特性和飞行性能,对飞行安全造成危害。基于实验数据构建了典型的不同结冰严重程度的机翼前缘积冰冰形,采用高精度数值模拟方法得到背景飞机机翼前缘积冰的气动数据,建立了飞机六自由度非线性动力学模型,在此基础上设计了俯仰角保持、滚转角保持及高度保持模式的自动驾驶仪闭环仿真系统。通过开环仿真,分析了不同程度积冰对飞机配平特性、纵向长短周期模态及横航向模态的影响,比较了不同程度积冰情形下飞机动态响应的差异。通过闭环仿真,研究了积冰对 3 种模式下自动驾驶性能的影响。仿真结果表明:积冰对飞机配平特性、模态特性及开环动态响应特性均会造成一定的不良影响,威胁飞行安全。

关 键 词: 机翼结冰; 大飞机; 操稳特性; 自动驾驶仪; 飞行安全
中图分类号: V212.1
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2019)06-1088-08

结冰作为引发飞行失控(Loss of Control, LOC)的环境因素中最重要的因素[1],长期以来一直受到人们的高度关注。飞机结冰会导致飞机飞行性能下降和操稳特性的恶化,严重时会危害飞行安全甚至造成毁灭性灾难。

国内外均开展了针对结冰后飞机的飞行动力学特性的研究,主要集中在对飞机的总体性能、操纵性、稳定性、自动驾驶仪工作状态下的闭环特性等方面。NASA 早于 20 纪 80 年代开展了一系列的飞机结冰研究计划, Cebeci[2]、Bragg[3-7]、Khodadoust[8-10]、Ranaudo[11-12]和 Potapczuk[13-16]等取得了一些重要的研究成果。Hiltner[17]基于飞行试验数据与风洞试验数据,系统地研究了平尾结冰情形下的动力学特性,指出平尾结冰会使得飞机出现明显的稳定性与操纵性变差的问题。Sibilski 等[18]对飞机爬升时遭遇结冰情形下的动力学响应进行了分析,得出当飞机从水平飞行转为爬升时,由于冰形的积聚容易引发飞机失速,并且指出在失速点附近,由于飞机的法向过载接近于 1,机组人员很难意识到飞机会突然失控的危险。Cunningham[19]在建立的简化的结冰模型基础上,较为系统地分析了飞机遭遇结冰后,飞机操纵性、配平特性、纵横向模态特性等动力学性能的改变。中国对于结冰后飞行动力学特性的研究起步相对较晚,针对特定型号的飞机如 Y12、Y7-200A 和 ARJ-21-700 开展过结冰飞行试验,研究了真实环境下结冰对飞行性能和操稳特性的影响。北京航空航天大学[20-21]、南京航空航天大学[22-24]、中国空气动力研究与发展中心[25]等科研院所均开展了结冰对飞行动力学特性的研究。

随着中国民用大飞机和军用大型运输机的快速发展,基于现有有限认知能力发展起来的结冰防护技术,还不能完全消除结冰对飞行安全的危害,结冰条件下的安全保障需求迫切。为了较为

收稿日期: 2018-10-17; **录用日期**: 2018-11-16; **网络出版时间**: 2018-12-07 08:56
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181205.1508.003.html
基金项目: 国家"973"计划(2015CB755800); 国家自然科学基金(61503406); 民用飞机专项科研(MJ-2015-F-019)
* **通信作者**. E-mail: szxy1986@163.com

引用格式: 魏扬, 徐浩军, 薛源, 等. 机翼前缘积冰对大飞机操稳特性的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1088-1095. WEI Y, XU H J, XUE Y, et al. Influence of ice accretion on leading edge of wings on stability and controllability of large aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6): 1088-1095 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

全面地了解结冰对大飞机操稳特性的影响，本文基于数值模拟手段获得了背景飞机在干净外形、中度结冰和重度结冰 3 种情况下的气动数据库，构建了飞机六自由度非线性动力学模型。在仿真模型的基础上设计了俯仰角保持（Pitch Attitude Hold，PAH）、滚转角保持（Roll Attitude Hold，RAH）、高度保持（Altitude Hold，ALH）几种模式的自动驾驶仪。与国内外研究相比，重点针对结冰条件下飞机在开环和闭环下的操稳特性进行分析。通过开环仿真，研究积冰对飞机配平特性、纵向长短周期模态、横航向模态的影响，模拟飞机在积冰过程中的飞行状态和响应特性的变化。通过闭环仿真，研究积冰对自动驾驶仪工作性能的影响。本文研究成果可为后续开展的研究工作，如结冰情形下的安全操纵策略、结冰飞行风险评估及飞行安全边界保护等提供理论支撑。

1　背景飞机结冰气动数据的获取

目前，常用的飞机结冰气动模型主要采用伊利诺伊州大学 Bragg 教授提出的一种结冰参量模型[26]，该模型采用结冰因子来评估结冰对气动性能的影响，该参数与飞机自身的尺寸、飞行状态或飞机受结冰影响的敏感性相关，但该模型无法直接移植到其他气动布局差异较大的飞机上来估算结冰的气动影响。

为了研究典型大飞机机翼前缘积冰对飞机飞行动力学特性的影响，必须获得可靠的结冰气动数据。本文采用高精度的数值模拟方法获取飞机结冰气动参数。首先，构建了背景飞机的几何模型，建立了干净构型的三维数模，如图 1 所示。考虑到角状冰对飞机气动特性影响最大，根据可靠的结冰冰形的试验数据形成了典型结冰环境下的机翼前缘重度和中度角状冰模型，如图 2 所示。三维冰形从机翼翼根至翼稍沿弦长方向剖面形状如图3所示。然后，基于高精度的数值模拟方法计算了典型状态下机翼结冰对飞机气动参数的影响。最终，通过风洞试验虚拟飞行验证，获得了一套可靠的飞机结冰后的气动参数数据库。

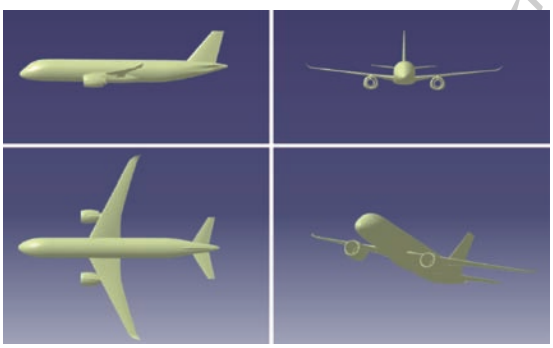


图 1　背景飞机三维模型

Fig. 1　3D model of background aircraft

图 4 ~ 图 6 为飞机在 3 种不同结冰构型下（干净外形构型clean、中度结冰构型ice-B、重度

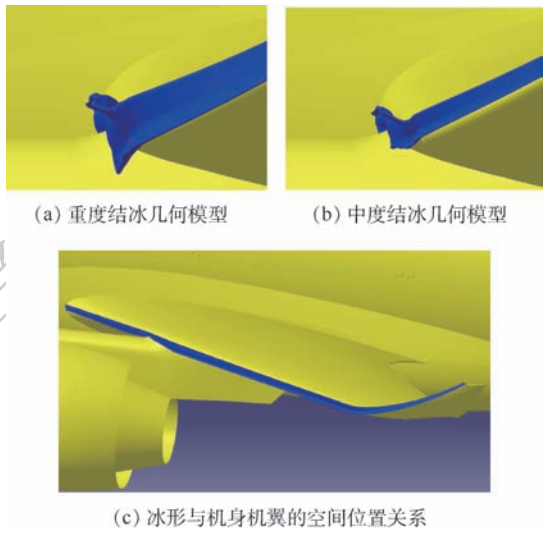


图 2　重度结冰和中度结冰几何模型对比

Fig. 2　Comparison of heavy and moderate icing geometric models

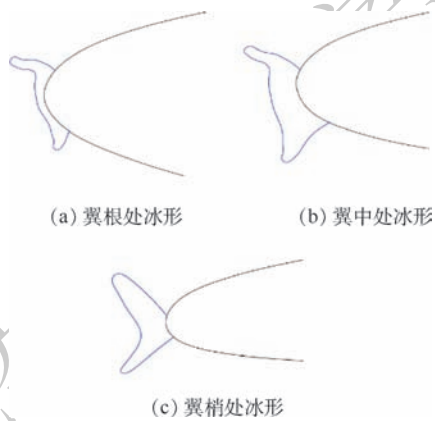


图 3　机翼前缘重度结冰的冰形剖面

Fig. 3　Ice shape profile of heavy icing on leading edge of wing

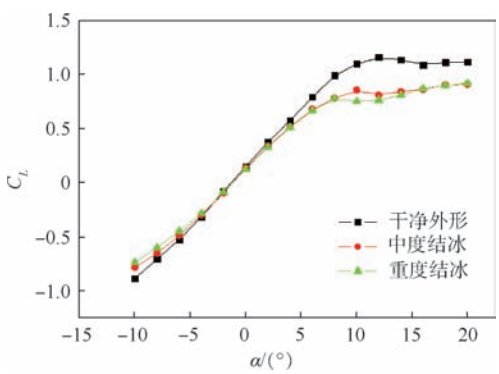


图 4　升力系数变化曲线

Fig. 4　Variation curves of lift coefficient

北航学报 赠阅

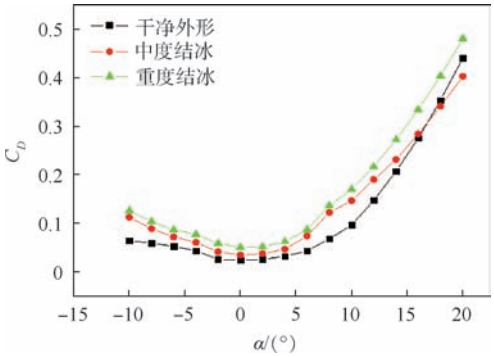


图 5 阻力系数变化曲线

Fig. 5 Variation curves of drag coefficient

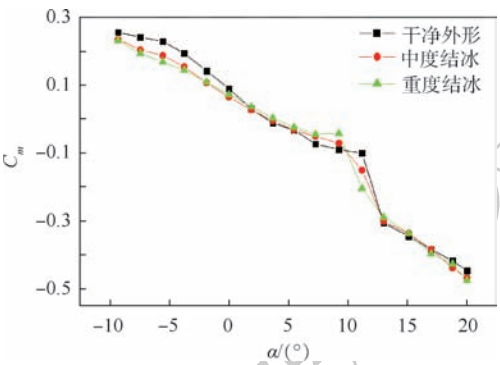


图 6 俯仰力矩系数变化曲线

Fig. 6 Variation curves of pitching moment coefficient

结冰构型 ice-A)，马赫数 $Ma=0.4$，平尾安装角为 0°，升降舵偏角为 0°时的升力系数 C_L、阻力系数 C_D 与俯仰力矩系数 C_m 随迎角 α 的变化曲线。图 4～图 6 结果显示，干净外形、中度结冰和重度结冰状态下，升力线斜率和最大升力系数依次下降，失速迎角依次减小，最小阻力依次增加。在小迎角线性区内，纵向静稳定裕度依次降低，在大迎角区域呈现非线性的变化趋势。

2 飞机的动力学模型

飞机本体六自由度全量的非线性动力学模型可以用式(1)的向量形式进行表示[27-28]：

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}(t), \boldsymbol{u}(t)) \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{u}$ 为控制向量；$\boldsymbol{x}$ 为状态向量。

$$\boldsymbol{x} = [V \quad \alpha \quad \beta \quad q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad p \quad q \quad r \quad x_g \quad y_g \quad z_g]^{\mathrm{T}} \tag{2}$$

式中：V、α 和 β 分别为飞行速度、飞机迎角和侧滑角；p、q 和 r 分别为滚转、俯仰和偏航角速度；q_0、q_1、q_2、q_3 为四元素；x_g、y_g、z_g 为飞机在地面坐标系下的空间位置。

$$\boldsymbol{u} = [\delta_{\mathrm{th}} \quad \delta_{\mathrm{e}} \quad \delta_{\mathrm{a}} \quad \delta_{\mathrm{r}}]^{\mathrm{T}} \tag{3}$$

式中：δ_{th} 为飞机油门偏度；δ_{e}、δ_{a} 和 δ_{r} 分别为升降舵、副翼和方向舵舵面的偏角。

3 自动飞行控制律模型

本文在积冰飞机动力学模型的基础上，设计具有俯仰角保持、滚转角保持、高度保持 3 种常用模式的自动飞行控制系统。

俯仰角保持模式主要功能为保持飞机给定的俯仰姿态角 θ_{ref}，其工作原理如图 7 所示。

通过增加俯仰角速率反馈作为控制增稳，增加俯仰角保持下飞机的稳定性和阻尼。通过俯仰角指令与飞机当前俯仰角反馈的差值 $\Delta\theta$，控制飞机跟踪保持俯仰姿态指令。控制律表示为

$$\Delta\delta_{\mathrm{e}} = G(s)\left(k_{\theta\mathrm{P}}\Delta\theta + k_{\theta\mathrm{I}}\int\Delta\theta\mathrm{d}t - k_q q\right) \tag{4}$$

式中：$k_{\theta\mathrm{P}}$、$k_{\theta\mathrm{I}}$、k_q 为控制增益。

滚转角保持模式主要功能为保持飞机给定的滚转姿态角 ϕ_{ref}。在滚转角保持模式下，飞机通过对副翼的控制使飞机跟踪滚转角期望值。由于飞机的横向和侧向存在耦合，飞机滚转角保持要通过横向和航向 2 个通道进行调节。飞机侧向转弯一般采用无侧滑的协调转弯方式，满足：

$$\dot{\psi} = \frac{g}{V}\tan\phi \tag{5}$$

式中：ϕ 为滚转角；ψ 为偏航角；g 为重力加速度。由于滚转角 ϕ 的存在，还要保证飞机垂直方向上的升力分量与重力平衡，水平方向上的分量与飞机的离心力平衡。工作原理如图 8 所示。

其控制律可以表示为

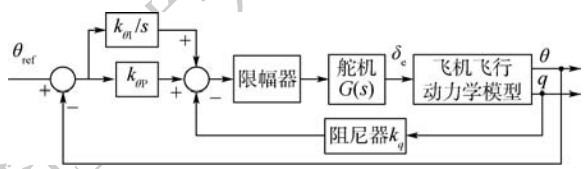


图 7 俯仰角保持模式结构框图

Fig. 7 Structure diagram of pitch attitude hold mode

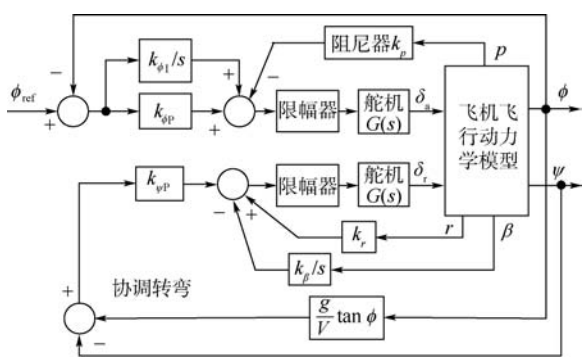


图 8 无侧滑滚转角保持模式结构框图

Fig. 8 Structure diagram of roll attitude hold mode without sideslip

北航学报 赠阅

$$\begin{cases}\Delta\delta_{\mathrm{a}} = G(s)\left(k_{\phi\mathrm{P}}\Delta\phi + k_{\phi\mathrm{I}}\int\Delta\phi\mathrm{d}t - k_p p\right)\\ \Delta\delta_{\mathrm{r}} = G(s)\left[k_{\psi\mathrm{P}}\left(\psi - \frac{g}{V}\tan\phi\right) + k_r r - k_\beta\int\beta\mathrm{d}t\right]\end{cases} \tag{6}$$

式中：$\Delta\phi$ 为飞机滚转角指令与飞机当前滚转角的差值，即 $\Delta\phi = \phi_{\mathrm{ref}} - \phi$；$k_{\phi\mathrm{P}}$、$k_{\phi\mathrm{I}}$、$k_p$、$k_{\psi\mathrm{P}}$、$k_r$、$k_\beta$ 为控制增益。

高度保持模式是飞机控制系统中重要的组成部分，如图 9 所示。图中飞机纵向内回路即为俯仰角保持回路。在飞机的爬升、巡航和着陆初始阶段都需要保持高度的稳定。高度保持模式下，飞机能自动维持在某一固定高度。通过直接引入期望高度 H_{ref}，得到高度差信号，经过俯仰姿态保持内回路，控制飞机姿态变化，实现对飞行高度的控制。其控制律可以表示为

$$\theta_{\mathrm{ref}} = k_{H\mathrm{P}}\Delta H + k_{H\mathrm{I}}\int\Delta H\mathrm{d}t - k_{H\mathrm{D}}\dot{\Delta H} \tag{7}$$

式中：ΔH 为飞机高度指令与飞机当前高度的高度差，即 $\Delta H = H_{\mathrm{ref}} - H$；$k_{H\mathrm{P}}$、$k_{H\mathrm{I}}$、$k_{H\mathrm{D}}$ 为控制增益。

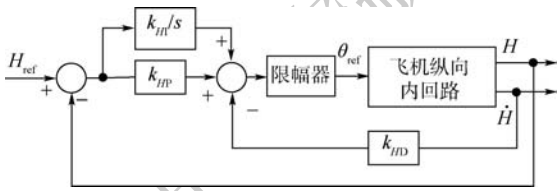


图 9　高度保持模式结构框图

Fig. 9　Structure diagram of altitude hold mode

4　仿真分析

4.1　本体操稳特性分析

4.1.1　不同程度积冰对飞机配平特性的影响

设定初始飞行状态为：高度 3 000 m，速度 120 m/s，定直平飞。分别在干净外形、机翼前缘中度结冰和重度结冰 3 种情况下对飞机的配平参数进行比较，如表 1 所示。

对比发现，在相同的飞行状态配平条件下，由于飞机结冰严重程度不断增大，导致飞机的升力系数不断下降，阻力系数不断增大，因此所需要的配平迎角不断增大，中度结冰与重度结冰情况下平飞需要的发动机推力较干净外形增大了25.7%和 55.8%。同时在小迎角线性区，机翼前缘积冰导致俯仰配平力矩减小，所需配平升降舵偏角绝对值随结冰严重程度的增大而减小。

表 1　不同积冰情形下的飞机配平参数

Table 1　Aircraft trim parameters under different ice accretion conditions

积冰情形	配平迎角/(°)	升降舵偏角/(°)	油门偏度/%
干净外形	6.83	−4.37	29.36
中度结冰	8.03	−2.17	36.90
重度结冰	8.67	−1.84	45.73

4.1.2　不同程度积冰对飞机本体纵向长短周期模态的影响

在相同的飞行状态下，对不同积冰情形飞机本体纵向长短周期模态特征参数进行分析，如表 2所示。表中：ω_{nsp}、ω_{np} 分别为短、长周期模态自由振荡频率，ζ_{sp}、ζ_{p} 分别为短、长周期模态的阻尼比，$\partial n_z/\partial\alpha$ 为加速度敏感性，CAP 为操纵期望参数。

可以看到，随着积冰严重程度的增大，短周期阻尼比 ζ_{sp} 先增大后减小，总体影响不大，但总体来说，机翼结冰相较于干净外形降低了纵向短周期模态自由振荡频率 ω_{nsp}。对于长周期模态来说，阻尼比是逐渐增大的，但影响也不大。操纵期望参数 CAP 则随着积冰严重程度的增大而逐渐减小，但变化幅度不大，根据 MIL-F-8785C[29] 可知，巡航阶段下这 3 种积冰情形下的 CAP 均处于 1 级飞行品质。

4.1.3　不同程度积冰对飞机本体横航向模态的影响

在相同的飞行状态下，对不同积冰情形飞机本体横航向模态的特征参数进行分析，如表 3 所示。表中：τ_{S} 为螺旋模态的时间常数。

可以看到，对于滚转模态，时间常数 τ_{R} 随着积冰严重程度的增大而逐渐增大，说明积冰导致滚转模态收敛时间增大。对于螺旋模态，积冰后对应螺旋模态的特征值 λ_{S} 均大于 0，说明螺旋模态缓慢发散，同时随着积冰严重程度的增大而加剧。对于荷兰滚模态，积冰导致荷兰滚模态阻尼

表 2　不同积冰情形下的飞机本体纵向长短周期模态特征参数

Table 2　Longitudinal long- and short-period modal characteristic parameters of aircraft body under different ice accretion conditions

积冰情形	ω_{nsp}/(rad·s^{-1})	ζ_{sp}	ω_{np}/(rad·s^{-1})	ζ_{p}	$\frac{\partial n_z}{\partial\alpha}$/($g$·rad^{-1})	CAP/(rad·s^{-2}·g^{-1})
干净外形	1.777 5	0.456 6	0.082 2	0.028 2	7.392 1	0.427 4
中度结冰	1.494 4	0.496 2	0.103 1	0.038 1	6.030 3	0.370 3
重度结冰	1.521 9	0.490 7	0.095 7	0.055 7	6.400 9	0.361 8

北航学报 赠阅

表 3 不同积冰情形下的飞机本体横航向模态特征参数

Table 3 Lateral modal characteristic parameters of aircraft body under different ice accretion conditions

积冰情形	τ_R/s	λ_S	τ_S/s	ω_{nDR}/(rad·s^{-1})	ζ_{DR}	τ_{DR}/s
干净外形	0.155 1	−0.001 8	553.711 4	1.267 1	0.196 5	4.015 7
中度结冰	0.163 6	0.006 6	150.825 6	1.306 1	0.213 7	3.583 3
重度结冰	0.167 6	0.001 9	540.344 9	1.266 5	0.212 3	3.719 6

比 ζ_{DR} 增大，时间常数 τ_{DR} 减小，自由振荡频率 ω_{nDR} 中度结冰时变大，重度结冰时反而变小，说明影响程度与结冰严重程度没有明显的正相关性。

4.1.4 不同程度积冰对飞机响应特性的影响

为研究飞机不同程度结冰后的响应，设置初始配平的飞行状态不变，在 $t=10$ s 时升降舵施以持续 2 s 的脉冲激励，升降舵偏角增量为 −2°。通过动力学仿真，分别计算出飞机在干净外形、中度结冰与重度结冰 3 种情形下的动态响应，仿真结果如图 10 所示。

从图 10 中可以看到，对于长周期模态参数（高度 H、速度 V）而言，相较于干净外形情况，结冰后这些参数在波动过程中的峰值有所减小；对于短周期模态参数（迎角 α、俯仰角速度 q）来说，3 种情况下的动态响应特征基本一致，但在积冰情形下由于失速临界迎角的降低，飞机在该升降舵激励下，响应过程中的最大迎角可能已处在失速迎角范围内，会使飞机的安全性受到威胁。

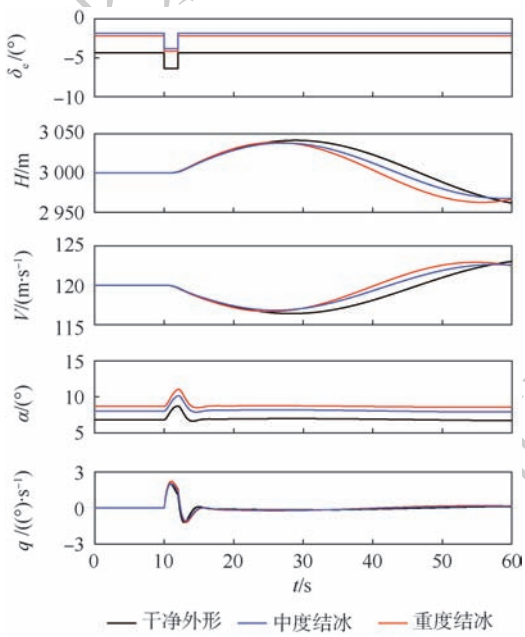


图 10 主要飞行参数响应曲线

Fig. 10 Response curves of main flight parameters

4.2 闭环系统仿真

为了分析遭遇中度结冰和重度结冰情形下对飞机自动驾驶仪性能的影响，分别在干净外形、中度结冰和重度结冰 3 种情况下进行仿真，对比仿真结果，分析积冰对自动驾驶仪工作性能的影响及飞机动态响应的变化。仿真初始条件均设定为 3 种情形下的配平量，总仿真时间设定为 100 s。

4.2.1 俯仰角保持模式

在俯仰角保持模式下，$t=0$ s 时令俯仰角保持在 10°，仿真结果如图 11 所示。

通过仿真结果可以看到，干净外形和积冰情况下俯仰角跟随效果均比较理想，说明设计的俯仰角保持控制律的正确性。积冰情况下飞机迎角与干净外形情形相比变化不大，速度下降幅度较干净外形小。同时积冰情况下高度增长更为平缓，并随着结冰严重程度的增大，增长幅度越小。总体来看，在该状态下积冰的影响较小。

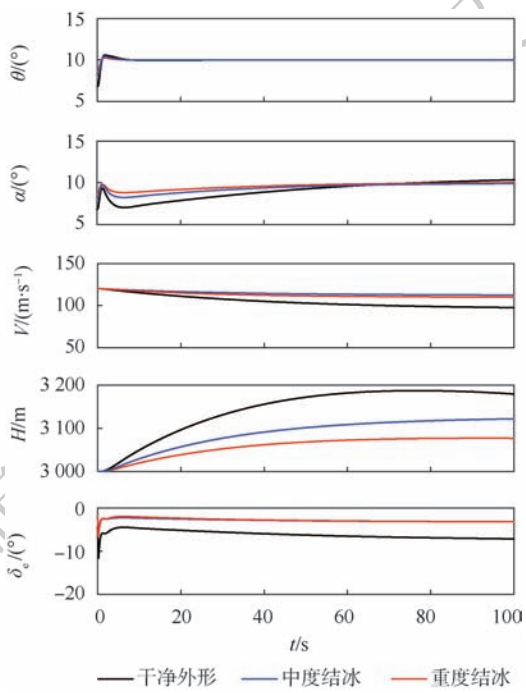


图 11 俯仰角保持模式仿真结果

Fig. 11 Simulation results in pitch attitude hold mode

4.2.2 滚转角保持模式

在滚转角保持模式下，$t=0$ s 时令滚转角保持在 20°，仿真结果如图 12 所示。

从图 12 中可以看出，干净外形和积冰情况下滚转角跟随效果均比较理想，说明设计的滚转角保持控制律的正确性。在滚转角保持模式下，相较于干净外形情况，积冰情况下飞行速度的振荡

北航学报 赠阅

幅度较大，且重度结冰最严重，高度下降幅度最大。总体来看，在该状态下积冰的影响较小。

4.2.3　高度保持模式

在高度保持模式下，t = 0 s 时令高度保持在 3 100 m，仿真结果如图 13 所示。

从图 13 可以看出，干净外形情况下高度的跟随效果均比较理想，说明设计的高度保持自动驾驶仪模型的正确性。相较于干净外形情况，积冰导致高度响应超调量增大。迎角响应在积冰与干净外形情形下最终都趋于平稳，积冰情形下迎角稳态值大于干净外形情形。速度在干净外形时逐渐趋于平稳，而在积冰情形下速度值缓慢下降，重度结冰时下降幅度最大。总体来看，在该状态下积冰的影响较小。

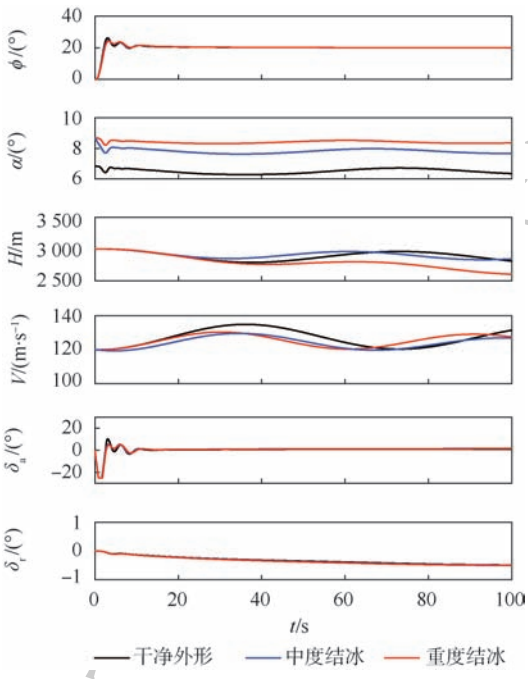


图 12　滚转角保持模式仿真结果

Fig. 12　Simulation results in roll attitude hold mode

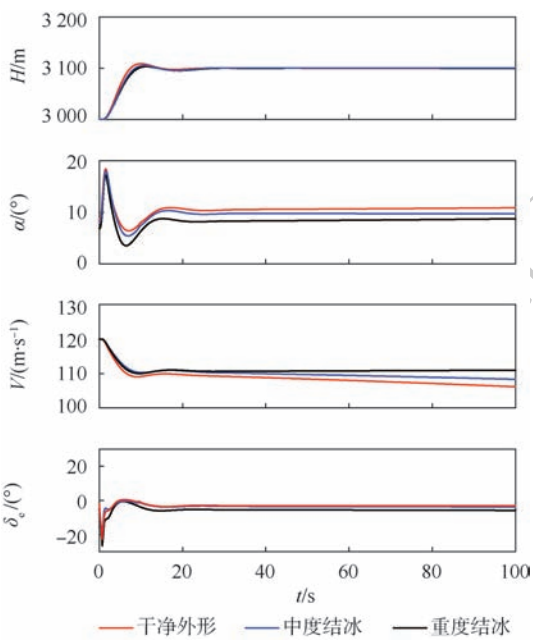


图 13　高度保持模式仿真结果

Fig. 13　Simulation results in attitude hold mode

5　结　论

本文着重研究大飞机机翼前缘积冰对操稳特性的影响。根据实验数据构建了典型的机翼前缘积冰冰形，通过数值模拟得到背景飞机的结冰气动数据，建立了飞机积冰动力学模型，设计了俯仰角保持、滚转角保持及高度保持的自动驾驶仪模型，通过开环与闭环仿真研究了积冰对飞机操纵的影响，在本文算例条件下得到以下结论：

1）积冰易导致飞机配平特性的恶化，主要体现在：积冰下配平需要更大的迎角和发动机推力，这是由于机翼结冰减小了飞机升力系数，增大了阻力系数。

2）积冰将降低纵向短周期模态自由振荡频率，增大长短周期的阻尼比，并减小操纵期望参数 CAP，但总体影响较小。同时积冰将导致滚转模态收敛时间增大；积冰会使螺旋模态发散，荷兰滚模态变化不大。

3）积冰对自动驾驶飞机指令的跟踪总体影响较小，最主要的变化体现在高度与速度上。

4）针对本文中的算例，对操稳特性的影响程度与机翼结冰严重程度没有明显的正相关性，这是由于结冰增长带来的气动力变化的非线性导致的。

本文主要研究线性区迎角范围内的积冰对飞机操稳特性的影响。下一步将研究积冰情形下大迎角飞行动力学特性及积冰增长导致的非定常空气动力学与飞行力学的非线性耦合规律，为研究积冰动态增长过程中的空气动力学特性和飞行力学特性奠定基础。

参考文献（References）

[1] REEHORST A L, JR ADDY H E, COLANTONIO R O. Examination of icing induced loss of control and its mitigations: AIAA-2010-8140[R]. Reston: AIAA, 2010.

[2] CEBECI T. Effects of environmentally imposed roughness on airfoil performance: NASA CR 179639[R]. Washington, D. C.: NASA, 1981.

[3] BRAGG M B, GREGOREK G M. Wind tunnel investigation of airfoil performance degradation due to icing: AIAA-82-0582[R]. Reston: AIAA, 1982.

[4] BRAGG M B, ZAGULI R J, GREGOREK G M. Wind tunnel evaluation of airfoil performance using simulated ice shapes:

北航学报 赠阅

NASA CR 167960[R]. Washington, D. C.: NASA, 1982.

[5] BRAGG M B, COIRIER W J. Detailed measurements of the flowfield in the vicinity of an airfoil with glaze ice: AIAA-85-0409[R]. Reston: AIAA, 1985.

[6] BRAGG M B, COIRIER W J. Aerodynamic measurements of an airfoil with simulated glaze ice: AIAA-86-0484[R]. Reston: AIAA, 1986.

[7] BRAGG M B, SPRING S A. An experimental study of the flowfield about an airfoil with glaze ice: AIAA-87-0100[R]. Reston: AIAA, 1987.

[8] BRAGG M B, KHODADOUST A. Experimental measurements in a large separation bubble due to a simulated glaze ice accretion: AIAA-88-0116[R]. Reston: AIAA, 1988.

[9] BRAG M B, KHODADOUST A. Effect of simulated glaze ice on a rectangular wing: AIAA-89-0750[R]. Reston: AIAA, 1989.

[10] KHODADOUST A. A flow visualization study of the leading edge separation bubble on a NACA 0012 airfoil with simulated glaze ice[D]. Columbus: Ohio State University, 1987.

[11] RANAUDO R J. Performance degradation of a typical twin engine commuter type aircraft in measured natural icing conditions: AIAA-84-0179[R]. Reston: AIAA, 1984.

[12] RANAUDO R J, MIKKELSEN K L, MCKNIGHT R C, et al. The measurement of aircraft performance and stability and control after flight through natural icing conditions: AIAA-86-9758[R]. Reston: AIAA, 1986.

[13] POTAPCZUK M G, GERHART P M. Progress in the development of a Navier-Stokes solver for evaluation of iced airfoil performance: AIAA-85-0410[R]. Reston: AIAA, 1985.

[14] POTAPCZUK M G. Navier-Stokes computations for a NACA 0012 airfoil with leading edge ice: AIAA-87-0101[R]. Reston: AIAA, 1987.

[15] POTAPCZUK M G. Navier-Stokes analysis of airfoils with leading-edge ice accretions [D]. Akron: The University of Akron, 1989.

[16] ZAMAN K B, POTAPCZUK M G. The low frequency oscillation in the flow over a NACA 0012 airfoil with an iced leading edge [M]// MUELLER T J. Low Reynolds number aerodynamics. Berlin: Springer-Verlag, 1989: 271-282.

[17] HILTNER D W. A nonlinear aircraft simulation of ice contaminated tailplane stall [D]. Columbus: Ohio State University, 1998.

[18] SIBILSKI K, LASEK M, LADYZYNSKA-KOZDRAS E, et al. Aircraft climbing flight dynamics with simulated ice accretion: AIAA-2004-4948[R]. Reston: AIAA, 2004.

[19] CUNNINGHAM M A. A simplified icing model for simulation and analysis of dynamic effects[D]. Morgantown: West Virginia University, 2012.

[20] 王明丰, 王立新, 黄成涛. 积冰对飞机纵向操稳特性的量化影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(5): 592-595.
WANG M F, WANG L X, HUANG C T. Computational effects of ice accretion on aircraft longitudinal stability and control [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(5): 592-595(in Chinese).

[21] 袁坤刚, 曹义华. 结冰对飞机飞行动力学特性影响的仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2007, 19(9): 1929-1932.
YUAN K G, CAO Y H. Simulation of ice effect on aircraft flight dynamics[J]. Journal of System Simulation, 2007, 19(9): 1929-1932(in Chinese).

[22] 蒋天俊. 结冰对飞机飞行性能影响的研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
JIANG T J. Study on the effect of icing on aircraft flight performance[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008(in Chinese).

[23] 王起达. 结冰后飞机的纵向稳定性和操纵性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
WANG Q D. Study on longitudinal stability and maneuverability of aircraft after icing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009(in Chinese).

[24] 张智勇. 结冰飞行动力学特性与包线保护控制律研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
ZHANG Z Y. Research on iced aircraft flight dynamics characteristics and envelope protection control law[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006(in Chinese).

[25] 邵元培, 车竞, 丁娣. 大飞机机翼结冰对飞行动力学特性影响研究[J]. 飞行力学, 2018, 36(1): 12-15.
SHAO Y P, CHE J, DING D. Study on the influence of wing icing on flight dynamics characteristics of large aircraft[J]. Flight Dynamics, 2018, 36(1): 12-15(in Chinese).

[26] BRAGG M B, HUTCHISON T, MERRET J. Effect of ice accretion on aircraft flight dynamics: AIAA-2000-0360[R]. Reston: AIAA, 2000.

[27] SONNEVELDT L. Nonlinear F-16 model description [R]. Delft: Delft University of Technology, 2010.

[28] 刘世前. 现代飞机飞行动力学与控制[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014: 145-150.
LIU S Q. Flight dynamics and control of modern air-crafts[M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2014: 145-150(in Chinese).

[29] US Air Force. US military specification: Flying qualities of piloted airplanes: MIL-F-8785C[S]. Philadelphia: Naval Publications and Form Center, 1982.

作者简介：

魏扬 男，博士研究生。主要研究方向：飞行仿真与飞行安全。

徐浩军 男，硕士，教授，博士生导师。主要研究方向：飞行品质、飞行安全与等离子体隐身。

薛源 男，博士，讲师，硕士生导师。主要研究方向：飞行风险评估。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Influence of ice accretion on leading edge of wings on stability and controllability of large aircraft

WEI Yang[1], XU Haojun[1], XUE Yuan[1,*], LI Zhe[1], ZHANG Jiuxing[2]

(1. School of Aeronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. Chinese People's Liberation Army 93756 Troop, Tianjin 300130, China)

Abstract: Ice accretion on the wings can affect the operational characteristics and flight performance of the aircraft, posing a hazard to flight safety. Based on the experimental data, the typical ice shapes with different icing severity on the leading edge of wings are constructed. The high-precision numerical simulation method is used to obtain the aerodynamic data of the background aircraft due to ice accretion, and the aircraft six-degree-of-freedom nonlinear dynamics model is established. On this basis, an autopilot closed-loop simulation system with three modes, namely, pitch attitude hold mode, roll attitude hold mode and altitude hold mode, is designed. Through the open-loop simulation, the different severity of ice accretion effects on aircraft trimming characteristics, longitudinal long and short period modal and lateral modal are analyzed, and the differences of aircraft dynamic response under different severity of ice accretion are compared. By using the closed-loop simulation, the influence of ice accretion on the autopilot performance under three modes is studied. The simulation results show that the ice accretion has an adverse effect on the stability and controllability of aircraft, including trimming characteristics, modal characteristics and open-loop dynamic response characteristics of aircraft, and threatens the flight safety.

Keywords: ice accretion on wings; large aircraft; stability and controllability; autopilot; flight safety

北京航空航天大学学报

Received: 2018-10-17; **Accepted**: 2018-11-16; **Published online**: 2018-12-07 08:56

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181205.1508.003.html

Foundation items: National Basic Research Program of China (2015CB755800); National Natural Science Foundation of China (61503406); Civil Aircraft Special Research (MJ-2015-F-019)

* **Corresponding author**. E-mail: szxy1986@163.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0607

环面蜗轮滚刀刃带宽受周向定位误差影响分析

全下文载

芮成杰[1], 李海涛[1,2,*], 杨杰[1], 龙新佳妮[1], 太健健[1], 丁宁[1]
(1. 中国农业大学 工学院, 北京 100083; 2. 现代农业装备优化设计北京市重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 环面蜗轮滚刀刃带面的刃带宽需控制在一定的范围内以保持刃口的强度和锋利性,圆周定位误差的存在使刃带宽发生变化。为了磨削出满足需要的刃带面,研究了周向定位误差对刃带宽的影响规律。根据微分几何和齿轮啮合原理,建立了求解含有周向定位误差的刃带宽的数学模型。研究了存在周向定位误差时,刃带宽沿环面蜗轮滚刀的轴向和齿高方向的变化规律。同时,在 VERICUT 中建立虚拟的四轴联动环面蜗杆磨床,对周向定位误差的影响进行仿真验证。研究结果表明:周向定位误差对环面蜗轮滚刀边齿齿顶处刃带宽的影响最大;刃带宽与周向定位误差具有很强的相关性,呈线性变化关系;对于特定的算例,当给定的刃带宽 $e=1.0$ mm 在 ±10% 范围内变化时,周向定位误差允许的调整范围为 $-0.122°$ ~ $0.054°$。

关 键 词: 环面蜗轮滚刀; 磨削; 刃带宽; 周向定位误差; 误差限
中图分类号: TH132.4
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2019)06-1096-10

环面蜗杆的分度曲面是圆环内表面,蜗杆包围蜗轮或圆柱齿轮形成环面蜗杆副[1]。Samuel[2]研究了环面蜗杆传动的制造技术,并推广了其应用。环面蜗杆传动是一种多齿双线接触的传动形式,能够承受较大的承载力[3]。因此,环面蜗杆传动主要应用在炼钢设备、采矿设备和重型升降设备等需要较大承载力的场合。双锥面二次包络环面蜗杆传动是环面蜗杆传动的一种,其由环面蜗杆和蜗轮组成[4]。组成该蜗杆副的环面蜗杆由双锥面砂轮磨削而成,蜗轮由双锥面包络环面蜗轮滚刀滚切而成[5-6]。该环面蜗轮滚刀以双锥面包络环面蜗杆为基体,通过加工容屑槽和侧后角面等工序,获得环面蜗轮滚刀。环面蜗轮滚刀制造工艺复杂,而且无法像圆柱滚刀那样具有重磨性[7-8]。为了提高其使用寿命,环面蜗轮滚刀保留具有一定宽度的刃带面。刃带面是刃口线和刃带线之间的部分,其是环面蜗杆基体螺旋面的一部分。刃带面的刃带宽需要控制在一定的范围内以同时保证刃口的强度和锋利性,其范围一般控制在 0.10 ~ 0.15 mm 之间[9]。由于刃带宽较小,在加工过程中需要严格控制加工误差,保证刃带宽在合理的范围内。董李扬[10]、柳冠伊[11]和 Liu 等[12]用实验分析的方式研究了各定位误差对平面包络环面蜗轮滚刀刃带宽的影响,但没有建立理论的误差分析模型,缺失理论计算依据。芮成杰和李海涛等[13-15]研究了双锥面包络环面蜗轮滚刀刃带面的设计方法和侧后角面磨削方法,但对于磨削过程中定位误差对刃带宽加工精度的影响没有研究。

由于双锥面包络环面蜗轮滚刀采用螺旋槽前刀面,在进行侧后角面的磨削加工时,其周向定位基准的标定容易产生误差。如果周向定位误差较

收稿日期: 2018-10-22; **录用日期**: 2018-11-08; **网络出版时间**: 2019-02-20 15:52
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190220.1014.003.html
基金项目: 国家自然科学基金 (51475460)
* **通信作者**. E-mail: h89533@cau.edu.cn

引用格式: 芮成杰, 李海涛, 杨杰, 等. 环面蜗轮滚刀刃带宽受周向定位误差影响分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1096-1105. RUI C J, LI H T, YANG J, et al. Influence of circumferential positioning error of an hourglass worm wheel hob on land width[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6): 1096-1105 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

大，加工时容易破坏刃口而导致滚刀无法使用。在环面蜗轮滚刀加工过程中，为了控制周向定位误差对刃带面的影响，本文采用数学建模和模拟仿真验证的方法，研究周向定位误差对加工出的双锥面包络环面蜗轮滚刀刃带面的刃带宽的影响规律，为环面蜗轮滚刀的精密制造提供参考依据。

1　环面蜗轮滚刀的特征

图 1 为整体式环面蜗轮滚刀，其包括刀体、螺旋容屑槽和刀齿等部分。刀体是滚刀滚切蜗轮时的装夹部分，滚切蜗轮时，滚刀刀体固定在滚齿机的回转轴上。螺旋容屑槽可使刃口的受力均匀，同时起到排屑的作用。刀齿是滚切蜗轮齿面的部分，其结构如图 2 所示。环面蜗轮滚刀的刀齿包括前刀面、后刀面、侧后角面、顶后角面、刃带面、顶刃带面、刃口线和刃带线。其中，刃带面是刃口线和刃带线之间的部分，其是基本蜗杆螺旋面的一部分。P_0 是刃口线上任意一点，P_1 点位于刃带线上且与 P_0 位于同一环面上，P_0 到 P_1 的距离为刃带面的刃带宽 e。

环面蜗轮滚刀毛坯在精加工完成螺旋槽前刀面后，需要装夹到四轴联动环面蜗杆磨床上精加工螺旋面和侧后角面。通过磨削加工，即可得到各个刀齿具有一定宽度刃带面的双锥面包络环面蜗轮滚刀。如果滚刀毛坯在四轴联动环面蜗杆磨床上的周向定位产生误差，磨削出的各个刀齿的刃带面的刃带宽 e 将发生变化。

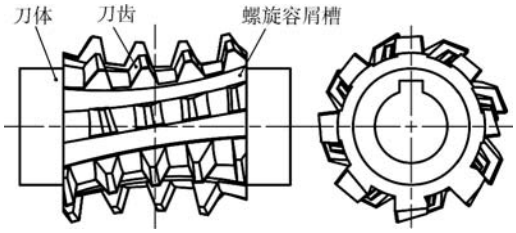


图 1　整体式环面蜗轮滚刀

Fig. 1　Integral hourglass worm wheel hob

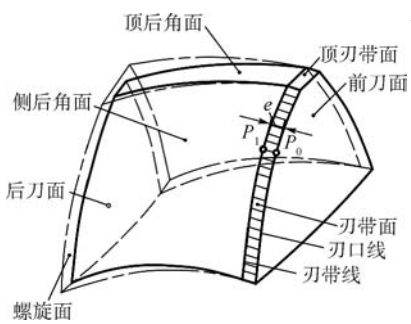


图 2　环面蜗轮滚刀刀齿结构示意图

Fig. 2　Schematic of tooth structure of hourglass worm wheel hob

2　磨削侧后角面的数学模型

2.1　双锥面包络环面蜗杆磨床及其加工坐标系

图 3 为进行螺旋面和侧后角面磨削的双锥面包络环面蜗杆磨床的三维简化模型。其中，滑台沿导轨移动，实现 Z 轴运动；工作台在滑台上移动，实现 X 轴运动；回转台与工作台相连，并且绕其自身轴线转动，实现 B 轴转动；磨头固定在回转台上，并能随 B 轴转动；双锥面砂轮安装在磨头上，安装倾角为 β，双锥磨头如图 4 所示。蜗杆或滚刀的一端与 C 轴的控制箱相连，另一端由回转顶尖支撑，这样蜗杆或滚刀可随 C 轴旋转。

双锥面包络环面蜗轮滚刀的螺旋面和侧后角面都在四轴联动环面蜗杆磨床上加工，只是在加工时机床运动参数不同。加工坐标系如图 5 所示，其中包含 5 个右手笛卡儿直角坐标系。第 1 个坐标系 $\sigma_{o1}(O_1;\boldsymbol{i}_{o1},\boldsymbol{j}_{o1},\boldsymbol{k}_{o1})$ 表示滚刀或蜗杆的位置，O_1 为滚刀或蜗杆的中心，O_2 为蜗轮的中心，$\boldsymbol{i}_{o1}$ 的方向是从 O_1 到 O_2，$\boldsymbol{k}_{o1}$ 与滚刀或蜗杆的回转轴线重合。第 2 个坐标系 $\sigma_{od}(O_{od};\boldsymbol{i}_{od},\boldsymbol{j}_{od},\boldsymbol{k}_{od})$ 表示磨头的位置，$\boldsymbol{i}_{od}=\boldsymbol{i}_{o1}$，$O_{od}$ 为蜗轮中间平面与 B 轴的交点，$\boldsymbol{k}_{od}$ 与回转台的回转轴 B 轴保持

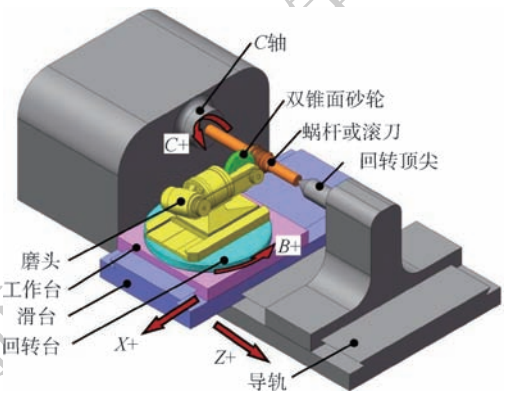


图 3　环面蜗杆磨床

Fig. 3　An hourglass worm grinding machine

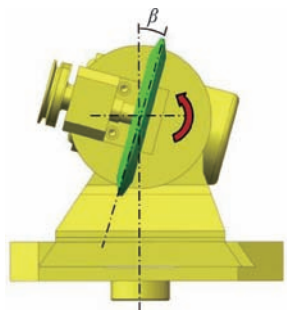


图 4　双锥磨头

Fig. 4　A dual-cone grinding head

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

一致。第 3 个坐标系 $\sigma_1(O_1;\boldsymbol{i}_1,\boldsymbol{j}_1,\boldsymbol{k}_1)$ 与滚刀或蜗杆相连，并且 $\boldsymbol{k}_1=\boldsymbol{k}_{o1}$，$\sigma_1$ 相对于 σ_{o1} 的回转角度为 φ_C。第 4 个坐标系为 $\sigma_d(O_d;\boldsymbol{i}_d,\boldsymbol{j}_d,\boldsymbol{k}_d)$，其与回转台相连，并且 $\boldsymbol{k}_d=\boldsymbol{k}_{od}$，$O_d$ 与 O_{od} 重合，σ_d 相对于 σ_{od} 的回转角度为 φ_B。第 5 个坐标系为 $\sigma_a(O_0;\boldsymbol{i}_a,\boldsymbol{j}_a,\boldsymbol{k}_a)$，$\boldsymbol{i}_a=\boldsymbol{i}_d$，$\boldsymbol{j}_a$ 和 $\boldsymbol{k}_{od}(\boldsymbol{k}_d)$ 之间的夹角为安装倾角 β，O_0 为锥面砂轮的中心，其到 O_{od} 的距离为 a_0。在蜗轮中间平面内，$O_{od}(O_d)$ 相对于 O_2 沿 X 轴和 Z 轴的距离分别为 X 和 Z。O_1 到 O_2 的距离为中心距 a。

图 6 为展成蜗杆螺旋面和磨削侧后角面的双锥面砂轮。砂轮的齿形角为 α_d，半径为 r_d，顶宽为 s_a。N_0 为双锥面砂轮锥面上的任意一点，u_s 和 θ_s 为锥面上的 2 个参数。

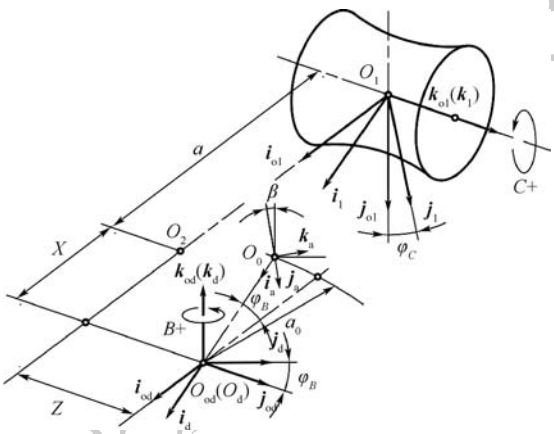


图 5 加工坐标系

Fig. 5 Machining coordinate systems

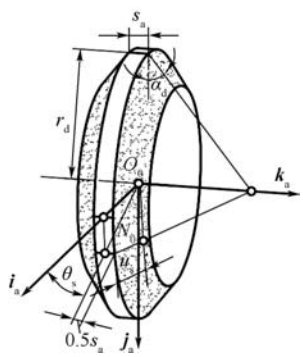


图 6 双锥砂轮

Fig. 6 A dual-cone grinding wheel

2.2 双锥面包络环面蜗杆螺旋面的数学方程

双锥面包络环面蜗杆螺旋面的成形原理如图 7所示。磨削螺旋面时，$X=0$，$Z=0$，蜗杆毛坯以角速度 $\boldsymbol{\omega}_1$ 回转，双锥面砂轮绕 O_2 点以角速度 $\boldsymbol{\omega}_2$ 回转。同时，双锥面砂轮绕其自身轴线以角速度 $\boldsymbol{\omega}_0$ 自转。$|\boldsymbol{\omega}_2|=|\boldsymbol{\omega}_1|/i_{1d}$，$i_{1d}$ 为环面蜗杆副的传动比。环面蜗杆绕 C 轴的旋转角度为 φ_C；双锥面砂轮绕 B 轴的旋转角度为 φ_B。磨削螺旋面的

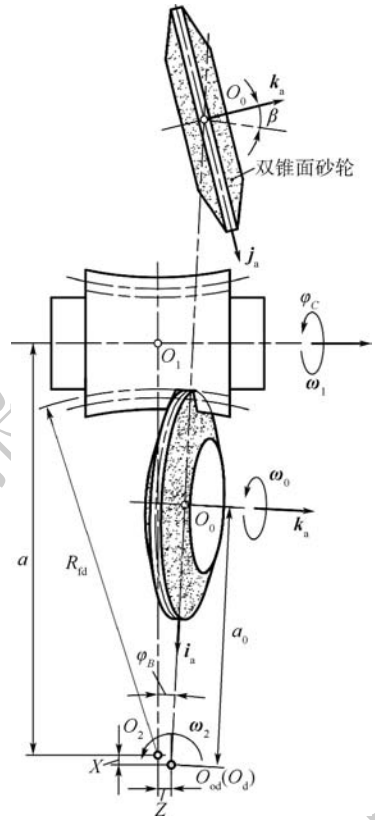


图 7 双锥面包络环面蜗杆螺旋面成形原理

Fig. 7 Forming principle of helical surface of dual-cone enveloping hourglass worm

过程中，砂轮距 a_0 和安装倾角 β 保持不变。双锥面砂轮两侧的锥面都是产形面，分别磨削出相应侧的螺旋面。

坐标系 σ_a 中，产形锥面上的点用向量 $\boldsymbol{r}_0$ 表示：

$$\boldsymbol{r}_0=\{A_0u_s+D_0,B_0u_s+E_0,C_0u_s+F_0\} \tag{1}$$

式中：

$$\begin{cases}A_0=-\cos\alpha_d\cos\theta_s\\ B_0=-\cos\alpha_d\sin\beta\sin\theta_s+\sin\alpha_d\cos\beta\\ C_0=\cos\alpha_d\cos\beta\sin\theta_s+\sin\alpha_d\sin\beta\\ D_0=r_d\cos\theta_s-a_0\\ E_0=r_d\sin\beta\sin\theta_s+0.5s_a\cos\beta\\ F_0=-r_d\cos\beta\sin\theta_s+0.5s_a\sin\beta\end{cases}$$

在坐标系 σ_1 中，磨削出的螺旋面用 $\boldsymbol{r}_s$ 表示，其坐标分量为 $\{x_s,y_s,z_s\}$。根据齿轮啮合原理，螺旋面的数学方程如下：

$$\begin{cases}\boldsymbol{r}_s=\{x_s,y_s,z_s\}=\boldsymbol{R}[\boldsymbol{k}_1,-\varphi_C]\cdot\\ \qquad\{\boldsymbol{R}[\boldsymbol{i}_{o1},\pi/2]\{\boldsymbol{R}[\boldsymbol{k}_{od},\varphi_B]\boldsymbol{r}_0\}+\boldsymbol{\xi}_0\}\\ u_s=H/G\end{cases} \tag{2}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

式中:$u_s = H/G$ 为共轭条件方程;$\boldsymbol{\xi}_0$ 为坐标系 σ_{o1} 中从 O_1 到 O_2 的向量,$\boldsymbol{\xi}_0 = \{a,0,0\}$;$\boldsymbol{R}[\boldsymbol{k}_1, -\varphi_C]$、$\boldsymbol{R}[\boldsymbol{i}_{o1}, \pi/2]$ 和 $\boldsymbol{R}[\boldsymbol{k}_{od}, \varphi_B]$ 为坐标变换矩阵[16-18],其具体表达式如下:

$$\boldsymbol{R}[\boldsymbol{k}_1, -\varphi_C] = \begin{bmatrix} \cos\varphi_C & \sin\varphi_C & 0 \\ -\sin\varphi_C & \cos\varphi_C & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{R}[\boldsymbol{i}_{o1}, \pi/2] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{R}[\boldsymbol{k}_{od}, \varphi_B] = \begin{bmatrix} \cos\varphi_B & -\sin\varphi_B & 0 \\ \sin\varphi_B & \cos\varphi_B & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

在式(2)中,H 和 G 的表达式如下:

$$\begin{cases} H = (F_0 n_y - E_0 n_z)\sin\varphi_B + (D_0 n_z - F_0 n_x)\cos\varphi_B + (D_0 n_y - E_0 n_x)/i_{1d} + n_z a \\ G = (B_0 n_z - C_0 n_y)\sin\varphi_B + (C_0 n_x - A_0 n_z)\cos\varphi_B - (A_0 n_y - B_0 n_x)/i_{1d} \end{cases} \tag{3}$$

式中:

$$\begin{cases} n_x = -\sin\alpha_d \cos\theta_s \\ n_y = -(\sin\alpha_d \sin\theta_s \sin\beta + \cos\alpha_d \cos\beta) \\ n_z = -(-\sin\alpha_d \sin\theta_s \cos\beta + \cos\alpha_d \sin\beta) \end{cases}$$

2.3　侧后角面磨削运动的求解

环面蜗轮滚刀的每个刀齿保留具有一定刃带宽 e 的刃带面。对于刃带线上的任意一点 $P_1(x_1, y_1, z_1)$,P_1 点同时位于刃带面和侧后角面。P_1 点在侧后角面上的法矢量为 $\boldsymbol{n}_H = \{n_x^H, n_y^H, n_z^H\}$。在进行侧后角面磨削时,使双锥面砂轮锥面上的一点 N_0 与刃带线上点 P_1 接触,同时保证砂轮锥面上 N_0 点的法矢量 $\boldsymbol{n}_w$ 与刃带线上磨削点 P_1 在侧后角面上的法矢量 $\boldsymbol{n}_H$ 平行,如图 8 所示。

为了能够磨削到刀齿的根部,在进行侧后角面磨削时,使双锥面砂轮的顶部始终与滚刀的齿根槽底相接触。齿根的侧后角面磨削半径 R_f 大于磨削螺旋面时的齿根环面半径 R_{fd},这样能避免由于加工过程中的误差,刀齿侧后角面磨削不完全的情况发生。在进行机床的运动计算时,不考虑任何误差。双锥面砂轮锥面上一点 N_0 在坐标系 σ_1 中的位置向量为 $\boldsymbol{r}_w$。当磨削刃带线上的任意一点 P_1 时,四轴联动环面蜗杆磨床的 4 个运动参数为($\varphi_B, \varphi_C, X, Z$),求解方程如下:

$$\begin{cases} \boldsymbol{n}_w = \{n_x^H, n_y^H, n_z^H\} = \boldsymbol{R}[\boldsymbol{k}_1, -\varphi_C]\boldsymbol{R}[\boldsymbol{i}_{o1}, \pi/2]\boldsymbol{R}[\boldsymbol{k}_{od}, \varphi_B]\boldsymbol{n}_d \\ \boldsymbol{r}_w = \{x_1, y_1, z_1\} = \boldsymbol{R}[\boldsymbol{k}_1, -\varphi_C] \cdot \{\boldsymbol{R}[\boldsymbol{i}_{o1}, \pi/2]\{\boldsymbol{R}[\boldsymbol{k}_{od}, \varphi_B]\boldsymbol{r}_0\} + \boldsymbol{\xi}_1\} \\ R_f^2 = (R_f\cos\varphi_B - X)^2 + (R_f\sin\varphi_B - Z)^2 \end{cases} \tag{4}$$

式中:$\boldsymbol{\xi}_1$ 为坐标系 σ_{o1} 中从 O_1 到 O_{od} 的向量,$\boldsymbol{\xi}_1 = \{a + X, 0, Z\}$;$\boldsymbol{n}_d$ 为刃带线上磨削点处双锥面砂轮锥面上的法矢量,$\boldsymbol{n}_d = \{n_x, n_y, n_z\}$。

根据磨削 P_1 点时机床的运动参数($\varphi_B, \varphi_C, X, Z$),NC 程序能够实现 P_1 点的磨削。通过对刃带线上各个点的连续展成,能够获得各个刀齿的侧后角面,并获得刃带面。

3　含周向定位误差的刃口线求解

双锥面包络环面蜗轮滚刀适用于多头小传动比的场合,为了避免产生较大的负侧前角,其前刀面采用螺旋槽前刀面[19-20]。刃口线是螺旋面与前刀面的交线。本文中的环面蜗轮滚刀螺旋前刀面满足 3 个条件:①基准前刀面通过喉部齿;②在喉部位置,螺旋槽前刀面的螺旋升角与滚刀喉部导程角相等;③环面蜗轮滚刀的槽底是圆弧槽底。图 9 为螺旋槽前刀面成形原理图。圆柱产形面以速度 $\boldsymbol{v}_c$ 运动,同时环面蜗轮滚刀毛坯以角速度 $\boldsymbol{\omega}_c$ 运动。

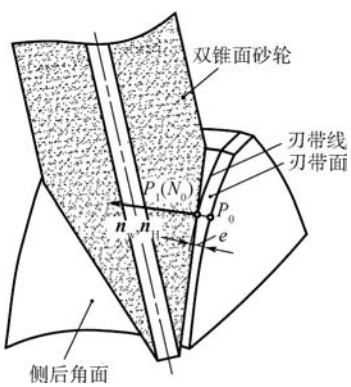


图 8　侧后角面磨削

Fig. 8　Relief surface grinding

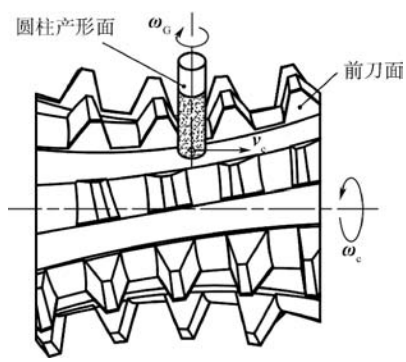


图 9　展成螺旋槽前刀面

Fig. 9　Generating spiral flute rake face

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

γ_m 为环面蜗轮滚刀的喉部导程角，d_1 为环面蜗轮滚刀分度圆直径。在坐标系 σ_1 中，前刀面的位置向量为 $\boldsymbol{r}_c$。根据齿轮啮合原理，基准螺旋槽前刀面的方程如式(5)所示，其他前刀面是基准前刀面沿滚刀轴线的圆周阵列。

$$\begin{cases}\boldsymbol{r}_c=\{x_c,y_c,z_c\}=\boldsymbol{R}[\boldsymbol{k}_1,-\varphi_C]\cdot\\ \qquad\{\boldsymbol{R}[\boldsymbol{i}_{o1},\pi/2]\{\boldsymbol{R}[\boldsymbol{i}_{od},-\pi/2]\boldsymbol{r}_1+\boldsymbol{\xi}_2\}+\boldsymbol{\xi}_3\}\\ u_c=(\sqrt{R_{fd}^2-X^2}-a)-(d_1\tan\gamma_m)/(2\tan\theta_c)\end{cases}\tag{5}$$

式中：θ_c 和 u_c 为展成前刀面时的圆柱产形面的参数，θ_c 在[0,2π]内变化，u_c 在[0,l]内变化，l 为圆柱产形面长度；$\boldsymbol{\xi}_2=\{-a_0,0,\rho_c\}$；$\boldsymbol{\xi}_3=\{a+X,0,-Z\}$。圆柱产形面上一点用 $\boldsymbol{r}_1$ 表示，$\boldsymbol{r}_1=\{\rho_c\cos\theta_c,\rho_c\sin\theta_c,u_c\}$，$\rho_c$ 为圆柱产形面半径。式(5)中的第 2 个式子是共轭条件方程。$\boldsymbol{R}[\boldsymbol{i}_{od},-\pi/2]$为回转矩阵，表达式为

$$\boldsymbol{R}[\boldsymbol{i}_{od},-\pi/2]=\begin{bmatrix}1&0&0\\0&0&1\\0&-1&0\end{bmatrix}$$

由于螺旋面的加工和侧后角面的加工是在同一台四轴联动双锥面包络环面蜗杆磨床上连续加工而成的，因此，无论周向定位误差是否存在，磨削出来的侧后角面相对于螺旋面的位置不变，刃带线在螺旋面上的位置不发生变化。但是，当存在周向定位误差时，侧后角面和螺旋面相对于螺旋槽前刀面的位置发生了变化，这种变化导致刃口线的位置发生了变化，产生了新的刃口线，如图 10所示。

由于刃带面是刃口线和刃带线之间的螺旋面区域，因此，刃带面也发生了变化。当存在周向定位误差D_C时，可将原有的前刀面方程绕其自身轴线旋转 D_C 得到新的方程：

$$\boldsymbol{r}_c^{D_C}=\{x_c^d,y_c^d,z_c^d\}=\boldsymbol{R}[\boldsymbol{k}_1,D_C]\boldsymbol{r}_c\tag{6}$$

式中：

$$\boldsymbol{R}[\boldsymbol{k}_1,D_C]=\begin{bmatrix}\cos D_C&-\sin D_C&0\\\sin D_C&\cos D_C&0\\0&0&1\end{bmatrix}$$

将式(6)和螺旋面式(2)联立，即可求得含周向定位误差 D_C 时的刃口线上任意一点 P_0 的坐标(x_0^d,y_0^d,z_0^d)，方程如下：

$$\begin{cases}\boldsymbol{r}_s=\boldsymbol{r}_c^{D_C}=\{x_0^d,y_0^d,z_0^d\}\\ u_c=(\sqrt{R_{fd}^2-X^2}-a)-(d_1\tan\gamma_m)/(2\tan\theta_c)\\ u_s=H/G\end{cases}\tag{7}$$

含有周向定位误差时的刃带宽 e 为各环面上刃口线上的坐标点 $P_0(x_0^d,y_0^d,z_0^d)$到刃带线上的坐标点 $P_1(x_1,y_1,z_1)$之间的距离。

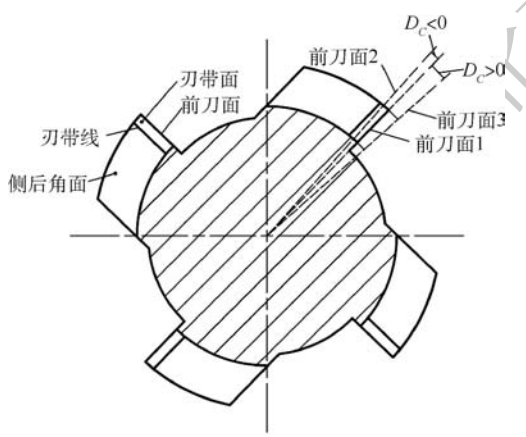


图 10 周向定位误差与前刀面

Fig. 10 Circumferential positioning errors and rake faces

4 典型算例分析

表 1 为一个五头双锥面包络环面蜗轮滚刀的参数。在进行环面蜗轮滚刀前刀面的设计时，从 2 个方面考虑：①最大包围齿数要满足要求；②基准前刀面通过喉部点。本文中的算例是一个五头双锥面包络环面蜗轮滚刀。算例中的滚刀设计有 5 个前刀面，共 5 排刀齿，每排刀齿的包围齿数均为 4 个刀齿。5 个前刀面沿轴线均匀分布，每个前刀面都通过喉部齿。设计的刃带宽为 e = 1 mm。

表 1 双锥面包络环面蜗轮滚刀基本参数

Table 1 Basic parameters of a dual-cone enveloping hourglass worm wheel hob

参数	数值
中心距 a/mm	260
传动比 i_{1d}	8
蜗杆头数 z_1	5
蜗轮齿数 z_2	40
滚刀分度圆直径 d_1/mm	110
蜗轮分度圆直径 d_2/mm	410
滚刀齿顶环面半径 R_a/mm	193
滚刀齿根环面半径 R_{fd}/mm	214
侧后角面磨削半径 R_f/mm	220
滚刀工作长度 L/mm	135
滚刀喉部导程角 γ_m/(°)	24.98
砂轮安装倾角 β/(°)	30
砂轮齿形角 α_d/(°)	20
砂轮半径 r_d/mm	50
砂轮距 a_0/mm	164
砂轮齿顶宽 s_a/mm	6

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

在 VERICUT 软件中,建立四轴联动双锥面包络环面蜗杆磨床的运动模型,编制 NC 程序,对双锥面包络环面蜗轮滚刀进行加工[21]。图 11 展示了单个刀齿侧后角面的磨削过程;图 12 为侧后角面磨削完全后的完整环面蜗轮滚刀,并对一排刀齿从 1 ~5 进行编号。

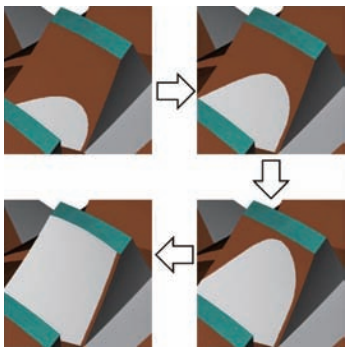


图 11　侧后角面磨削过程

Fig. 11　Relief surface grinding process

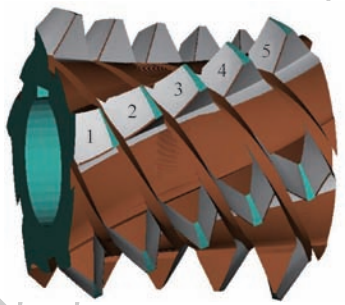


图 12　环面蜗轮滚刀

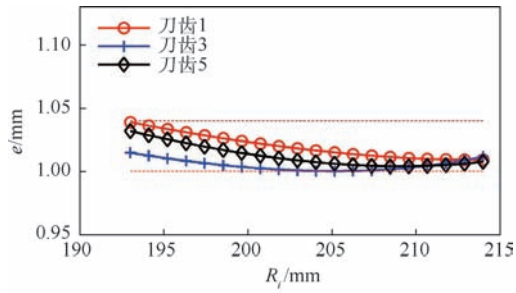
Fig. 12　Hourglass worm wheel hob

4.1　误差影响规律及误差最大位置的分析

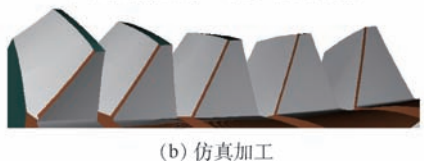
环面蜗轮滚刀螺旋容屑槽完成精加工后,安装到机床的 C 轴上进行后续加工,需要定位环面蜗轮滚刀沿 C 轴的角度值。滚刀的周向定位影响螺旋面相对于螺旋槽前刀面的位置,同时影响侧后角面相对于螺旋槽前刀面的位置。在进行 C 轴周向定位误差的研究时,可通过设置周向定位误差 D_C 的值分析其对刃带宽的影响。

在分析时,选取两边齿和一个喉部齿,即对刀齿 1、刀齿 3 和刀齿 5 进行分析。当周向定位误差 $D_C=0°$时,各刀齿刃带宽的变化趋势如图 13 所示。图 13(a)为刃带宽从齿顶到齿根的变化规律,R_i 对应不同的圆弧半径;图 13(b)为 VERICUT 中一排刀齿的仿真分析结果。从图 13(a)中可以看出,刃带宽在 1.0 ~1.04 mm 的范围内,可以近似为给定的设计值 1.0 mm。关于刃带宽的设计方法,可参看笔者已发表的文章[13,15]。

当周向定位误差 $D_C=-0.5°$时,3 个刀齿的刃带宽沿齿高方向的变化趋势如图14所示。可得



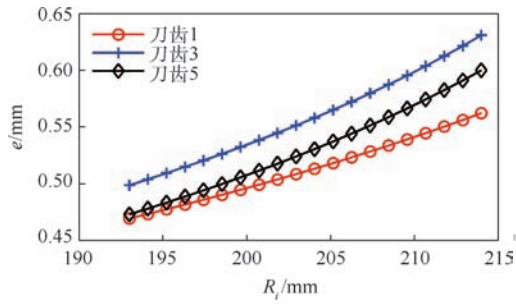
(a) 沿齿高方向刃带宽的变化规律



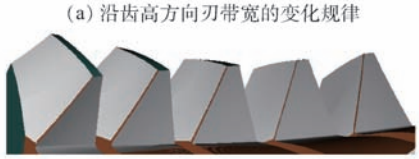
(b) 仿真加工

图 13　刃带宽变化情况($D_C=0°$)

Fig. 13　Variation of land width with $D_C=0°$



(a) 沿齿高方向刃带宽的变化规律



(b) 仿真加工

图 14　刃带宽变化情况($D_C=-0.5°$)

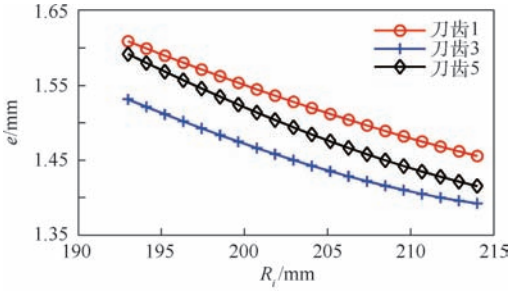
Fig. 14　Variation of land width with $D_C=-0.5°$

出:①磨削出的刃带宽 e_s 小于给定的刃带宽 e;②刃带宽从齿顶到齿根逐渐增大,刃带宽整体呈现上小下大的趋势;③齿顶处的刃带宽值与刃带宽的设计值差别最大,误差对各个刀齿的齿顶影响最大。

当周向定位误差 $D_C=0.5°$时,3 个刀齿的刃带宽沿齿高方向的变化趋势如图 15 所示。可得出:①磨削出的刃带宽 e_s 大于给定的刃带宽 e;②刃带宽从齿顶到齿根逐渐减小,刃带宽整体呈现上大下小的趋势;③误差对各个刀齿的齿顶影响最大。

表 2 为对应不同误差值时,1 ~5 号刀齿的齿顶刃带宽的计算值,并将其绘制成图 16,可得出,误差对滚刀边齿刃带宽的影响较大。当周向定位误差从 -0.5°变化到 0.5°时,刀齿 1 的齿顶刃带宽的变化量为 1.138 9 mm,刀齿 5 的齿顶的刃带宽的变化量为1.118 1 mm。因此,左侧边齿刀齿1

北航学报 赠阅



(a) 沿齿高方向刃带宽的变化规律



(b) 仿真加工

图 15 刃带宽变化情况($D_C = 0.5°$)

Fig. 15 Variation of land width with $D_C = 0.5°$

表 2 不同周向定位误差值对应的刀齿齿顶刃带宽

Table 2 Top land width of each tooth corresponding to different circumferential positioning error values

D_C/(°)	齿顶刃带宽/mm				
	刀齿 1	刀齿 2	刀齿 3	刀齿 4	刀齿 5
-0.5	0.4693	0.4903	0.4987	0.4927	0.4730
-0.35	0.6402	0.6495	0.6535	0.6503	0.6406
-0.15	0.8681	0.8619	0.8599	0.8604	0.8642
0	1.0389	1.0211	1.0147	1.0180	1.0319
0.15	1.2097	1.1803	1.1696	1.1756	1.1996
0.35	1.4374	1.3925	1.3760	1.3858	1.4233
0.5	1.6082	1.5516	1.5308	1.5435	1.5911

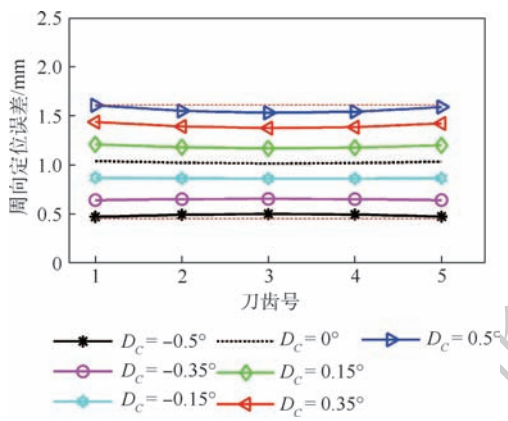


图 16 周向定位误差对刀齿齿顶刃带宽的影响

Fig. 16 Influence of circumferential positioning error on top land width of each tooth

齿顶受的影响比右侧边齿刀齿 5 的齿顶稍大一点。

4.2 刃带宽与周向定位误差的相关性分析

刃带宽 e 与周向定位误差 D_C 存在一定的函数关系,其方程推导起来很麻烦。根据统计学原理,探讨两者之间的关系。对于刀齿 1,取不同周向定位误差值时,齿顶、分度和齿根处的刃带宽如表 3 所示。

图 17 展示了不同周向定位误差 D_C 时,刀齿 1的刃带宽的变化趋势。通过对周向定位误差与刃带宽的相关性分析,两者的皮尔逊相关系数均为 1,说明两者之间极度相关。即磨削出的刃带宽 e_s 与周向定位误差 D_C 存在线性关系,且斜率在齿顶处最大。

当 $D_C = 0°$时,刃带宽为 e_0。直线的斜率 k 表示周向定位误差对刃带宽的影响程度,刃带宽与误差之间的关系式可表达为

$$e_s = kD_C + e_0 \tag{8}$$

在本算例中,对于齿顶处的刃带宽,可算出 $k = 1.139$, $e_0 = 1.039$,即 $e_s = 1.139D_C + 1.039$。

表 3 刀齿 1 不同位置对应不同周向定位误差值时的刃带宽

Table 3 Land width of different positions of tooth No. 1 corresponding to different circumferential positioning error values

D_C/(°)	刃带宽/mm		
	齿顶	分度	齿根
-0.5	0.4693	0.5182	0.5623
-0.35	0.6402	0.6673	0.6964
-0.15	0.8681	0.8660	0.8751
0	1.0389	1.0150	1.0091
0.15	1.2097	1.1639	1.1430
0.35	1.4374	1.3625	1.3215
0.5	1.6082	1.5113	1.4554

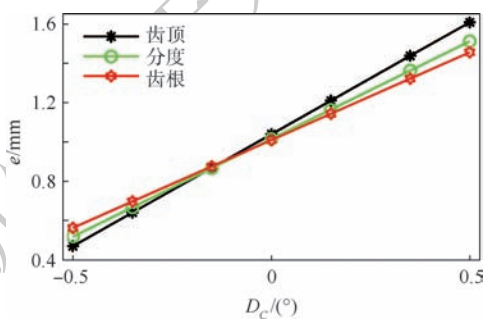


图 17 刀齿 1 刃带宽变化趋势

Fig. 17 Variation of land width of tooth No. 1

4.3 周向定位误差允许误差限

在实际生产中,刃带宽允许一定的误差范围。通过 4.1 节的分析,周向定位误差对刀齿 1 齿顶处的刃带宽影响最大,因此,只需要保证误差最大处刃带宽符合要求即可。在本算例中,刃带宽的允许取值区间设置为[0.9,1.1] mm。根据式(8),允许的周向定位误差 D_C 的取值范围为[-0.122°,0.054°],具体如图 18 所示。

当刃带宽设置为 0.1 mm 时,刃带宽与周向定位误差满足关系式 $e_s = 1.139D_C + 0.1039$。当刃

北航学报 赠阅

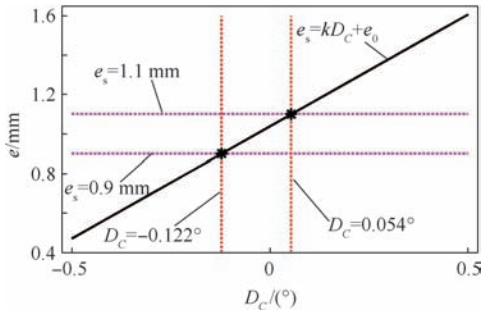


图 18　刀齿 1 齿顶刃带宽与周向定位误差的变化关系

Fig. 18　Relationship between top land width of tooth No. 1 and circumferential positioning error

带宽的允许取值区间设置为[0.09，0.11] mm，允许的周向定位误差 D_C 的取值范围为[−0.012 2°，0.005 4°]。

5　结　论

本文研究了在加工双锥面包络环面蜗轮滚刀的侧后角面时，周向定位误差对刃带宽的影响。可得到如下结论：

1）螺旋面和侧后角面是在同一台四轴联动双锥面包络环面蜗杆磨床上连续加工而成的，因此，无论周向定位误差是否存在，磨削出来的侧后角面相对于螺旋面的位置不变，刃带线在螺旋面上的位置不发生变化。当存在周向定位误差时，侧后角面和螺旋面相对于螺旋槽前刀面的位置发生了变化，这种变化导致刃口线的位置发生了变化，最终引起刃带面的刃带宽发生变化。

2）通过使无误差的前刀面绕滚刀轴线旋转一个周向定位误差角，可得到一个新的前刀面。新的前刀面能正确表达含有周向定位误差时，前刀面、刃带面和侧后角面三者之间的位置关系。通过联立含新前刀面的数学方程和螺旋面的数学方程，可得到新刃口线的坐标点。通过计算新刃口线和刃带线之间的距离，即可得到含有周向定位误差时的刃带宽。

3）当周向定位误差 $D_C<0$ 时，刃带宽 e_s 小于给定值 e，当 $D_C>0$ 时，刃带宽 e_s 大于给定的刃带宽 e。周向定位误差对滚刀边齿齿顶的刃带宽影响最大。

4）刃带宽与周向定位误差存在线性关系，斜率 k 表示误差对该处的影响程度。对于特定的滚刀，当给定刃带宽 e 时，可以获得边齿齿顶的 k 值，并且能够获得表达式 $e_s=kD_C+e_0$。根据此表达式，可计算出在刃带宽允许的变化范围内，周向定位误差 D_C 允许的变化范围，为实际生产中机床的调整提供参考。

致谢　感谢中南大学高性能复杂制造国家重点实验室对 VERICUT 软件提供的技术支持。

参考文献（References）

[1] 董学朱. 环面蜗杆传动设计和修形[M]. 北京：机械工业出版社，2004：5-9.
DONG X Z. Design and modification of enveloping worm gearing[M]. Beijing: China Machine Press, 2004: 5-9 (in Chinese).

[2] SAMUEL I C. Globoidal hob: US, 2026215[P]. 1935-12-31.

[3] 周良墉. 环面蜗杆修型原理及制造技术[M]. 长沙：国防科技大学出版社，2005：10-13.
ZHOU L Y. The modification principle and manufacturing technology of hourglass worm[M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 2005: 10-13 (in Chinese).

[4] 和法洋，石照耀，于勃，等. 平面二次包络环面蜗杆传动国内研究综述[J]. 北京工业大学学报，2018，44(7)：1001-1009.
HE F Y, SHI Z Y, YU B, et al. Review on Chinese planar double-enveloping hourglass worm gear drives[J]. Journal of Beijing University of Technology, 2018, 44(7): 1001-1009 (in Chinese).

[5] 舒勤业. 双锥面二次包络环面蜗杆副及其关键制造装备的设计与研究[D]. 杭州：浙江大学，2015：79-82.
SHU Q Y. Design and research of dual-cone double hourglass worm gear pair and its key manufacturing equipment[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2015: 79-82 (in Chinese).

[6] 王志刚，王文合. 双锥面包络环面蜗杆截面齿形的一种计算方法[J]. 机械传动，2008，32(1)：52-54.
WANG Z G, WANG W H. A method for calculating cross section profile of the dual-cone enveloping worm[J]. Journal of Mechanical Transmission, 2008, 32(1): 52-54 (in Chinese).

[7] 郝建军，张光辉，施全. 环面蜗轮滚刀可重磨性研究与应用——环面蜗轮滚刀理论分析[J]. 重庆理工大学学报(自然科学版)，2010，24(6)：23-28.
HAO J J, ZHANG G H, SHI Q. Research and application on annular worm gear hob relieving grinding—Annular worm gear hob theory[J]. Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science), 2010, 24(6): 23-28 (in Chinese).

[8] 秦大同，张光辉，加藤正名. 锥面包络环面蜗杆与直廓环面蜗轮失配啮合传动的研究[J]. 重庆大学学报(自然科学版)，1995，18(4)：15-20.
QIN D T, ZHANG G H, KATO M. Research on mismatched meshing transmission of conical enveloping hourglass worm and straight profile worm gear[J]. Journal of Chongqing University (Natural Science Edition), 1995, 18(4): 15-20 (in Chinese).

[9] 张亚雄，齐麟. 二次包络环面蜗轮滚刀的齿背磨法：931204674[P]. 1999-02-10.
ZHANG Y X, QI L. Relief grinding method of double enveloping worm gear hob: 931204674 [P]. 1999-02-10 (in Chinese).

[10] 董李扬. 包络环面蜗杆副蜗轮滚刀数控加工技术的研究[D]. 北京：中国农业大学，2013：71-90.
DONG L Y. Research on NC machining technology of envelo-

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

ping worm gear hob[D]. Beijing: China Agricultural University, 2013: 71-91(in Chinese).

[11] 柳冠伊. 包络环面蜗轮滚刀数控成形理论及技术研究[D]. 北京: 中国农业大学, 2016: 63-79.
LIU G Y. Research on CNC relief grinding technology of enveloping worm gear hob[D]. Beijing: China Agricultural University, 2016: 63-79(in Chinese).

[12] LIU G, WEI W J, DONG X Z, et al. Relief grinding of planar double-enveloping worm gear hob using a four-axis CNC grinding machine[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2016, 89(9-12): 3631-3640.

[13] RUI C J, LI H T, YANG J, et al. A designing and generating method for grinding relief surfaces of a dual-cone double-enveloping hourglass worm gear hob[J]. Journal of Mechanical Design, 2018, 140(12): 123301.

[14] 李海涛, 芮成杰, 刘平义, 等. 双锥面二次包络环面蜗轮滚刀侧后角面的数控磨削方法: 201710230235.3[P]. 2017-04-05.
LI H T, RUI C J, LIU P Y, et al. CNC method for grinding the relief surface of the dual-cone double enveloping hourglass worm wheel hob: 201710230235.3[P]. 2017-04-05(in Chinese).

[15] RUI C J, LI H T, YANG J, et al. Research on a method for designing land surfaces of a dual-cone double enveloping hourglass worm wheel hob[J]. Journal of Advanced Mechanical Design, Systems, and Manufacturing, 2018, 12(4): 1-14.

[16] 董学朱. 齿轮啮合理论基础[M]. 北京: 机械工业出版社, 1989: 10-15.
DONG X Z. Gear meshing theory[M]. Beijing: China Machine Press, 1989: 10-15(in Chinese).

[17] 吴序堂. 齿轮啮合原理[M]. 2 版. 西安: 西安交通大学出版社, 2009: 126-131.
WU X T. Gear meshing theory[M]. 2nd ed. Xi'an: Xi'an Jiao Tong University Press, 2009: 126-131(in Chinese).

[18] 梅向明, 黄敬之. 微分几何[M]. 4 版. 北京: 高等教育出版社, 2008: 214-229.
MEI X M, HUANG J Z. Differential geometry[M]. 4th ed. Beijing: Higher Education Press, 2008: 214-229(in Chinese).

[19] 唐建生. 金属切削与刀具[M]. 武汉: 武汉理工大学出版社, 2009.
TANG J S. Cutting and cutting tools[M]. Wuhan: Wuhan University of Technology Press, 2009(in Chinese).

[20] YANG J, LI H T, RUI C J, et al. A method to generate the spiral flutes of an hourglass worm gear hob[J]. Journal of Mechanical Design, 2018, 140(4): 063301.

[21] 金成杰, 李国龙, 刘飞. VERICUT 环境下的齿轮滚刀铲磨加工过程仿真[J]. 现代制造工程, 2008(8): 62-64.
JIN C J, LI G L, LIU F. Simulation of the relief grinding of the gear hob in VERICUT environment[J]. Journal of Modern Manufacturing Engineering, 2008(8): 62-64(in Chinese).

作者简介:

芮成杰 男, 博士研究生。主要研究方向: 环面蜗杆传动和环面蜗轮滚刀的设计与制造。

李海涛 男, 博士, 副教授, 博士生导师。主要研究方向: 齿轮传动、环面蜗杆传动和环面蜗轮滚刀的设计与制造。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Influence of circumferential positioning error of an hourglass worm wheel hob on land width

RUI Chengjie[1], LI Haitao[1,2,*], YANG Jie[1], LONG Xinjiani[1], TAI Jianjian[1], DING Ning[1]

(1. College of Engineering, China Agricultural University, Beijing 100083, China;
2. Key Laboratory of Optimal Design of Modern Agricultural Equipment in Beijing, Beijing 100083, China)

Abstract: Land surfaces of an hourglass worm wheel hob needs to be controlled within a range to ensure the strength and sharpness of cutting edges. Circumference positioning errors lead to the changes of the land width. In order to grind out the required land surfaces, this paper studies the influence of the circumferential positioning errors on the land width. A mathematical model for solving the land width with the circumferential positioning error is established. The variation of the land width along the axial direction and the tooth height direction of the hob is studied. Effects of the circumferential positioning errors on the land width are simulated based on a four-axis linkage virtual hourglass worm grinding machine in VERICUT. The results show that the circumferential positioning errors have the greatest influence on the land width of the side teeth of the hob. There is a strong correlation between the land width and the errors, showing a linear relationship. In an example, the allowable range of the circumferential positioning error is between $-0.122°$ and $0.054°$ when the land width $e = 1.0$ mm varies in the range of $\pm 10\%$.

Keywords: hourglass worm wheel hob; grinding; land width; circumferential positioning error; error limitation

北京航空航天大学学报

Received: 2018-10-22; **Accepted**: 2018-11-08; **Published online**: 2019-02-20 15:52
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190220.1014.003.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51475460)
* **Corresponding author**. E-mail: h89533@cau.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0557

多源数据融合的民航发动机修后性能预测

全下文载

谭治学，钟诗胜*，林琳
（哈尔滨工业大学 机电工程学院，哈尔滨 150001）

摘 要：针对民航发动机修后排气温度裕度预测过程中的多源异构数据融合问题，提出了卷积自编码器与极端梯度提升模型结合的方法。利用所提出的条件熵增长因子规整发动机修前多元传感器参数序列中的参数排序，采用卷积自编码器提取规整后的参数序列和维修工作范围的数据特征，并将其与发动机使用时间信息组成合成特征以训练极端梯度提升模型，从而预测发动机修后性能并评估各影响因素的重要程度。经发动机机队维修案例验证，所提方法预测精度高于单维参数序列预测方法，对发动机修后排气温度的平均相对预测误差不高于8.3%。

关 键 词：航空发动机；发动机维修决策；修后性能预测；特征提取；多源数据融合
中图分类号：TP391；V267；V235.13+3
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2019)06-1106-08

民航发动机属高价值复杂装备，通过维修活动难以将其性能恢复至全新状态。为了在保证发动机修后性能的同时控制其维修成本，需要根据发动机送修性能状态、使用时间、维修工作范围等多源异构数据预测发动机的修后性能，从而支持维修方案的优化。

目前，国内外关于航空发动机维修决策支持方面的研究大体可归结为可靠性分析[1-2]、仿真分析[3-8]及数据驱动类方法[9-11]。其中，数据驱动类方法不需大量测试信息和仿真计算的支持，具有良好的实用性和泛用性。然而，现有大多数数据驱动类方法研究仅挖掘了传感器观测参数与历史决策结果的关联关系，未能充分估计各种维修工作范围对发动机的性能恢复效果，从而限制了发动机维修智能决策方法的应用效能。发动机的送修性能状态由上次大修至本次维修的传感器测量参数所组成的多元参数序列所表征，由于其具有较高的参数维度和数据量，需要对其进行特征提取以进行数据压缩，其包含工况参数和状态参数，特征提取较为困难；同时，发动机使用时间由自新使用循环 t_{CSN}、自新使用时间 t_{TSN}、修后使用循环 t_{CSR}、修后使用时间 t_{TSR} 所表征；维修工作范围由部件拆解 0-1 判定矢量表征，此三类数据结构不同且采集时间不同步，为数据融合也带来了一定困难。

为解决上述问题，本文提出了卷积自编码器（Convolutional Auto-Encoder，CAE）与极端梯度提升（eXtreme Gradient Boosting，XGBoost）算法相结合的发动机修后性能预测方法。首先，分析多元参数序列中参数排序变化对卷积自编码器特征提取过程的影响，提出规整参数排序的有效指标；其次，采用 CAE 对顺序规整后的修前多元参数序列和维修工作范围数据分别进行处理，通过最小化重构误差提取出两部分数据的对应特征；最后，将

收稿日期：2018-09-19；**录用日期**：2019-01-04；**网络出版时间**：2019-01-25 14:16
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190124.1010.002.html
基金项目：国家自然科学基金（U1533202）；民航科技项目重大专项（MHRD20150104）；山东省自主创新及成果转化专项（2014CGZH1101）
* **通信作者**. E-mail：zhongss@hit.edu.cn

引用格式：*谭治学，钟诗胜，林琳. 多源数据融合的民航发动机修后性能预测[J]. 北京航空航天大学学报，2019，45(6)：1106-1113. TAN Z X，ZHONG S S，LIN L. Commercial aircraft engine post-repairing performance prediction based on fusion of multi-source data[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2019，45(6)：1106-1113 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

多元参数序列特征、维修工作范围特征、使用时间特征组成合成特征，训练 XGBoost 模型以预测发动机的修后性能并分析各影响因素重要性，并将所提方法应用在发动机机队的修后性能预测中以测试其效果。

1　民航发动机修后性能预测问题分析

1.1　CAE 和 XGBoost

CAE 是将卷积神经网络的卷积和池化操作与自编码器的无监督学习原理相结合的特征提取算法，一般由编码网络和解码网络所组成，如图 1 所示。其中，编码网络通过将成组滤波器与原始信号 $\boldsymbol{X}$ 做卷积操作得到滤波信号，而后通过池化操作获取原始信号的压缩特征 $\boldsymbol{\chi}$；解码网络则通过反卷积操作将特征还原为与原始信号具有相同大小的重构信号 $\boldsymbol{X}_{\text{rec}}$。CAE 通过最小化 $\boldsymbol{X}_{\text{rec}}$ 与 $\boldsymbol{X}$ 之间的重构误差以确保特征 $\boldsymbol{\chi}$ 能够有效表达原始信号 $\boldsymbol{X}$ 所包含的信息。

XGBoost 算法[12]是陈天奇所开发的一种增强的梯度提升决策树算法。梯度提升决策树算法[13]利用决策树加法模型和前向分布算法实现对拟合残差的逐级缩减，而 XGBoost 在此基础上采用了二阶泰勒展开、L_1 和 L_2 正则、权重缩减、列抽样、并行处理等方法进一步提升了梯度提升决策树算法的执行效率、预测精度和泛化能力，同时能够对各影响因素的重要程度进行评估。

1.2　问题分析

目前，国内外航空公司多采用排气温度裕度 T_{EGTM} 来表征发动机的性能。T_{EGTM} 是保证发动机不超温的关键监测参数，且会随发动机性能的衰退缓慢下降，因而在此被当作表征发动机修后性能的待预测目标参数。图 1 给出了发动机修后性能预测整体流程。可以看出，本文方法首先利用 CAE 对多元参数序列 $\boldsymbol{X}_{\text{obs}}$ 进行数据压缩以得到有效特征 $\boldsymbol{\chi}_{\text{obs}}$，而后利用 CAE 分别对发动机风扇（FAN）、核心机（CORE）、低压涡轮（LPT）单元体的维修工作范围数据 $\boldsymbol{X}_{\text{FAN}}$、$\boldsymbol{X}_{\text{CORE}}$、$\boldsymbol{X}_{\text{LPT}}$ 进行特征提取以得到特征 $\boldsymbol{\chi}_{\text{FAN}}$、$\boldsymbol{\chi}_{\text{CORE}}$、$\boldsymbol{\chi}_{\text{LPT}}$。

单元体维修工作范围数据结构如图 2 所示。

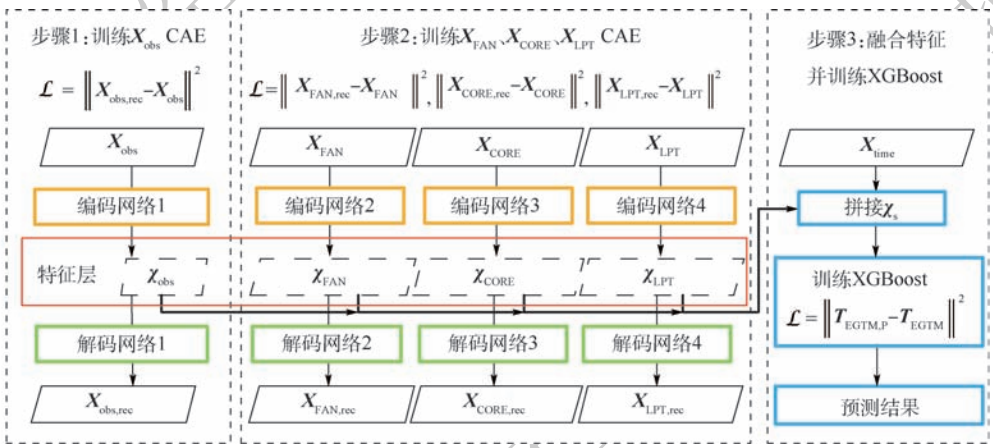


图 1　发动机修后性能预测整体流程

Fig. 1　Overall flowchart of engine post-repairing performance prediction

完全拆解					
部分拆解					
拆除					
FAN	拆除	部件C_1	1	0	1
	部分拆解	部件C_2	1	1	0
	完全拆解	⋮	⋮	⋮	⋮
CORE	拆除	⋮	⋮	⋮	⋮
	部分拆解	⋮	⋮	⋮	⋮
	完全拆解	⋮	⋮	⋮	⋮
LPT	拆除	⋮	⋮	⋮	⋮
	部分拆解	部件C_{n-1}	0	0	0
	完全拆解	部件C_n	1	0	0

图 2　单元体维修工作范围数据结构示意图

Fig. 2　Schematic of data structure of component maintenance workscope

根据对发动机的维修经验及维修手册可知，发动机单元体及部件的拆解情况能够近似等价地表达其具体执行的维修工作范围。该拆解情况按照单元体/部件两层结构划分，具有 0-1 判定矢量的数据形式。图中灰色/无色色块表示各单元体及下属部件的拆解选项（拆除、部分拆解、完全拆解）的选定/未选定情况。其中部分拆解与完全拆解选项具有互斥关系。

上述步骤所获取的 $\boldsymbol{\chi}_{\text{obs}}$、$\boldsymbol{\chi}_{\text{FAN}}$、$\boldsymbol{\chi}_{\text{CORE}}$、$\boldsymbol{\chi}_{\text{LPT}}$ 最终与使用时间矢量 $\boldsymbol{X}_{\text{time}}$ 所包含的特征 $\boldsymbol{\chi}_{\text{time}}$ 进行矢量串联以得到合成特征 $\boldsymbol{\chi}_{\text{s}}$，训练 XGBoost 模型并预测发动机修后 T_{EGTM}。其中，$\boldsymbol{\chi}_{\text{s}}=[\boldsymbol{\chi}_{\text{time}},\boldsymbol{\chi}_{\text{FAN}},$

北航学报 赠阅

$\boldsymbol{X}_{\text{CORE}}$、$\boldsymbol{X}_{\text{LPT}}$、$\boldsymbol{X}_{\text{obs}}$]，$\boldsymbol{X}_{\text{time}}$为 $\boldsymbol{X}_{\text{time}}$进行归一化后所得到的特征矢量，$\boldsymbol{X}_{\text{time}}=[t_{\text{TSN}},t_{\text{CSN}},t_{\text{TSR}},t_{\text{CSR}}]$，其中，下标 TSN 表示自新使用时间，CSN 表示自新使用循环，TSR 表示自修使用时间，CSR 表示自修使用循环。

鉴于业内通常采用排气温度裕度 T_{EGTM}评估发动机性能，同时由于 T_{EGTM}换算模型因为自身精度及机体模型漂移的作用会受到工况因素（低压转子转速 N_1、进口总温 T_1、飞行高度 Z_{ALT}、高压转子转速 N_2）的影响，本文采用包含 N_1、T_1、Z_{ALT}、N_2、T_{EGTM}的多元参数序列表征发动机送修性能状态，并采用具有二维结构的 CAE 对其进行特征提取。经大量实验验证，二维卷积结构比一维卷积结构对多元时间序列的处理精度更高[14]，且序列中参数的排序对特征提取结果的优劣具有较为明显的影响[15]。而若采用穷举方式进行参数排序规整，则对于 M 维序列需要进行 $M!$ 次全流程运算，计算量显然不可接受。为此，提出采用条件熵增长因子作为参数排序的规整指标。

2 基于条件熵增长因子的参数排序规整

从算法结构上来看，二维 CAE 的高效图像处理能力得益于其采用卷积操作对近邻像素间关联分布特性进行提取，这与从多元参数序列中相邻参数之间的联合分布特性变化模式中提取发动机衰退模式信息的过程相类似。因此，可借鉴条件熵和交叉熵公式来构建参数排序规整指标。其中，基于任意 2 个参数 X、Y 的联合概率分布表达式为

$$P(X=x_i,Y=y_j)=p_{ij}\quad i=1,2,\cdots,n;j=1,2,\cdots,l \tag{1}$$

定义参数 Y 与 X 之间的条件熵为

$$H(Y|X)=-\sum_{x\in X}\sum_{y\in Y}p(x,y)\text{lb}\,p(y|x) \tag{2}$$

式中：$H(Y|X)$为条件熵，刻画了 Y 与 X 的联合分布的紧密程度。而为了量化联合分布的漂移程度，进一步借鉴交叉熵公式的数学公式：

$$H_{\text{c}}(X,p_t)=\sum_{x\in X}p(x)\text{lb}\,p_t(x) \tag{3}$$

式中：$H_{\text{c}}(X,p_t)$为交叉熵；$p(x)$为 X 的初始分布；$p_t(x)$为第 t 个发动机使用循环后 X 的分布。

将式(2)与式(3)相结合，得

$$\begin{aligned}H_t(Y|X)&=\sum_{x\in X}p_1(x)H_t(Y|X=x)=\\&-\sum_{x\in X}p_1(x)\sum_{y\in Y}p_1(y|x)\text{lb}\,p_t(y|x)=\\&-\sum_{x\in X}\sum_{y\in Y}p_1(x,y)\text{lb}\,p_t(y|x)\end{aligned} \tag{4}$$

式中：$p_1(x,y)$为参数 X、Y 在[1,τ]时段内的联合概率密度分布函数，τ 为一次采样中所包含的时间点的个数，可视为采样窗口宽度；$p_t(y|x)$为参数 Y 对参数 X 在[t,$t+\tau-1$]时段内的条件概率分布。由于发动机的衰退速度比较缓慢，可假设 X、Y 在[t,$t+\tau-1$]($t\in[1,T-\tau+1]$)时间段内服从二元正态分布，并通过参数之间的协方差计算 $p_t(x,y)$。由此，给出参数排序的规整过程如下：

步骤 1 将参数归一化，并得到所有 $\boldsymbol{X}_{\text{obs}}$样本的归一化合并矩阵 $\boldsymbol{U}_{\text{obs}}^{(MN)\times T}$。其中，$N$ 为样本总数，T 为样本长度。

步骤 2 获取参数的全部排列顺序集合，$\boldsymbol{\Lambda}=\{\Lambda_s,s=1,2,\cdots,M!\}$。

步骤 3 将 $\boldsymbol{U}_{\text{obs}}$参数按照 $\boldsymbol{\Lambda}$ 当中的排列方式进行全排列得到参数矩阵集合$\{\boldsymbol{U}_{\text{obs}}(\Lambda_s),s=1,2,\cdots,M!\}$。

步骤 4 创建指标矩阵集合$\{\boldsymbol{H}_s,s=1,2,\cdots,M!\}$，并利用如下伪代码进行参数排序规整指标计算：

```
for s = 1 to s = M!
    for m = 2 to m = MN
        for t = 1 to t = T − τ + 1
            H_s(m−1,t) = H_t(U_obs(m−1,t) | U_obs(m,t))
        end
    end
    O(H_s) = Σ_{i=1}^{(M−1)N} Σ_{j=1}^{T−τ} (H_s(i,j) − H_s(i,j+1))
end
    s* = arg min_{s*∈[1,M!]} O(H_s)
find
```

其中，$O(\boldsymbol{H}_s)$为条件熵增长因子，为本文所提出的参数排序规整指标。根据式(1)～式(4)可知，条件熵增长因子是一个量化不同排序下相邻工况参数和性能参数之间的联合分布随发动机衰退出现的变化的大小程度的指标。当条件熵增长因子(通常为负值)较小时，说明该种参数排序方式使得发动机的性能衰退模式信息表达更为明显，由此降低了特征提取难度。

步骤 5 按照 Λ_{s^*}对 $\boldsymbol{X}_{\text{obs}}$当中的参数顺序进行规整并作为 CAE 的输入。

3 发动机修后性能预测实验

3.1 实验数据及实验安排

为了验证本文方法的有效性，收集了某航空公司的 91 次发动机维修案例作为实验样本。为

北航学报 赠阅

了使所有的 $\boldsymbol{X}_{\text{obs}}$ 具有相同的长度，采用等间隔采样的方式，从各样本当中选取了 100 个采样点。发动机的维修工作范围部分数据在图 3 中给出，其中灰色色块代表 1，无色色块代表 0，可参照图 2中给出的数据结构进行解读。每个单元体的拆解数据矢量包含了其自身的拆解情况及其下属各部件的拆解情况。为了与本文方法进行对比，还分别利用堆叠自编码器（Stacked Auto-Encoder，SAE）和一维卷积自编码器（1-Dimensional Convolutional Auto-Encoder，CAE-1D）对发动机修前 T_{EGTM} 单维序列进行特征提取以作为发动机送修性能状态的表征，而其余特征提取过程和预测过程与本文中方法相同。此两类方法分别记为 SAE-1D-XGBoost 和 CAE-1D-XGBoost，本文方法则记为 CAE-XGBoost。为了使 SAE-1D-XGBoost 和 CAE-1D-XGBoost 的预测结果达到最优，其所包含的 SAE 被设计为 5 层结构，特征层当中的特征值个数分别被设为 5、10、15、20 以进行网络结构寻优；而 CAE-1D-XGBoost 与 CAE-XGBoost 具有 13 层网络结构，其编码网络含有 3 个卷积层和最大池化层以及 1 个特征层，解码网络含有由 3 个上采样层和卷积层，其中 CAE-1D-XGBoost 特征层当中的特征值个数又分别被设为 10、20 以优化网络结构，而 CAE-XGBoost 的特征层则包含 25 个特征值。对于发动机的维修工作范围数据，3 种方法均选用 CAE-1D-XGBoost 对 $\boldsymbol{X}_{\text{FAN}}$、$\boldsymbol{X}_{\text{CORE}}$、$\boldsymbol{X}_{\text{LPT}}$ 分别进行特征提取，特征层所包含特征值的个数皆为 5。此外，为了验证参数排序对 CAE-XGBoost 预测精度的影响，本文对参数的所有 5！种排序下的预测精度进行了测试并记录了误差均值。每个方法当中，训练集和测试集均随机划分且样本容量比值为 71∶20。3 种方法皆进行10 次预测实验，且记录各方法在此 10 次实验当中对发动机修后 T_{EGTM} 的预测均方差（Mean Squared Error，MSE）的均值和方差以评估方法精度和稳定性。

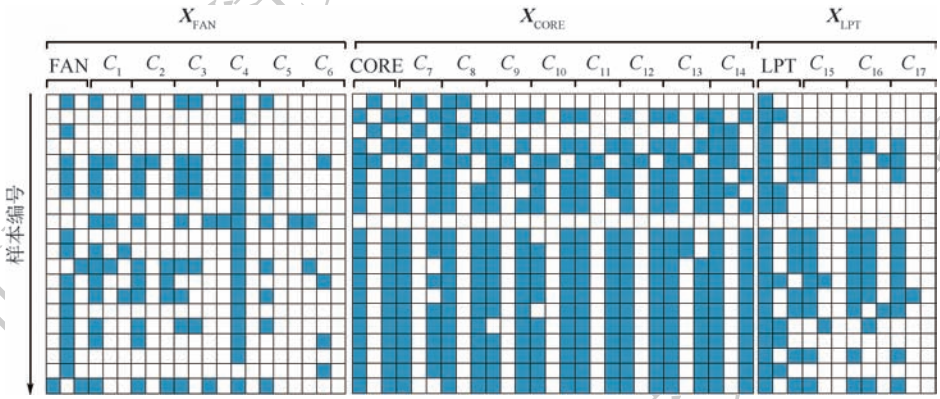


图 3　航空发动机维修工作范围部分实验数据

Fig. 3　Partial data of aircraft engine maintenance workscope data used for experiment

3.2　实验结果及讨论

表 1 给出了 SAE-1D-XGBoost、CAE-1D-XGBoost、CAE-XGBoost 对单维 T_{EGTM} 参数序列和多维参数序列的重构精度，包含了预测均方差及平均相对误差（Average Relative Error，ARE）的均值和方差，所有方法的最优输出结果以下划线标出。

表 1　SAE-1D-XGBoost、CAE-1D-XGBoost、CAE-XGBoost 对参数序列的重构误差

Table 1　Reconstruction error of parameter series by SAE-1D-XGBoost，CAE-1D-XGBoost and CAE-XGBoost

方法	特征值个数	MSE 均值/10^{-3}	ARE 均值/10^{-2}	MSE 方差/10^{-6}	ARE 方差/10^{-6}
SAE-1D-XGBoost	5	5.288	5.56	12.59	277.9
SAE-1D-XGBoost	10	4.757	5.29	13.73	347.0
SAE-1D-XGBoost	15	5.333	5.84	10.28	284.5
SAE-1D-XGBoost	20	4.573	<u>5.28</u>	10.15	285.0
CAE-1D-XGBoost	10	<u>4.554</u>	5.44	3.075	136.6
CAE-1D-XGBoost	20	9.173	8.20	12.30	327.4
CAE-XGBoost	25	12.60	7.39	<u>0.1259</u>	<u>5.194</u>

从表 1 中可以看出，具有 10 个特征值的 CAE-1D-XGBoost 的重构 MSE 的均值最低，而具有 20 个特征值的 SAE-1D-XGBoost 的重构 ARE 均值最低，说明 CAD-1D-XGBoost 和 SAE-1D-XGBoost 的特征提取能力较为接近。与之相比，CAE-XGBoost 重构精度最低，然而其 MSE 和 ARE 的方差却最低，说明其具有最佳的稳定性。为了对 SAE-1D-XGBoost 和 CAE-1D-XGBoost 的特点详加对比，图 4、图 5 分别给出了网络结构最优情况下 SAE-1D-XGBoost（20 个特征值）和 CAE-1D-XGBoost（10 个特征值）对某台发动机 T_{EGTM} 单维序列样本的重构误差曲线。

观察图4可以发现，SAE-1D-XGBoost能够较

北航学报 赠阅

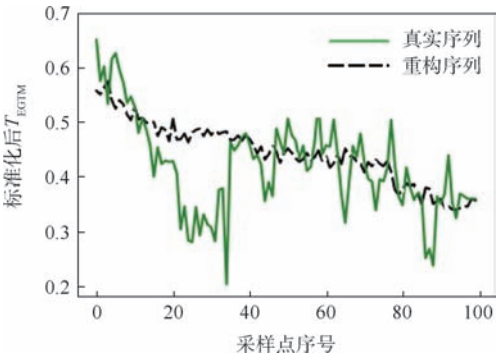


图 4 SAE-1D-XGBoost 对 T_{EGTM} 序列的重构精度

Fig. 4 Reconstruction precision of T_{EGTM} series by SAE-1D-XGBoost

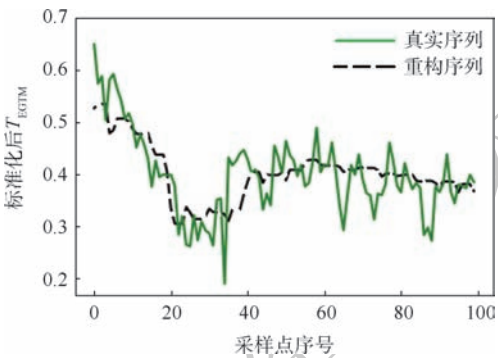


图 5 CAE-1D-XGBoost 对 T_{EGTM} 序列的重构精度

Fig. 5 Reconstruction precision of T_{EGTM} series by CAE-1D-XGBoost

好地重构 T_{EGTM} 序列的缓变成分,却未能捕捉到突变成分。而图 5 中 CAE-1D-XGBoost 虽然在局部的重构精度低于 SAE-1D-XGBoost,却在整体上比较准确地重构了整条曲线。这说明 CAE-1D-XGBoost 所提取出的数据特征的表达能力整体上要优于 SAE-1D-XGBoost 所提取出的数据特征。图 6给出了某台发动机的各单元体维修工作范围矢量以及 CAE-1D-XGBoost 的重构矢量,图中数据以 FAN—CORE—LPT 进行排序。

由图 6 可知,重构矢量能够较好地逼近原始矢量,且机队内所有样本的 FAN、CORE、LPT 单元体维修工作范围矢量的重构误差(ARE)分别为 0.112 3、0.105 2、0.149 8,说明所提取的维修工作范围特征对原始数据的表达能力良好。

表 2 给出了 3 种方法在多次预测中对发动机修后 T_{EGTM} 的预测 MSE 和 ARE 的均值,其中最优预测结果以下划线标出。CAE-XGBoost 的预测误差与本文所提出的条件熵增长因子的相关性在图 7中给出,而 3 种方法对发动机修后 T_{EGTM} 的预测误差(一次预测)在图 8 中给出。由图 7 可知,CAE-XGBoost 在所有 120 种参数排序下的预测误差极大值与极小值相差较大,而条件熵增长因子

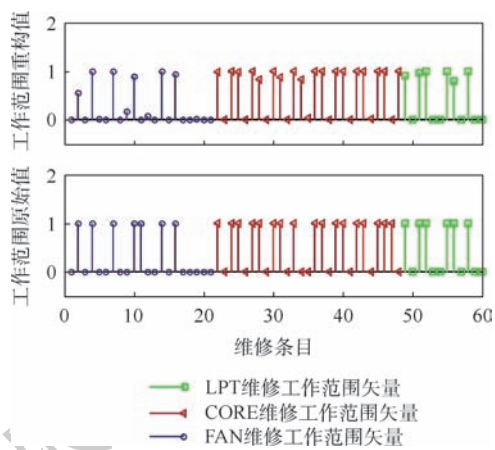


图 6 各单元体维修工作范围原始值矢量及 CAE-1D-XGBoost 重构矢量

Fig. 6 Original component maintenance workscope vector and reconstructed vector by CAE-1D-XGBoost

表 2 SAE-1D-XGBoost、CAE-1D-XGBoost、CAE-XGBoost 对发动机的修后 T_{EGTM} 预测误差

Table 2 Prediction error of engine post-repairing T_{EGTM} by SAE-1D-XGBoost, CAE-1D-XGBoost and CAE-XGBoost

方法	特征值个数	MSE 均值/10^{-2}	ARE 均值
SAE-1D-XGBoost	5	1.919	0.114 5
SAE-1D-XGBoost	10	1.893	0.108 3
SAE-1D-XGBoost	15	2.091	0.119 8
SAE-1D-XGBoost	20	1.903	0.113 5
CAE-1D-XGBoost	10	1.268	0.086 0
CAE-1D-XGBoost	20	1.547	0.105 3
CAE-XGBoost	25(均值)	1.183	0.088 9
CAE-XGBoost	25(规整后)	0.836 7	0.082 2

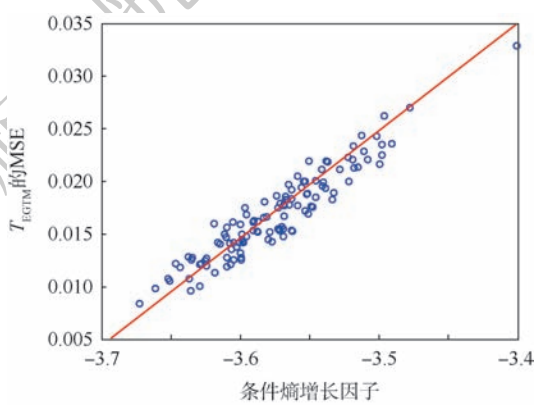


图 7 修后 T_{EGTM} 预测误差与条件熵增长因子的相关性

Fig. 7 Correlation of prediction error of post-repairing T_{EGTM} and condition entropy increasing factor

与预测误差(MSE)的 Pearson 相关系数达 0.936 7,说明了利用条件熵增长因子对参数排序进行规整的必要性和有效性。通过计算条件熵增

北航学报 赠阅

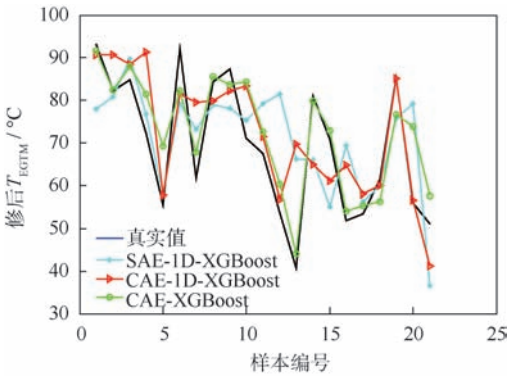


图 8　SAE-1D-XGBoost、CAE-1D-XGBoost、CAE-XGBoost 对发动机的修后 T_{EGTM} 预测误差

Fig. 8　Prediction error of engine post-repairing T_{EGTM} by SAE-1D-XGBoost, CAE-1D-XGBoost and CAE-XGBoost

长因子，CAE-XGBoost 选择了 T_{EGTM}—N_2—Z_{ALT}—N_1—T_1 这一排序来构造多元参数序列，在该种排序下获得了所有方法中对发动机修后 T_{EGTM} 的最高预测精度（见图 7），且没有出现粗大误差。

与此同时，对比表 1 结合可以看出，当利用 T_{EGTM} 单维序列表征发动机送修性能状态时，T_{EGTM} 预测误差与参数序列重构误差具有较强相关性（SAE-1D-XGBoost 和 CAE-1D-XGBoost 的预测 MSE 与单参数序列重构 MSE 的 Pearson 相关系数分别为 0.674 7 和 0.988 1），说明对传统的基于单维参数序列的数据融合预测方法而言，保证特征的表达能力对预测精度至关重要。

相对于利用多元参数表征发动机送修性能状态的 CAE-XGBoost 来说，二者的 Pearson 相关系数仅为 0.103 6；与此同时，CAE-XGBoost 对参数序列的重构误差大于 SAE-1D-XGBoost 和 CAE-1D-XGBoost，而对修后 T_{EGTM} 的预测误差却低于 SAE-1D-XGBoost 和 CAE-1D-XGBoost，说明采用多元参数序列表征发动机的送修性能状态虽然提升了特征提取的难度，却因考虑到了多元参数之间的协同变化过程，使得提取出的数据特征能够更为准确地表征发动机的送修状态。

表 3 给出了 XGBoost 在 3 种方法中对各类影响因素对发动机的修后 T_{EGTM} 的重要性占比评估结果。为了保证结论的可靠性，本文又进一步将 3 种方法的结论进行综合，计算公式为

$$C^*_{imp} = (C_{imp,SAE\text{-}1D}\boldsymbol{P}^{-1}_{SAE\text{-}1D} + C_{imp,CAE\text{-}1D}\boldsymbol{P}^{-1}_{CAE\text{-}1D} + C_{imp,CAE}\boldsymbol{P}^{-1}_{CAE})(\boldsymbol{P}^{-1}_{SAE\text{-}1D} + \boldsymbol{P}^{-1}_{CAE\text{-}1D} + \boldsymbol{P}^{-1}_{CAE}) \quad (5)$$

式中：C_{imp} 为 3 种方法所给出的各影响因素对发动机修后 T_{EGTM} 重要性占比；$\boldsymbol{P}$ 为各方法的预测均方差。

综合后的影响因素重要性占比在图 9 中给出。可以得知，3 类影响因素对发动机修后性能的重要性排序为：使用时间 > 送修性能 > 维修工作范围。与此同时，3 类影响因素的重要性占比相互之间较为接近，分别为 39.35%、32.32%、28.34%。说明发动机维修计划应该均衡考虑三方面因素，在保证修后性能达标的情况下，尽量延长发动机的使用寿命。

表 3　不同方法中影响因素对发动机修后 T_{EGTM} 的重要性占比

Table 3　Percentage of influential element importance to engine post-repairing T_{EGTM} in different methods

方法	使用时间占比/%	送修性能占比/%	维修工作范围占比/%
SAE-1D-XGBoost	47.54	12.04	40.42
CAE-1D-XGBoost	34.33	46.43	19.24
CAE-XGBoost	39.35	32.11	28.54

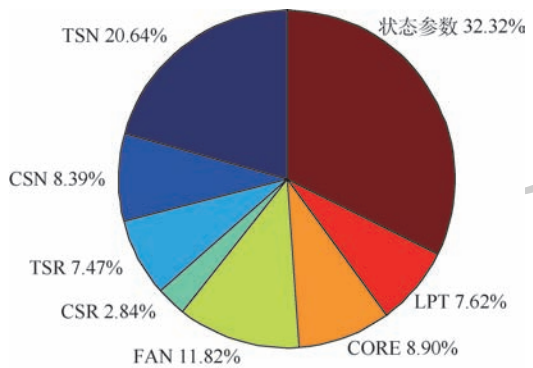


图 9　不同方法综合后各影响因素对发动机修后 T_{EGTM} 重要性占比

Fig. 9　Percentage of influential element importance to engine post-repairing T_{EGTM} synthesized by different methods

4　结　论

针对航空发动机修后性能预测过程中的多源异构数据融合问题，本文提出了条件熵增长因子作为发动机的多元传感器参数序列的排序规整指标，利用 CAE 对规整后的序列进行特征提取和特征融合，并训练 XGBoost 算法预测发动机的修后排气温度裕度和评估各类影响因素的重要性。本文研究主要解决了下列问题：

1）采用合成特征训练 XGBoost 算法，有效融合了多源数据信息，获得了较高的发动机修后性能预测精度。

2）提出了条件熵增长因子作为多元参数序列中的参数排序规整指标，提升了算法效率与精度，同时量化了各类影响因素对发动机修后性能的重要程度。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

参考文献（References）

[1] MAKIS V, JARDINE A K S. Optimal replacement in the proportional hazards model[J]. INFOR: Information Systems and Operational Research, 1992, 30(1): 172-183.

[2] TIAN Z, LIN D, WU B. Condition based maintenance optimization considering multiple objectives[J]. Journal of Intelligent Manufacturing, 2012, 23(2): 333-340.

[3] GHASEMI A, YACOUT S, OUALI M S. Parameter estimation methods for condition-based maintenance with indirect observations[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2010, 59(2): 426-439.

[4] KAISER K A, GEBRAEEL N Z. Predictive maintenance management using sensor-based degradation models[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics-Part A: Systems and Humans, 2008, 39(4): 840-849.

[5] KRAFT J, SETHI V, SINGH R. Optimization of aero gas turbine maintenance using advanced simulation and diagnostic methods[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2014, 136(11): 111601.

[6] HANACHI H, LIU J, BANERJEE A, et al. A physics-based modeling approach for performance monitoring in gas turbine engines[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2015, 64(1): 197-205.

[7] STALDER J P. Gas turbine compressor washing state of the art—Field experiences[C]// ASME 1998 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition. New York: ASME, 1998: V004T11A010.

[8] BREMER C. Automated repair and overhaul of aero-engine and industrial gas turbine components[C]// ASME Turbo Expo 2005. New York: ASME, 2005: 841-846.

[9] LU F, JIANG C, HUANG J, et al. A novel data hierarchical fusion method for gas turbine engine performance fault diagnosis[J]. Energies, 2016, 9(10): 828.

[10] ZHANG H J, ZUO H F, LIANG J. Maintenance level decision of aero-engine based on VPRS theory[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 22(4): 281-284.

[11] 张莹松，吴灿，唐海龙，等. 基于故障检测的某涡扇发动机维修决策方法[J]. 航空动力学报，2017，32(1)：82-88.
ZHANG Y S, WU C, TANG H L, et al. Maintenance decision method of a turbofan engine based on fault detection[J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 32(1): 82-88 (in Chinese).

[12] CHEN T Q, GUESTRIN C. XGBoost: A scalable tree boosting system[C]//ACM SIGKDD International Conference on Knowledge Discovery and Data Mining. New York: ACM, 2016: 785-794.

[13] FRIEDMAN J H. Greedy function approximation: A gradient boosting machine[J]. Annals of Statistics, 2001, 29(5): 1189-1232.

[14] LI H, LIN Z, SHEN X, et al. A convolutional neural network cascade for face detection[C]// IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 5325-5334.

[15] 练绪宝，林鸿飞，徐博，等. 融合项目标签信息面向排序的社会化推荐算法[J]. 计算机科学与探索，2017，11(3)：373-381.
LIAN X B, LIN H F, XU B, et al. Rank-oriented social recommendation algorithm with item tag information[J]. Journal of Frontiers of Computer Science and Technology, 2017, 11(3): 373-381 (in Chinese).

作者简介：

谭治学 男，博士研究生。主要研究方向：航空发动机健康管理。

钟诗胜 男，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：复杂装备健康管理。

林琳 女，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：智能设计、装备健康管理。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Commercial aircraft engine post-repairing performance prediction based on fusion of multisource data

TAN Zhixue, ZHONG Shisheng*, LIN Lin

(School of Mechatronics Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: To solve the problem of multisource heterogeneous data fusion in commercial aircraft engine post-repairing exhaust gas temperature margin prediction, a combined method of convolutional auto-encoder and extreme gradient boost model was proposed. This method uses the proposed cross entropy increasing factor to regularize the parameter order in the multi-dimensional engine sensor parameter series observed before repairing, and then uses convolutional auto-encoder to extract features from the regularized parameter series and engine workscope data. With the combined feature composed of the extracted features and the features representing engine using time, extreme gradient boost model is trained in order to predict engine post-repairing performance and estimate the importance of influential factors. The experiment performed on the prediction of the post-repairing performance of an engine fleet proved that the proposed method achieves higher prediction precision than prediction methods supported by one-dimentional parameter series and can predict engine post-repairing exhaust gas temperature margin with an average relative error no higher than 8.3%.

Keywords: aircraft engine; engine maintenance decision; post-repairing performance prediction; feature extraction; multisource data fusion

北京航空航天大学学报

Received: 2018-09-19; **Accepted**: 2019-01-04; **Published online**: 2019-01-25 14:16

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190124.1010.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (U1533202); the Major Project of Civil Aviation Administration of China (MHRD20150104); Shandong Independent Innovation and Achievements Transformation Fund (2014CGZH1101)

* **Corresponding author**. E-mail: zhongss@hit.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0560

全下文载

基于 FEM 研究含孔隙介质中裂纹矩张量反演精度

孔岳[1], 李敏[1,*], 陈伟民[2]

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 中国科学院力学研究所, 北京 100190)

摘 要: 基于矩张量理论的动态裂纹扩展监测方法,利用裂纹开裂产生的声发射信号获取裂纹开裂信息,而介质中的孔隙结构会影响监测结果的准确性。使用二维平面应变有限单元方法(FEM)建立孔隙分布数值模型,给出特定裂纹在不同孔隙率介质下的反演结果,并分析其成因。数值结果表明,双力偶成分对孔隙率的敏感度最高。对于纯剪切裂纹,反演结果中双力偶成分的占比随孔隙率的增大而减小;对于面内各向同性和拉伸裂纹,双力偶成分的占比随孔隙率的增大而增大。原因是孔隙结构对弹性波的散射导致弹性波幅值的空间分布发生变化,效果体现在两方面:一方面,能量转移作用导致不同传播方向弹性波的幅值趋于接近;另一方面,孔隙分布的差异导致临近传播方向的弹性波幅值差异增大。两种影响因素的权重差异导致不同裂纹的反演结果受孔隙的影响不同。

关 键 词: 矩张量; 孔隙; 有限单元方法 (FEM); 波散射; 辐射模式
中图分类号: O347.4+1; P315
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2019)06-1114-08

基于矩张量理论的裂纹反演方法是一种性能优异的裂纹动态扩展监测方法,其通过接收、处理裂纹开裂产生的弹性波信号求解矩张量,再利用相应的矩张量分解方法获取丰富的裂纹信息。当前,该方法已被广泛应用于多种裂纹监测领域。

矩张量反演方法产生于地球物理学领域,最初被用来监测地震裂缝的开裂过程。Burridge 和 Knopoff[1] 首先提出了使用等效体力表征裂纹的概念,并给出了裂纹等效体力的表达式。基于裂纹等效力概念,Aki 和 Richards[2] 详细推导了裂纹的矩张量表达式,并借助格林函数给出了裂纹开裂的弹性波位移场表达式。考虑到普通地震的震源深度较深,Ohtsu[3] 依据位移场表达式中的远场 P 波成分,提出了一种简化的矩张量反演方法,并验证了其可靠性。在矩张量反演方法的早期应用中,由于岩石介质的复杂性和技术水平落后等原因,矩张量反演结果存在不稳定和多解的问题,考虑到地震裂缝多属于剪切位错,因此常采用强制矩张量迹为零的方法来稳定反演结果。然而,进一步的研究表明,非剪切类型的裂纹是真实存在的[4-6],强制矩张量迹为零将引入不可预料的反演误差。随着探测设备和计算能力的发展,反演过程已不再强制矩张量迹为零。通过对裂纹类型的研究,很多学者提出通过计算裂纹矩张量中 3 种基本成分的占比来判断裂纹的类型,并发展出了相应的矩张量可视化方法[7-8]。当前,很多学者使用矩张量反演方法开展了多样的、包含裂纹开裂问题的研究[9-11]。然而,为了简化反演过

收稿日期: 2018-09-26; **录用日期**: 2018-12-21; **网络出版时间**: 2019-01-02 16:50
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181228.1631.001.html
基金项目: 国家自然科学基金 (11232012,11372320)
* **通信作者**. E-mail: limin@buaa.edu.cn

引用格式: 孔岳, 李敏, 陈伟民. 基于 FEM 研究含孔隙介质中裂纹矩张量反演精度[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1114-1121. KONG Y, LI M, CHEN W M. Precision of crack moment-tensor inversion in porous media using finite element method [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6): 1114-1121 (in Chinese).

北航学报 赠阅

程,传统的矩张量反演方法多基于均匀各向同性的材料假定。考虑到真实地质条件的复杂性,弹性波的动力学特征相比理想情况会出现很大的不同,进而影响矩张量的反演精度。很多学者也研究了诸如各向异性、黏弹性等因素对矩张量反演的影响[12-14]。

随着页岩气开采技术的发展,矩张量反演方法被引入到岩石压裂监测当中[15-16]。通过实时监测岩石的开裂状态,不断调整水力压裂方案,优化裂纹扩展水平,提高页岩气产量。然而,页岩气富集区丰富的孔隙结构会对弹性波的传播产生影响。一方面,孔隙结构会对弹性波造成明显的衰减作用[17-19],该影响可以在均匀各向同性材料假设下,通过在矩张量反演公式中引入弹性波吸收系数来抵消。另一方面,孔隙结构会对弹性波产生明显的散射作用[20-21]。目前,工程应用中尚未考虑散射对裂纹矩张量反演结果的影响,相关研究的数量也较少。针对该问题的研究具有很高的工程和学术价值。本文借助有限单元方法(FEM)建立孔隙分布数值模型,进而求解特定裂纹的声发射信号在孔隙介质中的传播特性,计算不同孔隙状态对裂纹矩张量反演精度的影响,为工程应用中矩张量反演结果的判读提供合理的建议和说明。与此同时,根据弹性波场特征,分析孔隙结构对裂纹矩张量反演结果的影响机理,明确矩张量反演误差的来源和成因。

1　理论分析及数值模拟

1.1　理论分析

通过动力学等效原理,裂纹可以等效成一组载荷的形式,表述形式为[2]

$$m_{pq} = \lambda l_k n_k \delta_{pq} + \mu l_p n_q + \mu l_q n_p \tag{1}$$

式中:m_{pq}为矩张量元素;λ 和 μ 为拉梅常数;δ_{pq}为克罗内克符号,当 $p=q$ 时,符号等于 1,否则为 0;$\boldsymbol{l}$ 为裂纹面位移向量;$\boldsymbol{n}$ 为裂纹面法向向量。

由矩张量表述的裂纹弹性波位移场可以借助第二类格林函数给出,具体形式为

$$A_i(\boldsymbol{x},t) = G_{ip,q}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y},t) m_{pq} * S(t) \tag{2}$$

式中:$A_i(\boldsymbol{x},t)$为 $\boldsymbol{x}$ 处 t 时刻位移沿 $i(i=1,2,3)$方向的分量;$G_{ip,q}(\boldsymbol{x},\boldsymbol{y},t)$为第二类格林函数,表示 $\boldsymbol{y}$ 处的力矩载荷在 $\boldsymbol{x}$ 处产生的位移;$S(t)$为震源函数;"$*$"代表卷积运算。

结合 Aki 和 Richards[2] 给出的第二类格林函数表达式及远场假设,矩张量反演公式可表示为[22]

$$A_i(\boldsymbol{x}) = C_s \frac{\mathrm{Ref}(t,\boldsymbol{r})}{R} \cdot (r_1 \quad r_2 \quad r_3)\begin{bmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{13} \\ m_{12} & m_{22} & m_{23} \\ m_{13} & m_{23} & m_{33} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} r_1 \\ r_2 \\ r_3 \end{bmatrix} \tag{3}$$

式中:$A_i(\boldsymbol{x})$为传感器记录的弹性波信号的初至波幅值,i 表示坐标分量;C_s 为传感器灵敏系数,工程中通过断铅试验测定;$\mathrm{Ref}(t,\boldsymbol{r})$为传感器位置处的反射修正系数,用于修正地面反射作用造成的弹性波能量损失,$\boldsymbol{r}$ 为由震源指向传感器的方向余弦向量,r_1、r_2、r_3 为向量的分量;R 为弹性波传播距离。

数值模拟使用平面应变有限元模型,弹性波的空间弥散形式为柱面波形式,并且面内矩张量只包含 4 个元素(3 个独立元素)。因此,矩张量反演公式相应地修改为

$$A_i(\boldsymbol{x}) = C_s \frac{\mathrm{Ref}(t,\boldsymbol{r})}{\sqrt{R}}(r_1 \quad r_2)\begin{bmatrix} m_{11} & m_{12} \\ m_{12} & m_{22} \end{bmatrix}\begin{bmatrix} r_1 \\ r_2 \end{bmatrix} \tag{4}$$

由于矩张量计算直接取结点位移且没有反射波产生,为简化计算过程,2 个参数分别取 $C_s=1$ 和 $\mathrm{Ref}(t,\boldsymbol{r})=r_i$。根据多个传感器接收到的弹性波信号,可以得到多个如式(4)所示形式的线性代数方程,方程联立组成方程组进而求解得到矩张量。

根据平面应变问题的本构方程,除面内元素以外的其他矩张量元素可由以下方法计算得到:与剪切有关的矩张量元素为 0,面外方向对角线元素的取值为 $m_{33}=\nu(m_{11}+m_{22})$,$\nu$ 为泊松比。进而得到平面应变问题的矩张量反演结果为

$$\begin{bmatrix} m_{11} & m_{12} & 0 \\ m_{12} & m_{22} & 0 \\ 0 & 0 & \nu(m_{11}+m_{22}) \end{bmatrix} \tag{5}$$

虽然不同的矩张量分解方法能够给出裂纹的各种信息,但由于多数场景更关注裂纹的类型,因此常用的矩张量分解方法是将矩张量分解为 3 种基本成分,通过比较 3 种成分的占比判断裂纹的类型[8]。先将矩张量对角化,求解 3 个特征值,将 3 个特征值从大到小依次摆放在矩阵的对角线位置上,进而将矩张量表示成 3 种基本形式的线性表达。3 种基本形式包括:各向同性(Isotropic,ISO)成分、双力偶(Double-Couple,DC)成分和补充线性向量偶极子(Compensated Linear Vector Dipole,CLVD)成分,如下:

$$\boldsymbol{M} = M_{\mathrm{ISO}}\boldsymbol{E}_{\mathrm{ISO}} + M_{\mathrm{DC}}\boldsymbol{E}_{\mathrm{DC}} + M_{\mathrm{CLVD}}\boldsymbol{E}_{\mathrm{CLVD}} \tag{6}$$

式中:$\boldsymbol{E}_{\mathrm{ISO}}$、$\boldsymbol{E}_{\mathrm{DC}}$ 和 $\boldsymbol{E}_{\mathrm{CLVD}}$ 分别为 ISO、DC 和 CLVD 三种成分的矩张量表达式;M_{ISO}、M_{DC} 和 M_{CLVD} 分别为三种基本成分的系数,具体形式可参照文

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

献[8]。进而可以定义 3 种基本成分的占比大小 C_{ISO}、C_{DC}和 C_{CLVD}，定义为

$$\begin{bmatrix} C_{\mathrm{ISO}} \\ C_{\mathrm{DC}} \\ C_{\mathrm{CLVD}} \end{bmatrix} = \frac{1}{M}\begin{bmatrix} M_{\mathrm{ISO}} \\ M_{\mathrm{DC}} \\ M_{\mathrm{CLVD}} \end{bmatrix} \tag{7}$$

式中：$M = |M_{\mathrm{ISO}}| + |M_{\mathrm{DC}}| + |M_{\mathrm{CLVD}}|$。实际上，由式(7)计算得到的 ISO 成分和 CLVD 成分的占比可能是负数(DC 成分的占比始终是正数)。考虑到 3 种成分的占比满足：

$$|C_{\mathrm{ISO}}| + |C_{\mathrm{DC}}| + |C_{\mathrm{CLVD}}| = 100\% \tag{8}$$

为了方便画图和结果分析，本文中分解结果取 3 种成分占比的绝对值。

1.2 数值模拟

数值模拟使用有限单元方法，相比于其他数值模拟方法，有限单元方法能够更好地模拟复杂地质特征，方便开展相关研究。

为了简化模型，避免边界对弹性波的反射作用，选定模型为圆形。综合考虑数值计算精度和反演精度要求，圆形模型半径取 400 m，震源位于圆心处。使用瞬态等效力载荷代替裂纹动态开裂过程[22]。取半径 100 ~ 250 m 的环形范围为孔隙分布区域，在半径为 300 m 的圆环上布置传感器。模型示意图如图 1 所示。

为模拟孔隙结构，根据蒙特卡罗方法在孔隙分布区域随机选取一定数量的单元作为孔隙，并修改相应单元的材料参数。考虑到有限元计算的限制，孔隙单元的弹性模量和密度取 1，泊松比取 0.01。材料参数取值见表 1。基体介质的材料参数取几种常见岩石的平均值[23]。

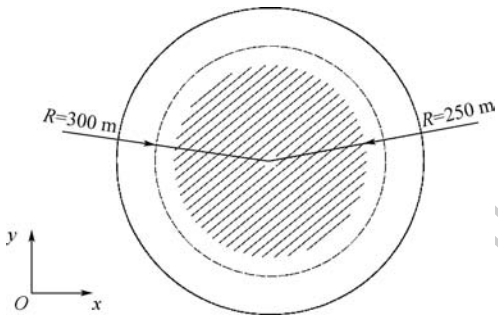


图 1 孔隙分布模型

Fig. 1 Pore distribution model

表 1 材料参数取值

Table 1 Values of material parameters

参数	基体	孔隙
弹性模量 E/Pa	5.4×10^{10}	1
泊松比 ν	0.2	0.01
密度 ρ/(kg·m^{-3})	2 300	1

裂纹的动态开裂过程由震源函数表征。参考文献[24]，震源函数取如下形式：

$$S(t) = \begin{cases} \dfrac{t}{T_{\mathrm{r}}} - \dfrac{2}{3\pi}\sin\left(\dfrac{2\pi t}{T_{\mathrm{r}}}\right) + \dfrac{1}{12\pi}\sin\left(\dfrac{4\pi t}{T_{\mathrm{r}}}\right) & t < T_{\mathrm{r}} \\ \dfrac{2T_{\mathrm{r}} - t}{T_{\mathrm{r}}} - \dfrac{2}{3\pi}\sin\left(\dfrac{2\pi(2T_{\mathrm{r}} - t)}{T_{\mathrm{r}}}\right) + \dfrac{1}{12\pi}\sin\left(\dfrac{4\pi(2T_{\mathrm{r}} - t)}{T_{\mathrm{r}}}\right) & T_{\mathrm{r}} \leqslant t < 2T_{\mathrm{r}} \\ 0 & t \geqslant 2T_{\mathrm{r}} \end{cases} \tag{9}$$

式中：T_{r}为启裂时间。考虑到结构离散化给有限元计算造成的数值频散问题，选择 $T_{\mathrm{r}} = 0.005$ s，此时弹性波波长约为 50 m，单元最大尺寸不超过 2 m。在以上计算条件下，数值频散现象引起的误差可以忽略[25]。计算采用直接积分方法，时间步增量取 1×10^{-4} s，时间步数取 1000。矩张量反演使用的传感器位于半径为 300 m 的圆环上，方位随机选取，反演结果取多次反演的平均值。为避免其他因素的影响，研究不考虑震源定位问题。

2 数值结果

工程应用多通过矩张量中 3 种基本成分的占比来判断裂纹的类型。因此，数值结果的展示直接给出矩张量的分解结果，即 3 种基本成分的占比随孔隙率的变化情况。参考各类岩石的孔隙率取值，数值计算中孔隙率取值范围为 0 ~ 50%。为确保算例的代表性，数值计算包括了 3 种基本类型的裂纹：各向同性裂纹(面内)、剪切裂纹和拉伸裂纹。

2.1 各向同性裂纹

各向同性裂纹沿各个方向的裂纹面位移成中心对称特性。不同于三维问题中的周向对称特征，二维问题中的各向同性裂纹是一种面内形式。当 $\nu = 0.2$ 时，裂纹真实矩张量形式为

$$\boldsymbol{M} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0.4 \end{bmatrix} \tag{10}$$

相应理论分解结果为：$C_{\mathrm{ISO}} = 66.7\%$，$C_{\mathrm{DC}} = 0$，$C_{\mathrm{CLVD}} = 33.3\%$。当孔隙率变化时，反演结果中 3 种成分的占比也发生变化。图 2 为相应的变化情况。

由图 2 可知，对于各向同性裂纹，在真实震源形式不变(即真实矩张量形式不变)的情况下，根据数值弹性波场反演得到的矩张量中，3 种基本

北航学报 赠阅

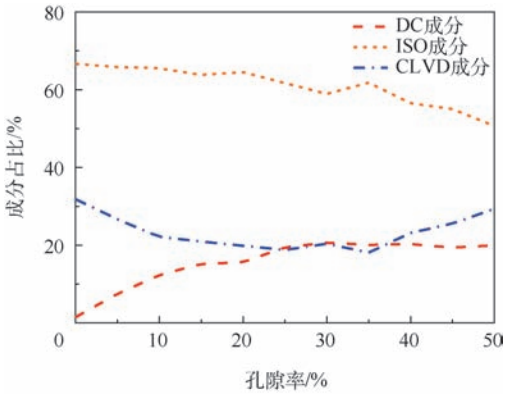


图 2　各向同性裂纹 3 种成分占比随孔隙率的变化

Fig. 2　Change of proportion of three components in isotropic crack with poriness

成分的占比随孔隙率变化明显。当孔隙率为 0 时,3 种基本成分的占比与理论分解结果相同,证明计算模型和数值计算结果的可靠性。当孔隙率由 0 提高到 50% 时,ISO 成分的占比下降,降幅约为 16%;DC 成分的占比提高,增幅约为 20%;CLVD 成分的占比小幅下降。

2.2　剪切裂纹

剪切裂纹是一种常见的裂纹形态,地震裂纹多属于剪切裂纹类型。假设裂纹的剪切错动方向位于面内,取裂纹面法向向量 $\boldsymbol{n}=(1,0)$,裂纹面位移向量 $\boldsymbol{l}=(0,1)$,相应的真实矩张量为

$$\boldsymbol{M}=\begin{bmatrix}0 & 1 & 0\\ 1 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 0\end{bmatrix}$$

对应的理论矩张量分解结果为:$C_{\mathrm{ISO}}=0$,$C_{\mathrm{DC}}=100\%$,$C_{\mathrm{CLVD}}=0$。随着介质孔隙率的变化,数值反演结果中 3 种基本成分占比的变化情况如图 3 所示。

对于剪切裂纹,随着孔隙率的增大,DC成分的占比持续减小,降幅超过 20%;ISO 成分和 CLVD 成分的占比提高,增幅超过 10%。由此可见,DC 成分对孔隙率的敏感度最高。

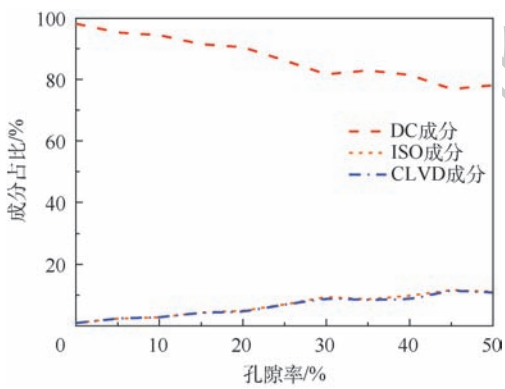


图 3　剪切裂纹 3 种成分占比随孔隙率的变化

Fig. 3　Change of proportions of three components in shear crack with poriness

2.3　拉伸裂纹

拉伸裂纹也是一种基本裂纹类型,常见于水力压裂和人为活动产生的(微)地震事件当中。取裂纹面法向向量 $\boldsymbol{n}=(1,0)$,裂纹面位移向量 $\boldsymbol{l}=(1,0)$,当 $\nu=0.2$ 时,拉伸裂纹的真实矩张量取值为

$$\boldsymbol{M}=\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\\ 0 & 0.25 & 0\\ 0 & 0 & 0.25\end{bmatrix} \tag{11}$$

对应的理论矩张量分解结果为:$C_{\mathrm{ISO}}=50\%$,$C_{\mathrm{DC}}=0$,$C_{\mathrm{CLVD}}=50\%$。图 4 为数值反演计算中,矩张量分解结果随介质孔隙率的变化情况。

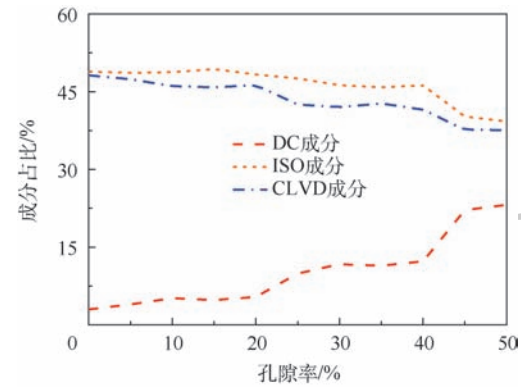


图 4　拉伸裂纹 3 种成分占比随孔隙率的变化

Fig. 4　Change of proportions of three components in tensile crack with poriness

由图 4 可知,在拉伸裂纹的矩张量分解结果中,随着孔隙率的提高,DC 成分的占比不断上升,最大增幅超过 20%。其他 2 种成分的占比则不断下降。

3　成因分析

数值结果表明,当介质孔隙率变化时,由弹性波场反演得到的矩张量,其中 3 种成分的占比会发生明显的变化。但是,对于不同的裂纹类型,变化规律不同。为进一步研究孔隙结构对矩张量反演的影响机理,设置如下数值计算模型(见图 5):取所有孔隙集中分布,并排列成一条连续的裂纹,震源取面内各向同性裂纹源形式,此时裂纹延伸方向与波传播方向相同。

数值计算结果显示,弹性波在通过裂纹时会产生散射波。图 6 为含裂纹模型(图 5 虚线框内部分)在 0.4 s 时的波动位移场,不同亮度代表不同的位移幅值。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

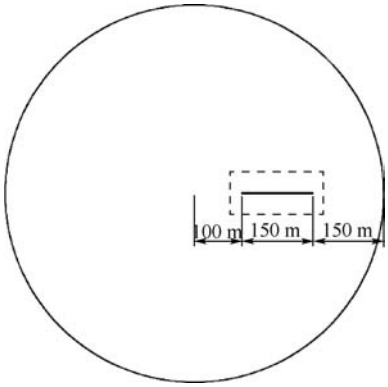


图 5 集中孔隙(裂纹)模型

Fig. 5 Pore-central-distribution (crack) model

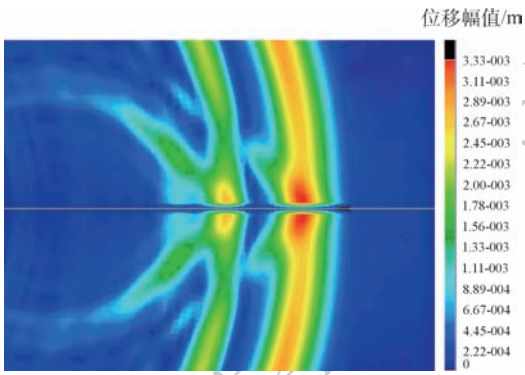


图 6 弹性波散射示意图

Fig. 6 Scattering schematic diagram of elastic wave

由图 6 可知,弹性波通过裂纹区域时,会向周围产生一列散射波,散射波传播方向约与弹性波原传播方向成 45°夹角。散射波将原传播方向弹性波中的部分能量转移到其他区域,导致原传播方向上的弹性波幅值减小,而临近传播方向上的弹性波幅值增大。对于裂纹开裂发出的弹性波,当沿各个方向传播的初始弹性波幅值(即还未受到孔隙结构作用的弹性波的幅值)不同时,这种能量转移作用会导致沿不同方向传播的弹性波的幅值趋于接近。另外,当各个传播方向上初始弹性波幅值相同时,由于孔隙结构分布的局部差异性,沿不同方向传播的、初始幅值相同的弹性波受到的散射作用存在差异,造成局部小范围内的、沿不同方向传播的弹性波幅值差别增大。

综合来看,孔隙结构对裂纹弹性波幅值存在两方面的影响:①当沿不同方向传播的初始弹性波幅值不同时,孔隙结构的存在会导致沿不同方向传播的弹性波幅值趋于接近;②当沿不同方向传播的初始弹性波幅值相同时,孔隙结构的存在会造成临近小范围内、不同传播方向的弹性波幅值的差异增大。

关于以上 2 种影响导致 3 种基本成分占比变化的原因,先来看面内 ISO 成分(见图 7)和 DC 成分(见图 8)的辐射模式。需要说明的是,辐射模式是指弹性波幅值随相应的传播方位的分布情况。辐射模式是在三维空间中的分布,为了方便展示和对比,下文中的辐射模式取完整辐射模式中的面内部分,平面指裂纹面位移向量 $\boldsymbol{l}$ 和法向向量 $\boldsymbol{n}$ 决定的平面。图中,角度代表方位,半径代表相应的位移幅值。为方便对照,对幅值进行了归一化处理。

关于孔隙结构对裂纹弹性波的第 1 种影响,对于裂纹产生的弹性波,在其经过孔隙结构散射后,沿各个方向上的弹性波幅值趋于接近,辐射模式会趋于如图 7 所示的形状。图 9 为孔隙率取 30% 时剪切裂纹的弹性波辐射模式。图中,星号代表有限元计算得到的、经孔隙散射后的裂纹弹性波辐射模式,实线代表不考虑孔隙散射的理论弹性波辐射模式。对比可知,经过孔隙散射后,剪切裂纹辐射模式中的最大位移普遍减小,且与其他方向上弹性波的幅值趋于接近。此时,使用

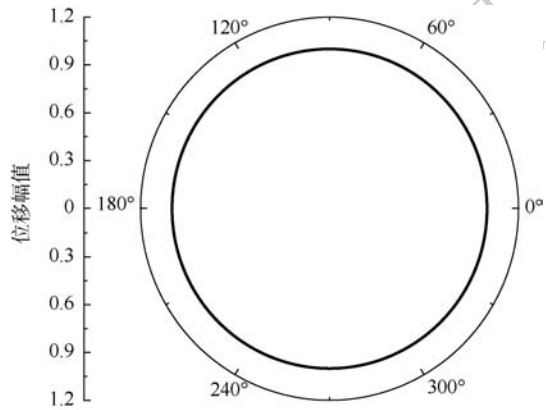


图 7 各向同性成分理论辐射模式

Fig. 7 Theoretical radiation pattern of isotropic component

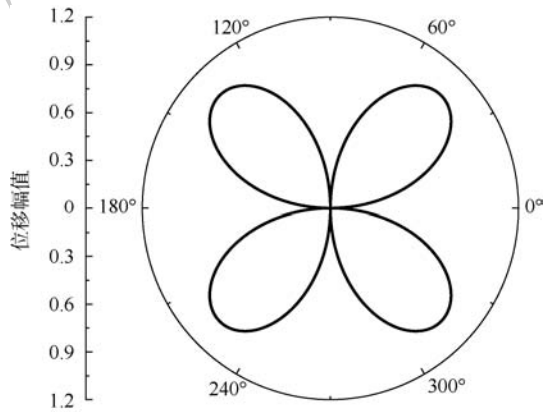


图 8 双力偶成分理论辐射模式

Fig. 8 Theoretical radiation pattern of double-couple component

北航学报 赠阅

散射后的弹性波反演得到的矩张量,其中 ISO 成分的占比会增大,DC 成分的占比会减小。这一现象符合图 3 中表现出的规律。

对于孔隙结构对弹性波的第 2 种影响,孔隙分布在局部范围内的差异性导致弹性波受到的散射效果也存在差异。图 10 为孔隙率取 30% 时面内 ISO 裂纹的辐射模式。

由图 10 可以看出,当初始弹性波的幅值在各个方向上均相同时,由于孔隙分布的差异,经孔隙散射后,在小范围内、临近传播方向上的弹性波的幅值出现了明显的差别。体现在辐射模式中,即辐射模式随方位角出现明显的波动,而这种波动形态与 DC 成分的辐射模式类似。此时,利用散射后的弹性波反演得到的矩张量,其中 DC 成分的占比会增大。这一现象符合图 2 中表现出的规律。

对于拉伸裂纹,其理论辐射模式介于剪切裂纹和面内各向同性裂纹之间,即沿各个方向上的弹性波幅值既不相同,差异也小于剪切裂纹的情况。因此,散射作用对辐射模式的 2 种影响都存在。图 11 为孔隙率为 30% 时拉伸裂纹的辐射模式。

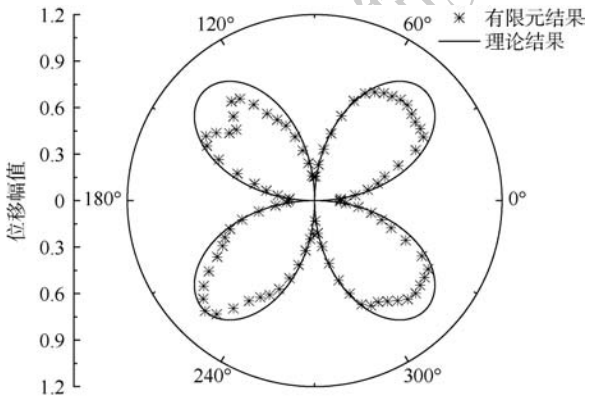


图 9　孔隙率为 30% 时剪切裂纹的弹性波辐射模式

Fig. 9　Elastic wave radiation pattern of shear crack with poriness of 30%

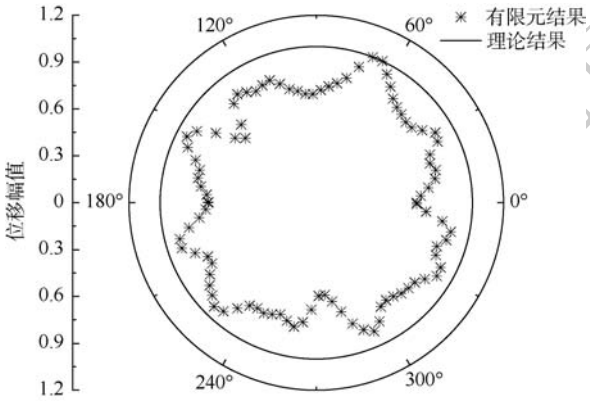


图 10　孔隙率为 30% 时面内各向同性裂纹的弹性波辐射模式

Fig. 10　Elastic wave radiation pattern of in-plane isotropic crack with poriness of 30%

由图 11 可以看出,经散射后,裂纹弹性波辐射模式既出现了整体上位移趋于接近的现象,也出现了局部位移波动的现象。由于 2 种现象对矩张量反演结果的影响完全相反,因此通过辐射模式无法判断 3 种基本成分占比的变化情况。参考图 4,DC 成分的占比随孔隙率的提高而增大,ISO 成分的占比则减小。由此可知,孔隙散射对弹性波幅值的第 2 种影响,即辐射模式的局部波动加剧这一现象的影响权重更大。

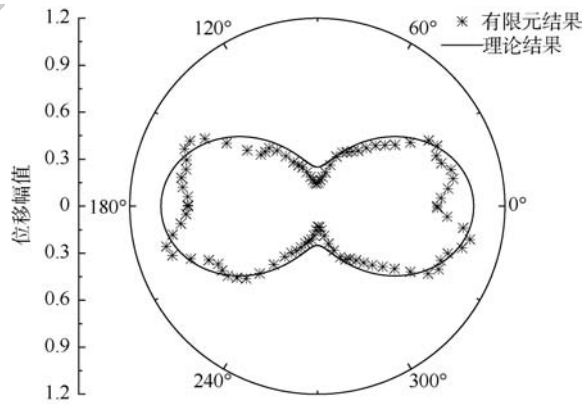


图 11　孔隙率为 30% 时拉伸裂纹的弹性波辐射模式

Fig. 11　Elastic wave radiation pattern of tensile crack with poriness of 30%

4　结　论

本文使用有限单元方法建立了孔隙分布数值模型,并考虑了 3 种基本裂纹类型。针对每一种裂纹类型,在保持震源形式即理论矩张量不变的情况下,求解了不同孔隙率条件下的裂纹弹性波场。利用弹性波信号反演矩张量,将其分解为 3 种基本成分。研究考察了 3 种基本成分的占比随孔隙率的变化情况,并分析了相关结果的成因,得到了以下结论:

1)矩张量分解涉及的 3 种基本成分中,DC 成分对孔隙率最为敏感,随着孔隙率的变化,DC 成分的占比会发生明显的改变。

2)不同类型裂纹的矩张量反演结果中,3 种基本成分的占比随孔隙率的变化情况不同。在剪切裂纹中,DC 成分的占比随着孔隙率的提高而减小,ISO 成分和 CLVD 成分的占比则增大;在面内各向同性和纯拉伸裂纹中,DC 成分的占比随孔隙率的提高而增大。

北航学报 赠阅

3）矩张量分解结果随孔隙率变化的原因是孔隙对裂纹弹性波的散射作用，包括两方面的影响：一方面，当沿不同方位传播的初始弹性波（即还未受到散射作用影响的弹性波）的幅值不同时，经孔隙散射后，弹性波幅值趋于接近，进而导致分解结果中 ISO 成分占比上升，DC 成分占比下降；另一方面，当沿不同方位传播的初始弹性波的幅值相同时，局部孔隙分布的差异引起散射作用的差异，导致局部范围内、临近传播方向上的弹性波幅值差异增大，裂纹弹性波辐射模式出现波动，最终导致矩张量分解结果中 ISO 成分占比下降，DC 成分占比上升。2 种影响因素同时存在，对于不同类型的裂纹，2 种影响因素的权重不同，导致矩张量分解结果随孔隙率的变化情况不同。

参考文献（References）

[1] BURRIDGE R, KNOPOFF L. Body force equivalents for seismic dislocations[J]. Bulletin of the Seismological Society of America, 1964, 54(6A): 1875-1888.

[2] AKI K, RICHARDS P G. Quantitative seismology[M]. San Francisco: W. H. Freeman and Co., 1980.

[3] OHTSU M. Acoustic emission theory for moment tensor analysis[J]. Research in Nondestructive Evaluation, 1995, 6(3): 169-184.

[4] KNOPOFF L, RANDALL M J. The compensated linear-vector dipole: A possible mechanism for deep earthquakes[J]. Journal of Geophysical Research, 1970, 75(26): 4957-4963.

[5] SIPKIN S A. Interpretation of non-double-couple earthquake mechanisms derived from moment tensor inversion[J]. Journal of Geophysical Research, 1986, 91(B1): 531-547.

[6] JULIAN B R, MILLER A D, FOULGER G R. Non-double-couple earthquakes 1. Theory[J]. Reviews of Geophysics, 1998, 36(4): 525-549.

[7] HUDSON J A, PEARCE R G, ROGERS R M. Source type plot for inversion of the moment tensor[J]. Journal of Geophysical Research, 1989, 94(B1): 765-774.

[8] VAVRYČUK V. Moment tensor decompositions revisited[J]. Journal of Seismology, 2014, 19(1): 231-252.

[9] 吴微微，杨建思，苏金蓉，等. 2013 年吉林前郭-乾安震源区中强地震矩张量反演与区域孕震环境研究[J]. 地球物理学报，2014，57(8)：2541-2554.
WU W W, YANG J S, SU J R, et al. Moment inversion of moderate earthquakes and seismogenic environment in Qianguo-Qian'an source region, 2013, Jilin province[J]. Chinese Journal of Geophysics, 2014, 57(8): 2541-2554(in Chinese).

[10] 柴金飞，金爱兵，高永涛，等. 基于矩张量反演的矿山突水孕育过程[J]. 工程科学学报，2015，37(3)：267-274.
CHAI J F, JIN A B, GAO Y T, et al. Water inrush inoculation process in mines based on moment tensor inversion[J]. Chinese Journal of Engineering, 2015, 37(3): 267-274(in Chinese).

[11] 康清清，缪发军，刘红桂，等. 利用矩张量反演法研究江苏高邮-宝应 M_S4.9 级地震震源机制解和震源深度[J]. 地球物理学报，2015，58(1)：204-215.
KANG Q Q, MIAO F J, LIU H G, et al. Focal mechanism and focal depth of the Gaoyou-Baoying, Jiangsu, China M_S4.9 earthquake on 20 July 2012 derived from moment tensor inversion[J]. Chinese Journal of Geophysics, 2015, 58(1): 204-215(in Chinese).

[12] RÖSSLER D, RÜMPKER G, KRÜGER F. Ambiguous moment tensors and radiation patterns in anisotropic media with applications to the modeling of earthquake mechanisms in W-Bohemia[J]. Studia Geophysica et Geodaetica, 2004, 48(1): 233-250.

[13] VAVRYČUK V. Focal mechanisms in anisotropic media[J]. Geophysical Journal International, 2005, 161(2): 334-346.

[14] CHAPMAN C H, LEANEY W S. A new moment-tensor decomposition for seismic events in anisotropic media[J]. Geophysical Journal International, 2012, 188(1): 343-370.

[15] BAIG A, URBANCIC T. Microseismic moment tensors: A path to understanding frac growth[J]. The Leading Edge, 2010, 29(3): 320-324.

[16] BAIG A, URBANCIC T I, PRINCE M. Microseismic moment tensors: A path to understanding growth of hydraulic fractures[C]// Canadian Unconventional Resources and International Petroleum Conference: Society of Petroleum Engineers, 2010: 137771.

[17] CARCIONE J M, HELLE H B, PHAM N H. White's model for wave propagation in partially saturated rocks: Comparison with poroelastic numerical experiments[J]. Geophysics, 2003, 68(4): 1389-1398.

[18] WHITE J E. Computed seismic speeds and attenuation in rocks with partial gas saturation[J]. Geophysics, 1975, 40(2): 224-232.

[19] 刘宁，李敏，陈伟民. 基于 EMT 采用 FEM 研究含裂纹介质中弹性波传播机制[J]. 北京航空航天大学学报，2015，41(9)：1686-1692.
LIU N, LI M, CHEN W M. Wave propagation in cracked elastic media based on EMT using FEM[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(9): 1686-1692(in Chinese).

[20] 谭子翰，徐松林，刘永贵，等. 含多种尺寸缺陷岩体中的弹性波散射[J]. 应用数学和力学，2013，34(1)：38-48.
TAN Z H, XU S L, LIU Y G, et al. Scattering of elastic waves by multi-size defects in rock mass[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2013, 34(1): 38-48(in Chinese).

[21] 郑阳，周进节. 兰姆波在裂纹处的模态转换及散射特性研究[J]. 工程力学，2014，31(6)：21-29.
ZHENG Y, ZHOU J J. Mode conversion and scattering properties of Lamb waves near localized cracking[J]. Engineering Mechanics, 2014, 31(6): 21-29(in Chinese).

[22] OHTSU M, OHNO K, HAMSTAD M A. Moment tensors of in-plane-waves analyzed by SiGMA-2D[J]. Journal of Acoustic Emission, 2005, 23: 47-63.

[23] 孙成禹，李振春. 地震波动力学基础[M]. 北京：石油工业出版社，2011：46.
SUN C Y, LI Z C. Foundation of seismic wave dynamics[M]. Beijing: Petroleum Industry Press, 2011: 46(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

[24] OHTSU M. Source inversion of acoustic emission waveform[J]. Doboku Gakkai Ronbunshu, 1988, 398: 71-79.

[25] 曹丹平,周建科,印兴耀. 三角网格有限元法波动模拟的数值频散及稳定性研究[J]. 地球物理学报, 2015, 58(5): 1717-1730.
CAO D P, ZHOU J K, YIN X Y. The study for numerical dispersion and stability of wave motion with triangle-based finite element algorithm[J]. Chinese Journal of Geophysics, 2015, 58(5): 1717-1730(in Chinese).

作者简介:

孔岳　男,博士研究生。主要研究方向:矩张量反演方法的工程应用和弹性波的数值模拟。

李敏　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:结构动力学。

Precision of crack moment-tensor inversion in porous media using finite element method

KONG Yue[1], LI Min[1,*], CHEN Weimin[2]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: The monitoring method for the dynamic growth of cracks, which is based on the moment-tensor theory, utilizes the acoustic-emission signal of crack opening to obtain the information of cracks. The pore in media has an effect on the accuracy of monitoring results. The two-dimensional plane strain finite element method (FEM) was applied to build the numerical model with pore involved. The inversion results for specific cracks in media with different poriness were provided and the mechanism was analyzed. The numerical results show that the double-couple component is more sensitive to poriness than the other two components. For pure shear cracks, the proportion of double-couple component decreases with the increase of the poriness. For isotropic and pure tensile cracks, the proportion of double-couple component increases with the increase of the poriness. The reason is the wave scattering of pore changes the spatial distribution of elastic-wave amplitude and the effect contains the two aspects. The energy transfer results in the fact that the wave amplitudes of different directions become closer to each other. Meanwhile, the difference of pore distribution increases the difference between the wave amplitudes of different directions. The effect of pore on inversion results varies for different cracks, because the weight of the two aspects is different.

Keywords: moment tensor; pore; finite element method (FEM); wave scattering; radiation pattern

Received: 2018-09-26; **Accepted**: 2018-12-21; **Published online**: 2019-01-02 16:50
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181228.1631.001.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11232012, 11372320)
* **Corresponding author**. E-mail: limin@buaa.edu.cn

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0561

三维点阵结构等效热分析与优化方法

全下文载

邓昊宇[1], 王春洁[1,2,*]

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083;
2. 北京航空航天大学 虚拟现实技术与系统国家重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 为了实现三维点阵结构高效、准确的热传导分析,基于热力学原理,推导了点阵结构的热传导等效计算公式,提出了热传导等效分析模型的建模方法。运用等效建模方法,建立了点阵结构的等效有限元模型,通过对比非等效有限元模型的计算结果,证明了等效有限元模型热传导分析的高效性与准确性。针对功能与性能要求下的点阵结构优化设计问题,结合所提出的热传导等效分析方法给出了点阵结构优化方法并建立优化数学模型,利用混合整数序列二次规划(MISQP)算法进行迭代计算,得到了最优设计方案,使点阵结构在满足均热性能约束的同时质量得到了降低。

关 键 词: 航天结构; 点阵结构; 热传导分析; 等效模型; 结构优化
中图分类号: V414.1; V423; TH122
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2019)06-1122-07

三维点阵结构,亦被称为“类桁架结构”[1],因具有轻质、高比刚度、高比强度的机械性能和主动散热/阻热、减震、吸能等功能特性,在航空、航天等领域受到广泛的关注。而三维点阵结构在研制与应用过程中,涉及到的关键问题包括制造工艺与性能分析方法等,对此,国内外学者展开了一系列的研究。

由于传统工艺的限制,点阵芯层结构形式种类较少。文献[2]列举了几种利用传统工艺生产制备点阵结构的方法,并对复合点阵芯层结构的主动换热特性进行了分析和讨论。文献[3-5]则提出了一种“冲压-折叠-焊接”的点阵芯层结构制备方法。文献[6-7]研究了超轻对角型点阵芯层结构的加工、有限元建模与分析等一系列问题,提出等效方法预测了对角型点阵结构的弹性模量,通过与有限元分析和物理实验结果对比,证明了等效方法的正确性。文献[8-10]提出了不同材料octet-truss 型点阵结构的等效性能计算方法,并将等效预测值与试验结果进行了对比。文献[11]综合考虑芯子等效密度、剪切模量等设计参数,提出金字塔型点阵夹芯结构的精细优化设计方法。文献[12]将对角型点阵芯层结构用于制动盘的设计,通过有限元分析和物理实验证明了点阵结构的冷却性能优于传统制动盘结构。文献[13]将四面体等点阵夹芯等效为均匀连续体,基于傅里叶展开,分析了热力耦合条件下夹层板模型的临界热屈曲问题,并对比了不同点阵结构在热力耦合条件下的响应。

近年来,快速发展的增材制造技术为三维点阵结构提供了新的制造方式,也使得点阵胞元形式更加多样化、微小化。文献[14]建立了适用于增材制造工艺的多种新型点阵胞元结构的参数化模型,通过有限元分析,对比了多种点阵结构的力学性能。文献[15]针对基于增材制造的三维点阵结构,分别以数值计算和样机实验方法对结构力学性能进行了研究。另一方面,随着工程实际

收稿日期: 2018-09-26; **录用日期**: 2018-11-23; **网络出版时间**: 2019-01-07 13:45
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190106.1813.002.html
基金项目: 国家自然科学基金(51635002)
* **通信作者**. E-mail: wangcj@buaa.edu.cn

引用格式: 邓昊宇, 王春洁. 三维点阵结构等效热分析与优化方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1122-1128.
DENG H Y, WANG C J. Equivalent thermal analysis and optimization method for three-dimensional lattice structure[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6): 1122-1128 (in Chinese).

北航学报 赠阅

中对复杂点阵结构快速分析和设计需求的不断提高，准确有效的分析和优化方法需要更深入的研究。

为了进一步发挥点阵结构机械性能和功能特性的优势，提高点阵结构设计与分析效率，本文研究了三维点阵结构热传导特性，提出了一种热传导等效分析方法，通过数值算例验证了等效方法的有效性和准确性。基于等效方法建立了点阵结构热传导优化模型，并将以上方法应用于均热板点阵结构的轻量化设计。

1　三维点阵结构热传导模型

三维点阵结构的几何特征具有层级复杂性，其非等效有限元模型同时包括梁单元、面单元及实体单元。当一个特定功能结构由多个点阵结构组成时，其非等效有限元模型的数据存储成本及有限元计算成本将大幅增长。因此，有必要提出合理的等效方法以提升点阵结构的性能分析效率。本文重点研究三维点阵结构的热传导等效分析模型。以对角型三维点阵结构为例，传热模型如图 1 所示，其中点阵结构杆件截面半径为 r，包络尺寸由边长参数 a、b、c 确定。

当采用均质材料等效点阵结构时，在正交方向上，可转化为一维热传导问题，根据一维热传导公式：

$$\rho c_{\mathrm{m}} \frac{\partial \theta}{\partial t} = k \frac{\partial^2 \theta}{\partial x^2} \tag{1}$$

式中：ρ 为材料密度；c_{m} 为材料比热容；k 为热传导率；θ 为温度。当 ρ、c_{m}、k 确定时，均质材料等效模型在单一方向上的热传导特性确定。

当传热方向如图 1 所示时，可以将三维点阵视为 4 根一维杆件，根据一维热率计算公式，对角型三维点阵的热率计算公式为

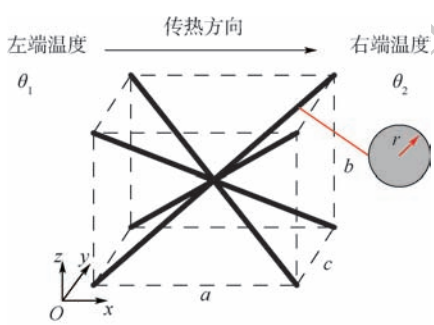


图 1　对角型三维点阵传热模型

Fig. 1　Heat transfer model of 3D lattice structure of diagonal-type

$$Q = -k_{\mathrm{m}} \frac{\theta_2 - \theta_1}{\sqrt{a^2 + b^2 + c^2}} 4A \tag{2}$$

式中：Q 为热率；$A = \pi r^2$ 为单一杆件的截面积；k_{m} 为杆件材料热传导率。

若将点阵包络内等效为均质材料，则当传热方向如图 1 所示时，其等效热率计算公式为

$$Q = -k_{xx} \frac{\theta_2 - \theta_1}{a} bc \tag{3}$$

式中：k_{xx} 为材料沿局部坐标系 x 轴方向的热传导率。

结合式(2)和式(3)，则有

$$-k_{\mathrm{m}} \frac{\theta_2 - \theta_1}{\sqrt{a^2 + b^2 + c^2}} 4A = -k_{xx} \frac{\theta_2 - \theta_1}{a} bc \tag{4}$$

进而

$$k_{xx} = \frac{4A}{\sqrt{a^2 + b^2 + c^2}} \cdot \frac{a}{bc} k_{\mathrm{m}} \tag{5}$$

同理可得，材料沿局部坐标系 y 轴、z 轴方向的热传导率 k_{yy}、k_{zz} 为

$$\begin{cases} k_{yy} = \dfrac{4A}{\sqrt{a^2 + b^2 + c^2}} \cdot \dfrac{b}{ac} k_{\mathrm{m}} \\ k_{zz} = \dfrac{4A}{\sqrt{a^2 + b^2 + c^2}} \cdot \dfrac{c}{ab} k_{\mathrm{m}} \end{cases} \tag{6}$$

特别地，当 $a = b = c$ 时，点阵结构为各向同性热传导材料。

根据质量相等原则，点阵等效均质材料的等效密度为

$$\rho_{\mathrm{e}} = \frac{4A\sqrt{a^2 + b^2 + c^2}}{abc} \rho_{\mathrm{m}} \tag{7}$$

式中：ρ_{e} 为等效密度；ρ_{m} 为点阵材料实际密度。

根据热量计算公式：

$$Q\Delta t = \rho_{\mathrm{m}} V_{\mathrm{m}} c_{\mathrm{m}} \Delta\theta = \rho_{\mathrm{e}} V_{\mathrm{e}} c_{\mathrm{e}} \Delta\theta \tag{8}$$

式中：V_{m} 和 V_{e} 分别为单一点阵结构中材料实体体积和等效材料体积；c_{e} 为等效比热容。

结合式(7)和式(8)，可知

$$c_{\mathrm{e}} = c_{\mathrm{m}} \tag{9}$$

进而结合式(5)～式(9)与有限元方法，可建立点阵胞元及结构的热传导等效分析模型。

2　三维点阵结构热传导数值算例

2.1　均热板点阵结构

为验证三维点阵结构热传导等效分析方法的准确性，本文以航天器中典型热力学结构——均热板为例进行研究，均热板结构如图 2 所示。均热板结构尺寸为：长(P_x) × 宽(P_y) × 高(P_z) = 300 mm × 240 mm × 40 mm。结构外部为蒙皮，内部为若干相同的对角型点阵胞元组成的点阵结构。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

设制造点阵结构的材料为铝合金,热传导属性如表 1 所示。

为分析本文方法的等效精度与相关参数对等效精度的影响,分别从点阵胞元尺寸变化与等效有限元模型单元数量变化 2 个角度进行分析和讨论。

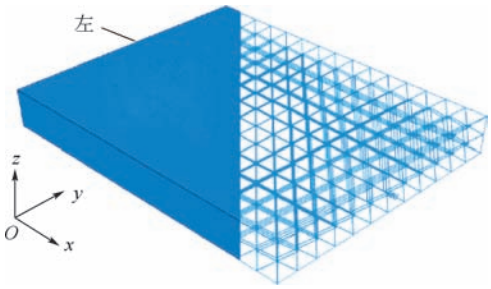


图 2 均热板结构示意图

Fig. 2 Schematic of heating plate structure

表 1 材料热传导属性

Table 1 Heat conduction property of material

参数	数值
热传导率/(mW · mm^{-1} · K^{-1})	201
密度/(t · mm^{-3})	2.81×10^{-9}
比热容/(mJ · K^{-1})	9×10^{8}

2.2 点阵胞元尺寸变化

当均热板内填充尺寸不同的点阵胞元时,均热板具有不同的热传导属性,设填充点阵胞元尺寸如表 2 所示。根据表 1 和表 2,并结合第 1 节的内容,计算不同尺寸点阵结构的等效均质材料热传导属性,如表 3 所示。

根据表 2、表 3 的数据,分别建立均热板内部点阵结构的热传导非等效有限元模型及等效有限元模型,如图 3、图 4 所示。等效有限元模型中用等效单元替代非等效有限元模型中的点阵结构,

表 2 点阵结构尺寸

Table 2 Size of lattice structure

点阵类型	结构尺寸/(mm × mm × mm)	杆件半径/mm	胞元数量
1	15 × 10 × 8	0.25	20 × 24 × 5 = 2 400
2	10 × 10 × 10	0.25	30 × 24 × 4 = 2 880
3	7.5 × 6 × 8	0.25	40 × 40 × 5 = 8 000

表 3 点阵结构等效热传导属性

Table 3 Equivalent heat conduction property of lattice structure

点阵类型	热传导率/(mW · mm^{-1} · K^{-1})			密度/(10^{-11} t · mm^{-3})	比热容/(10^{8} mJ · K^{-1})
	k_{xx}	k_{yy}	k_{zz}		
1	1.50	0.667	0.427	3.627 35	9
2	0.911	0.911	0.911	3.822 58	9
3	1.97	1.26	2.25	7.663 09	9

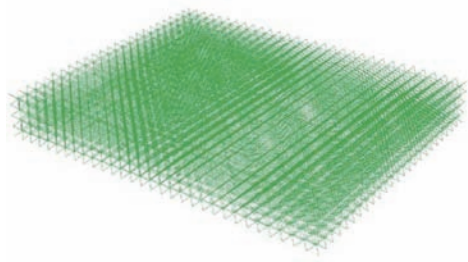


图 3 非等效有限元模型

Fig. 3 Non-equivalent finite element model

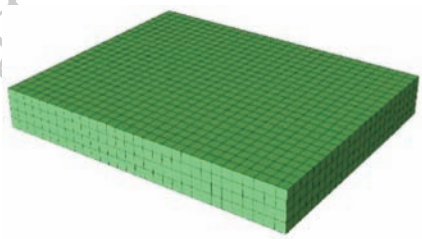


图 4 等效有限元模型

Fig. 4 Equivalent finite element model

通过改变材料属性,实现三维点阵结构的传热特性等效映射,非等效有限元模型中点阵胞元与等效有限元模型中单元一一对应。

在非等效有限元模型和等效有限元模型的左侧面施加如式(10)所示的复合热载荷:

$$f(t) = A_1\sin\left(\frac{2\pi}{T_1}t\right) + A_2\cos\left(\frac{2\pi}{T_2}t\right) \tag{10}$$

式中:t 为载荷作用时间;A_1、A_2 为载荷分量振幅;T_1、T_2 为载荷分量周期。本文设 $A_1 = 250\ \mathrm{W/mm^2}$,$A_2 = 150\ \mathrm{W/mm^2}$,$T_1 = 25\ \mathrm{s}$,$T_2 = 5\ \mathrm{s}$。其他表面无载荷约束。

在上述载荷条件下,对非等效有限元模型和等效有限元模型进行 100 s 的瞬态热传导分析。测量均热板右侧中点的温度变化,分析结果如图 5所示。

本文利用决定系数 R^2 和均方误差 R_{MSE} 检验等效有限元模型相比于非等效有限元模型的拟合精度,计算公式为

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^{n}(y_i - \hat{y}_i)^2}{\sum_{i=1}^{n}(y_i - \bar{y})^2} \tag{11}$$

$$R_{\mathrm{MSE}} = \frac{1}{n\bar{y}}\sqrt{\sum_{i=1}^{n}(y_i - \hat{y}_i)^2} \tag{12}$$

式中:n 为采样时间点数量;y_i 为非等效有限元模型采样点数值;$\hat{y}_i$ 为等效有限元模型采样点估计值;$\bar{y}$ 为 y_i 的平均值。当 $R^2\to1$,$R_{\mathrm{MSE}}\to0$ 时,等效有限元模型精度较高。表 4 为等效有限元模型精

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

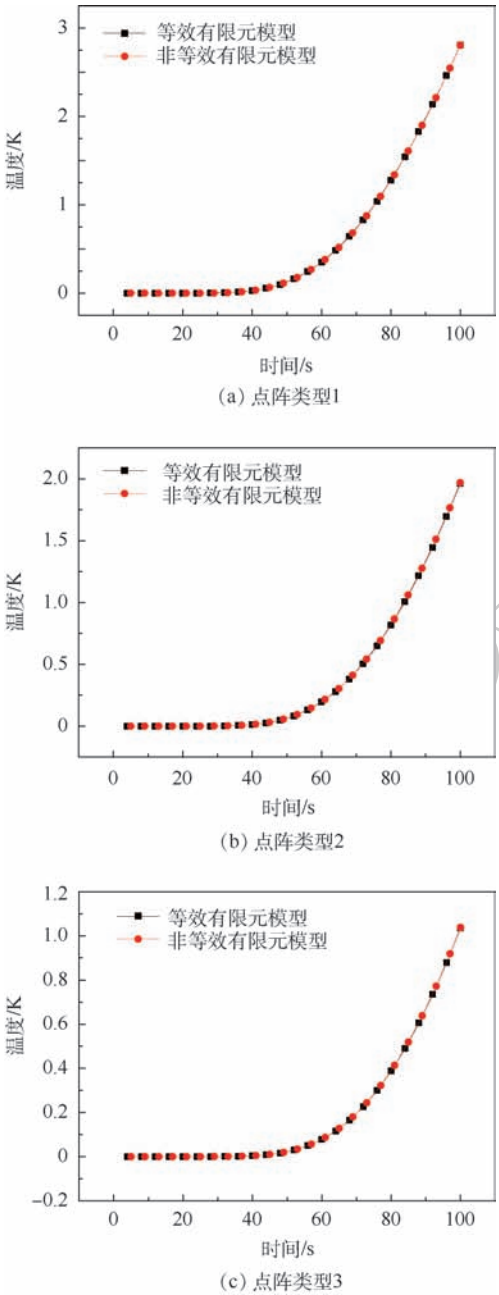


图 5　不同点阵类型温度曲线

Fig. 5　Temperature curves of various types of lattice

表 4　等效有限元模型精度分析

Table 4　Precision analysis of equivalent finite element model

点阵类型	胞元数量	R^2	R_{MSE}
1	2 400	0.999 994	0.000 340
2	2 880	0.999 976	0.000 698
3	8 000	0.999 989	0.000 494

度检验结果。说明等效有限元模型可以有效代替非等效有限元模型进行热传导分析,且当点阵胞元尺寸改变时,等效精度变化较小,保持在较高水平。

2.3　等效有限元模型单元数量变化

根据有限元原理,进一步减少等效有限元模型中的单元数量,可以降低计算成本,提高数值计算速度。因此,以表 2 所示点阵类型 2 的点阵结构为例,建立如表 5 所示具有不同单元数量的等效有限元模型,以研究利用更少的均质单元等效点阵结构的可行性,均质单元的属性与表 3 中的点阵类型 2 点阵结构一致。

在与 2.2 节相同工况条件下,进行热传导分析,并同样以均热板右侧中点为观测点,得到分析结果如图 6 所示。

同样采用决定系数 R^2 和均方误差 R_{MSE} 检验不同等效有限元模型拟合精度,并根据等效有限元模型节点数量和非等效有限元模型节点数量6 755,计算相比于非等效有限元模型的节点减少量,如表 6 所示。可以得到,当等效有限元模型单元数量减少至70% ~90%时,等效有限元模型精度有所下降,但依然满足 $R^2 \geqslant 0.99$,$R_{MSE} \leqslant 0.01$。等效有限元模型可以有效代替非等效有限元模型进行热传导计算。

表 5　等效有限元模型单元数量

Table 5　Number of elements of equivalent finite element model

单元数	x、y、z 方向的等效单元数
1	30 × 24 × 4 = 2 880
2	20 × 16 × 3 = 960
3	15 × 12 × 2 = 360

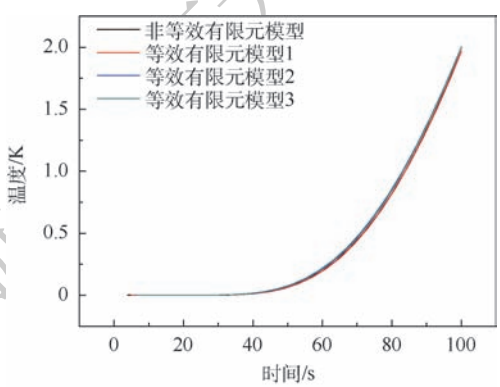


图 6　不同等效有限元模型温度对比曲线

Fig. 6　Temperature comparison curves of various equivalent finite element models

表 6　等效有限元模型精度对比

Table 6　Precision comparison of equivalent finite element model

等效有限元模型	节点数量	节点减少比例/%	R^2	R_{MSE}
1	3 875	42.6	0.999 976	0.000 698
2	1 428	78.9	0.999 106	0.004 269
3	624	90.8	0.998 401	0.005 707

北航学报 赠阅

3 基于等效有限元模型的三维点阵结构优化

为得到轻质、热属性良好的三维点阵结构，以满足航空航天对结构热力学的需求，在已有的点阵结构设计基础上，需进一步进行结构优化设计。

根据式(5)与式(6)可得

$$k_{xx}:k_{yy}:k_{zz} = a^2:b^2:c^2 \tag{13}$$

从而可知，在制造材料相同的情况下，点阵结构在不同方向上的导热性比值仅与其胞元包络尺寸有关。另一方面，当结构设计空间不变时，点阵胞元包络尺寸直接影响胞元在空间内的数量及整个结构的拓扑属性。采用非等效有限元模型进行分析时，若结构拓扑属性改变，需重新建立点阵结构模型。从而可知，相比于非等效有限元模型，采用本文提出的等效有限元模型进行点阵结构优化设计具有以下 2 个优势：①优化过程中，点阵数量改变会导致结构的拓扑属性，需要重新建立包含多杆特征的非等效有限元模型，根据 2.2 节、2.3 节的内容，当等效有限元模型单元数量与点阵胞元数量不一致时，等效有限元模型可以有效代替多规格非等效有限元模型进行计算，不需要重新建立有限元模型；②采用等效有限元模型进行有限元热传导分析计算，可大幅减少有限元计算时间。

本节同样以第 2 节所述的均热板为例，开展三维点阵结构热传导优化问题的研究，并考虑了蒙皮的影响。设初始设计的蒙皮厚度为 t_p = 0.5 mm，点阵胞元包络尺寸为 abc = 10 mm × 10 mm × 10 mm，整体结构质量 M = 0.373 kg。以某实际工况为例，结构上表面子区域内具有时域周期 T_{load} = 1 h，峰值 A_{load} = 5 kW 的热载荷，结构受 0.2 MPa 内压。偏置载荷作用区域如图 7 所示，载荷曲线如图 8 所示。本文利用结构的整体温度方差最大值表示其均热性，热载荷持续时间内，初始设计的结构整体温度方差最大值 Var_{max0} = 5.364 K^2。

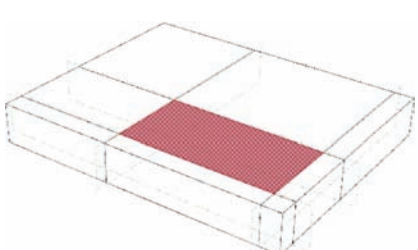


图 7 载荷作用区域

Fig. 7 Loading area

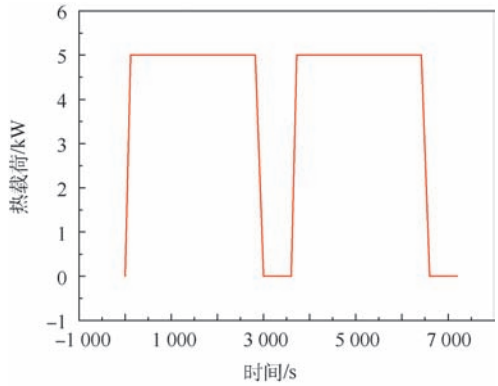


图 8 热载荷变化曲线

Fig. 8 Variation curve of thermal load

为了进一步提升均热板的性能，在相同工况下，以结构整体温度方差最大值不超过 5 K^2 为约束条件，以结构质量最轻为优化目标，对均热板进行优化设计，设计变量为点阵结构在 x、y、z 方向上的胞元数量 N_x、N_y、N_z 及蒙皮厚度 t_p。点阵结构均热板的实际加工过程中，杆件的半径尺寸控制效果低于蒙皮厚度的尺寸，因此不选择半径尺寸作为优化参数之一。根据第 2 节中的分析，点阵胞元包络尺寸与 N_x、N_y、N_z 存在如下关系：

$$\begin{cases} a = P_x/N_x \\ b = P_y/N_y \\ c = P_z/N_z \end{cases} \tag{14}$$

进而建立优化模型为

$$\begin{aligned} &\mathrm{obj}: \min\ M = f(P_x, P_y, P_z, N_x, N_y, N_z, A, \rho_m) \\ &\mathrm{s.t.}\begin{cases} 20 \leqslant N_x \leqslant 40 \\ 16 \leqslant N_y \leqslant 32 \\ 2 \leqslant N_z \leqslant 6 \\ 0.5 \leqslant t_p \leqslant 1 \\ \mathrm{Var}_{max} \leqslant 5 \end{cases} \end{aligned} \tag{15}$$

模型中的优化变化范围由以下规则确定：

1）根据 2.3 节，点阵胞元数量与等效有限元模型单元数量的变化值控制在 50% 以内。

2）在上述参数变化范围内，经计算结构受 0.2 MPa 压力情况下极限局部最大应力为 130 MPa，小于材料极限屈服应力 160 MPa，即均热板满足结构强度需求。

模型中，本文采用混合整数序列二次规划(MISQP)算法进行全局优化求解，终止准则为迭代最优解变化比小于指定精度。优化迭代历程如图 9 所示。迭代计算收敛于(N_x, N_y, N_z, t_p) = (23, 16, 2, 0.599 mm)，此时 M_{min} = 0.361 kg，Var_{max} = 5.000 K^2。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

对比优化前后的均热板性能如表 7 所示。可知，优化后的均热板温度方差最大值在约束范围之内，同时质量比初始设计下降 3.2%，均热板的性能得到提升。

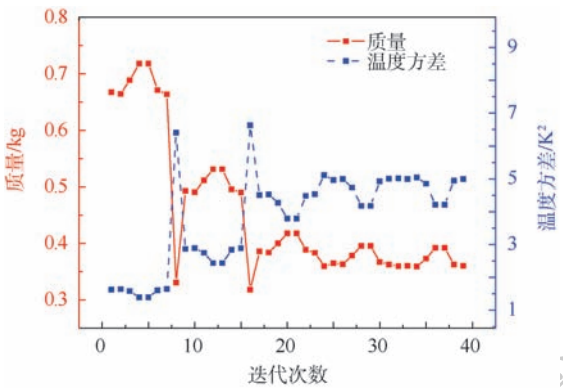


图 9　最优解优化过程

Fig. 9　Optimization process of optimal solution

表 7　优化结果与初始设计对比

Table 7　Comparison of optimization results and initial design

设计状态	N_x, N_y, N_z	t_p/mm	Var_{max}/K²	M/kg
优化前	30,24,4	0.5	5.364	0.373
优化后	23,16,2	0.599	5.000	0.361

4　结　论

本文根据结构热传导原理，提出一种简单的点阵结构热传导等效分析方法，并将其应用于均热板点阵结构的导热性能分析与优化设计，得到以下主要结论：

1）基于热力学原理，推导了点阵结构热传导等效计算公式，提出了点阵结构热传导等效分析模型的建模方法，将该方法应用于点阵结构的热传导分析过程中，在保证分析精度的同时大幅度提高了分析效率。

2）将等效分析方法应用于均热板结构的优化设计过程中，提出了点阵结构等效优化计算方法，通过优化计算，给出了点阵结构的最优设计方案，在保证均热性能的同时，使得均热板的质量得到了降低，实现了轻量化设计。

3）本文所提出的等效方法和优化模型计算成本低、效率高，不仅限于对角型点阵结构和均热板结构，可进一步拓展以适用于其他类似均质点阵结构的性能分析与优化设计，为点阵结构的研究提供了思路。

参考文献（References）

[1] WICKS N, HUTCHINSON J W. Optimal truss plates[J]. International Journal of Solids and Structures, 2001, 38(30-31): 5165-5183.

[2] 高亮. 多功能复合点阵夹芯结构主动换热及优化设计[D]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学，2014.
GAO L. Active heat transfer and optimization design for multifunctional composite sandwich structure with lattice truss cores [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014 (in Chinese).

[3] SYPECK D J, WADLEY H N G. Cellular metal truss core sandwich structures[J]. Advanced Engineering Materials, 2002, 4(10): 759-764.

[4] QUEHEILLALT D T, WADLEY H N G. Pyramidal lattice truss structures with hollow trusses[J]. Materials Science and Engineering: A, 2005, 397(1-2): 132-137.

[5] QUEHEILLALT D T, WADLEY H N G. Titanium alloy lattice truss structures[J]. Materials & Design, 2009, 30(6): 1966-1975.

[6] ZHANG Q C, HAN Y J, CHEN C Q, et al. Ultralight X-type lattice sandwich structure (Ⅰ): Concept, fabrication and experimental characterization[J]. Science in China Series E: Technological Sciences, 2009, 52(8): 2147-2154.

[7] ZHANG Q C, CHEN A P, CHEN C Q. Ultralight X-type lattice sandwich structure (Ⅱ): Micromechanics modeling and finite element analysis[J]. Science in China Series E: Technological Sciences, 2009, 52(9): 2670-2680.

[8] DESHPANDE V S, FLECK N A, ASHBY M F. Effective properties of the octet-truss lattice material[J]. Journal of the Mechanics & Physics of Solids, 2001, 49(8): 1747-1769.

[9] DONG L, WADLEY H. Mechanical properties of carbon fiber composite octet-truss lattice structures[J]. Composites Science and Technology, 2015, 119: 26-33.

[10] DONG L, DESHPANDE V, WADLEY H. Mechanical response of Ti-6Al-4V octet-truss lattice structures [J]. International Journal of Solids and Structures, 2015, 60-61: 107-124.

[11] 洋世东，冯吉才，吴林志. 金字塔点阵夹芯结构的精细优化设计[J]. 哈尔滨工业大学学报，2011，43(s1)：29-33.
PAN S D, FENG J C, WU L Z. Refined optimal design of sandwich structures with modified pyramidal lattice cores[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2011, 43(s1): 29-33 (in Chinese).

[12] YAN H B, ZHANG Q C, LU T J. An X-type lattice cored ventilated brake disc with enhanced cooling performance[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2015, 80: 458-468.

[13] 袁武，王曦，宋宏伟，等. 轻质金属点阵夹层板热屈曲临界温度分析[J]. 固体力学学报，2014，35(1)：1-7.
YUAN W, WANG X, SONG H W, et al. Thermal buckling and its critical temperature analysis of sandwich panels with metal-truss core[J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2014, 35(1): 1-7 (in Chinese).

[14] 仲梁维，李小伟，胡寿根. 轻质点阵结构的参数化建模及力学性能研究[J]. 中国机械工程，2014，25(16)：2253-2261.
ZHONG L W, LI X W, HU S G. Research on parametric modeling and mechanical properties of lightweight lattice structures [J]. China Mechanical Engineering, 2014, 25(16): 2253-2261 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

[15] 吴彦霖. 基于 SLM 制备的钛合金三维点阵结构的力学性能研究[D]. 重庆:重庆大学,2016.
WU Y L. An investigation into the mechanical properties of Ti6Al4V lattice structures manufactured using selective laser melting[D]. Chongqing: Chongqing University, 2016 (in Chinese).

作者简介:

邓昊宇 男,博士研究生。主要研究方向:三维点阵结构数字化设计与分析。

王春洁 女,博士,教授。主要研究方向:数字化设计与仿真分析。

Equivalent thermal analysis and optimization method for three-dimensional lattice structure

DENG Haoyu[1], WANG Chunjie[1,2,*]

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. State Key Laboratory of Virtual Reality Technology and Systems, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: In order to achieve efficient and accurate thermal conduction analysis of three-dimensional lattice, based on the principle of thermodynamics, the equivalent heat conduction formula of lattice structure is deduced, and the modeling method of the equivalent heat conduction analysis model is proposed. The equivalent finite element model of lattice structure is established by using equivalent modeling method. Then the efficiency and accuracy of the heat conduction analysis of the equivalent model are proved by comparing with the results of the non-equivalent finite element model. Aimed at the optimization design of lattice structure under the requirement of function and performance, the lattice structure optimization method is given and the optimization mathematical model is established based on the proposed equivalent analysis method. The mixed integer sequential quadratic programming (MISQP) algorithm is used for iterative computation and the optimal design scheme is obtained, which makes the lattice structure meet the thermal performance constraints and mass has been reduced.

Keywords: space structure; lattice structure; heat conduction analysis; equivalent model; structure optimization

Received: 2018-09-26; **Accepted**: 2018-11-23; **Published online**: 2019-01-07 13:45
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190106.1813.002.html
Foundation item: National Natural Science Foundation China (51635002)
* **Corresponding author**. E-mail: wangcj@buaa.edu.cn

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0565

高速开关阀的复合 PWM 控制策略分析与优化

全下文载

高强，朱玉川*，罗樟，陈晓明
（南京航空航天大学 机电学院，南京 210016）

摘 要：针对单一 PWM 控制的高速开关阀（HSV）存在响应慢和功耗大的问题，从信号产生机理出发，提出了一种复合 PWM 控制策略，该复合 PWM 由基准 PWM、激励 PWM、高频 PWM 及反向 PWM 组成。首先，给出复合 PWM 的作用机制与工作原理；其次，通过仿真分析了激励 PWM、高频 PWM 及反向 PWM 的占空比在不同工况下对高速开关阀性能的影响规律；最后，分别为激励 PWM、高频 PWM 及反向 PWM 的占空比设计了相应的基于状态量反馈的闭环控制器。结果表明：与单一 PWM 控制相比，所提出的复合 PWM 控制器可以有效减少线圈的功耗和阀芯的关闭时间，线圈电流在阀芯最大开口维持阶段降低约 80%，阀芯关闭时间减少约 62.5%。

关 键 词：高速开关阀（HSV）；复合 PWM；动态特性；功耗；滑模观测器
中图分类号：TH137
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2019)06-1129-08

电液伺服阀凭借其高频响、高精度等优势在航空航天、机器人及精密驱动等领域得到了广泛的应用[1]。但由于受到自身结构特性的约束，且对油液清洁度要求较高，电液伺服阀在高温、高压及强振动的环境下极易产生零漂或卡死等问题[2]，长期工作可靠性难以保证。

高速开关阀（High-Speed On/Off Valve，HSV）作为数字液压系统中的核心元件，其阀芯为锥阀或球阀形式[3]，且仅工作在全开或全关状态[4]。相对于伺服阀，高速开关阀具有无零漂、无泄漏及可靠性高等优点[5]，目前在航空发动机[6]、飞机刹车[7]及汽车液压制动[8]等领域得到了一定的应用。但是由于受到频响及功耗的约束，高速开关阀在高精密驱动领域仍未能够取得较大的突破。针对高速开关阀的动态响应和功率损耗，国内外研究学者开展了相关研究工作。

在电-机转换器方面，浙江工业大学的阮健等[9]采用双摆轮驱动 2D 高速开关阀，阀芯响应时间约 2 ms，但尺寸较大且结构复杂。北京工业大学的聂松林等[10]采用音圈电机驱动气动高速开关阀，在 240 V 的驱动电压下，响应时间约 8.2 ms。中南大学的周灿等[11]采用双压电叠堆驱动点胶喷射高速开关阀，阀芯开关频率可以达到 500 Hz，有效提高了点胶喷射高速开关阀喷射流量的控制精度。

在控制策略方面，孔晓武和李世振[12]采用并行线圈激励的方法，在驱动电压不变的情况下，将阀芯的开启时间从 2.69 ms 降至 0.65 ms，关闭时间从 1.05 ms 降至 0.31 ms。哈尔滨工程大学的赵建辉等[13]通过有限元仿真验证了激励电压增加可以降低阀芯的打开时间，但降低了能量转换效率。贵州大学的苏明[14]提出自适应双电压的控制策略，提高了高速开关阀的响应。浙江大学的钟麒等[15]提出了基于电流反馈的 3 电压控制

收稿日期：2018-09-27；**录用日期**：2018-12-21；**网络出版时间**：2018-12-28 14:42
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181226.1424.003.html
基金项目：国家自然科学基金（51575258）；江苏高校“青蓝工程”
* **通信作者**. E-mail：meeyczhu@nuaa.edu.cn

引用格式：高强，朱玉川，罗樟，等. 高速开关阀的复合 PWM 控制策略分析与优化[J]. 北京航空航天大学学报，2019，45(6)：1129-1136. GAO Q，ZHU Y C，LUO Z，et al. Analysis and optimization on compound PWM control strategy of high-speed on/off valve[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2019，45(6)：1129-1136 (in Chinese).

北航学报 赠阅

策略,结果表明阀芯启闭时间分别降低了 35.3% 和 25.0%,平均功率降低了 70.4%,兼顾了动态响应和效率,但其对硬件要求较高,需配置专用的开关电源及相应的电压控制板,增加了系统的复杂程度[16],而在航空发动机或车载系统中一般无法提供多种幅值的开关电源。

本文在上述研究的基础上,从数字信号产生的角度出发,提出一种复合 PWM 控制策略,该复合 PWM 由基准 PWM、激励 PWM、高频 PWM 及反向 PWM 通过状态反馈量而构成,并为每种 PWM 设计了相应的反馈闭环控制器。仿真结果表明,本文提出的复合 PWM 控制策略与单一 PWM(常规单个 PWM 信号)控制相比,可以有效降低阀芯关闭时间和线圈的功耗,旨在为实现高速开关阀的高频响、低功耗的控制方式提供有价值的参考。

1 高速开关阀数学模型

以贵州红林机械公司的两位三通高速开关阀(HSV3101S2)为研究对象,具体参数如下:驱动电压为 24 V,线圈匝数为 900,电阻为 10.2 Ω,初始气隙长度为 0.45 mm,最大开口为 0.4 mm,球阀直径为 2.4 mm,阀芯质量为 10 g,衔铁有效截面积为 12×10^{-6} m^2。两位三通高速开关阀结构如图 1所示。具体工作原理如下:初始状态,球阀芯在P 口压力的作用下向左运动,此时 P 口与 C 口连通,T 口堵死;当线圈得电时,球阀芯在电磁力的作用下向右运动,此时 C 口与 T 口连通,P 口堵死。

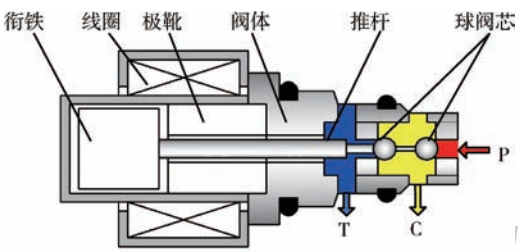


图 1 两位三通高速开关阀结构示意图

Fig. 1 Schematic of 2-position and 3-way high-speed on/off valve structure

1.1 电-磁模型

假设磁通在媒介中均匀分布,根据磁路的第一方程可以得到[17]

$$NI = (H_c L_c + H_g L_g) k_f = H_c L_{eq} k_f \tag{1}$$

式中:N 为线圈匝数;I 为线圈电流;H_c 为主磁场强度;L_c 为磁芯磁路长度;H_g 为气隙磁场强度;L_g 为气隙磁路长度; k_f 为漏磁系数;L_{eq}为等效磁路长度,表达式为

$$L_{eq} = L_c + u_r(L_0 - x_v) \tag{2}$$

其中:u_r 为相对磁导率;L_0 为初始气隙长度;x_v 为高速开关阀阀芯位移。

主磁场强度 H_c、磁通量 φ 及线圈电感 L 存在如下关系:

$$H_c = \frac{B}{u_c} = \frac{\varphi}{u_c S} \tag{3}$$

$$LI = N\varphi = \psi \tag{4}$$

式中:B 为磁感应强度;S 为衔铁有效截面积;u_c 为磁芯的磁导率;ψ 为磁链。

根据式(1)~式(4)可以得到可变电感 L 为

$$L = \frac{N^2 u_c S}{L_{eq}} = \frac{N^2 \mu_0 S}{[L_c/u_r + (L_0 - x_v)]k_f} \tag{5}$$

式中:μ_0 为真空磁导率。

电磁线圈的电压平衡方程为

$$U = IR + L\frac{\mathrm{d}I}{\mathrm{d}t} + I\frac{\mathrm{d}L}{\mathrm{d}t} \tag{6}$$

式中:U 为线圈电压;R 为线圈等效电阻。其中电感由于阀芯运动而产生变化,其导数为

$$\frac{\mathrm{d}L}{\mathrm{d}t} = \frac{N^2 I^2 \mu_0 S}{[L_c/u_r + (L_0 - x_v)]^2 k_f^2} \cdot \frac{\mathrm{d}x_v}{\mathrm{d}t} \tag{7}$$

N 匝电磁线圈通入电流后,衔铁受到的轴向电磁吸力为

$$F_m = \frac{\psi^2}{2N^2\mu_0 S} \tag{8}$$

1.2 阀芯动力模型

阀芯在运动过程中,受到电磁力、液压力及液动力的共同作用,运动状态较为复杂,为便于求解模型,在此将阀芯运动简化为单自由度的弹簧阻尼系统,阀芯的力平衡方程为

$$m_v\ddot{x}_v = F_m - p_s A_s - F_{sf} - B_v\dot{x}_v \tag{9}$$

式中:m_v 为阀芯的质量;p_s 为进油口的压力;A_s 为进油口面积;F_{sf}为稳态液动力;B_v 为黏性阻尼系数,取 0.6 N/(m/s)[18]。由于稳态液动力趋向于阀芯关闭,且数值较小,故忽略稳态液动力的影响。

1.3 状态方程

由于高速开关阀是一个电-磁-机的耦合非线性系统,为便于系统描述,定义输入变量为 U,输出变量(可测)为 I,定义系统的状态变量为

$$\begin{cases} x_1 = x_v \\ x_2 = \dot{x}_v \\ x_3 = \psi \end{cases} \tag{10}$$

则系统的状态空间非线性模型为

北航学报 赠阅

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ m_v \dot{x}_2 = F_m - p_s A_s - F_{sf} - B_v x_2 \\ \dot{x}_3 = U - R\dfrac{x_3}{L} \\ I = \dfrac{x_3}{L} \end{cases} \tag{11}$$

2　复合 PWM 控制原理

为了验证高速开关阀仿真模型的准确度，在第 1 节建立的高速开关阀数学模型的基础上，采用单一 PWM 控制（频率为 20 Hz，占空比为 0.5），得到了高速开关阀的线圈电压、线圈电流及阀芯位移的动态仿真曲线，如图 2 所示。

可以看出，阀芯动作可以分为 4 个阶段：打开阶段、最大开口维持阶段、关闭阶段及最小开口维持阶段。该控制方法简单且易于实现，但存在一定缺陷，如在最大开口维持阶段，线圈电流保持在最大值，线圈功耗较大；在阀芯关闭阶段，电感的作用造成的电流卸荷时间长，导致阀芯关闭时间较大。因此在诸多实际应用场合，单一 PWM 控制难以满足高频响和低功耗的要求。所得仿真结论与文献[15,17]相似，故可以用于后续仿真工作。

在此基础上，本文从 PWM 信号产生的角度出发，通过对不同频率和占空比的 PWM 信号进行合成与控制，设计了一种满足高速开关阀高频响和低功耗的复合 PWM 控制策略，如图 3 所示。

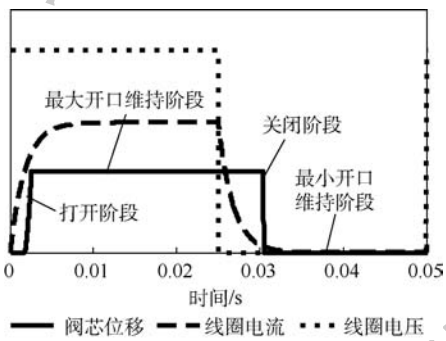


图 2　高速开关阀的动态特性

Fig. 2　Dynamic characteristics of high-speed on/off valve

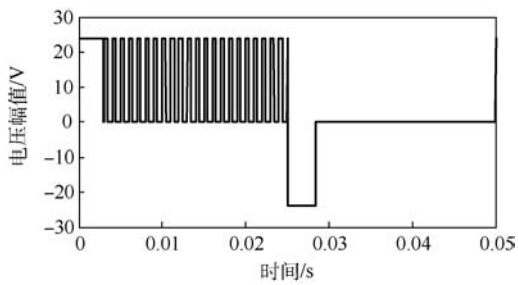


图 3　复合 PWM 信号

Fig. 3　Compound PWM signal

由图 3 可知，该复合 PWM 信号是由 4 种不同功能的 PWM 信号通过相应的逻辑功能组成的，依次为基准 PWM 信号、激励 PWM 信号、高频 PWM 信号及反向 PWM 信号。其中基准 PWM、激励 PWM 及反向 PWM 的信号如图 4 所示。激励 PWM 和反向 PWM 是以基准 PWM 为参考信号，其中基准 PWM 与常用的单一 PWM 类似，其频率 f_1 和占空比 τ_1 用于控制阀芯的开关频率和平均流量；激励 PWM 的频率 f_2 与基准 PWM 相同，而占空比 τ_2 用于控制阀芯可靠开启；反向 PWM 的频率 f_4 与基准 PWM 相同，而占空比 τ_4 用于控制线圈电流的卸荷时间，加速阀芯关闭。

基准 PWM 和高频 PWM 的信号如图 5 所示。可知，高频 PWM 的频率远高于基准 PWM 信号，其频率 f_3 和占空比 τ_3 用于控制阀芯运动到位时的电流，确保线圈处于低功耗模式。

复合 PWM 控制策略的工作过程具体如下：当检测到基准 PWM 信号的上升沿时，激励 PWM 信号工作，驱动阀芯动作；当阀芯达到最大开口后，切换到高频 PWM，减小线圈电流并维持最大开口；当检测到基准 PWM 的下降沿时，切换到反向 PWM，加速电流卸荷，阀芯运动回位；当检测到线圈电流低于最小阈值后，切换到基准 PWM，此时线圈电压为 0，阀芯回到初始位置。

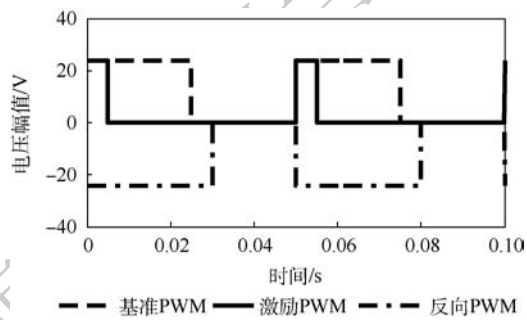


图 4　基准 PWM、激励 PWM 及反向 PWM 信号

Fig. 4　Reference PWM, excitation PWM and reverse PWM signals

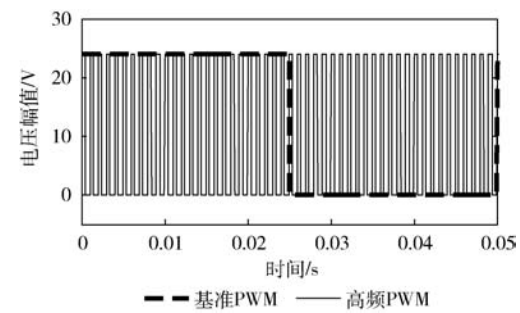


图 5　基准 PWM 和高频 PWM 信号

Fig. 5　Reference PWM and high-frequency PWM signals

北航学报 赠阅

通过上述分析可知,复合 PWM 与常规单一 PWM 类似,区别在于:在基准 PWM 信号的基础上,复合 PWM 又融入了 3 种不同功能的 PWM。其中激励 PWM 和反向 PWM 的频率与基准 PWM 一致,高频 PWM 信号的频率受到控制器最大输出能力限制,初步定为 1 000 Hz,故最终需要控制的变量包括激励 PWM、高频 PWM 及反向 PWM 的占空比。下文将借助仿真手段探讨这 3 个变量在不同边界条件下对高速开关阀性能的影响规律,并基于此影响规律设计各变量的最优控制策略。

3 复合 PWM 参数分析

3.1 激励 PWM 的占空比对高速开关阀性能的影响

激励 PWM 是为了确保阀芯完全开启,占空比过小,阀芯可能无法达到最大开口,占空比过大,功率损失较大(由于阀芯打开时间较短,此时可忽略)。在不同载波频率和不同进口压力下分析激励 PWM 的占空比对高速开关阀性能的影响规律,仿真中基准 PWM 信号的占空比为 0.5。

对模型分别在 20 Hz 和 50 Hz 载波频率下进行仿真,得到阀芯的位移响应曲线,如图 6 所示。

由图 6(a)可知,在 20 Hz 的载波频率下,占空比为 0.1 时,阀芯可以达到最大开口;由图 6(b)可知,在 50 Hz 的载波频率下,占空比需要 0.25 左右,阀芯才可以达到最大开口。这是由于载波频率越高,激励时间越短,故需要较大的占空比才能达到最大开口。

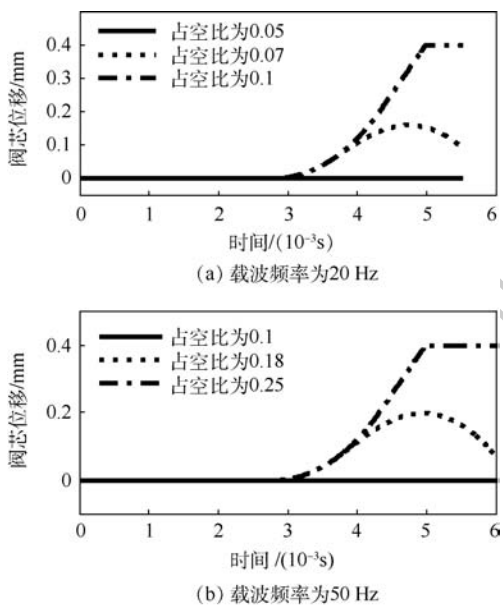


图 6 不同载波频率下的阀芯位移曲线

Fig. 6 Displacement curves of ball valve under different carrier frequencies

当进口压力分别为 1、3 及 4 MPa 时对模型进行仿真,此时激励 PWM 的载波频率和占空比分别为 20 Hz 和 0.05,得到阀芯位移的仿真曲线,如图 7 所示。随着进口压力的增加,电磁力需要克服的阻力增加,故需要更长的激励时间才能使阀芯达到最大开口,所需要的占空比同时增加。

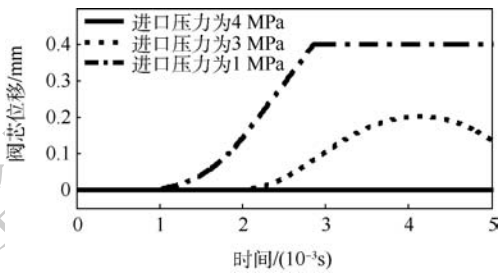


图 7 不同进口压力下的阀芯位移曲线

Fig. 7 Displacement curves of ball valve under different inlet pressures

3.2 高频 PWM 的占空比对高速开关阀性能的影响

高频 PWM 主要是在阀芯达到最大开口时起作用,此时阀芯合力略大于 0,即可维持最大开口,占空比过大,造成不必要的功耗,占空比过小则可能导致阀芯关闭。为了分析在不同进口压力下,高频 PWM 的占空比对高速开关阀性能的影响,分别对模型在进口压力为 4 MPa 和 6 MPa 下进行仿真,结果如图 8 所示。

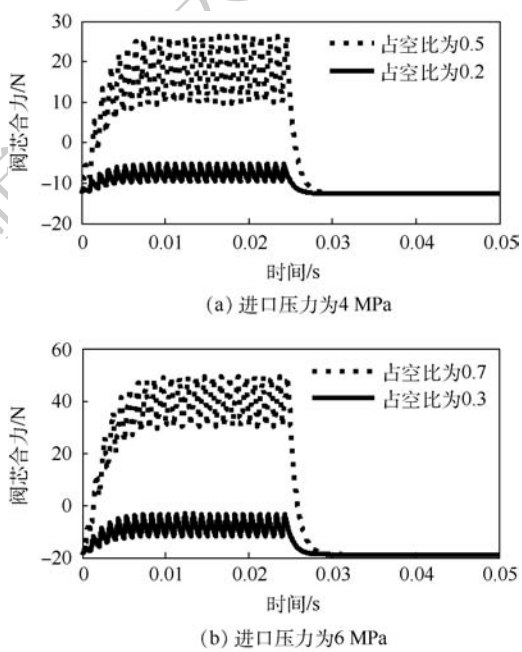


图 8 不同进口压力下的阀芯合力曲线

Fig. 8 Resultant force curves of ball valve under different inlet pressures

北航学报 赠阅

由图 8(a)可知，当进口压力为 4 MPa 时，占空比为 0.2，阀芯合力小于 0，此时阀芯关闭，占空比为 0.5，阀芯合力大于 10 N，此时阀芯维持最大开口；由图 8(b)可知，当进口压力为 6 MPa 时，占空比为 0.3，阀芯合力仍然小于 0，此时阀芯关闭，占空比为 0.7 时，阀芯合力 30 N，远大于 0，虽然可维持最大开口，但已造成不必要的功耗。由此可知，进口压力增大时，能够维持最大开口的占空比同时增加，故高频 PWM 占空比的最优控制应该与进口压力相关。

3.3　反向 PWM 的占空比对高速开关阀性能的影响

反向 PWM 主要是在阀芯关闭时加速线圈电流的卸荷速度，占空比过小，电流卸荷速度慢，占空比过大，电流卸荷速度快，但可能导致电流为负，电磁力变大，阀芯重新打开。由于占空比受到载波频率的影响，为了分析在不同载波频率下，反向 PWM 的占空比对高速开关阀性能的影响，分别对模型在载波频率为 20 Hz 和 50 Hz 下进行数值模拟，仿真结果如图 9 所示。

由图 9 可知，当载波频率分别为 20 Hz 和 50 Hz时，占空比越大，电流卸荷速度越快，当占空比分别为 0.55 和 0.6 时，出现了反向电流，此时电磁力重新增加，导致阀芯重新打开。由此可知，反向 PWM 的占空比控制应该与载波频率相关。

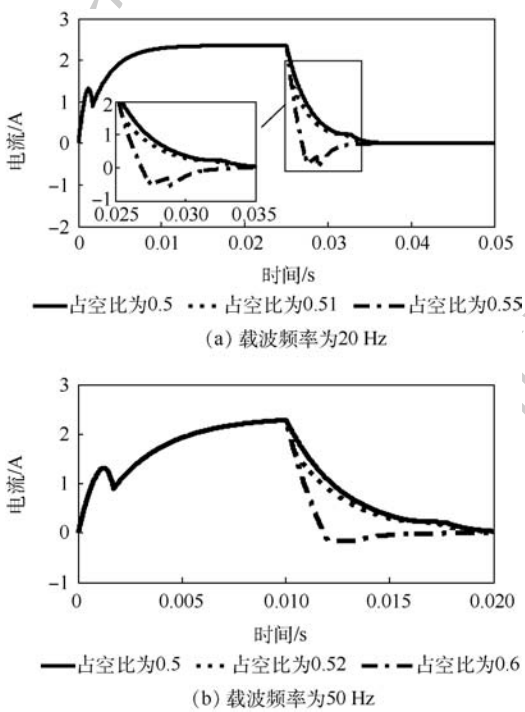


图 9　不同载波频率下的线圈电流响应曲线

Fig. 9　Response curves of coil current under different carrier frequencies

4　复合 PWM 反馈控制及验证

4.1　激励 PWM 占空比的反馈控制及验证

通过实时监测阀芯运动到位时间 t_1，乘以载波频率，作为激励 PWM 的占空比。由于阀芯位移不可测，设计非线性滑模观测器[19-20]，通过电流的实时测量值来估计阀芯位移。滑模观测器为

$$\begin{cases}\dot{\hat{x}}_1 = \hat{x}_2 - h_1 s - M_1 \mathrm{sgn}(s) \\ \dot{\hat{x}}_2 = \dfrac{1}{m_v}(F_m - p_s A_s - B_v x_2) - h_2 s - M_2 \mathrm{sgn}(s)\end{cases} \tag{12}$$

式中：h_1、h_2、M_1 和 M_2 为正增益常数；sgn 为符号函数，即

$$\mathrm{sgn}(s) = \begin{cases} +1 & s > 0 \\ -1 & s < 0 \end{cases} \tag{13}$$

由于电流是唯一可测变量，并以此来估计阀芯的位移，将电流的误差作为滑模面的方程：

$$s = \hat{I} - I = \frac{\hat{\psi}}{\hat{L}} - I \tag{14}$$

滑动模态的全局条件与滑模观测器的稳定性证明过程与文献[20]类似，此处不再详述。

通过所设计的阀芯位移观测器来实时估计阀芯位移，并监测估计位移的运动到位时间，以此来计算激励 PWM 的占空比，具体计算如下：

$$\tau_2 = \tau_1 + t_1 f_1 \tag{15}$$

根据此反馈原理，对激励 PWM 仿真模型进行优化反馈控制，图 10(a)为进口压力为 4 MPa 时，阀芯位移在不同载波频率下的响应曲线，图 10(b)为载波频率为 20 Hz 时，阀芯位移在不同进口压力下的响应曲线。

由图 10(a)可知，在不同载波频率下，阀芯位移响应一致，且都可以达到最大开口；由图 10(b)可知，在不同进口压力下，阀芯位移同样可以达到最大开口，进口压力增加时，克服阀芯运动的阻力增加，从而导致阀芯开启延迟时间增加，由于激励 PWM 控制的是电压激励时间，并未控制电压幅值，故不能保证不同进口压力下的阀芯开启时间一致。

4.2　高频 PWM 占空比的反馈控制及验证

反馈控制原理为：通过实时采集进口压力，计算临界电磁力的大小，进而推算出临界电流和可以维持最大开口的最小占空比。

当阀芯处于最大开口时，存在一个临界电磁力与液压力和稳态液动力平衡，临界电磁力为

北航学报 赠阅

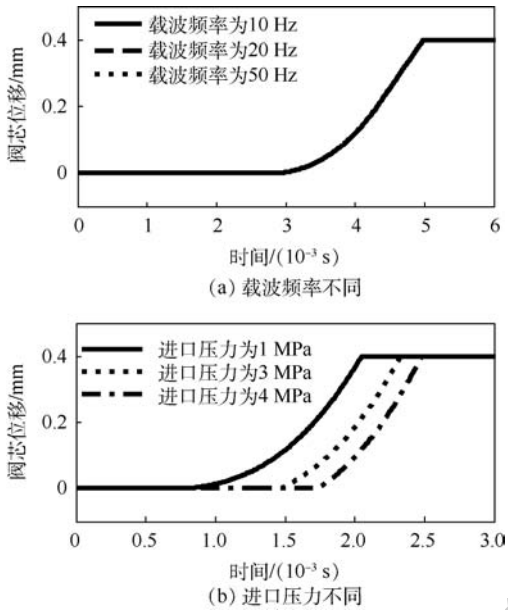


图 10 不同载波频率和进口压力下的阀芯位移优化曲线

Fig. 10 Optimization curves of ball valve's displacement under different inlet pressures and different carrier frequencies

$$F_{cm} = p_s A_s - F_{sf} \tag{16}$$

则对应的临界电流为

$$I_c = \frac{[L_c/u_r + (L_0 - x_{vmax})]k_f}{N}\sqrt{\frac{2(p_s A_s - F_{sf})}{\mu_0 S}} \tag{17}$$

式中：x_{vmax} 为阀芯的最大位移。

则占空比为

$$\tau_3 = \frac{I_c R}{U} \tag{18}$$

由于稳态液动力趋向于阀芯关闭，且数值较小，故忽略稳态液动力的影响，仿真过程中，使控制电流略大于临界电流。根据此原理，对高频 PWM 仿真模型进行反馈控制，分别得到了不同进口压力下阀芯合力的变化曲线，如图 11 所示。

由图 11 可知，不同进口压力下，采用高频 PWM 占空比反馈控制方法后，阀芯合力始终略大于 0，既可以保证阀芯维持最大开口，又可以有效降低功耗，减小温升。

4.3 反向 PWM 占空比的反馈控制及验证

反馈控制原理为：通过实时监测线圈电流的卸荷时间 t_2，乘以载波频率，得到反馈占空比为

$$\tau_4 = \tau_1 + t_2 f_1 \tag{19}$$

反向 PWM 的占空比 τ_4 的增加可以提高反向电压的作用时间，进一步加速线圈电流的卸荷速度，进而降低线圈电流的卸荷时间 t_2，直至线圈电流降低至 0 A，占空比 τ_4 保持不变。

根据此反馈控制原理，对原反向 PWM 仿真模型进行优化反馈控制，分别得到了在不同载波频率下的电流响应曲线，如图 12 所示。

由图 12 可知，对反向 PWM 的占空比进行反馈控制后，在 20 Hz 和 50 Hz 载波频率下，电流的卸荷时间从10 ms降低到2 ms左右，并且不会出

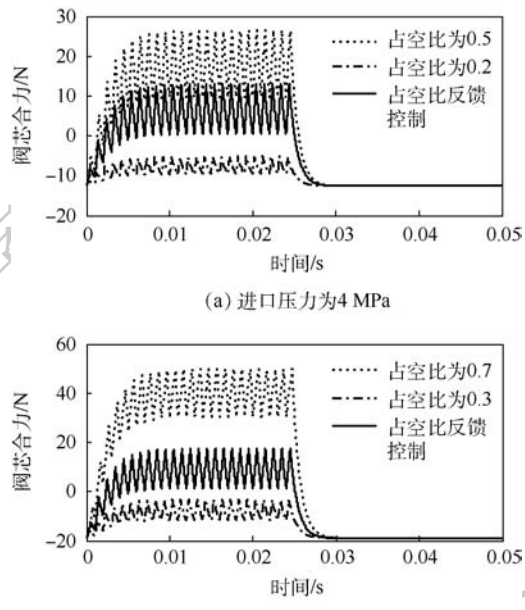


图 11 不同进口压力下的阀芯合力优化曲线

Fig. 11 Resultant force optimization curves of ball valve under different inlet pressures

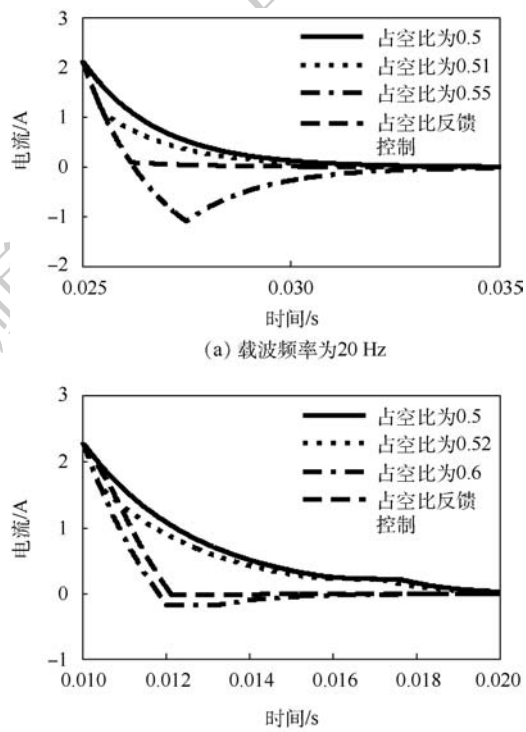


图 12 不同载波频率下的线圈电流响应优化曲线

Fig. 12 Response optimization curves of coil current under different carrier frequencies

北航学报 赠阅

现负电流,避免阀芯重新打开的问题,有效降低了阀芯的关闭时间,提高了阀芯响应速度。

4.4　复合 PWM 控制策略验证

为了对比复合 PWM 控制和单一 PWM 控制的性能,分别对 2 种控制器仿真,结果如图 13 所示。

由图 13 可知,与单一 PWM 控制相比,采用复合 PWM 控制策略后,阀芯在最大开口维持阶段时,线圈电流降低约 80%,有效降低了功耗。由图 14可知,阀芯关闭时,以理想阀芯位移为参考,采用复合 PWM 控制的阀芯关闭时间在3 ms 以内,与单一 PWM 控制相比,减小约 62.5%。

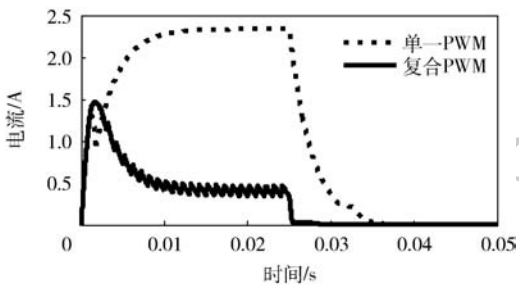


图 13　不同控制策略下的线圈电流对比曲线

Fig. 13　Comparative curves of coil current under different control strategies

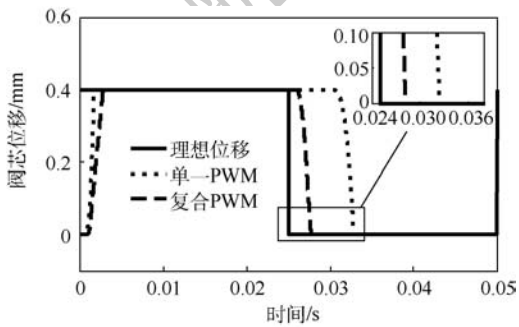


图 14　不同控制策略下的阀芯位移对比曲线

Fig. 14　Comparative displacement curves of ball valve under different control strategies

5　结　论

本文提出了一种适用于高速开关阀的复合 PWM 控制策略,包括基准 PWM、激励 PWM、高频 PWM 及反向 PWM,并给出了复合 PWM 的作用机制与工作原理。

1) 针对激励 PWM,设计了基于阀芯位移观测的占空比控制器,结果表明,阀芯位移在不同载波频率和不同进口压力下均可以达到最大开口。

2) 针对高频 PWM,设计了基于进口压力反馈的占空比控制器,结果表明,在不同进口压力下,阀芯合力始终略大于 0。

3) 针对反向 PWM,设计了基于线圈电流卸荷时间反馈的占空比控制器,结果表明,在 20 Hz 和 50 Hz 载波频率下,与单一 PWM 控制相比,线圈电流的卸荷时间从 10 ms 降低到 2 ms 左右,并且避免了出现反向电流的问题。

4) 与单一 PWM 控制相比,复合 PWM 控制下的线圈电流在阀芯最大开口维持阶段降低约 80%,阀芯关闭时间减少约 62.5%,可有效减少线圈的功率损耗和阀芯的关闭时间。

5) 由于本文所有研究工作是在电压幅值为 24 V 的基础上开展的,与单一 PWM 控制相比,复合 PWM 控制策略并未提高电磁力的幅值,故并未改变阀芯的开启特性。

参考文献 (References)

[1] YANG H Y, PAN M. Engineering research in fluid power: A review[J]. Journal of Zhejiang University-Science A, 2015, 16(6): 427-442.

[2] WU S, ZHAO X Y, LI C F, et al. Multi-objective optimization of a hollow plunger type solenoid for high speed on/off valve[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2018, 65(4): 3115-3124.

[3] LINJAMA M, HUHTALA K. Digital hydraulic power management system-towards lossless hydraulic[C]// The Third Workshop on Digital Fluid Power, 2010: 5-22.

[4] 杨华勇,王双,张斌,等. 数字液压阀及其阀控系统发展和展望[J]. 吉林大学学报(工学版),2016,46(5):1494-1505.
YANG H Y, WANG S, ZHANG B, et al. Development and prospect of digital hydraulic valve and valve control system[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2016, 46(5): 1494-1505 (in Chinese).

[5] PAN M, PLUMMER A. Digital switched hydraulics[J]. Frontiers of Mechanical Engineering, 2018, 13(2): 225-231.

[6] 王秋霞,樊丁,彭凯. AMESim 仿真技术在高速电磁阀中的应用[J]. 航空动力学报,2014,29(3):702-707.
WANG Q X, FAN D, PENG K. High speed solenoid valve with the application of AMESim[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(3): 702-707 (in Chinese).

[7] JIAO Z X, LIU X C, SHANG Y X, et al. An integrated self-energized brake system for aircrafts based on a switching valve control[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 60: 20-30.

[8] MENG A H, SONG J. Linear control performance improvement of high speed on-off valve controlled by PWM[J]. SAE International Journal of Commercial Vehicles, 2015, 8: 283-292.

[9] 江海兵,阮健,李胜,等. 2D 电液高速开关阀设计与实验[J]. 农业机械学报,2015,46(2):328-334.
JIANG H B, RUAN J, LI S, et al. Design and experiment of 2D electrohydraulic high-speed on-off valve[J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural, 2015, 46(2): 328-334 (in Chinese).

[10] NIE S L, LIU X Y, YIN F L, et al. Development of a high-pres-

北航学报 赠阅

sure pneumatic on/off valve with high transient performances direct-driven by voice coil motor[J]. Applied Sciences,2018,8(4):611.

[11] ZHOU C, DUAN J, DENG G L, et al. A novel high-speed jet dispenser driven by double piezoelectric stacks[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics,2017,64(1):412-419.

[12] KONG X W, LI S Z. Dynamic performance of high speed solenoid valve with parallel coils[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering,2014,27(4):816-821.

[13] ZHAO J H, WANG M L, WANG Z J, et al. Different boost voltage effects on the dynamic response and energy losses of high-speed solenoid valves[J]. Applied Thermal Engineering,2017,123:1494-1503.

[14] 苏明. 电磁高速开关阀控制特性及方法研究[D]. 贵阳:贵州大学,2010.
SU M. Study on control characteristics and method of high speed on/off solenoid valve[D]. Guiyang: Guizhou University, 2010(in Chinese).

[15] 钟麒,张斌,洪昊岑,等. 基于电流反馈的高速开关阀3电压激励控制策略[J]. 浙江大学学报(工学版),2018,52(1):8-15.
ZHONG Q, ZHANG B, HONG H C, et al. Three power sources excitation on control strategy of high speed on/off valve based on current feedback[J]. Journal of Zhejiang University(Engineering Science),2018,52(1):8-15(in Chinese).

[16] ZHONG Q, ZHANG B, YANG H Y, et al. Performance analysis of a high-speed on/off valve based on an intelligent pulse-width modulation control[J]. Advances in Mechanical Engineering, 2017,9(11):168781401773324.

[17] 徐哲. 汽车线控液压制动系统特性及控制研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.
XU Z. Research on characteristics and control of electro-hydraulic brake system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2014(in Chinese).

[18] WANG S, ZHANG B, ZHONG Q, et al. Study on control performance of pilot high-speed switching valve[J]. Advances in Mechanical Engineering,2017,9(7):168781401770890.

[19] 宋晨,王诗其,杨超. 基于滑模观测器的机翼颤振主动抑制设计[J]. 北京航空航天大学学报,2017,43(6):1098-1104.
SONG C, WANG S Q, YANG C. Active flutter suppression design of a wing based on sliding mode observer[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(6):1098-1104(in Chinese).

[20] 邓成钢,项占琴. 高速点阵式脉冲喷射发生器的无传感器控制[J]. 光学精密工程,2012,20(4):752-759.
DENG C G, XIANG Z Q. Sensorless control of high-speed dot-matrix pulse jet generator[J]. Optics and Precision Engineering,2012,20(4):752-759(in Chinese).

作者简介:

高强 男,博士研究生。主要研究方向:数字液压元件及其控制技术。

朱玉川 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:数字液压元件及其控制技术。

Analysis and optimization on compound PWM control strategy of high-speed on/off valve

GAO Qiang, ZHU Yuchuan*, LUO Zhang, CHEN Xiaoming

(College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Aimed at slow response and high-power consumption of high-speed on/off valve (HSV) controlled by single PWM signal, a compound PWM control strategy proposed from the point of view of the digital signal generation mechanism, which consists of reference PWM, excitation PWM, high-frequency PWM and reverse PWM. First, mechanism and working principle of compound PWM control strategy are given. Next, the influence rules of duty cycle of excitation PWM, high-frequency PWM and reverse PWM signals on performance of HSV are studied by simulation under different boundary conditions. Finally, the closed-loop controllers of these PWM's duty cycle are designed based on state variable feedback. Simulation results show that the proposed compound PWM controller can reduce power consumption and closing time of HSV effectively. The coil current is reduced by 80% at maximum position of the ball valve, and closing time of HSV is shortened by 62.5% approximately, compared with single PWM control strategy.

Keywords: high-speed on/off valve (HSV); compound PWM; dynamic performance; power consumption; sliding mode observer

Received: 2018-09-27; **Accepted**: 2018-12-21; **Published online**: 2018-12-28 14:42

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181226.1424.003.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51575258); Qing Lan Project

* **Corresponding author**. E-mail: meeyczhu@nuaa.edu.cn

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0568

130 nm 体硅反相器链的单粒子瞬态脉宽特性研究

全下文载

李赛[1,2], 陈睿[1], 韩建伟[1,3,*]

(1. 中国科学院国家空间科学中心, 北京 100190; 2. 中国科学院大学, 北京 100049;
3. 中国科学院大学 天文与空间科学学院, 北京 101407)

摘 要: 针对 130 nm 体硅反相器链,利用脉冲激光和重离子实验研究了目标电路单粒子瞬态(SET)的脉宽特性,并分析了电路被辐射诱发的 SET 脉宽特性受激光能量、重离子线性能量传递(LET)值、PMOS 管栅长尺寸等因素的影响机制。重离子和脉冲激光实验结果类似,均表现为随激光能量、LET 值的增加,电路被辐射诱发的 SET 脉宽逐步增大,且表现出明显的双(多)峰分布趋势,但辐射诱发的 SET 脉冲个数呈先增加再减少规律。此外,实验结果表明,在不同激光能量、LET 值下,PMOS 管栅长尺寸影响反相器链 SET 脉冲的特征不同。当激光能量、LET 值较低时,PMOS 管栅长尺寸大的电路产生的 SET 脉宽较大,而当激光能量、LET 值较大时,PMOS 管栅长尺寸小的电路反而产生更宽的 SET 脉冲。分析表明,较高激光能量、LET 辐照时,寄生双极放大效应被触发可能是导致 PMOS 管栅长尺寸影响电路 SET 特征差异的主要原因。

关 键 词: 单粒子瞬态 (SET); 反相器; CMOS 工艺; 重离子; 脉冲激光
中图分类号: V216.5+1
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2019)06-1137-08

单粒子效应是导致在轨航天器故障的主要空间辐射效应之一[1]。随着器件工艺尺寸的不断缩减,器件往往具有更低的工作电压和更高的工作频率,此时较小的瞬态收集电流和扰动电压都将有可能引发电路故障,且随着工作频率的增加,单粒子瞬态(Single-Event-Transient, SET)脉冲被电路捕获的概率也将大大提高[2],从而更加容易引发器件出现错误。在微纳工艺尺寸下,SET 脉宽已经可以和正常信号宽度相比拟,因此更加容易在电路中无损传播,造成电路对 SET 瞬态效应更加敏感。国内外针对模拟器件的 SET 效应开展了大量的研究[3-5],并提出多种抗 SET 加固方法,而对于微纳数字逻辑电路的 SET 效应研究相对较少,且主要集中在利用仿真手段研究 SET 效应的脉宽特征、传输机制等[6-8],基于实验精细研究微纳工艺 SET 的脉宽特性及影响规律的报道较少,较难满足微纳电路日益紧迫的抗 SET 效应加固设计需求。

本文针对自主设计的 130 nm 体硅工艺反相器链电路,利用重离子和脉冲激光实验手段,对电路产生的 SET 脉宽特征及脉宽分布情况与激光能量、重离子线性能量传递(Linear Energy Transfer, LET)值及 PMOS 管栅长尺寸之间的关系展开了实验研究,得到了不同因素对 SET 脉宽特征的影响规律,并分析了 SET 脉宽特性被诱发的潜在机制。

收稿日期: 2018-09-28; **录用日期**: 2018-11-30; **网络出版时间**: 2019-01-10 08:59
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190108.1027.004.html
基金项目: 国家自然科学基金 (11705228); 中国科学院科技创新重点部署项目 (KGFZD-135-16-005); 中国科学院国防科技创新基金 (CXJJ16M245)

* **通信作者**. E-mail: hanjw@nssc.ac.cn

引用格式: *李赛, 陈睿, 韩建伟. 130 nm 体硅反相器链的单粒子瞬态脉宽特性研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1137-1144. LI S, CHEN R, HAN J W. Single-event-transient pulse width characteristics of 130 nm bulk silicon inverter chain [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6): 1137-1144 (in Chinese).*

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

1 实验样品

SET 脉宽特性研究样品为自主设计电路,其包含靶电路和脉宽检测电路,采用 130 nm CMOS 工艺制造。靶电路包括 2 条具有不同尺寸单元的反相器链,级数均为 200 级。2 条反相器链的 NMOS 单元和 PMOS 单元的栅宽尺寸均为 0.13 μm,NMOS 单元栅长尺寸均为 0.42 μm,但是 PMOS 单元栅长尺寸分别为 0.64 μm(反相器链 A)和 0.8 μm(反相器链 B)。通过片上的脉宽检测电路实现对产生的 SET 脉宽和个数的记录。SET 脉宽测试精度由反相器的延时决定,为 ±14.1 ps。

SET 脉宽测量电路的基本电路如图 1 所示。当 SET 脉冲测试链(第 1 部分)中有瞬态脉冲传播时,会触发链中反相器发生翻转,使反相器链的串行输出结果中存在 2 个连续一致的节点,因此可以通过此 2 个节点之间反相器个数乘以反相器单元延时(28.2 ps)计算获得 SET 脉宽。第 2 部分和第 3 部分电路分别用来实现每级反相器的电平信息的锁存和串行输出。第 4 部分是自触发电路,用来触发第 2 部分的锁存器变为保持状态和触发第 3 部分将反相器链中各节点的信号值串行输出。此外,为防止实验过程中测试电路错误诱发测试失败,对测试电路做了抗 SET 脉冲和单粒子闩锁加固设计。

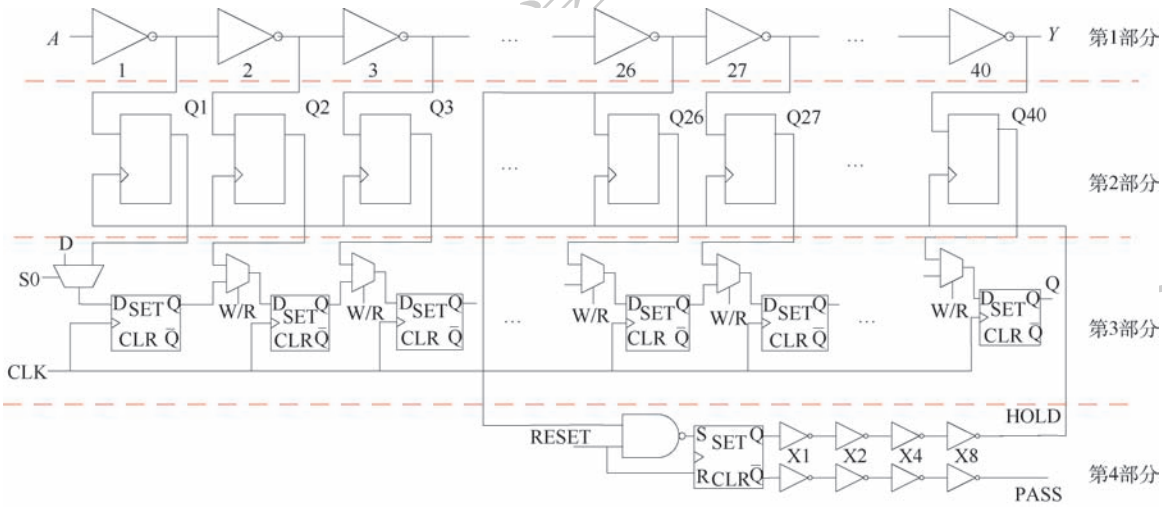


图 1 SET 脉宽测量电路的基本电路

Fig. 1 Basic circuit of SET pulse width measuring circuit

2 实验方法

2.1 脉冲激光实验方法

脉冲激光实验利用中国科学院国家空间科学中心脉冲激光单粒子效应实验装置开展[9],实验装置的具体参数为:激光波长为 1 064 nm,脉宽为 9 ps,光斑直径约 1.7 μm,脉冲激光重复频率为 1 ~ 50 kHz,等效 LET 值范围为 0.1 ~ 200 MeV · cm^2/mg。图 2 为脉冲激光测试系统示意图。为使激光有效进入芯片,脉冲激光从背部硅衬底面入射到样品内部[10]。实验过程中,通过计算机上的 SET 脉冲测试软件实时采集和记录检测电路捕捉到的目标电路发生 SET 脉冲效应时的脉宽和个数。

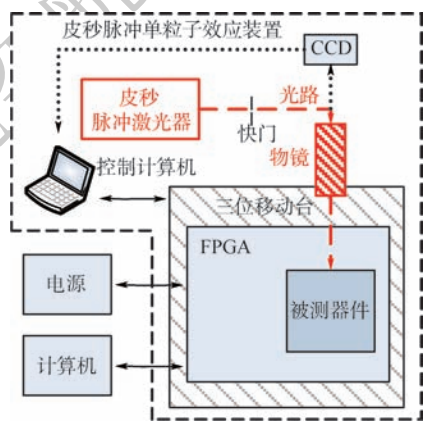


图 2 脉冲激光测试系统

Fig. 2 Test system of pulse laser

2.2 重离子实验方法

重离子实验在中国科学院近代物理研究所的重离子加速器上进行,实验选用的重离子的能量、LET 值及在硅中的射程如表 1 所示。重离子垂直测试芯片轰击,注量为 1×10^7 个离子/cm^2。实验过程中,通过片上检测电路检测捕捉目标电路发生 SET 脉冲效应时的脉宽和个数。

北航学报 赠阅

表 1　重离子参数

Table 1　Heavy ion parameters

离子种类	能量/MeV	LET 值/(MeV·cm^2·mg^{-1})	射程/μm
Fe	6.3	29.2	20
Xe	1 994.1	49.65	150.44
	1 209.5	66	87.88
Bi	1 283.3	97.8	69.8

3　SET 脉冲实验结果

3.1　激光能量及 LET 值对 SET 脉宽特性的影响

图3为反相器链A、B在不同激光能量辐照下产生的 SET 脉宽分布情况。可以看出,随着激光能量的增加,电路产生的 SET 脉冲个数增多,SET 脉宽分布的峰值所对应的脉宽值逐渐增大,且有多峰出现。当激光能量较低(642 pJ)时,2 条反相器链产生的 SET 脉宽分布均只有一个峰值,且峰值对应的 SET 脉宽相同,但是相比于反相器链 A,反相器链 B 产生了更多、更宽的 SET 脉冲。在激光能量为 818 pJ 和 1 042 pJ 时,2 条反相器链产生的 SET 脉宽分布均出现多峰分布,仍然是反相器链 B 产生了更宽的 SET 脉冲,但反相器链 B 产生的 SET 脉宽分布峰值对应的脉宽值与反相器链 A 产生的 SET 分布峰值对应的脉宽值相接近。当激光能量增加到 2 184 pJ 时,反相器链 A 和反相器链 B 的脉宽分布均有 2 个峰值,此时反相器链 A 的主峰对应 SET 脉宽小于反相器链 B 的主峰对应 SET 脉宽,反相器链 A 的次峰在其主峰右边,反相器链 B 的次峰在其主峰左边,且反相器链 A 的次峰对应 SET 脉宽大于反相器链 B 的次峰对应 SET 脉宽,同时反相器链 A 也产生了更宽的 SET 脉冲。

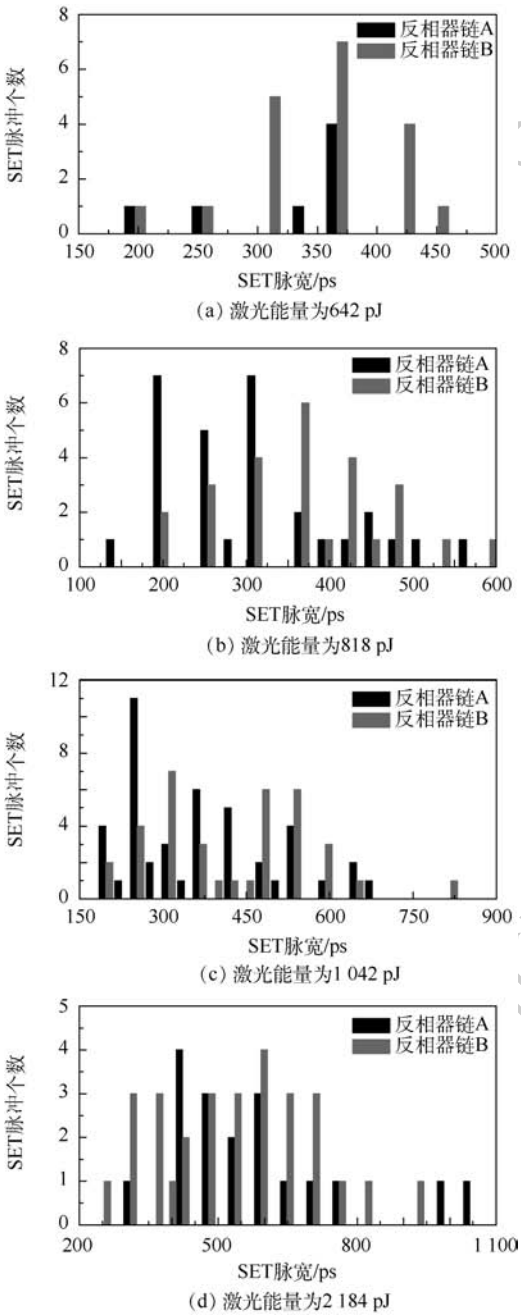


图 3　SET 脉宽分布与激光能量的关系

Fig. 3　Relationship between SET pulse width distribution and laser energy

图 4 为反相器链 A、B 在不同 LET 值的重离子辐照下产生的 SET 脉宽分布情况。可以看出,随着 LET 值的增加,电路产生的 SET 脉宽分布的峰值所对应的脉宽值逐渐增大,且有多峰出现。与脉冲激光实验结果类似,在较低 LET 值(29.2 MeV·cm^2/mg)时,反相器链 B 产生了更多、更宽的 SET,且反相器链 B 产生的 SET 脉宽分布峰值对应的脉宽大于反相器链 A 峰值对应的脉宽,且此时反相器链 B 产生的 SET 脉宽的分布已呈双峰趋势,其中次峰位于主峰的左侧。随着重离子 LET 值的增加,反相器链 A 开始产生更多、更宽的 SET 脉冲,且反相器链 A 的 SET 脉宽分布也开始出现双峰分布。当 LET 值为 49.65 MeV·cm^2/mg 时,反相器链 A 和反相器链 B 的 SET 脉宽分布的次峰均出现在主峰的左侧,而当 LET 值增大为 66 MeV·cm^2/mg 时,反相器链 A 的 SET 脉宽分布已经出现 3 个峰值,反相器链 B 的 SET 脉宽分布对应的 2 个峰值比较接近。当 LET 值为 97.8 MeV·cm^2/mg 时,反相器链 A 的 SET 脉宽分布仍然有 3 个峰值,且 2 个次峰分别出现在主峰的两侧,反相器链 B 的 SET 脉宽分布有 2 个峰值,次峰位于主峰的右侧。

3.2　PMOS 管栅长尺寸对 SET 脉宽特性的影响

图 5 为反相器链产生的 SET 脉冲个数随激光能量和重离子 LET 值增加的实验结果。图 6 为反相器链产生的SET平均脉宽随激光能量和

北航学报 赠阅

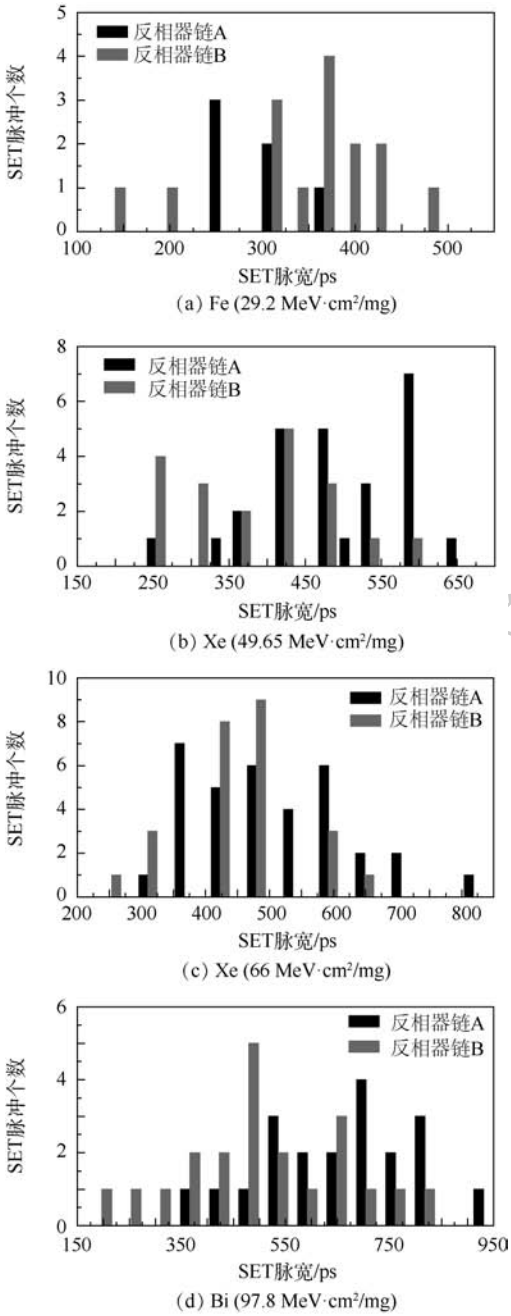


图 4 SET 脉宽分布与 LET 值的关系

Fig. 4 Relationship between SET pulse width distribution and LET

重离子 LET 值增加的实验结果。从图 5 可以看出,脉冲激光实验结果和重离子实验结果表现一致,在较低激光能量、LET 值时,反相器链 A 产生较少的 SET 脉冲,而随着激光辐照能量增加到 818 pJ、重离子 LET 值增加到 49.65 MeV · cm²/mg 时,反相器链 A 产生的 SET 脉冲多于反相器链 B 产生的 SET 脉冲,但是随着激光能量、LET 值的进一步增大,2 条反相器链产生的 SET 脉冲个数均开始减少,且当激光能量为 2 184 pJ、重离子 LET 值为 97.8 MeV · cm²/mg 时,反相器链 A 产生的SET脉冲个数少于反相器链B产生的SET

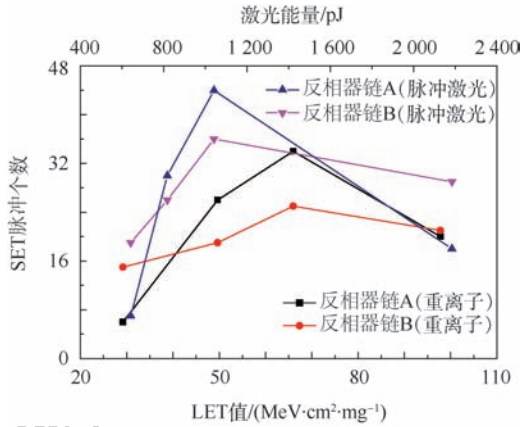


图 5 反相器链产生的 SET 脉冲个数与激光能量、LET 值的关系

Fig. 5 Relationship between number of SET pulse generated by inverter chain and laser energy/LET

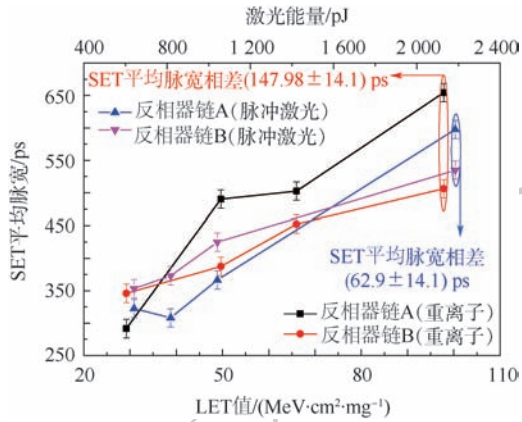


图 6 反相器链产生的 SET 脉冲的平均脉宽与激光能量、LET 值的关系

Fig. 6 Relationship between average pulse width of SET pulse generated by inverter chain and laser energy/LET

脉冲个数。从图 6 可以看出,在较低激光能量、LET 值下,反相器链 A 产生的 SET 平均脉宽小于反相器链 B 产生的 SET 平均脉宽,而在较高激光能量、LET 值下,反相器链 A 产生的 SET 平均脉宽大于反相器链 B 产生的 SET 平均脉宽。激光能量为2 184 pJ时,反相器链 A 产生的 SET 平均脉宽比反相器链 B 产生的 SET 平均脉宽宽(62.9 ± 14.1) ps;重离子 LET 值为 97.8 MeV · cm²/mg 时,反相器链 A 产生的 SET 平均脉宽比反相器链 B 产生的 SET 平均脉宽宽(147.98 ± 14.1) ps。

4 SET 脉冲实验结果分析

4.1 激光能量及 LET 值对 SET 脉宽影响结果分析

不同激光能量、LET 值在器件有源区沉积的

北航学报 赠阅

能量不同，随着重离子 LET 值和激光能量的增大，辐照区域上电离的电子空穴对数量增加，增加了电荷收集时间，提高了电荷收集效率，因此在被测电路中形成了更宽、更多的 SET 脉冲。前期的研究表明，晶体管被辐照后电离的电荷收集呈高斯分布[11]，故典型单元的 SET 脉宽分布也应该符合高斯分布[12]。在较低激光能量、LET 值时，电路受辐照产生的 SET 脉宽分布近似呈高斯分布，这与文献[12]的实验研究结果一致。而随着激光能量、LET 值的增加，电荷共享效应开始明显，因此将产生更多的 SET 脉冲，使其脉宽分布在不同脉宽值下出现峰值，即出现多峰分布。因激光辐照时的光斑尺寸约为 1.7 μm，远大于重离子电离的核心径迹尺寸[13]，所以在激光辐照情况下更容易产生电荷共享，从而电路产生的 SET 脉宽分布更加容易出现多峰分布。在较高激光能量、LET 值下，有大量的研究表明[14-17]，基于双阱工艺的 PMOS 晶体管的寄生双极晶体管将被打开，此时 PMOS 产生的 SET 脉冲的脉宽将宽于 NMOS 产生的 SET 脉冲脉宽[18-19]。

双阱工艺下 CMOS 电路中寄生双极晶体管的结构如图 7 所示。以输入 A 为高电平，输出 Y 为低电平为例进行分析。当带电粒子入射 PMOS 管漏极时，PMOS 中横向寄生的双极晶体管的基极（N 阱）吸收电子电势被拉低，因此横向寄生的双极晶体管被打开，从而对收集电流进行放大，致使 PMOS 产生一个较宽的 SET 脉冲。但对于 NMOS 管来说，横向寄生的双极晶体管的基极（P 阱）吸收空穴后电势被拉高，而集电极和发射极均为低电平，故该寄生的双极晶体管处于饱和状态，不会对收集的瞬态电流进行放大。此外，当带电粒子入射 PMOS 漏极时，PMOS 中纵向寄生的双极晶体管的基极（N 阱）也会吸收电子从而电势降低，因此纵向的双极晶体管被打开，进一步对瞬态电流进行放大。而 NMOS 的纵向结构为 n-p-p 型，不存在构成寄生双极晶体管的条件，因此PMOS 管的寄生双极放大效应更加敏感。对于输入低

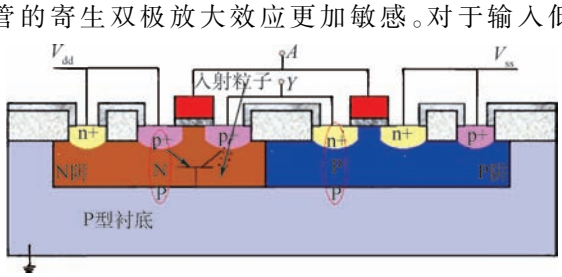


图 7　双阱工艺下 CMOS 电路中寄生双极晶体管结构

Fig. 7　Structure of parasitic bipolar transistor in CMOS circuit in double well process

电平、输出高电平状态进行分析，同样可以得到 PMOS 寄生的双极放大效应比 NMOS 更敏感。因此，较高激光能量、LET 值下，PMOS 管中寄生的双极晶体管被打开从而产生一个宽于 NMOS 产生的 SET 脉冲是反相器链产生 SET 脉宽的分布出现 2 个峰值的原因，且次峰存在于主峰的右侧。由于重离子核心径迹尺寸比激光光斑尺寸小，只有在相对非常大的 LET 值下电路才会受到电荷共享效应的影响，而在此之前，电路将先受寄生双极放大效应影响，因此电路的 SET 脉宽分布先出现双峰分布再出现多峰分布。

4.2　PMOS 管栅长尺寸对 SET 脉宽影响结果分析

载流子漂移扩散过程及寄生双极放大过程是晶体管产生电荷收集的基本机理[20]，电子-空穴对在电场作用下发生漂移的响应时间约为 1 ~ 2 ps，其主要影响 SET 脉冲的幅值强度[21]，而随着时间的推移，因电子空穴对浓度梯度的存在，扩散作用将对 SET 脉冲的拖尾产生影响[22]。SET 瞬态采集电路是以反相器链中某一级反相器的翻转作为触发信号，在相同激光能量、LET 值下，因 PMOS 管栅长尺寸大的反相器链的等效电阻小，所以产生的 SET 脉冲幅值大于 PMOS 管栅长尺寸小的反相器链产生的瞬态幅值，从而先触发检测电路并被捕获，因此测得的 PMOS 管栅长尺寸大的反相器链 B 产生的 SET 脉冲数量更多一些。此外，因反相器链 B 被辐照后电离的电荷分布空间大，扩散作用收集电荷所持续的时间较长，因此将产生较宽的 SET 脉冲。

在较高激光能量、LET 值时，因反相器链 A 比反相器链 B 具有更小的 PMOS 管栅长尺寸，而随着器件尺寸减小，寄生双极晶体管的基极也相应减小，导致其电流增益增加[23]，因此栅长尺寸小的反相器链产生了更宽的 SET 脉冲。当 PMOS 中的寄生双极晶体管被打开时，寄生晶体管的双极放大效应对目标电路的影响大于载流子漂移扩散过程对收集的 SET 脉冲的影响，故此时表现为栅长尺寸小的电路产生了更宽的 SET 脉冲。此外，当激光能量、LET 值很大时，电荷共享效应容易发生从而使电路产生较多的窄 SET 脉冲，但是产生的 2 个或多个 SET 脉冲有可能叠加到一起，从而被检测电路以一个脉冲捕捉，因此实验结果表现为测得的 SET 个数下降，但 SET 脉宽增加。

4.3　脉冲激光和重离子结果对比分析

实验结果对比分析发现，2 条反相器链在脉冲激光和重离子辐照下产生的 SET 脉冲结果较

北航学报 赠阅

为一致,即较低激光能量、LET 值时反相器链 B 比反相器链 A 敏感,较高激光能量、LET 值时反相器链 A 的寄生双极效应更严重,导致其更敏感,但是 2 种实验手段在不同能量、LET 值下对 SET 脉宽特性的影响上仍存在差异。相比于重离子辐照,较低激光能量辐照时即可出现 SET 脉宽的多峰分布,而相比于激光,重离子在较低 LET 值下更容易使 PMOS 管的寄生双极效应打开,从而产生一个较宽的 SET 脉冲。

脉冲激光诱发单粒子效应的物理机理与重离子类似,都是电离诱发的电子-空穴对被电路内部敏感节点收集形成瞬态电流,进而对电路造成影响,但二者的电离机制和电离(能量沉积)径迹有所不同[24]。脉冲激光的电离机制是光子与半导体材料相互作用,半导体材料吸收光子从而产生电子-空穴对,而重离子在半导体材料中的电离过程是重离子与半导体材料相互作用的能损过程。在电离(能量沉积)径迹方面,脉冲激光在纵向上沉积的能量随入射深度的增加呈指数减小,而重离子在纵向上沉积的能量则随入射深度的增加而增加,射程的末端沉积的能量较多[25],而在横向上,激光辐照产生载流子的面积较大(光斑尺寸为微米量级),而重离子的电离径迹直径较小(纳米量级[26])。

由于激光的横向沉积能量面积较大,在激光能量较弱时,电荷共享效应不存在或不明显,但随着激光能量的进一步增加,电荷共享效应开始显著,从而使电路产生的 SET 脉宽分布出现多峰分布。因重离子在纵向沉积能量随入射深度的增加而增加,使得 PMOS 管中寄生的双极晶体管的基极更容易收集较多的电荷,从而打开寄生的双极晶体管,因此相比于激光辐照情况,在较低 LET 值下反相器链 A 产生的 SET 的脉宽便超过反相器链 B 产生的 SET 脉宽。此外,当 LET 值很大时也有可能出现电荷共享效应,致使 SET 脉宽分布出现多峰。

5 结 论

1) 双阱 CMOS 工艺下,PMOS 的寄生双极效应开启和电荷共享效应是较高激光能量(2 184 pJ)和较高 LET 值(49.65、66、97.8 MeV·cm^2/mg)下造成 SET 脉宽呈双(多)峰分布的主要原因。

2) PMOS 晶体管的寄生双极晶体管效应在较高激光能量、LET 值下显著,且 PMOS 管栅长尺寸小的反相器链电路的寄生双极效应更严重(激光能量为 2 184 pJ时,反相器链 A 比反相器链 B 产生的 SET 平均脉宽约宽 62.9 ps;LET 值为 97.8 MeV·cm^2/mg时,反相器链 A 比反相器链 B 产生的 SET 平均脉宽约宽 147.98 ps)。

3) 受电离(能量沉积)径迹的影响,重离子更容易使 PMOS 管中寄生的双极晶体管打开。

参考文献(References)

[1] ECOFFET R. Overview of in-orbit radiation induced spacecraft anomalies [J]. IEEE Transaction on Nuclear Science, 2013, 60(3): 1791-1815.

[2] FERLET-CAVROIS V, MASSENGILL L W, GOUKER P. Single event transients in digital CMOS-A review[J]. IEEE Transaction on Nuclear Science, 2013, 60(3): 1767-1790.

[3] LIU J B, LIU Y, CHENG J L, et al. Simulations of single event transient effects in the LM139 voltage comparator[C]// International Conference on Reliability, Maintainability and Safety. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 189-192.

[4] REN Y, CHEN L, SHI S T, et al. Single-event transient measurement on a DC/DC PWM controller using pulsed X-ray technique[C]// IEEE International Reliability Physics Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: SE.3.1-SE.3.5.

[5] DU Y K, CHEN S M. A novel layout-based single event transient injection approach to evaluate the soft error rate of large combinational circuits in complimentary metal-oxide-semiconductor bulk technology[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2016, 65(1): 248-255.

[6] ANDJELKOVIC M, KRSTIC M, KRAEMER R. Comparison of the SET sensitivity of standard logic gates designed in 130 nm CMOS technology[C]// International Conference on Microelectronics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 217-220.

[7] ANDJELKOVIC M, ILIC A, PETROVIC V, et al. SET response of a SEL protection switch for 130 and 250 nm CMOS technologies[C]// IEEE International Symposium on On-Line Testing and Robust System Design. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 185-190.

[8] DURGA G, BALAMURUGAN V, SRINIVASAN R. Single event transient analysis on junctionless silicon nanotube field effect transistor[C]// International Conference on Information Communication and Embeded Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 1-4.

[9] 陈睿,余永涛,上官士鹏,等.90 nm 互补金属氧化物半导体静态随机存储器局部单粒子闩锁传播效应诱发多位翻转的机理[J].物理学报,2014,63(12):128501.
CHEN R, YU Y T, SHANGGUAN S P, et al. Mechanism of multiple bit upsets induced by localized latch-up effect in 90 nm complementary metal semiconductor static random-access memory[J]. Acta Physica Sinica, 2014, 63(12): 128501 (in Chinese).

[10] DARRACQ F, LAPUYADE H, BUARD N, et al. Backside SEU laser testing for commercial-off-the-shelf SRAMs [J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2002, 49(6): 2977-2983.

[11] FERLET-CAVROIS V, PAILLET P, GAILLARDIN M. Statisti-

北航学报 赠阅

cal analysis of the charge collected in SOI and bulk devices under heavy ion and proton irradiation—Implications for digital SETs[J]. IEEE Transaction on Nuclear Science,2006,53(6):3242-3252.

[12] CHEN S M,LIANG B. Temperature dependence of digital SET pulse width in bulk and SOI technologies[J]. IEEE Transaction on Nuclear Science,2008,55(6):2914-2920.

[13] CHEN R M, ZHANG F Q,CHEN W,et al. Single-event multiple transients in conventional and guard-ring hardened inverter chains under pulsed laser and heavy-ion irradiation[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science,2017,64(9):2511-2518.

[14] AMUSAN O A,MASSENGILL L W,BHUVA B L,et al. Design techniques to reduce SET pulse widths in deep-submicron combinational logic[J]. IEEE Transaction on Nuclear Science, 2007,54(6):2060-2064.

[15] GADLAGE M J,AHLBIN J R,NARASIMHAM B,et al. Single-event transient measurements in nMOS and pMOS transistors in a 65 nm bulk CMOS technology at elevated temperatures[J]. IEEE Transactions on Device and Materials Reliability,2011, 11(2):179-186.

[16] JAGANNATHAN S,GADLAGE M J,BHUVA B L,et al. Independent measurement of SET pulse widths from N-hits and P-hits in 65 nm CMOS[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science,2010,57(6):3386-3391.

[17] AMUSAN O A, WITULSKI A F, MASSENGILL L W, et al. Charge collection and charge sharing in a 130 nm CMOS technology[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2006, 53(6):3253-3258.

[18] 刘家齐,赵元富,王亮,等.65 nm 反相器单粒子瞬态脉宽的多峰值现象[J].微电子技术,2017,43(1):20-23.
LIU J Q,ZHAO Y F,WANG L,et al. The multi-peak phenomenon in 65 nm inverters single event transient pulse width distribution[J]. Microelectronic Technology,2017,43(1):20-23(in Chinese).

[19] OLSON B D,BALL D R,WARREN K W,et al. Simultaneous single event charge sharing and parasitic bipolar conduction in a high-scaled SRAM design[J]. IEEE Transaction on Nuclear Science,2005,52(6):2132-2136.

[20] 刘蓉容,池雅庆,窦强.结深对 65 nm 体硅 CMOS 晶体管单粒子瞬态脉冲的影响[J].计算机工程与科学,2017,39(12):2176-2184.
LIU R R,CHI Y Q,DOU Q. Impact of junction depth on SET pulse width in 65 nm bulk CMOS transistor[J]. Computer Engineering and Science,2017,39(12):2176-2184(in Chinese).

[21] 刘征,陈书明,梁斌,等.单粒子瞬变中的双极放大效应研究[J].物理学报,2010,59(1):649-654.
LIU Z,CHEN S M,LIANG B,et al. Research of bipolar amplification effect in single event transient[J]. Acta Physica Sinica, 2010,59(1):649-654(in Chinese).

[22] FERLET-CAVROIS V,PAILLET P,MCMORROW D,et al. Direct measurement of transient pulses induced by laser and heavy ion irradiation in deca-nanometer devices[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science,2005,52(6):2104-2113.

[23] DODD P E,SEXTON F W,HASH G L,et al. Impact of technology trends on SEU in CMOS SRAMs[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science,1996,43(6):2797-2804.

[24] 薛玉雄,曹洲,杨世宇,等.重离子和脉冲激光模拟单粒子翻转阈值等等效性研究[J].原子能科学技术,2007, 41(6):653-658.
XUE Y X, CAO Z, YANG S Y, et al. Equivalence study on heavy ion and pulsed laser simulation of single-event upset threshold[J]. Atomic Energy Science and Technology, 2007, 41(6):653-658(in Chinese).

[25] JOHNSTON A H. Charge generation and collection in p-n junctions excited with pulsed infrared[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 1993,40(6):1694-1702.

[26] RAINE M,HUBERT G,GAILLARDIN M,et al. Impact of the radial ionization profile on see prediction for SOI transistors and SRAMs beyond the 32 nm technological node[J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2011,58(3):840-847.

作者简介:

李赛　女,博士研究生。主要研究方向:空间辐射效应。

陈睿　男,博士,副研究员。主要研究方向:空间辐射效应。

韩建伟　男,博士,研究员。主要研究方向:空间辐射效应。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Single-event-transient pulse width characteristics of 130 nm bulk silicon inverter chain

LI Sai[1,2], CHEN Rui[1], HAN Jianwei[1,3,*]

(1. National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;
3. School of Astronomy and Space Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 101407, China)

Abstract: Experimental research of single-event-transient (SET) is carried out by means of pulse laser and heavy ion irradiation on the inverter chain fabricated by 130 nm bulk silicon process. The impacts of laser energy, heavy ion linear energy transfer (LET), and PMOS gate length on the characteristics of SET pulse width were analyzed. Experimental results of heavy ion and laser are similar, and both results show that the pulse width of SET increases with laser energy/LET raise, and the distribution of SET pulse width has double (or multiple) peaks, but the number of SET generated in the circuit increases first and then decreases. In addition, the experimental results show that, under different laser energy/LET, the size of PMOS gate length affects the characteristics of SET differently. At low laser energy/LET, the circuit with larger PMOS gate length produces a wider SET pulse, and on the contrary, at high laser energy/LET, the circuit with smaller PMOS gate length produces a wider SET pulse. Through the analysis of the experimental results, it is found that the parasitic bipolar amplification effect may be the main cause of the difference of SET characteristics with high energy/LET irradiation.

Keywords: single-event-transient (SET); inverter; CMOS technology; heavy ion; pulse laser

北京航空航天大学学报

Received: 2018-09-28; **Accepted**: 2018-11-30; **Published online**: 2019-01-10 08:59

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190108.1027.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11705228); Key Project of Science and Technology Innovation Foundation of Chinese Academy of Sciences (KGFZD-135-16-005); National Defense Science and Technology Innovation Fund of Chinese Academy of Sciences (CXJJ16M245)

* **Corresponding author**. E-mail: hanjw@nssc.ac.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0575

全下文载

2UPR-RRU 并联机构及其运动学分析

陈淼，张氢*，葛韵斐，秦仙蓉，孙远韬

（同济大学 机械与能源工程学院，上海 201804）

摘 要：针对航天制造中轻金属材料搅拌摩擦焊的焊接需求，提出一种以2UPR-RRU构型的1T2R三自由度并联机构为主要执行机构的焊接装备。基于螺旋理论分析了该构型在一般位型和特殊位型下的约束螺旋系和自由度性质，指出该构型是具有两转一移的全周自由度机构。建立2UPR-RRU并联机构运动学模型，利用闭环矢量法建立动平台位姿与各驱动支链的关系，推导其运动学的正反解；在正解过程中构造优化目标函数，采用粒子群优化(PSO)算法分析了位姿输出与驱动关节输入的关系，得到了驱动输入的精确解。基于输入/输出速度雅可比矩阵分析了机构的奇异性问题，指出该构型避免存在驱动奇异的条件，研究表明该机构具有较好的运动学特性和驱动特性，具备良好的应用潜力。

关 键 词：搅拌摩擦焊；2UPR-RRU并联机构；螺旋理论；全周自由度；位姿正解；奇异性分析

中图分类号：TH112

文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2019)06-1145-08

搅拌摩擦焊是一种先进的固相焊接方法，在压焊过程中能够形成致密的、力学性能优异的焊缝，广泛应用于飞机曲面壁板、机翼结构等轻金属(铝合金、钛合金等)结构材料的焊接制造中[1-2]。压焊过程需要施加较大的顶锻压力和驱动力矩[3]，因此具备优异的刚度性能和重载承受力是搅拌摩擦焊装备的重要特性；同时为满足复杂空间焊缝的需求，装备应具有良好的灵活性及姿态调整能力。机构作为搅拌摩擦焊机械装备的骨架，是其实现优异性能的根本[4]，现有搅拌摩擦焊机一般由机床改进而成，Longhurst[5]将铣床改装为搅拌摩擦焊机，成本较低，但该类焊机只适应于平面焊缝的连接，生产效率较低；Backer等[6]设计了串联型搅拌摩擦焊接机器人，灵活度及工艺柔性较好，但关节式串联机器人的低负载能力和低刚度限制了其在搅拌摩擦焊中的应用，且为具有足够的刚度，该类机器往往比较笨重[7]。本文提出一种以三自由度并联机构为主要执行机构的焊接装备，该机构由若干条闭环支链及动静平台组成，具有较高的刚度及承载能力，负载能力/机器人质量比远高于串联型机器人，且驱动关节累积误差小，运行精度高，因此更能适应航天制造中搅拌摩擦焊的焊接需求；但并联机构同时也存在自由度性质不稳定、位姿正解困难等缺点[8-9]，本文旨在得到一类具有稳定三自由度性质的并联机构(1T2R，1T：一个移动自由度，2R：两个转动自由度)，并对其位姿正反解和奇异性问题进行深入研究。

1983年，Hunt[10]首次提出了具有1T2R自由度性质的3-RPS（R为转动副，P为移动副，S为球面副）并联机构，该机构被应用于混联型数控铣床[11]、光电跟踪系统[12]等各领域。2005年，李艳文[13]推导了3-RPS的奇异判别式，并用线几

收稿日期：2018-09-29；**录用日期**：2018-11-23；**网络出版时间**：2019-01-22 14:59
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190121.1146.001.html
基金项目：国家科技支撑计划（2015BAF06B05）；上海市科委：科技创新行动计划（17DZ1204602）
* **通信作者**. E-mail：zhqing_tj@126.com

引用格式：陈淼，张氢，葛韵斐，等. 2UPR-RRU并联机构及其运动学分析[J]. 北京航空航天大学学报，2019，45(6)：1145-1152.
CHEN M，ZHANG Q，GE Y F，et al. 2UPR-RRU parallel mechanism and its kinematic analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2019，45(6)：1145-1152 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

何、螺旋理论等方法分析了 10 种奇异构型，指出该构型的奇异性问题较为严重。2016 年，邹成[14]提出了 2UPR/RPS（U 为万向铰）构型的 1T2R 并联机构，利用螺旋理论证明了该构型在特殊位型下有绕轴 x 转动、绕动平台轴线的转动自由度以及沿 z 轴的移动自由度。张扬[15]提出了一种无伴随运动的新型两转一移 3-UPU 并联机构，并应用螺旋理论对其自由度性质进行了分析，指出该机构在满足一定尺寸条件下具有全周自由度的性质。吴金波和韩鹏[16]应用线几何工具和旋量理论分析了 3-UPU 并联机构的奇异性。

目前，部分研究仅对提出的 1T2R 并联机构在特殊位型下进行自由度性质分析，这是不充分的，因为当机构位型发生变化时，机构的自由度数目和性质可能会发生变化[17]，即不具备全周自由度的性质，机构存在伴随运动和较大的奇异性问题，这对机构的力学性能、轨迹规划和控制精度等方面都极为不利。

机构位姿的正反解问题是轨迹规划及控制研究的基础。与串联机构不同，并联机构位姿的反解较为简单，可以直接得到解析解，而正解问题需面临多元非线性方程组的问题，较为复杂，因此一般采用数值法求解。Liu 等[18]采用对偶神经网络与迭代法相结合的方法，将 3-RRR 并联机构的正解空间分为若干子空间以减少神经元个数，提高了位姿正解的计算速度与精度。王启明等[19]利用基于 L-M（Levenberg-Marquardt）算法改进的 BP 神经网络模型，较好地解决了 Stewart 并联机构位姿正解效率对迭代初值过度依赖的问题。吴小勇等[20]利用改进蚁群算法，将非线性方程组的多目标优化问题转化为单目标优化问题，有效地解决了 3-PPR 并联机构位姿正解问题。

本文提出一种应用于搅拌摩擦焊机械装备上的 2UPR-RRU 全周自由度并联机构，首先利用螺旋理论推导了该机构在普通位型和特殊位型下的约束螺旋系，充分分析其自由度数目与性质，并结合修正 Grübler-Kutzbach 公式[21-22]进行了自由度数目的验证。随后利用闭环矢量法建立了动平台位姿输出与各驱动支链输入的关系，推导了其运动学反解解析式。在正解过程中，根据反解表达式构造了优化目标函数，在位姿空间内，采用粒子群优化（PSO）算法得到了位姿与驱动关节的关系。最后，对反解解析式进行求导，得到该机构输入/输出的速度雅可比矩阵关系式，基于雅可比矩阵的方法从边界奇异、驱动奇异和混合奇异 3 方面分析了机构的奇异性问题。

1 构型分析

1.1 机构描述

搅拌摩擦焊执行部分主要由 2UPR-RRU 并联机构及搅拌头组成，其中并联机构由动平台、静平台、一条 RRU 支链及两条 UPR 支链组成，RRU 支链中 U 副与动平台相连，UPR 支链中的 U 副与静平台相连，如图 1 所示。

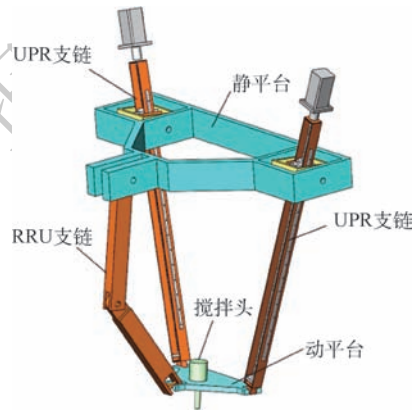


图 1 搅拌摩擦焊执行机构

Fig. 1 Manipulator of friction stir welding equipment

如图 2 所示，2UPR-RRU 并联机构动静平台分别为等腰直角三角形 $\triangle A_1A_2A_3$ 和 $\triangle B_1B_2B_3$，分支 B_1A_1 及分支 B_2A_2 为 UPR 支链，分支 B_3A_3 为 RRU 支链，各支链末端运动副固定于相应平台的顶点。为便于分析，以静平台长边 B_1B_2 的中点为坐标原点 O 建立如图 2 所示 O-xyz 坐标系，x 轴沿 OB_3 方向，y 轴沿 B_1B_2，z 轴垂直于平台向上，同理以动平台长边 A_1A_2 的中点为坐标原点 P 建立 P-$x'y'z'$ 坐标系，x' 轴沿 PA_3 方向，y' 轴沿 A_1A_2，z' 轴根据右手定则确定，各点坐标 $A_i=(x_{Ai},y_{Ai},z_{Ai})$，$B_i=(x_{Bi},y_{Bi},z_{Bi})$（其中 $i=1,2,3$），$|PA_i|=a$，$|OB_i|=d$。

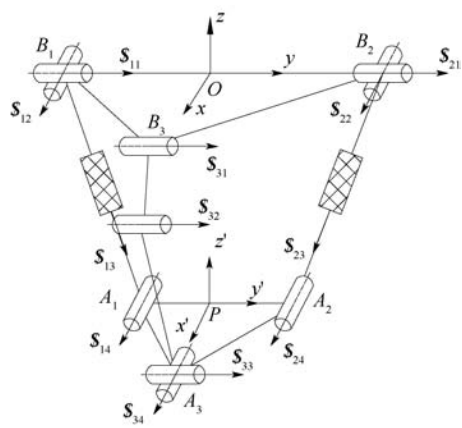


图 2 2UPR-RRU 并联机构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of 2UPR-RRU parallel mechanism

北航学报 赠阅

1.2　普通位型自由度分析

根据全周自由度的定义，一个能够正常工作的机构其自由度数必须是稳定的，即不论机构处于哪种位型，机构的自由度数目和性质都要保持稳定不变[15]。为分析该机构在一般位型下的自由度性质，假设支链 1 上的运动副 1（$\boldsymbol{S}_{11}$，$\boldsymbol{S}_{ij}$为第 i 条支链的第 j 个运动副）绕 y 轴旋转某一角度 β，根据约束关系，支链 2 上的运动副 1（$\boldsymbol{S}_{21}$）也将旋转 β，由于支链 1 的运动副 4 转动轴线始终平行于 $\boldsymbol{S}_{12}$，该运动副也将旋转 β，在动平台平面中，运动螺旋 $\boldsymbol{S}_{14}$、$\boldsymbol{S}_{24}$及 $\boldsymbol{S}_{34}$始终位于同一平面，因此支链 3 的运动副 4 同样会旋转 β。根据螺旋理论，在坐标系 O-xyz 中，支链 1 的 4 个运动螺旋分别为

$$\begin{cases}\boldsymbol{S}_{11} = (0,1,0;\ 0,0,0)\\ \boldsymbol{S}_{12} = (\cos\beta,0,\ -\sin\beta;\ -y_{B1}\sin\beta,0,\\ \qquad -y_{B1}\cos\beta)\\ \boldsymbol{S}_{13} = (0,0,0;\ -\sin\beta,u,\ -\cos\beta)\\ \boldsymbol{S}_{14} = (\cos\beta,0,\ -\sin\beta;\ -y_{A1}\sin\beta,\\ \qquad x_{A1}\sin\beta + z_{A1}\cos\beta,\ -y_{A1}\cos\beta)\end{cases} \tag{1}$$

式中：u 代表支链 1 方向向量在 y 轴方向上的投影。

根据约束螺旋与运动螺旋互易积为零的关系，求得该支链约束螺旋为

$$\begin{cases}\boldsymbol{S}_{11}^{\mathrm{r}} = (\cos\beta,0,\ -\sin\beta;\ 0,0,0)\\ \boldsymbol{S}_{12}^{\mathrm{r}} = (0,0,0;\ \sin\beta,0,\cos\beta)\end{cases} \tag{2}$$

可以看到，支链 UPR 给动平台施加的约束是平行于分支末端转动副方向且过坐标原点的力线矢以及沿动平台法线方向的约束力偶。

同理，重复上述过程可以得到 UPR 支链 2 的约束螺旋为

$$\begin{cases}\boldsymbol{S}_{21}^{\mathrm{r}} = (\cos\beta,0,\ -\sin\beta;\ 0,0,0)\\ \boldsymbol{S}_{22}^{\mathrm{r}} = (0,0,0;\ \sin\beta,0,\cos\beta)\end{cases} \tag{3}$$

对于 RRU 支链 3，运动螺旋为

$$\begin{cases}\boldsymbol{S}_{31} = (0,1,0;\ 0,0,x_{B3})\\ \boldsymbol{S}_{32} = (0,1,0;\ -z'_{B3},0,x'_{B3})\\ \boldsymbol{S}_{33} = (0,1,0;\ -z_{A3},0,x_{A3})\\ \boldsymbol{S}_{34} = (\cos\beta,0,\ -\sin\beta;\ 0,x_{A3}\sin\beta + z_{A3}\cos\beta,0)\end{cases} \tag{4}$$

则支链约束螺旋为

$$\begin{cases}\boldsymbol{S}_{31}^{\mathrm{r}} = (0,0,0;\sin\beta,0,\cos\beta)\\ \boldsymbol{S}_{32}^{\mathrm{r}} = (0,\cos\beta,0;\ -z_{A3}\cos\beta - x_{A3}\sin\beta,0,0)\end{cases} \tag{5}$$

RRU 支链给动平台施加的约束为在 yOz 平面内平行于 y 轴方向的力线矢以及沿动平台法线方向的约束力偶。

综上，3 条支链对动平台施加的约束螺旋系为

$$\begin{cases}\boldsymbol{S}_{11}^{\mathrm{r}} = (\cos\beta,0,\ -\sin\beta;\ 0,0,0)\\ \boldsymbol{S}_{12}^{\mathrm{r}} = (0,0,0;\ \sin\beta,0,\cos\beta)\\ \boldsymbol{S}_{21}^{\mathrm{r}} = (\cos\beta,0,\ -\sin\beta;\ 0,0,0)\\ \boldsymbol{S}_{22}^{\mathrm{r}} = (0,0,0;\ \sin\beta,0,\cos\beta)\\ \boldsymbol{S}_{31}^{\mathrm{r}} = (0,0,0;\ \sin\beta,0,\cos\beta)\\ \boldsymbol{S}_{32}^{\mathrm{r}} = (0,\cos\beta,0;\ -z_{A3}\cos\beta - x_{A3}\sin\beta,0,0)\end{cases} \tag{6}$$

约束螺旋矩阵的秩为 3，因此动平台有 3 个自由度。并且当 β 发生变化时，机构依旧能持续保持 3 个约束力偶垂直于动平台且保持平行，这是保证自由度数量不变的关键。下面对约束螺旋系（6）进一步求反螺旋，得到动平台的运动螺旋为

$$\begin{cases}\boldsymbol{S}_1 = (0,1,0;\ 0,0,0)\\ \boldsymbol{S}_2 = (\cos\beta,0,\ -\sin\beta;\ 0,z_{A3}\cos\beta +\\ \qquad x_{A3}\sin\beta,0)\\ \boldsymbol{S}_3 = (0,0,0;\ \sin\beta,0,\cos\beta)\end{cases} \tag{7}$$

式（7）中的运动螺旋分别代表动平台可以实现绕 y 轴的旋转、绕动平台 x'轴旋转以及沿动平台法线方向 z'轴的移动，自由度性质不会随着动平台位型发生改变而变化。当 $\beta = 0°$时，机构处于特殊位型，其运动螺旋为

$$\begin{cases}\boldsymbol{S}_1 = (0,1,0;\ 0,0,0)\\ \boldsymbol{S}_2 = (1,0,0;\ 0,z_{A3},0)\\ \boldsymbol{S}_3 = (0,0,0;\ 0,0,1)\end{cases} \tag{8}$$

可以看到，该构型仍然可以实现动平台沿 z'轴方向的移动、绕 y 轴的旋转及绕动平台 x'轴的旋转。综上，2UPR-RRU 并联机构在特殊位型和普通位型下均可以实现 1T2R 性质的运动，不会随着位型的改变发生自由度数目及性质变化的现象，是一类全周自由度机构，具有稳定的运动性质，满足焊接过程中的自由度需求[3]。

根据上述约束螺旋间的关系，采用修正 Grübler-Kutzbach 公式计算该机构的自由度数进行验证：

$$M = e(n - g - 1) + \sum_{i=1}^{g} f_i + v \tag{9}$$

式中：M 为机构自由度数；e 为机构阶数，这里仅存在一个力偶的公共约束，所以 e 取 5；n 为包括机架的构件数目，取 8；g 为运动副数，这里为 9；f_i 为第 i 个运动副的自由度数，这里均为低副，因此取 1；v 为过约束数量，在约束螺旋系中 3 组力偶

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

一致的约束螺旋在降低机构阶数中已经考虑,而约束螺旋 $\boldsymbol{S}_{11}^{r}$ 与 $\boldsymbol{S}_{21}^{r}$ 同为力线矢且作用位置与方向均一致,因此其中一个为过约束,所以这里 v 取 1。经计算,自由度数 $M=3$,与上述基于约束螺旋分析自由度性质的结果一致。

2 运动学分析

2.1 位姿反解

位姿正反解问题是装备焊接过程中轨迹规划的基础。如图 2 所示,定义 $\boldsymbol{B}_i(i=1,2,3)$ 为向量 $\overrightarrow{OA_i}$ 在 O-xyz 坐标系下的描述,$\boldsymbol{a}_i$ 为向量 $\overrightarrow{PA_i}$ 在 P-$x'y'z'$ 坐标系下的描述,$\boldsymbol{b}_i$ 为向量 $\overrightarrow{OB_i}$ 在 O-xyz 坐标系下的描述,$\boldsymbol{P}$ 为动平台坐标原点在静平台坐标系中的描述,令 P-$x'y'z'$ 坐标下的矢量相对于 O-xyz 坐标的姿态变换矩阵为 $\boldsymbol{T}_a^b$,根据闭环矢量关系:

$$\boldsymbol{B}_i = \boldsymbol{T}_a^b \boldsymbol{a}_i + \boldsymbol{P} \tag{10}$$

式中:

$$\boldsymbol{a}_1 = \overrightarrow{PA_1} = [0 \quad -a \quad 0]^{\mathrm{T}}$$
$$\boldsymbol{a}_2 = \overrightarrow{PA_2} = [0 \quad a \quad 0]^{\mathrm{T}}$$
$$\boldsymbol{a}_3 = \overrightarrow{PA_3} = [a \quad 0 \quad 0]^{\mathrm{T}}$$
$$\boldsymbol{b}_1 = \overrightarrow{OB_1} = [0 \quad -d \quad 0]^{\mathrm{T}}$$
$$\boldsymbol{b}_2 = \overrightarrow{OB_2} = [0 \quad d \quad 0]^{\mathrm{T}}$$
$$\boldsymbol{b}_3 = \overrightarrow{OB_3} = [d \quad 0 \quad 0]^{\mathrm{T}}$$
$$\boldsymbol{P} = [P_{Ox} \quad P_{Oy} \quad P_{Oz}]^{\mathrm{T}}$$

假设动平台在焊接运动过程中绕静平台的坐标系 x 轴旋转了 α,绕 y 轴旋转了 β。两条转轴分别位于 xOz 平面和 y 轴轴线上,因此在转动过程中 P_{Oy} 始终为 0,根据机构约束条件,移动副 $\boldsymbol{l}_i$ 方向与转动副的转动轴 $\boldsymbol{S}_{i4}$ 方向始终垂直,因此 $P_{Ox}=P_{Oz}\tan\beta$,此时机构的动平台输出位置参数和姿态参数分别为 $[P_{Oz}\tan\beta \quad 0 \quad P_{Oz}]^{\mathrm{T}}$,$[\alpha \quad \beta \quad 0]^{\mathrm{T}}$。利用 RPY(Roll-Pitch-Yaw)角(相对基坐标)来描述坐标动平台的姿态变换,那么

$$\boldsymbol{T}_a^b = \boldsymbol{R}_y(\beta)\boldsymbol{R}_x(\alpha)\boldsymbol{R}_z(0) = \begin{bmatrix} \cos\beta & 0 & \sin\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\beta & 0 & \cos\beta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\alpha & -\sin\alpha \\ 0 & \sin\alpha & \cos\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} =$$
$$\begin{bmatrix} \cos\beta & \sin\alpha\sin\beta & \sin\beta\cos\alpha \\ 0 & \cos\alpha & -\sin\alpha \\ -\sin\beta & \cos\beta\sin\alpha & \cos\beta\cos\alpha \end{bmatrix} \tag{11}$$

令 $\boldsymbol{l}_i$ 表示 $\overrightarrow{B_iA_i}$,则 $\boldsymbol{l}_i=\boldsymbol{B}_i-\overrightarrow{OB_i}=\boldsymbol{B}_i-\boldsymbol{b}_i$,即

$$\begin{cases} \boldsymbol{l}_1 = [P_{Ox} - a\sin\alpha\sin\beta \quad -a\cos\alpha + d \quad -a\cos\beta\sin\alpha + P_{Oz}]^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{l}_2 = [P_{Ox} + a\sin\alpha\sin\beta \quad a\cos\alpha - d \quad a\cos\beta\sin\alpha + P_{Oz}]^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{l}_3 = [P_{Ox} + a\cos\beta - d \quad 0 \quad -a\sin\beta + P_{Oz}]^{\mathrm{T}} \end{cases} \tag{12}$$

计算式(12)向量的模长即可以得到各支链长度:

$$\begin{cases} l_1 = [(P_{Ox} - a\sin\alpha\sin\beta)^2 + (d - a\cos\alpha)^2 + (P_{Oz} - a\cos\beta\sin\alpha)^2]^{\frac{1}{2}} \\ l_2 = [(P_{Ox} + a\sin\alpha\sin\beta)^2 + (d - a\cos\alpha)^2 + (P_{Oz} + a\cos\beta\sin\alpha)^2]^{\frac{1}{2}} \\ l_3 = [(P_{Ox} + a\cos\beta - d)^2 + (P_{Oz} - a\sin\beta)^2]^{\frac{1}{2}} \end{cases} \tag{13}$$

对于支链 3:

$$\theta = \arccos\{[2r^2 - (a\cos\beta - P_{Oz}\tan\beta - d)^2 - (P_{Oz} - a\sin\beta)^2]/(2r^2)\} \tag{14}$$

式中:r 为支链 3 中两连杆的长度;θ 为关节夹角。式(13)和式(14)即为该并联机构的位姿反解解析式。

2.2 位姿正解

位姿正解是已知 2UPR-RRU 并联机构各驱动关节的输出参数求解动平台的位姿独立参数 P_{Oz}、α 及 β 的问题,这里采用 PSO 算法求解上述非线性方程组的解。为便于计算,将支链 3 的输出考虑成杆长输出,后续再计算关节夹角,即输入参数为 l_{i1}、l_{i2} 及 l_{i3},运算过程如下:

1)构造优化目标函数

$$\begin{cases} f_1 = l_1 - l_{i1} \\ f_2 = l_2 - l_{i2} \\ f_3 = l_3 - l_{i3} \end{cases} \tag{15}$$

2)初始化 PSO 算法函数

设置标准惯性权重、最大搜索速度、种群规模和最大迭代次数等基本参数,粒子位置为 $\boldsymbol{x}=(P_{Oz},\alpha,\beta)$,为提高计算效率,根据动平台姿态运动范围设置搜索范围,具体参数如表 1 所示。

3)粒子适应度函数

令 $\boldsymbol{f}=[f_1 \quad f_2 \quad f_3]$,求其 F-范数:

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$\|\boldsymbol{C}\|_{\mathrm{F}} = \sqrt{\left(\sum_{i=1}^{3} |f_i(P_{oz},\alpha,\beta)|^2\right)}$$

将其设置为评价收敛结果的重要指标，当其小于 10^{-6} 时，循环结束。

4）粒子速度及位置更新过程

首先将每一个粒子的初始位置都设置为自身最佳位置 $\boldsymbol{p}_i^d$，同时计算并比较各粒子的适应度函数 $\|\boldsymbol{A}\|_{\mathrm{F}}$，寻找到粒子群中最佳的粒子作为全局最优粒子 $\boldsymbol{p}_g^t$，随后更新粒子的速度和位置，更新公式为

$$\boldsymbol{v}_{id}^{t+1} = \boldsymbol{v}_{id}^{t} + c_1 r_1(\boldsymbol{p}_{id}^{t} - \boldsymbol{x}_{id}^{t}) + c_2 r_2(\boldsymbol{p}_{gd}^{t} - \boldsymbol{x}_{id}^{t}) \tag{16}$$

$$\boldsymbol{x}_{id}^{t+1} = \boldsymbol{x}_{id}^{t} + \boldsymbol{v}_{id}^{t+1} \tag{17}$$

式中：$\boldsymbol{v}_{id}^{t}$ 为 t 时刻粒子速度；$\boldsymbol{x}_{id}^{t}$ 为 t 时刻粒子位置；r_1 与 r_2 为均匀分布在[0,1]区间的随机数。

设置好新的粒子速度和位置后进行适应度计算，并比较此前适应度函数值，若优于自身最佳位置，用该粒子位置则替代之前位置 $\boldsymbol{p}_i^d$，同理，若种群中的最佳粒子优于 $\boldsymbol{p}_g^t$，则替代之；循环该过程，一直迭代到所需适应度精度，此时即得到了该输入杆长条件下的动平台位姿。

下面进行算例分析，结果如表 2 所示。各算例 PSO 算法适应度曲线如图 3 所示。

表 1　粒子群优化算法参数

Table 1　Parameters of PSO algorithm

参数	数值
种群规模	40
学习因子	2
最大迭代次数	500
最大搜索速度	0.01
最小搜索速度	-0.01
惯性权重初值	0.9
惯性权重末值	0.4
P_{oz}取值范围/m	[-0.3,-0.1]
α 取值范围/rad	[-0.314,0.314]
β 取值范围/rad	[-0.314,0.314]

表 2　位姿正解算例结果

Table 2　Results of forward kinematics examples

算例	输入/mm			输出				迭代次数
	l_{i1}	l_{i2}	l_{i3}	位置/mm	位置绝对误差/mm	姿态/rad	姿态绝对误差/rad	
1	180	200	180	[6.022　0　-146.571]	[0　0　-0.003]	[-0.072　-0.041　0]	[0　0　0]	458
2	200	220	180	[20.543　0　-170.672]	[0　0　-0.001]	[-0.068　-0.032　0]	[0　0.001　0]	399
3	280	260	220	[43.613　0　-237.684]	[0.001　0　0]	[0.062　-0.182　0]	[0　0.001　0]	421

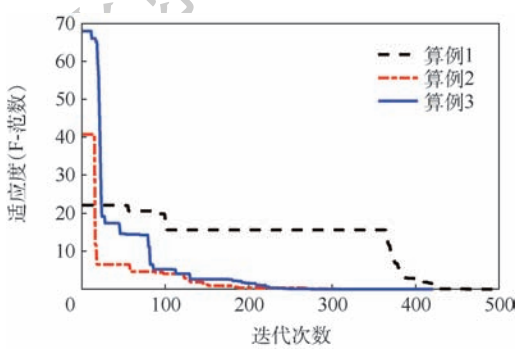


图 3　各算例 PSO 算法适应度曲线

Fig. 3　PSO algorithm fitness curves of different examples

从表 2 和图 3 可以看到，上述算例均得到了在给定驱动条件下的动平台精确位姿，绝对误差较小，适应度曲线收敛快，达到了 2UPR-RRU 并联机构位姿正解的目的。因此，将位姿正解的非线性问题转化为最优化问题，在其工作空间内采用 PSO 算法进行优化求解是具备高效的求解效率和精度的，该方法具有良好的适应性。

3　驱动奇异性分析

机构出现奇异时其自由度数目或者性质将发生变化，导致机构运动性能变差，承载能力下降，进而对焊缝质量造成不利影响[7]。1.2 节研究得出了机构具有全周自由度的性质，但这仅能说明机构在不含驱动的情况下不存在奇异现象，驱动奇异性是指当驱动关节全部锁定后，动平台若仍保留未被约束掉的自由度，将会发生动平台不可控的现象。本文采用雅可比矩阵的方法来分析以支链 1、支链 2 的移动副以及支链 3 中间的转动副为驱动关节的 2UPR-RRU 并联机构驱动奇异性问题。

对式(13)求导整理后得到支链输入速度与动平台位姿输出速度的关系：

$$\boldsymbol{B}\begin{bmatrix}\dot{l}_1\\ \dot{l}_2\\ \dot{\theta}\end{bmatrix} = \boldsymbol{A}\begin{bmatrix}\dot{\alpha}\\ \dot{\beta}\\ \dot{P}_{oz}\end{bmatrix} \tag{18}$$

式中：输出速度雅可比矩阵 $\boldsymbol{A}$ 为

$$\boldsymbol{A} = \begin{bmatrix}A_{11} & A_{12} & A_{13}\\ A_{21} & A_{22} & A_{23}\\ 0 & A_{32} & A_{33}\end{bmatrix} \tag{19}$$

其中：

北航学报 赠阅

$$
\begin{aligned}
A_{11} &= ad\sin\alpha\cos^2\beta - aP_{Oz}\cos\alpha\cos\beta\\
A_{12} &= P_{Oz}^2\tan\beta - aP_{Oz}\sin\alpha\sin\beta\\
A_{13} &= P_{Oz} - a\sin\alpha\cos\beta\\
A_{22} &= P_{Oz}^2\tan\beta + aP_{Oz}\sin\alpha\sin\beta\\
A_{23} &= P_{Oz} + a\sin\alpha\cos\beta\\
A_{32} &= P_{Oz}^2\tan\beta + ad\sin\beta\cos^2\beta - P_{Oz}d\\
A_{33} &= P_{Oz} - d\sin\beta\cos\beta
\end{aligned}
$$

若矩阵行列式 $|\boldsymbol{A}|=0$，机构则发生驱动奇异，表现为机构驱动关节有输入的情况下，动平台却没有相应自由度的输出，即机构失去了自由度。

输入速度雅可比矩阵 $\boldsymbol{B}$ 为

$$
\boldsymbol{B}=\begin{bmatrix} l_1\cos^2\beta & 0 & 0\\ 0 & l_2\cos^2\beta & 0\\ 0 & 0 & r^2\sin\theta\cos^2\beta \end{bmatrix} \tag{20}
$$

若矩阵行列式 $|\boldsymbol{B}|=0$，机构则发生边界奇异，表现为动平台有输出时，机构驱动关节可以没有输入，即机构得到了自由度，刚度不可控。

当矩阵行列式 $|\boldsymbol{A}|$ 与 $|\boldsymbol{B}|$ 同时为 0 时，机构发生混合奇异。计算行列式(19)以及(20)得

$$
|\boldsymbol{A}| = 2ad\cos^3\beta(a\sin\beta - P_{Oz})\cdot(P_{Oz}^2\cos\alpha - ad\cos^2\beta\sin^2\alpha) \tag{21}
$$

$$
|\boldsymbol{B}| = l_1l_2r^2\sin\theta\cos^6\beta \tag{22}
$$

可以看到，当 $\theta=0°$ 或 180°时，支链 3 的两杆重合或共线，发生边界奇异；当 $\beta=90°$ 时，机构同样发生边界奇异；另外，l_1 与 l_2 的长度不可能为 0；根据实际情况，边界奇异是可以通过限制动平台转动角度来避免的，在运动范围内难以发生；更有可能发生奇异现象的情形为当 $P_{Oz}=a\sin\beta$ 或 $P_{Oz}^2=ad\cos^2\beta\sin\alpha\tan\alpha$ 时。下面进行详细讨论。

情况 1 机构的输出位置参数和姿态参数分别为 $[a\sin\beta\tan\beta \quad 0 \quad a\sin\beta]^{\mathrm{T}}$，$[0 \quad \beta \quad 0]^{\mathrm{T}}$。即 $P_{Oz}=a\sin\beta$，$\alpha=0°$，此时求得动平台各点在静平台坐标系中的坐标为

$$
\begin{cases}
\boldsymbol{A}_1^O = [a\sin\beta\tan\beta \quad -a \quad a\sin\beta]^{\mathrm{T}}\\
\boldsymbol{A}_2^O = [a\sin\beta\tan\beta \quad a \quad a\sin\beta]^{\mathrm{T}}\\
\boldsymbol{A}_3^O = [a\sec\beta \quad 0 \quad 0]^{\mathrm{T}}
\end{cases} \tag{23}
$$

可以看到，$z_{A3}=0$，即当动平台的 A_3 点运动到静平台 xOy 平面内时，机构必发生驱动奇异。

情况 2 机构的输出位置参数和姿态参数分别为 $[-\sin\alpha\sin\beta\sqrt{ad\sec\alpha} \quad 0 \quad -\sin\alpha\cos\beta\cdot\sqrt{ad\sec\alpha}]^{\mathrm{T}}$，$[\alpha \quad \beta \quad 0]^{\mathrm{T}}$。即 $P_{Oz}=-\sin\alpha\cos\beta\cdot\sqrt{ad\sec\alpha}$，此时动平台各点坐标为

$$
\begin{cases}
\boldsymbol{A}_1^O = \begin{bmatrix} -\sin\alpha\sin\beta(a+\sqrt{ad\sec\alpha})\\ -a\cos\alpha\\ -\sin\alpha\cos\beta(a+\sqrt{ad\sec\alpha}) \end{bmatrix}\\
\boldsymbol{A}_2^O = \begin{bmatrix} -\sin\alpha\sin\beta(\sqrt{ad\sec\alpha}-a)\\ a\cos\alpha\\ -\sin\alpha\cos\beta(\sqrt{ad\sec\alpha}-a) \end{bmatrix}\\
\boldsymbol{A}_3^O = \begin{bmatrix} -\sin\alpha\sin\beta\sqrt{ad\sec\alpha}+a\cos\beta\\ 0\\ -a\sin\beta-\sin\alpha\cos\beta\sqrt{ad\sec\alpha} \end{bmatrix}
\end{cases} \tag{24}
$$

为分析 2UPR-RRU 并联机构驱动奇异性空间分布规律，令 $a=180$ mm，$d=300$ mm，在 $\alpha\in[-0.314,0.314]$ rad 与 $\beta\in[-0.314,0.314]$ rad 范围内作出动平台理论上的奇异位姿，如图 4 所示。图中实线代表静平台，曲面代表动平台发生驱动奇异时的所有理论位型。可以看到，该奇异空间是关于静平台平面对称的，发生在 $z=125.6$ mm 和 $z=-125.6$ mm 两个平面之间，且动平台的 A_2

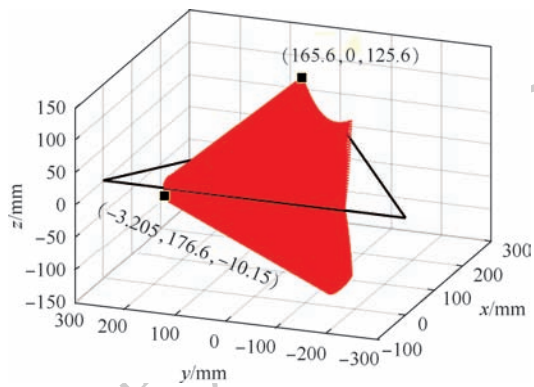


图 4 2UPR-RRU 并联机构理论驱动奇异位型空间分布

Fig. 4 Theoretical spatial distribution of driven singular positions for 2UPR-RRU parallel mechanism

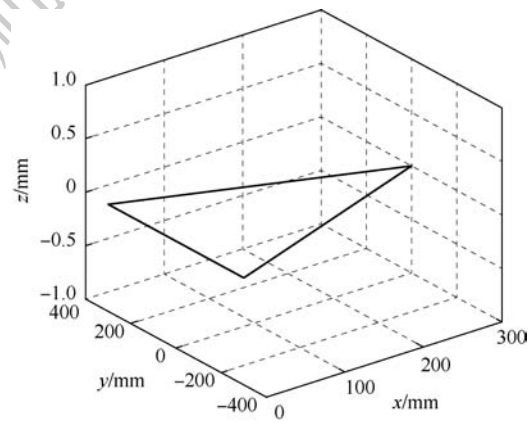


图 5 位于 $z=-100$ mm 平面之外的驱动奇异位型空间分布

Fig. 5 Spatial distribution of driven singular position outside $z=-100$ mm plane

北航学报 赠阅

点非常靠近静平台的 B_2 点（z 方向上最大差值为 10.15 mm），考虑到 A_2B_2 之间还存在关节与连杆，两点 z 方向坐标之差不可能小于10.15 mm，因此这类奇异性可以避免。

考虑动平台实际工作范围的需求，将动平台各 z 向坐标的搜索空间定义在 −100 mm 之外搜索时，如图 5 所示，发现奇异位型已消失，即不存在驱动奇异的现象。综上所述，2UPR-RRU 并联机构具有较好的运动特性和驱动特性，在实际工作空间内不会发生奇异现象。

4　结　论

本文提出一种用于轻金属材料搅拌摩擦焊的新型 2UPR-RRU 三自由度并联机构，利用螺旋理论分析了机构自由度性质，随后进行了位姿正反解分析以及奇异性分析。研究表明：

1）新型 2UPR-RRU 并联机构具有 1T2R 的三自由度性质，且自由度性质不会随着动平台位姿变化而改变，是一类具有全周自由度性质的并联机构，运动特性较好。

2）在机构位姿正解问题上，将非线性方程组问题转化为优化问题并采用 PSO 算法进行求解，结果显示该方法具备良好的计算精度和适应性。

3）2UPR-RRU 并联机构不存在边界奇异和混合奇异，但存在驱动奇异，且理论上该奇异位型空间是关于静平台平面对称的，但在实际应用工作空间内不会发生驱动奇异的现象，表明该构型拥有良好的驱动特性，具备较好的应用潜力。同时，本文也为该装备承载能力、动/静刚度及运动精度等性能的研究奠定了基础。

参考文献（References）

[1] 杨坤玉，贺地求. 飞机蒙皮铝合金超声辅助搅拌摩擦焊试验分析[J]. 北京航空航天大学学报，2017，43(10)：1987-1993.
YANG K Y，HE D Q. Test analysis for ultrasonic assisted friction stir welding of aircraft skin aluminum alloy[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2017，43(10)：1987-1993(in Chinese).

[2] SALIH O S，OU H，SUN W，et al. A review of friction stir welding of aluminium matrix composites[J]. Materials & Design，2015，86：61-71.

[3] GIBSON B T，LAMMLEIN D H，PRATER T J，et al. Friction stir welding：Process，automation，and control[J]. Journal of Manufacturing Processes，2014，16(1)：56-73.

[4] 刘辛军，谢福贵，汪劲松. 当前中国机构学面临的机遇[J]. 机械工程学报，2015，51(13)：2-12.
LIU X J，XIE F G，WANG J S. Current opportunities in the field of mechanisms in China[J]. Journal of Mechanical Engineering，2015，51(13)：2-12(in Chinese).

[5] LONGHURST W R. Force control of friction stir welding[D]. Nashville：Vanderbilt Universitys，2009.

[6] BACKER J D，CHRISTIANSSON A，OQUEKA J，et al. Investigation of path compensation methods for robotic friction stir welding[J]. Industrial Robot：An International Journal，2012，39(6)：601-608.

[7] MENDES N，NETO P，LOUREIRO A，et al. Machines and control systems for friction stir welding：A review[J]. Materials & Design，2016，90：256-265.

[8] 杨会，房海蓉，李典，等. 一新型并联灌注机器人运动学分析和多目标优化[J]. 北京航空航天大学学报，2018，44(3)：568-575.
YANG H，FANG H R，LI D，et al. Kinematics analysis and multi-objective optimization of a novel parallel perfusion robot[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2018，44(3)：568-575(in Chinese).

[9] 李秦川，柴馨雪，陈巧红. 两转一移三自由度并联机构研究进展[J]. 科学通报，2017，62(14)：1507-1519.
LI Q C，CHAI X X，CHEN Q H. Review on 2R1T 3-DOF parallel mechanisms[J]. Chinese Science Bulletin，2017，62(14)：1507-1519(in Chinese).

[10] HUNT K H. Structural kinematics of in-parallel-actuated robot-arms[J]. Journal of Mechanisms Transmissions，and Automation in Design，1983，105(4)：705-712.

[11] 王瑞，纪校娟. 一种改进型混联铣床的主轴运动学分析[J]. 组合机床与自动化加工技术，2009(6)：22-25.
WANG R，JI X J. Kinematics analysis on an improved parallel-serial milling spindle[J]. Modular Machine Tool & Automatic Manufacturing Technique，2009(6)：22-25(in Chinese).

[12] 程刚，万勇健，葛世荣. 3-RPS 对称并联支撑结构误差灵敏度研究[J]. 光电工程，2009，36(9)：146-150.
CHENG G，WAN Y J，GE S R. Error sensitivity of 3-RPS symmetrical parallel supporting structure[J]. Opto-Electronic Engineering，2009，36(9)：146-150(in Chinese).

[13] 李艳文. 几类空间并联机器人的奇异研究[D]. 秦皇岛：燕山大学，2005.
LI Y W. On singularity of several kinds of spacial parallel manipulators[D]. Qinhuangdao：Yanshan University，2005(in Chinese).

[14] 邹成. 基于 2UPR/RPS 并联机构的搅拌摩擦焊机器人设计与研究[D]. 秦皇岛：燕山大学，2016.
ZOU C. Design and study of FSW robot based on 2UPR/RPS parallel mechanism[D]. Qinhuangdao：Yanshan University，2016(in Chinese).

[15] 张扬. 无伴随运动对称两转一移并联机构的研究[D]. 秦皇岛：燕山大学，2016.
ZHANG Y. Study on symmetrical 2R1T parallel mechanism without parasitic motion[D]. Qinhuangdao：Yanshan University，2016(in Chinese).

[16] 吴金波，韩鹏. 一平动两转动 3-UPU 并联机构奇异性分析[J]. 机械科学与技术，2016，35(9)：1313-1317.
WU J B，HAN P. Singularity analysis of a 3-UPU parallel manipulator with one translation and two rotations[J]. Mechanical

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Science and Technology for Aerospace Engineering, 2016, 35(9): 1313-1317(in Chinese).

[17] 黄真,赵永生,赵铁石. 高等空间机构学[M]. 北京:高等教育出版社,2014.
HUANG Z, ZHAO Y S, ZHAO T S. Advanced spatial mechanism[M]. Beijing: Higher Education Press, 2014 (in Chinese).

[18] LIU G, WANG Y, ZHANG Y, et al. Real-time solution of the forward kinematics for a parallel haptic device using a numerical approach based on neural networks[J]. Journal of Mechanical Science & Technology, 2015, 29(6): 2487-2499.

[19] 王启明,苏建,张兰,等. 基于 L-M 算法的正交 Stewart 平台位姿正解的初值补偿[J]. 吉林大学学报(工学版),2017,47(1):97-104.
WANG Q M, SU J, ZHANG L, et al. Forward kinematics of orthogonal stewart platform based on L-M algorithm[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2017, 47(1): 97-104(in Chinese).

[20] 吴小勇,谢志江,宋代平,等. 基于改进蚁群算法的 3-PPR 并联机构位置正解研究[J]. 农业机械学报,2015,46(7):339-344.
WU X Y, XIE Z J, SONG D P, et al. Forward kinematics of 3-PPR parallel mechanism based on improved ant colony algorithm[J]. Transactions of The Chinese Society of Agricultural Machinery, 2015, 46(7): 339-344(in Chinese).

[21] YANG T L, LIU A, SHEN H, et al. General formula of degrees of freedom for spatial mechanisms[M]. Singapore: Topology Design of Robot Mechanisms, 2018.

[22] 黄真,刘婧芳,曾达幸. 基于约束螺旋理论的机构自由度分析的普遍方法[J]. 中国科学(E 辑:技术科学),2009(1):84-93.
HUANG Z, LIU J F, ZENG D X. General methodology for the freedom synthesis of parallel manipulators based on reciprocal screw theory[J]. Science in China(Series E: Technological Sciences), 2009(1): 84-93(in Chinese).

作者简介:

陈淼 男,博士研究生。主要研究方向:机构学及并联机器人动力学。

张氢 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:工程结构力学及港口机械智能优化设计等。

2UPR-RRU parallel mechanism and its kinematic analysis

CHEN Miao, ZHANG Qing*, GE Yunfei, QIN Xianrong, SUN Yuantao

(School of Mechanical Engineering, Tongji University, Shanghai 201804, China)

Abstract: To actualize the requirement of friction stir welding for light metal materials in aerospace manufacturing, this paper proposed a novel 2UPR-RRU parallel mechanism with IT2R 3-DOF as the manipulator of the welding equipment. Based on screw theory, the mechanism of one translational and two rotational full-cycle DOFs was found on general position and special position. Kinematic model of 2UPR-RRU parallel mechanism was constructed. Then the relationship between platform's positions and driving joints was analyzed by closed loop vector method and forward/inverse kinematics solutions were deduced. The optimal objective function was established in the process of forward kinematics, particle swarm optimization (PSO) algorithm was used to analyze the relationship between platform outputs and driving joints inputs, and finally the exact solution was found. Based on the input/output velocity Jacobi matrix, the motion singularity of 2UPR-RRU was analyzed, and especially the conditions to avoid driving singularity were discussed in detail. The research shows that 2UPR-RRU parallel mechanism, which is an important full-cycle DOF mechanism, possesses excellent kinetic characteristics, driving characteristics and high potential application.

Keywords: friction stir welding; 2UPR-RRU parallel mechanism; screw theory; full-cycle DOF; forward kinematics; singularity analysis

Received: 2018-09-29; **Accepted**: 2018-11-23; **Published online**: 2019-01-22 14:59

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190121.1146.001.html

Foundation items: National Key Technology Research and Development Program of China (2015BAF06B05); Shanghai Committee of Science and Technology: Science and Technology Innovation Plan (17DZ1204602)

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

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0586

基于 UGF-GO 法的 EWIS 退化系统可靠性分析

全下文载

曹慧[1], 段富海[1,*], 江秀红[2]
1. 大连理工大学 机械工程学院, 大连 116024; 2. 沈阳航空航天大学 电子信息工程学院, 沈阳 110136)

摘 要: 针对飞机电气线路互联系统(EWIS)差异性大、随时间退化严重、可靠性建模困难等问题,将通用生成函数(UGF)和 GO 法融合,提出了基于 UGF-GO 法的 EWIS 退化可靠性分析方法。首先,考虑 EWIS 各连接部件使用性能及环境的差异性,利用含随机参数的 Wiener 退化过程模型建立部件可靠性仿真模型,采用马尔可夫链蒙特卡罗(MCMC)算法对模型中的未知参数进行估计,并与传统二步法参数估计值进行对比,得到较为精确的系统部件退化可靠性曲线。其次,在分析系统退化可靠性时,利用 UGF-GO 法对某飞机 EWIS 结构可靠性进行建模及计算。最后,以某飞机电气线路互联系统为例,结合部件退化可靠性计算结果,评估系统在不同给定阈值下可靠性水平。结果表明:UGF-GO 法可有效解决系统退化状态的可靠性分析问题。

关 键 词: 电气线路互联系统(EWIS); 系统可靠性; Wiener 过程; 马尔可夫链蒙特卡罗(MCMC); UGF-GO 法
中图分类号: V242.4+1; TB114.3
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2019)06-1153-09

飞机电气线路互联系统(Electrical Wiring Interconnection System,EWIS)是用电区域间传输电能(包括数据和信号)的各种电缆、连接器、布线器等的组合,存在明显的系统结构。EWIS 在航空工程中起着重要作用,其可靠性直接影响飞机飞行安全。EWIS 线路老化、腐蚀、不正确的安装和维修,以及环境因素和意外损伤等均会引起 EWIS 状况恶化或故障[1],因此有必要采用先进可靠性工程技术进行 EWIS 设计,从而整体提升飞机安全性。

自 20 世纪 80 年代引入产品退化系统的概念以来[2],国内外学者对利用部件退化概率计算系统可靠性的问题提出了很多解决方案[3-5]。一些方法着重分析关键节点结构(如串联、并联、k/n 系统等)组成的系统形式,如 Li 等[6]假设系统部件为受权重因素影响的线性退化路径,根据该退化路径公式推导出了基于部件失效概率密度函数和系统可靠性函数的关系数学模型,由此来评估多部件组成系统的可靠性;Faghih-Roohi 等[7]结合通用生成函数(Universal Generating Function,UGF)和马尔可夫过程,建立了多状态加权 k/n 系统可靠性评估的动态模型,并利用遗传算法针对系统各部件在不同状态下的概率随时间变化问题进行优化。另一些方法对组成系统的关键组成部件进行分析,进而以关键部件的退化形式估计系统整体的退化形式,如 Li 等[8]通过构建退化模型将二元状态可靠性分析推广到连续状态可靠性分析,并利用状态故障树对系统的退化和灾难性失效进行可靠性分析;彭宝华等[9]从元器件性能与系统性能的关系出发,利用元器件的性能退化数据研究系统性能可靠性,给出了系统可靠度计算的马尔可夫链蒙特卡罗 (Markov Chain Monte

收稿日期: 2018-10-13; **录用日期**: 2019-01-04; **网络出版时间**: 2019-01-23 11:39
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190118.1635.002.html
* **通信作者**. E-mail: duanfh@dlut.edu.cn

引用格式: *曹慧, 段富海, 江秀红. 基于 UGF-GO 法的 EWIS 退化系统可靠性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1153-1161. CAO H, DUAN F H, JIANG X H. Degradation system reliability analysis of EWIS based on UGF-GO methodology[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6): 1153-1161 (in Chinese).*

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Carlo,MCMC) 算法和近似解析方法。虽然上述方法均对部件退化与系统退化的关系进行了深入探讨,但在考虑建立复杂系统结构的基础上,对系统整体进行可靠性分析的成果仍然较少。

本文旨在原有退化系统分析方法基础上建立系统结构模型,提出对整个退化系统进行可靠性分析的有效方法。首先,考虑对组成系统的各部件退化性能进行分析,并建立相应的可靠性模型。对于组成 EWIS 的高可靠性部件来说,其某些性能指标随着时间而退化,统计和分析这些性能指标退化量,可推测出产品的可靠水平[10]。如汇流条阻抗在使用过程中有变大的趋势,当阻抗退化量达到失效阈值时将发生失效。因此,可以采用退化数据评估其可靠性。其次,考虑根据系统结构建立系统整体的退化可靠性模型。GO 法(Goal Oriented methodology)是分析复杂系统可靠性的一种有效方法,且特别适用于实际物流(电流、气流、液流等)构成的多状态复杂系统可靠性分析[11],因此可采用 GO 法来描述 EWIS 的结构关系。最后,考虑结合部件退化可靠性的计算结果分析系统整体退化可靠性问题。UGF 法是多状态系统分析领域中的重要方法,结合多状态系统的结构函数,可有效反映系统多状态性能随部件多状态性能变化的关系,且能够降低系统可靠性计算的复杂度[3]。因此结合 GO 法与 UGF 的 UGF-GO 法能较好达到利用部件性能退化分析系统整体退化可靠性的目的。

本文基于上述思路,提出了基于性能退化和 UGF-GO 法的 EWIS 退化系统可靠性分析方法,即结合部件性能参数退化可靠性特征,建立 EWIS 退化状态可靠性分析模型,利用 UGF-GO 法对系统退化可靠性进行评估,并将该方法应用于某飞机电气线路互联系统,计算结果表明该方法可有效解决系统退化状态可靠性分析问题。

1 退化可靠性建模及参数估计

1.1 基于 Wiener 过程的汇流条性能退化模型

EWIS 中汇流条性能退化一般由微小接触电阻阻值增长累积形成的性能退化表征,可采用如下一元 Wiener 过程建模[12]:

$$Y(t) = \beta\Lambda(t) + \sigma W(\Lambda(t)) \tag{1}$$

式中:β 和 σ 分别为退化速率和扩散参数;$\Lambda(t)$ 为时间 t 的单调递增函数,$\Delta\Lambda(t) = \Lambda(t+\Delta t) - \Lambda(t)$ 为观察时间增量,且满足 $\Lambda(0) = 0$;$W(\Lambda(t))$ 为标准布朗运动;$Y(t)$ 具有平稳独立增量,且增量服从正态分布,即 $\Delta y(t) \sim N(\beta\Delta\Lambda(t), \sigma^2\Delta\Lambda(t))$。

设 $\Lambda(t) = t$,易知一元 Wiener 过程是关于时间的线性函数,可对线性退化过程建模。随机抽取 n 个产品样本进行 m 次退化观测,令 $\boldsymbol{Y}$ 表示样本 n,$\boldsymbol{Y} = (\boldsymbol{Y}_1, \boldsymbol{Y}_2, \cdots, \boldsymbol{Y}_n)$,$\boldsymbol{Y}_i$ 表示 i 条退化轨迹,$\boldsymbol{Y}_i = (y_{i0}, y_{i1}, \cdots, y_{im})$,设 $Y(t)$ 首次达到失效阈值 l 时产品失效,则产品寿命 T 关于首达时间 t 服从逆 Gaussian 分布[13],其概率密度函数和可靠性函数分别为

$$f_T(t) = \frac{l}{\sqrt{2\pi\sigma^2 t^3}}\exp\left[-\frac{(l-\beta t)^2}{2\sigma^2 t}\right] \tag{2}$$

$$R_T(t) = \Phi\left(-\frac{\beta t - l}{\sigma\sqrt{t}}\right) - \exp\left(\frac{2\beta l}{\sigma^2}\right)\Phi\left(-\frac{\beta t + l}{\sigma\sqrt{t}}\right) \tag{3}$$

式中:$\Phi(\cdot)$ 为正态分布函数。

同类产品个体的退化过程不可能完全一致,即使同型号产品,由于各产品自身性能及工作环境的不同,其退化程度也不完全相同。为描述这种差异性,设式(3)中退化速率 $\beta \sim N(\mu_\beta, \sigma_\beta^2)$ 为随机变量,相应的失效函数和可靠性函数为

$$f_T(t) = \frac{l}{\sqrt{2\pi(\sigma_\beta^2 t + \sigma^2)t^3}}\exp\left[-\frac{(l-\mu_\beta t)^2}{2(\sigma_\beta^2 t + \sigma^2)}\right] \tag{4}$$

$$R_T(t) = \Phi\left(-\frac{\mu_\beta t - l}{\sqrt{\sigma_\beta^2 t^2 + \sigma^2 t}}\right) - \exp\left(\frac{2\mu_\beta l}{\sigma^2} + \frac{2\sigma_\beta^2 l^2}{\sigma^4}\right)\Phi\left(-\frac{2\sigma_\beta^2 l t + \sigma^2(\mu_\beta t + l)}{\sigma^2\sqrt{\sigma_\beta^2 t^2 + \sigma^2 t}}\right) \tag{5}$$

式中:μ_β、σ_β^2 和 σ^2 为待估参数。

易知在确定退化参数和失效阈值的情况下,可得到任意时刻含个体差异的退化产品可靠性。

1.2 基于 MCMC 算法的模型参数估计

根据 Bayes 统计推断,设参数 μ_β、σ_β^2 和 σ^2 统计独立且服从给定的共轭先验分布,$\mu_\beta \sim N(\theta_\mu, \theta_\sigma^2)$,$\sigma_\beta^2 \sim \mathrm{Ga}(\theta_1, \gamma_1)$,$\sigma^2 \sim \mathrm{Ga}(\theta_2, \gamma_2)$,其中,伽马分布可以表示较大范围的密度函数特征,包括减函数、常数及增函数,能够较全面地描述分布特征的灵活性[14-15]。$\boldsymbol{\Theta} = (\mu_\beta, \sigma_\beta^2, \sigma^2)$ 的联合先验分布为

$$\pi(\boldsymbol{\Theta}) = \pi(\mu_\beta)\pi(\sigma_\beta^2)\pi(\sigma^2) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\theta_\sigma^2}}\exp\left[\frac{(\mu_\beta - \theta_\mu)^2}{2\theta_\sigma^2}\right] \cdot \frac{(\sigma_\beta^2)^{\gamma_1 - 1}}{\theta_1^{\gamma_1}\Gamma(\gamma_1)}\exp\left(-\frac{\sigma_\beta^2}{\theta_1}\right)\frac{(\sigma^2)^{\gamma_2 - 1}}{\theta_2^{\gamma_2}\Gamma(\gamma_2)}\exp\left(-\frac{\sigma^2}{\theta_2}\right) \tag{6}$$

只考虑分布形式的情况下,式(6)可简化为

$$\pi(\boldsymbol{\Theta}) \propto \pi(\mu_\beta)\pi(\sigma_\beta^2)\pi(\sigma^2) \propto$$

北航学报 赠阅

$$\frac{1}{\theta_\sigma}\exp\left[\frac{(\mu_\beta-\theta_\mu)^2}{2\theta_\sigma^2}\right](\sigma_\beta^2)^{\gamma_1-1}\exp\left(-\frac{\sigma_\beta^2}{\theta_1}\right)\cdot$$
$$(\sigma^2)^{\gamma_2-1}\exp\left(-\frac{\sigma^2}{\theta_2}\right) \tag{7}$$

令 $\boldsymbol{\Omega}=(\theta_\mu,\theta_\sigma,\theta_1,\theta_2,\gamma_1,\gamma_2)$ 为先验分布的初始设定参数。

根据 Wiener 过程独立增量服从正态分布的性质，得到退化数据增量 $\Delta y(t)$ 关于参数 μ_β、σ_β^2 和 σ^2 的最大似然函数为

$$L(\boldsymbol{Y}|\boldsymbol{\Theta})=\prod_{i=1}^{N}\prod_{j=1}^{M}\frac{1}{\sqrt{2\pi(\sigma_\beta^2\Delta t_{ij}+\sigma^2)\Delta t_{ij}}}\cdot$$
$$\exp\left[-\frac{(\Delta y_{ij}-\mu_\beta\Delta t_{ij})^2}{2(\sigma_\beta^2\Delta t_{ij}+\sigma^2)\Delta t_{ij}}\right] \tag{8}$$

式中：Δy_{ij} 是第 i 条退化轨迹第 j 次观测数据增量；Δt_{ij} 为相应时间增量，根据 Bayes 公式推导 $\boldsymbol{\Theta}$ 的后验概率分布形式为

$$\pi(\boldsymbol{\Theta}|\boldsymbol{Y})=\frac{\pi(\boldsymbol{\Theta})L(\boldsymbol{Y}|\boldsymbol{\Theta})}{\int\pi(\boldsymbol{\Theta})L(\boldsymbol{\Theta}|\boldsymbol{Y})\mathrm{d}\boldsymbol{\Theta}} \tag{9}$$

式中：分母看成是一个标量因子，代入式(7)和式(8)，简化后得到关于参数 μ_β、σ_β^2 和 σ^2 的后验概率分布为[16]

$$\pi(\boldsymbol{\Theta}|\boldsymbol{Y})\propto\pi(\boldsymbol{\Theta})L(\boldsymbol{Y}|\boldsymbol{\Theta})\propto$$
$$\pi(\mu_\beta)\pi(\sigma_\beta^2)\pi(\sigma^2)L(\boldsymbol{Y}|\boldsymbol{\Theta})\propto$$
$$\frac{1}{\theta_\sigma}\exp\left[\frac{(\mu_\beta-\theta_\mu)^2}{2\theta_\sigma^2}\right](\sigma_\beta^2)^{\gamma_1-1}\cdot$$
$$\exp\left(-\frac{\sigma_\beta^2}{\theta_1}\right)(\sigma^2)^{\gamma_2-1}\exp\left(-\frac{\sigma^2}{\theta_2}\right)\cdot$$
$$\prod_{i=1}^{N}\prod_{j=1}^{M}\frac{1}{\sqrt{2\pi(\sigma_\beta^2\Delta t_{ij}+\sigma^2)\Delta t_{ij}}}\cdot$$
$$\exp\left[-\frac{(\Delta y_{ij}-\mu_\beta\Delta t_{ij})^2}{2(\sigma_\beta^2\Delta t_{ij}+\sigma^2)\Delta t_{ij}}\right] \tag{10}$$

式(10)为关于参数 μ_β、σ_β^2 和 σ^2 的先验概率分布和产品退化过程观测数据增量的后验分布，不易直接计算参数 μ_β、σ_β^2 和 σ^2 值，采用 MCMC 算法估计[17]。该算法将 2 个或多个随机变量的条件概率分布分解为模型中每个参数的条件概率分布进行采样，从中生成一个参数样本序列，MCMC 算法迭代算式为

$$\begin{cases}\pi(\mu_\beta^{(k+1)},\sigma_\beta^2,\sigma^2|\boldsymbol{Y})\propto\\ \quad\pi(\mu_\beta^{(k)})\pi(\sigma_\beta^2)\pi(\sigma^2)L(\boldsymbol{Y}|\mu_\beta^{(k)},\sigma_\beta^2,\sigma^2)\\ \pi(\mu_\beta^{(k+1)},\sigma_\beta^{2(k+1)},\sigma^2|\boldsymbol{Y})\propto\\ \quad\pi(\mu_\beta^{(k+1)})\pi(\sigma_\beta^{2(k)})\pi(\sigma^2)\cdot\\ \quad L(\boldsymbol{Y}|\mu_\beta^{(k+1)},\sigma_\beta^{2(k)},\sigma^2)\\ \pi(\mu_\beta^{(k+1)},\sigma_\beta^{2(k+1)},\sigma^{2(k+1)}|\boldsymbol{Y})\propto\\ \quad\pi(\mu_\beta^{(k+1)})\pi(\sigma_\beta^{2(k+1)})\pi(\sigma^{2(k)})\cdot\\ \quad L(\boldsymbol{Y}|\mu_\beta^{(k+1)},\sigma_\beta^{2(k+1)},\sigma^{2(k)})\end{cases} \tag{11}$$

式中：k 为当前随机参数值；$k+1$ 为迭代后更新参数值。各参数值迭代计算，具体算法步骤如下：

步骤 1　设置初值 $\mu_\beta^{(0)}$、$\sigma_\beta^{2(0)}$ 和 $\sigma^{2(0)}$，迭代计数 $k=0$。

步骤 2　从 $N(\mu_\beta^{(k)},1)$ 中随机获得采样点 μ_β^*，计算

$$\alpha_1=\min\left(\frac{\pi(\mu_\beta^*,\sigma_\beta^{2(k)},\sigma^{2(k)}|L)}{\pi(\mu_\beta^{(k)},\sigma_\beta^{2(k)},\sigma^{2(k)}|L)}\right)$$

步骤 3　从 $U(0,1)$ 中随机抽取 u_1，若 $u_1\leqslant\alpha_1$，则令 $\mu_\beta^{(k+1)}=\mu_\beta^*$，否则 $\mu_\beta^{(k+1)}=\mu_\beta^{(k)}$。

步骤 4　从 $N(\sigma_\beta^{2(k)},1)$ 中随机获得采样点 σ_β^{2*}，计算

$$\alpha_2=\min\left(\frac{\pi(\mu_\beta^{(k+1)},\sigma_\beta^{2*},\sigma^{2(k)}|L)}{\pi(\mu_\beta^{(k+1)},\sigma_\beta^{2(k)},\sigma^{2(k)}|L)}\right)$$

步骤 5　从 $U(0,1)$ 中随机抽取 u_2，若 $u_2\leqslant\alpha_2$，则令 $\sigma_\beta^{2(k+1)}=\sigma_\beta^{2*}$，否则 $\sigma_\beta^{2(k+1)}=\sigma_\beta^{2(k)}$。

步骤 6　从 $N(\sigma^{2(k)},1)$ 中随机获得采样点 σ^{2*}，计算

$$\alpha_3=\min\left(\frac{\pi(\mu_\beta^{(k+1)},\sigma_\beta^{2(k+1)},\sigma^{2*}|L)}{\pi(\mu_\beta^{(k+1)},\sigma_\beta^{2(k+1)},\sigma^{2(k)}|L)}\right)$$

步骤 7　从 $U(0,1)$ 中随机抽取 u_3，若 $u_3\leqslant\alpha_3$，则令 $\sigma^{2(k)}=\sigma^{2*}$，否则 $\sigma^{2(k+1)}=\sigma^{2(k)}$，$k=k+1$。

步骤 8　$k=5000$ 迭代终止，计算各参数采样序列的期望，作为参数 μ_β、σ_β^2 和 σ^2 估计值。

1.3　汇流条可靠性模型及参数估计

用随机 Wiener 过程仿真某飞机 EWIS 关键部件性能退化。设主设备汇流条失效阈值为 5 mΩ，同型号 10 组部件样本经 10 次观测，其退化数据如图 1 所示。

利用仿真数据按式(3)建立主汇流条退化可靠性模型，得失效阈值为 5 mΩ 时，可靠性计算公式为

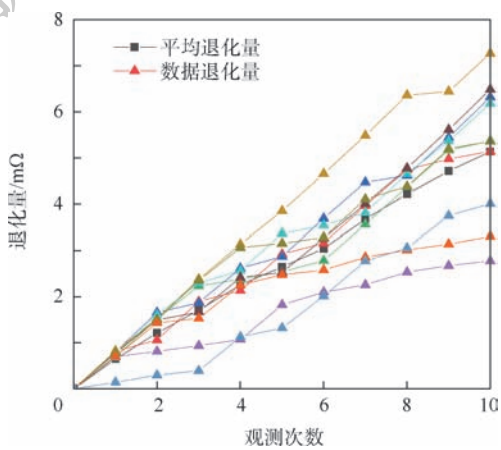


图 1　主设备汇流条性能退化仿真数据

Fig. 1　Performance degradation simulation data of main equipment busbar

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$R(t)=\Phi\left(-\frac{\mu_\beta t-5}{\sqrt{\sigma_\beta^2 t^2+\sigma^2 t}}\right)-\exp\left(\frac{10\,\mu_\beta}{\sigma^2}+\frac{50\,\sigma_\beta^2}{\sigma^4}\right)\cdot\Phi\left(-\frac{10\,\sigma_\beta^2 t+\sigma^2(\mu_\beta t+5)}{\sigma^2\sqrt{\sigma_\beta^2 t^2+\sigma^2 t}}\right) \tag{12}$$

式中:未知参数 μ_β、σ_β^2 和 σ^2 先验概率分布可以通过式(6)和式(7)得到,其中参数 $\boldsymbol{\Omega}=(\theta_\mu,\theta_\sigma,\theta_1,\theta_2,\gamma_1,\gamma_2)$ 通过经验确定,本文设置 $\boldsymbol{\Omega}=(2,1,2,2,3,20)$,关于未知参数 μ_β、σ_β^2 和 σ^2 的后验概率分布形式可由式(9)确定。MCMC 算法迭代结果与参数初始值无关,初值可随机给定,设置 $\boldsymbol{\Theta}=(0,0,0)$,利用 MCMC 算法对参数进行估计,经 5 000次采样,得到各参数样本序列,文中将各参数样本序列期望作为参数估计值,参数的期望、方差及置信区间等估计量见表 1。

表 1 主设备汇流条可靠性模型参数估计

Table 1 Parameter estimate for reliability model of main equipment busbar

参数	期望	方差	置信区间(置信水平为 0.95)
μ_β	0.447 0	0.017 7	[0.340 0,0.545 6]
σ_β^2	0.005 0	0.009 6	[0.000 3,0.007 6]
σ^2	0.222 3	0.371 6	[0.129 0,0.301 0]

2 系统可靠性估计

2.1 GO 法系统建模

GO 法是从系统原理图分析系统成功运行的概率,用操作符和信号流表示系统各单元及逻辑关系建立 GO 图,进行可靠性分析[18-19]。图 2 为根据电子设备系统建立的 GO 图。

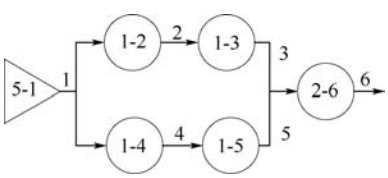


图 2 电子设备系统 GO 图

Fig. 2 GO figure of electronic equipment system

2.2 UGF-GO 法基本运算方法

UGF 法是按系统的结构形式,进行递归计算求出系统可靠性的常用方法,已知系统部件状态概率以及系统结构情况下,建立 u 函数来描述部件状态组合[20-21],t 时刻部件 X 的 u 函数为

$$u_{i,j}(t,z)=\sum_{j=0}^{k_i}p_{i,j}(t)z^{x_{i,j}} \tag{13}$$

式中:$x_{i,j}$ 为 i 部件具有的 j 种状态;p 为 X 处于各状态的概率;z 是 x 的 z 变换。在式中引入描述 GO 图系统结构的 $\otimes_g$ 算子,则系统的 U 函数定义为

$$U(t,z)=\otimes_g\left(\sum_{j_i=0}^{k_i}p_{i,j_i}(t)z^{x_{i,j_i}}\right)=\sum_{j_1=0}^{k_1}\sum_{j_2=0}^{k_2}\cdots\sum_{j_n=0}^{k_n}\left(\prod_{i=0}^{n}p_{i,j_i}(t)z^{g(x_{i,j_1},x_{i,j_2},\cdots,x_{n,j_n})}\right) \tag{14}$$

UGF-GO 法在计算思想上与 GO 法定量分析时常用的状态组合方法类似,但在形式上通过 UGF 改进的 GO 法更为直观,便于计算。本文以某飞机 EWIS 中电子设备系统二状态系统为例说明 UGF-GO 法的基本运算过程。系统有 1 个输入操作符,4 个功能操作符,1 个或门操作符,其成功和故障状态概率数据如表 2 所示。

表 2 电子设备系统操作符数据

Table 2 Operator data of electronic equipment system

操作符编号	操作符类型	状态概率	
		$p_{i,0}$	$p_{i,1}$
1	5	0.01	0.99
2	1	0.05	0.95
3	1	0.10	0.90
4	1	0.05	0.95
5	1	0.10	0.90

据 UGF-GO 法,各操作符 u 函数可表示为

$$\begin{cases}u_1(z)=0.99z^1+0.01z^0\\u_2(z)=0.95z^1+0.05z^0\\u_3(z)=0.90z^1+0.10z^0\\u_4(z)=0.95z^1+0.05z^0\\u_5(z)=0.90z^1+0.10z^0\end{cases} \tag{15}$$

将各操作符的 u 函数代入 GO 图进行可靠性系统分析,根据 GO 图的系统结构得到系统 $\otimes_g$ 算子,则系统 U 函数可表示为

$$U(z)=\otimes_g(u_1(z),u_2(z),\cdots,u_5(z)) \tag{16}$$

系统 GO 图形式对称,$u_3(z)$ 和 $u_5(z)$ 具有相同的 u 函数。系统 GO 图输出信号 3、5 未计算共有信号 1,因此在计算输出信号 6 时进行共有信号修正。设共有信号故障状态为 f,状态概率为 v,设含 j 个共有信号的子系统 u 函数 $u_j(z)$ 之间相互独立,则子系统输出信号修正运算符 ξ 定义为

$$\xi(u_j(z))=(1-v)u_j(z)+vz^f \tag{17}$$

根据 u 函数计算规则进行运算。

$$u_6(z)=\xi(\otimes_{\max}(\otimes_{\min}(u_2(z),u_3(z)),\otimes_{\min}(u_4(z),u_5(z))))=\xi(\otimes_{\max}(\otimes_{\min}(0.95z^1+0.05z^0,0.9z^1+0.1z^0),\otimes_{\min}(u_4(z),u_5(z))))=\xi(\otimes_{\max}(0.95\times0.9z^{\min(1,1)}+0.95\times$$

北航学报 赠阅

$$0.1z^{\min(1,0)}+0.05\times0.9z^{\min(0,1)}+0.05\times0.1z^{\min(0,0)},\underset{\min}{\otimes}(u_4(z),u_5(z)))=$$

$$\xi(\underset{\max}{\otimes}(0.855z^1+0.145z^0,0.855z^1+0.145z^0))=\xi(0.978\,975z^1+0.021\,025z^0)=$$

$$0.99\times(0.978\,975z^1+0.021\,025z^0)+0.01z^0=0.969\,185z^1+0.030\,815z^0$$

输出信号 6 状态概率即为系统的状态概率，根据运算过程得到系统状态值 1，即成功状态的可靠性概率为 0.969 185。该结果与文献[10]中概率公式计算方法结果一致，验证了 UGF-GO 法用于 GO 图定量计算的有效性，部分操作符输出状态概率如表 3 所示，P 为对应操作符的输出概率。

表 3　电子设备系统可靠性结果对比

Table 3　Reliability result comparison of electronic equipment system

输出信号	概率公式算法		UGF-GO 法	
	$p_{i,0}$	$p_{i,1}$	$p_{i,0}$	$p_{i,1}$
$P_{o,3}$	0.846 450	0.153 550	0.855 000	0.145 000
$P_{o,5}$	0.846 450	0.153 550	0.855 000	0.145 000
$P_{o,6}$（未修正）	0.976 422	0.023 577	0.978 975	0.021 025
$P_{o,6}$（修正后）	0.969 185	0.030 814	0.969 185	0.030 815

从上例可见，在计算形式上，利用 UGF-GO 方法本身的计算规则可以在不列出全部状态组合表的情况下，直接计算 GO 图各信号流的状态概率，因此本文在分析复杂系统退化可靠性时也采用 UGF-GO 法。进一步将 UGF-GO 法应用于含部件退化问题的退化系统可靠性评估中。退化模型算子 δ 定义为给定阈值 l 下部件各状态概率的和，根据文献[13]中的描述，该概率状态 u 函数可表示为在普通 u 函数中引入 δ 算子，即

$$\delta(u(z),l)=\delta\left(\sum_{j=1}^{2}p_{i,j}z^{x_{i,j}},l\right)=\sum_{j=1}^{2}\delta(p_{i,j}z^{x_{i,j}},l) \tag{18}$$

则系统部件 X 在失效阈值 l 下退化可靠性计算模型的 u 函数可表示为

$$u_{R_i}(t,z)=\sum_{j=1}^{2}\delta(p_{i,j}(t)z^{x_{i,j}},l)=R_i(t)z^{x_{i,1}}+(1-R_i(t))z^{x_{i,2}} \tag{19}$$

式中：$R_i(t)$ 为系统 i 部件随时间变化的可靠性。

3　EWIS 退化可靠性分析

某型号飞机电气线路互联系统配置方案如图 3所示，方案中汇流条配置包括主设备汇流条、

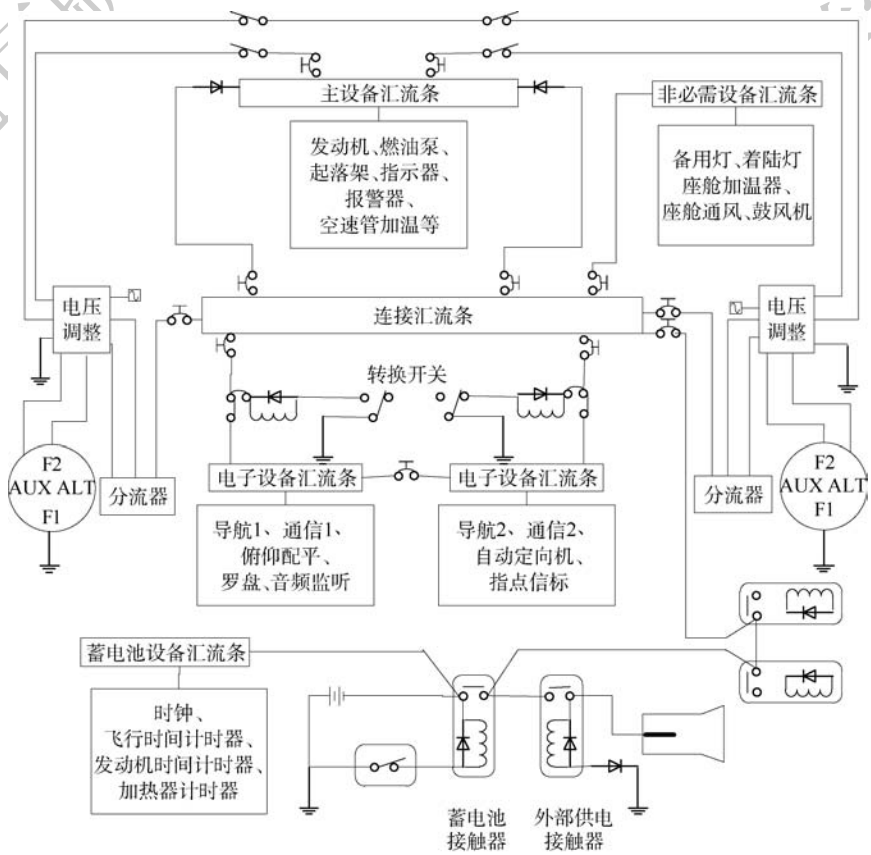


图 3　某飞机电气线路互联系统设计方案

Fig. 3　Design scheme of an aircraft's EWIS

北航学报 赠阅

电子设备汇流条、非必需设备汇流条、蓄电池设备汇流条和连接汇流条等。主设备汇流条连接飞机飞行任务关键用电设备线路，如发动机、起落架等。非必需设备汇流条连接一般用电设备线路，如着陆灯、备用灯等。电子设备汇流条连接两组无线电通信设备线路。蓄电池设备汇流条连接外部供电电源线路与内部蓄电池供电线路[22]。

3.1 汇流条退化可靠性

利用 Wiener 退化过程仿真汇流条接触电阻退化过程，建立 EWIS 系统各汇流条可靠性模型，分别采用二步法[21]和 MCMC 算法对 EWIS 各汇流条可靠性模型参数进行对比估计，得 μ_β、σ_β^2 和 σ^2 如表 4 所示。

表 4 可见，2 种方法得到的估计值接近，但 MCMC 算法估计值与二步法相比波动较小，这是由于在 MCMC 算法预定义先验概率类型，使估计值范围缩小。仿真得到系统各汇流条可靠性曲线如图 4 所示。

由图 4 可见，含随机退化速率变量的 Wiener 过程能够更好地描述同型号产品不同工作环境下的差异性，因此，考虑部件退化状态的系统可靠性更符合实际情况。

表 4 二步法与 MCMC 算法参数估计值对比

Table 4 Comparison of parameter estimate between two-step algorithm and MCMC algorithm

汇流条	二步法			MCMC 算法		
	μ_β	σ_β^2	σ^2	μ_β	σ_β^2	σ^2
主设备	0.441 4	0.011 9	0.278 6	0.447 0	0.005 0	0.222 3
电子设备	0.431 1	0.014 1	0.319 7	0.421 9	0.005 1	0.221 7
非必需设备	0.473 9	0.005 5	0.207 0	0.464 1	0.004 5	0.201 0
蓄电池设备	0.499 8	0.005 1	0.224 8	0.479 3	0.005 0	0.218 9

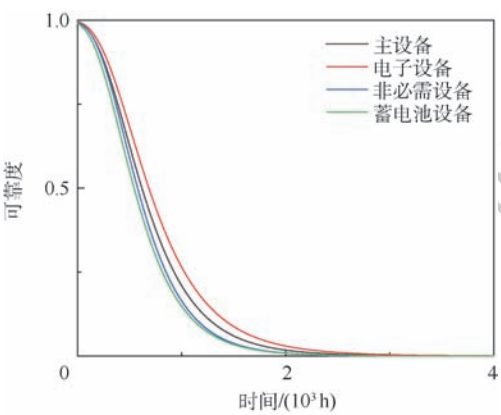


图 4 四种汇流条退化可靠性曲线

Fig. 4 Degraded reliability curve of four kinds of busbar

3.2 EWIS 可靠性建模分析

分析图 2 中某飞机 EWIS 结构，建立描述该系统结构 GO 图，如图 5 所示。GO 图中 EWIS 各操作符及状态概率见表 5。

表 5 中系统部件状态值 $p_{i,j}$，$(j=0,1,2)$ 分别表示部件处于完好、退化、故障 3 种状态。电源信号通断及输入、输出控制只考虑有信号通（完好）和无信号断（故障）2 种状态，即 0、2 状态。根据 UGF-GO 法系统在失效阈值为 5 mΩ 时可靠性的 u 函数为

$$\begin{aligned} u_s(t,z) &= \otimes_g(u_2(t,z),\cdots,u_{16}(t,z)) = \\ &\otimes_{\max}(\otimes_{\max}(u_2(t,z),u_7(t,z)), \\ &\xi_1(\otimes_{\min}(\otimes_{\max}(u_3(t,z),u_8(t,z)), \\ &\otimes_{\max}(u_4(t,z),u_9(t,z))))\otimes_{\max}(u_5(t,z),u_{11}(t,z)), \\ &\otimes_{\max}(\xi_6(\otimes_{\min}(u_{12}(t,z),u_{13}(t,z))),u_{15}(t,z))) \end{aligned} \tag{20}$$

将表 5 中各部件状态概率代入式（20）中计算系统随时间变化可靠性为

$$\begin{aligned} u_s(t,z) &= (1.999\,928R_1(t)R_2(t)R_3(t)R_4(t) - \\ &0.999\,959R_1(t)R_2^2(t)R_3(t)R_4(t))z^1 + \\ &(1-(1.999\,928R_1(t)R_2(t)R_3(t)R_4(t) - \\ &0.999\,959R_1(t)R_2^2(t)R_3(t)R_4(t)))z^2 \end{aligned} \tag{21}$$

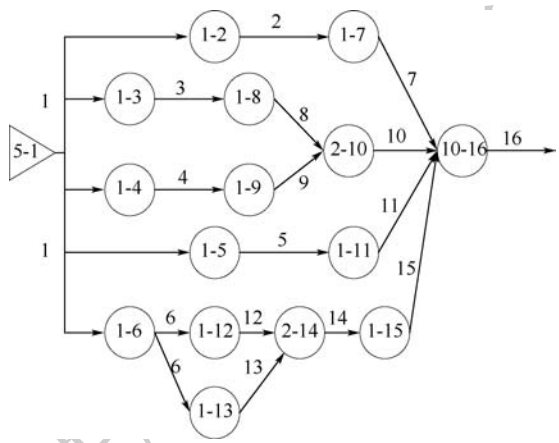


图 5 某飞机电气线路互联系统 GO 图

Fig. 5 GO figure of an aircraft's EWIS

表 5 某飞机电气线路互联系统操作符数据

Table 5 Operator data of an aircraft's EWIS

编号	类型	名称	状态概率		
			$p_{i,0}$	$p_{i,1}$	$p_{i,2}$
1	5	电源	0.999 984	–	0.000 016
2～6	1	导通控制	0.999 995	–	0.000 005
7	1	主设备汇流条	–	$R_1(t)$	$1-R_1(t)$
8,9	1	电子设备汇流条	–	$R_2(t)$	$1-R_2(t)$
10	2	或门	–	–	–
11	1	非必需设备汇流条	–	$R_3(t)$	$1-R_3(t)$
12	1	内部供电开关	0.999 995	–	0.000 005
13	1	外部供电开关	0.999 989	–	0.000 011
14	2	或门	–	–	–
15	1	蓄电池设备汇流条	–	$R_4(t)$	$1-R_4(t)$
16	10	与门	–	–	–

北航学报 赠阅

输出信号 10、14 分别含有共有信号 1、6，在计算过程中已经修正。系统输出信号 16 计算时未考虑共有信号 1 的影响，需在信号流 16 输出端进行修正，修正后系统输出状态 u 函数为

$$U_s(t,z) = \xi_1(u_s(t,z)) = (1.999\,896R_1(t)R_2(t)R_3(t)R_4(t) - 0.999\,943R_1(t)R_2^2(t)R_3(t)R_4(t))z^1 + (1 - (1.999\,896R_1(t)R_2(t)R_3(t)R_4(t) - 0.999\,943R_1(t)R_2^2(t)R_3(t)R_4(t)))z^2 \tag{22}$$

根据 UGF-GO 法，式(22)中 U 函数在 1 状态的可靠性即为系统退化状态可靠性。为比较不同失效阈值下可靠性曲线的不同变化，选取 10、15 和 20 mΩ 为系统失效阈值，得到不同阈值下系统退化可靠性曲线如图 6 所示。

由图 6 可知，选取不同失效阈值时，系统可靠性评估结果差异较大。系统可靠性随运行时间可靠性不同程度降低。失效阈值选取越大，则利用当前仿真数据进行的系统可靠性评估结果越可靠，这也较符合实际情况。不同失效阈值下，系统部分可靠性随时间-阈值变化数据如表 6 所示。

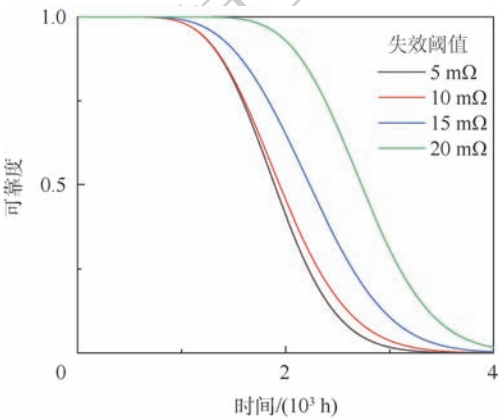


图 6　不同阈值下的系统可靠性曲线

Fig. 6　System reliability curves under different thresholds

表 6　不同阈值系统可靠性结果对比

Table 6　Comparison of system reliability results under different thresholds

时间/(10^3 h)	失效阈值			
	5 mΩ	10 mΩ	15 mΩ	20 mΩ
0.5	0.999 869 23	0.999 869 23	0.999 911 11	0.999 952 99
1.0	0.983 131 70	0.983 201 29	0.991 532 16	0.999 933 62
1.5	0.807 300 25	0.814 910 50	0.900 868 99	0.995 894 56
2.0	0.410 376 10	0.455 760 56	0.650 608 32	0.928 757 82
2.5	0.111 053 74	0.161 576 30	0.328 864 11	0.669 353 15
3.0	0.017 385 46	0.037 127 48	0.107 027 91	0.308 530 88
3.5	0.001 890 51	0.005 873 75	0.022 638 82	0.087 255 26

4　结　论

1）某飞机 EWIS 退化严重，且受环境影响较大，采用随机 Wiener 过程建立部件退化可靠性模型，由 MCMC 算法估计模型参数，可得到随部件性能退化，复杂系统可靠性变化情况。

2）在结合 GO 法及 UGF 法优势的基础上，提出 UGF-GO 法。分别利用 UGF-GO 法与概率公式法计算电子设备电气线路系统 GO 图，最终得到的系统可靠性结果一致，验证了 UGF-GO 法计算 GO 图的正确性和简便性，说明 UGF-GO 法适用于复杂系统可靠性计算。

参考文献（References）

[1] WANG W, WANG P. Effect of environments on EWIS failure rate estimate[J]. Procedia Engineering, 2011, 17: 473-479.

[2] MEEKER W Q, HAMADA M. Statistical tools for the rapid development and evaluation of high-reliability products[J]. IEEE Transactions on Reliability, 1995, 44(2): 187-198.

[3] LEVITEN G. The universal generating function in reliability analysis and optimization[M]. Berlin: Springer, 2005.

[4] LI W J, PHAM H. Reliability modeling of multi-state degraded systems with multi-competing failures and random shocks[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2005, 54(2): 297-303.

[5] WANG G, DUAN F, ZHOU Y. Reliability evaluation of multi-state series systems with performance sharing[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2018, 173: 58-63.

[6] LI J, COIT D W, ELSAYED E A. Reliability modeling of a series system with correlated or dependent component degradation processes[C]// International Conference on Quality, Reliability, Risk, Maintenance, and Safety Engineering. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 388-393.

[7] FAGHIH-ROOHI S F, MIN X, KIEN M G, et al. Dynamic availability assessment and optimal component design of multi-state weighted k-out-of-n systems[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2014, 123: 57-62.

[8] LI X, JIANG T M, MA J, et al. State tree analysis of FOG based on drift brownian motion[C]// International Conference on Reliability, Maintainability and Safety. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 1322-1326.

[9] 彭宝华，周经伦，刘学敏. 元器件性能退化信息的系统性能可靠性评估[J]. 火力与指挥控制，2011，36(10)：148-151.
PENG B H, ZHOU J L, LIU X M. System performance reliability assessment based on degradation data from components[J]. Fire Control & Command Control, 2011, 36(10): 148-151 (in Chinese).

[10] NIKULIN M S, LIMNIOS N, BALARISHNAN N, et al. Advances in degradation modeling[M]. Boston: Birkhäuser Boston, 2010.

[11] 沈祖培，黄祥瑞. GO 法原理及应用：一种系统可靠性分析方法[M]. 北京：清华大学出版社，2004.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

SHEN Z P, HUANG X R. Principle and application of GO methodology: A system reliability analysis methodology [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004 (in Chinese).

[12] YE Z S, XIE M. Stochastic modelling and analysis of degradation for highly reliable products[J]. Applied Stochastic Models in Business & Industry, 2015, 31(1): 16-32.

[13] SHERIF Y. S, SMITH M L. First-passage time distribution of brownian motion as a reliability model[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2009, R-29(5): 425-426.

[14] HAO H B, LI C P. Reliability assessment and residual life prediction method based on Wiener process and current degradation quantity[J]. Engineering Letters, 2016, 24(2): 172-177.

[15] LI C P, HAO H B. Degradation data analysis using Wiener process and MCMC approach[J]. Engineering Letters, 2017, 25(3): 234-238.

[16] FAN T H, CHEN C H. A Bayesian predictive analysis of step-stress accelerated tests in gamma degradation-based processes [J]. Quality & Reliability Engineering International, 2017, 33(7): 1417-1424.

[17] JAIN V. Computational statistics handbook with MATLAB[J]. Journal of the Royal Statistial Society: Series A (Statistics in Society), 2009, 172(4): 942-943.

[18] 沈祖培, 高佳. GO 法原理和改进的定量分析方法[J]. 清华大学学报, 1999, 39(6): 15-19.
SHEN Z P, GAO J. GO methodology and improved quantification of system reliability[J]. Journal of Tsinghua University, 1999, 39(6): 15-19 (in Chinese).

[19] REN Y, FAN D, WANG Z, et al. System dynamic behavior modelling based on extended GO methodology[J]. IEEE Access, 2018, 6: 22513-22523.

[20] LENVITIN G. A universal generating function approach for the analysis of multi-state systems with dependent elements[J]. Reliability Engineering & System Safety, 2004, 84(3): 285-292.

[21] JOSEPHLU C J, MEEKER W Q. Using degradation measures to estimate a time-to-failure distribution [J]. Technometrics, 1993, 35(2): 161-174.

[22] 朱新宇, 王有隆, 胡焱. 民航飞机电气仪表及通信系统[M]. 成都: 西南交通大学出版社, 2006.
ZHU X Y, WANG Y L, HU Y. Electrical instrument and communications systems in civil aircraft[M]. Chengdu: Southwest Jiaotong University Press, 2006 (in Chinese).

作者简介:

曹慧 女, 博士研究生。主要研究方向: 系统可靠性分析、性能退化研究。

段富海 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 系统可靠性、测试性研究。

江秀红 女, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 可靠性分析、预测维修。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Degradation system reliability analysis of EWIS based on UGF-GO methodology

CAO Hui[1], DUAN Fuhai[1,*], JIANG Xiuhong[2]

(1. School of Mechanical Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China;
2. College of Electronic and Information Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: In view of several problems of electrical wiring interconnection system (EWIS), such as condition difference, ageing phenomenon and modelling difficulty, a UGF-GO methodology based EWIS degradation reliability analysis method is proposed by combining traditional GO methodology and universal generating function (UGF). In this paper, based on the difference of performance and environment of system components, using Wiener degradation process model with random parameters, the component reliability simulation model has been built. Markov chain Monte Carlo (MCMC) algorithm is used to estimate parameters in the model. The simulation test show that MCMC algorithm improves the estimation accuracy compared to the parameter estimation values of traditional two-step method. In analyzing the reliability of a degenerate system, the UGF-GO methodology works for calculating the EWIS reliability. Finally, the EWIS of an aircraft is taken as an example, and combined with the reliability calculation result of components, the reliability level of EWIS is evaluated under different thresholds. The results show that UGF-GO methodology can effectively solve the reliability analysis problem of the deteriorating system.

Keywords: electrical wiring interconnection system (EWIS); system reliability; Wiener process; Markov chain Monte Carlo (MCMC); UGF-GO methodology

北京航空航天大学学报

Received: 2018-10-13; **Accepted**: 2019-01-04; **Published online**: 2019-01-23 11:39
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190118.1635.002.html

* **Corresponding author**. E-mail: duanfh@dlut.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0592

基于能量观点的混合层流优化设计

史亚云[1], 郭斌[2], 刘倩[1], 白俊强[1,*], 杨体浩[1], 卢磊[1]
(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072; 2. 西安现代控制技术研究所, 西安 710065)

摘 要: 为了合理地在混合层流设计中减小阻力,降低能量消耗,利用吸气控制功率消耗与阻力、吸气速度的关系式,建立了考虑以吸气功率最小为优化目标的优化设计方法。该优化设计方法采用了自由变形(FFD)参数化方法,紧支型的径向基函数(RBF)动网格技术,改进的微分进化(DE)算法,以及耦合基于 e^N 转捩预测的 RANS 流场高精度求解器。针对 25°后掠角的跨声速无限展长后掠翼,进行了以阻力最小为优化目标的均匀吸气和以功率消耗最小为优化目标的分布式吸气的混合层流优化设计。优化结果表明,基于能量观点的优化结果在雷诺数 10×10^6 下可以达到均匀吸气的阻力收益,相比初始构型,阻力降低了 29.1%,上下翼面转捩位置分别推迟了 18% 和 15% 弦长,功耗降低了 1.7%;而在雷诺数 20×10^6 状态下,相比初始构型,阻力减小了 41.3%,比均匀吸气阻力优化结果提高了 4.5%,上下翼面转捩位置分别推迟了 52% 和 14% 弦长,功耗降低了 8.14%。优化结果表明,建立的基于能量观点的混合层流优化方法是可行的。

关 键 词: 气动优化设计; 层流转捩; 主动控制; 混合层流控制 (HLFC); 能量消耗
中图分类号: V224
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2019)06-1162-13

为了降低燃油消耗,缓解能源危机和环境问题,航空领域提出了“绿色航空”的概念,包含了提高发动机效率、完善飞机系统的一体化设计以及改善飞机气动特性等方案[1-2]。层流控制技术通过尽可能地维系飞机在巡航状态表面的层流来降低燃油消耗。对于 A320 客机,在机翼、尾翼以及短舱表面维系 40% 的层流,全机可以收益 14% 左右的阻力降低[3]。因而层流技术是未来减阻的一项关键技术。层流控制技术包含了自然层流(Natural Laminar Flow, NLF)、层流控制(Laminar Flow Control, LFC)和混合层流控制(Hybrid Laminar Flow Control, HLFC)[4]。HLFC 结合了前两者,在翼面前缘进行吸气,随后利用型面设计最终实现转捩的推迟。HLFC 降低了整个系统的复杂性以及吸气系统的重量,同时不影响主翼部分[5-6]。

针对混合层流控制研究,Krishna 等[7]对 Beoing 757 机翼以及 A320 尾翼的混合层流系统以及试飞试验进行了详细的研究。Beoing 757 试验结果显示混合层流控制将上翼面的转捩推迟到 65% 弦长的位置,最终全机阻力减小了 6%,燃油节省了 8%。A320 尾翼的实验结果显示混合层流维系了 40% 的层流区。这 2 个民用客机混合层流试验的成功验证了混合层流的可行性,并表明了混合层流机翼是未来民机减阻最有前景的方法之一。国内王菲等[8]在北京航天航空大学 D4 低速低湍流度风洞试验室进行了混合层流无限展长机翼的研究。试验结果显示机翼前缘的边界层

收稿日期: 2018-10-17; **录用日期**: 2019-01-11; **网络出版时间**: 2019-02-22 13:06
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190221.1432.004.html
基金项目: 国家“973”计划 (2014CB744804)
* **通信作者**. E-mail: junqiang@nwpu.edu.cn

引用格式: 史亚云, 郭斌, 刘倩, 等. 基于能量观点的混合层流优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1162-1174.
SHI Y Y, GUO B, LIU Q, et al. Hybrid laminar flow optimization design from energy view [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6): 1162-1174 (in Chinese).

北航学报 赠阅

吸气可以有效地推迟转捩位置。国内外的飞行试验以及风洞试验验证了混合层流机翼减阻的可行性,并为后续数值模拟以及设计提供可靠的数据。Risse 和 Stumpf[9]利用低精度求解器建立了合层流机翼的初步优化设计方法,并针对 A350 类型飞机进行了混合层流初步优化设计,设计结果表明前缘 20% 弦长的均匀吸气的混合层流技术将收益 8% 的阻力降低(不考虑下翼面和内翼),并减小 10% 的燃油消耗。杨体浩等[10-11]针对无限展长后掠机翼建立了可靠的优化设计方法,并且研究了不同吸气分布的混合层流优化。在减小阻力的同时,通过给优化目标合适的权重系数,降低了吸气速度,进而降低了能量消耗。目前,国内外基于数值模拟的混合层流设计研究大多以阻力为优化目标,或者通过优化目标的权重系数考虑吸气的功率消耗。以阻力为优化目标,不考虑吸气消耗,最终会降低混合层流控制的整体收益。而通过权重系数来考虑吸气功耗,可以降低吸气速度以及能量消耗,但是权重系数的选择依赖于经验,需要进行多次尝试才能得到合适的值。因而,需要建立吸气的功率消耗和阻力以及吸气速度的关系,从而可以功率消耗最小为目标进行混合层流机翼的优化设计,实现在降低阻力的同时,减小吸气的功率消耗。最终,构建更加智能的优化设计方法。

本文将搭建混合层流优化设计平台,其中包含耦合 e^N 方法的 RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes)流场求解器、参数化方法、动网格技术、可靠的优化算法以及混合层流吸气功率计算方法。将功率消耗与阻力联系,实现以功率消耗最小为目标的跨声速混合层流自动优化设计。并且与以阻力为目标的均匀吸气进行对比,验证以吸气功率消耗为目标的优化方案的可行性。

1　考虑边界层吸气的转捩预测方法

基于 RANS 方程的数值模拟方法具有较高的计算效率以及可满足工程应用的计算精度,使得其在航空工程设计中得到了广泛的应用[12]。基于 RANS 模型,e^N 转捩预测模型可以同时预测 TS(Tollmien-Schlichting)波和横流(Cross-Flow,CF)涡,并有丰富的实验数据支撑,所以本文选择 e^N 转捩预测模型来进行转捩预测分析。最终,本文耦合 e^N 方法和 RANS 求解器进行流场数值模拟分析。

1.1　基于 e^N 方法的转捩预测

e^N 方法转捩预测模式主要包含 3 个部分:边界层信息求解、稳定性分析、转捩位置判断。本文采用求解准三维(包含二维翼型和无限展长后掠翼)的边界层方程来得到边界层速度型、温度、密度、压力以及其一次和二次导数等参数[13]。这些参数将作为稳定性分析方法的输入来进行稳定性判断。稳定性分析方法常用主要有线性稳定理论(Linear Stability Theory, LST)以及线性或者非线性抛物化稳定方程(Linear or Nonlinear Parabolic Stability Equations, LPSE or NPSE)[14-15]。本文采用工程设计中常用的线性稳定理论,一般将流场变量定义为一个定常流场和一个非定常扰动:

$$\boldsymbol{q}(x,y,z,t) = \bar{\boldsymbol{q}}(z) + \boldsymbol{q}'(x,y,t) \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{q}$ 代表速度 u、v、w,压力 p,空气密度 ρ 或者温度 T;t 为时间。等式右侧第 1 项是平均流场变量,第 2 项是扰动变量。现有的研究一般将扰动表达为

$$\boldsymbol{q}'(x,y,t) = \tilde{\boldsymbol{q}}(z)\,\mathrm{e}^{\mathrm{i}(\alpha x+\beta y-\omega t)} \tag{2}$$

其中:$\tilde{\boldsymbol{q}}$ 代表 $\tilde{u}$、$\tilde{v}$、$\tilde{w}$、$\tilde{p}$、$\tilde{t}$,仅和法向变量相关;α 为流向的波数;β 为法向的波数;ω 为圆频率。当从时间角度考虑扰动增长,α 和 β 是实数,而 ω 是复数。由于扰动量很小,所以二阶的扰动量可以忽略,从而得到线性稳定性方程。同时,本文简化了线性稳定方程,加入平行流假设。最终三维可压缩 LST 方程可以表示为

$$\frac{\mathrm{d}^2}{\mathrm{d}z^2}\tilde{\boldsymbol{q}} + \boldsymbol{A}(\alpha,\beta)\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}z}\tilde{\boldsymbol{q}} + \boldsymbol{B}(\alpha,\beta)\tilde{\boldsymbol{q}} = \omega\boldsymbol{C}\tilde{\boldsymbol{q}} \tag{3}$$

其中:$\boldsymbol{A}$、$\boldsymbol{B}$ 和 $\boldsymbol{C}$ 矩阵由平均流场的参数以及 α 和 β 决定。该方程的详细参数介绍可以参考 Cebeci[14]的工作。式(3)的求解是一个特征值问题,本文选择用 Rayleigh 商进行求解[15]。

稳定性方程求解可以得到扰动时间增长率 ω_i,进而得到 α_i[16]。e^N 方法延流向定义了放大因子 N:

$$N = \int \alpha_i \mathrm{d}s \tag{4}$$

式中:s 为弧长。

N 因子的积分有不同的方式,本文采用 $N_{\mathrm{CF}}/N_{\mathrm{TS}}$ 方法[17]来分别得到 TS 波和 CF 驻波的放大因子。仅有放大因子,并不能确定转捩位置,还需要给出转捩阈值判断转捩位置。转捩阈值一般由风洞试验或者飞行试验的条件决定[18],本文选择 $N_{\mathrm{CF}} = 6.49$,$N_{\mathrm{TS}} = 6.49$。本文所有的算例都是基于给定的转捩阈值进行转捩预测。

1.2　吸气边界条件

混合层流设计的吸气面孔隙率(孔径相对于吸气区域面积)很小,所以计算过程中边界条件

北航学报 赠阅

都按照物面吸气进行设置。即计算过程中,并不考虑孔径的大小,而是将孔的吸气速度按照等质量流量换算为吸气物面对应的吸气速度[19]。由于混合层流设计采用的是微吹吸气,所以吸气并不会改变原有压力分布。定义吸气参数:

$$C_{\mathrm{q}} = \frac{w_{\mathrm{s}}(0)}{U_{\infty}} \tag{5}$$

式中:$w_{\mathrm{s}}(0)$为物面法向速度,吸气时为负值,本文中将取其绝对值;U_{∞}为来流速度。计算中物面的吸气速度和真实的孔吸气速度通过质量流量相等的换算公式为

$$p_{\mathrm{plenum}} - p_{\mathrm{out}} = \Delta p = a\rho w_{\mathrm{h}}^2 + b\mu \frac{t_{\mathrm{h}}}{d^2} w_{\mathrm{h}} \tag{6}$$

$$w_{\mathrm{s}} = w_{\mathrm{h}}\sigma \tag{7}$$

其中:p_{plenum}和p_{out}分别为腔内和腔外压力;μ为动力学黏性系数;t_{h}为吸气壁板的厚度;d为吸气孔的直径;σ为孔隙率,由孔径和孔径间距决定;w_{h}为吸气孔的速度,m/s,而w_{s}为换算后的面吸气速度;a、b为需要实验标定的参数,见文献[19]。本文在后续的计算中的吸气速度都是代表面吸气速度。

1.3 e^N方法耦合 RANS 方程

RANS 求解器计算得到的压力数据将作为边界层方程求解的输入。边界层信息将作为线性稳定性分析的输入。进而通过建立的e^N方法,可以得到转捩位置,并返回到 RANS 求解器中。因而,e^N方法和 RANS 求解器进行松耦合进行转捩位置的迭代求解。耦合流程见图 1。

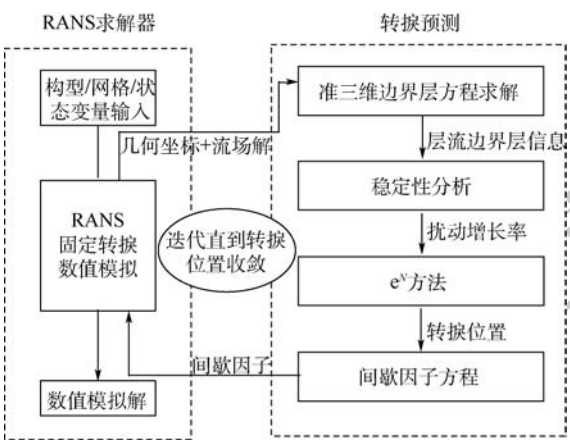


图 1 转捩计算流程

Fig. 1 Procedure of transition calculation

1.4 算例验证

本文选择 NLF(2)-0415[20]无限展长后掠翼进行转捩模型的验证。其后掠角为 45°,易发生横流涡扰动。构型的剖面翼型见图 2,其中 c 为弦长,实验研究了不同雷诺数下在迎角为 -4°下的转捩,计算状态见表 1。数值模拟中展向采用了周期性边界条件。

图 3 给出了雷诺数为 2.37×10^6 条件下的压力系数 C_p 分布,结果显示数值模拟结果与实验吻合。压力分布呈现较长的顺压分布,其放大了 CF 涡的扰动,但是抑制了流向转捩的发生。转捩位置随雷诺数的变化见图 4,Re_x 为当地雷诺数,x_{tr}/c 为无量纲弦向坐标,数值模拟得到的转捩位置基本在实验转捩位置变化范围内。在雷诺数为 1.92×10^6 状态下,转捩是分离流诱导所致,e^N预测的转捩位置比实验的转捩位置靠前。在层流边界层进行求解时,遇到分离点将停止计算,如果稳定性分析的结果在该点之前没有达到转捩阈值,会将层流边界层计算得到的分离点作为转捩位

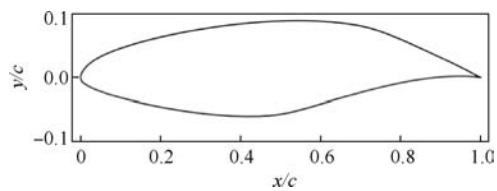


图 2 NLF(2)-0415 翼型

Fig. 2 NLF(2)-0415 airfoil

表 1 NLF(2)-0415 无限展长后掠翼实验与数值模拟状态

Table 1 Experimental and simulation conditions for NLF(2)-0415 infinite spanwise backswept wing

状态	雷诺数/10^6
1	1.92
2	2.19
3	2.37
4	2.73
5	3.27
6	3.73

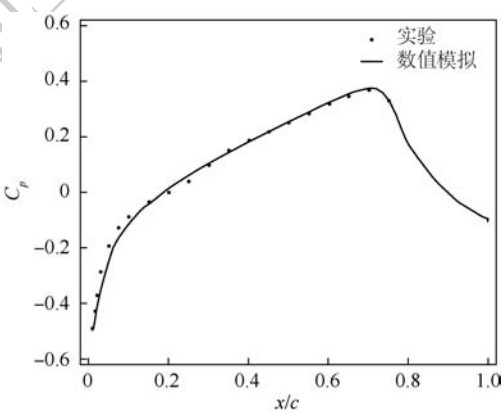


图 3 NLF(2)-0415 无限展长后掠翼上翼面实验与数值模拟压力系数分布对比

Fig. 3 Comparison of pressure coefficient distribution on upper wing surface of NLF(2)-0415 infinite spanwise backswept wing between experiment and simulation

北航学报 赠阅

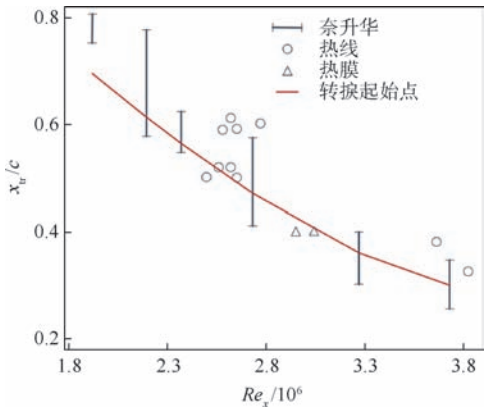


图 4　NLF(2)-0415 构型上翼面的转捩位置随雷诺数的变化

Fig. 4　Variation of transition location with Reynolds number for upper wing surface of NLF(2)-0415 configuration

置。然后，真实的转捩点是在分离点之后，并形成短分离泡或者长分离泡，因而，本文的计算结果有了 3% 的弦长差量，但是仍满足工程应用。因此，本文建立的转捩预测方法是可靠的，可以用于层流优化设计研究。

2　基于功率消耗理论的优化设计方法

HLFC 技术通过维系尽可能长的层流区，实现减阻的目标。但是，在翼面前缘吸气需要消耗能量，一般是通过发动机引气实现，所以最终的飞机的燃油消耗应该是减阻带来的收益以及提供吸气能量所消耗的燃油之和。因而，在 HLFC 设计中，不仅需要考虑减阻，也需要降低吸气所需要的能量。为了自动化地进行 HLFC 考虑能耗的优化，则需要将能量消耗与阻力和吸气参数建立关系，最终实现以能量消耗最小为目标的优化设计。本节将基于功率消耗理论建立混合层流智能优化方法。

2.1　吸气功率计算方法

针对无压力梯度的平板，吸气系统的总功率可以分为 4 部分[21-22]：克服尾流阻力所消耗的功率；由于吸气表面能量损失所消耗的功率；吸气泵将气流压缩所需要的功率；排出吸气气体产生推力提供的功率。因此，总的消耗功率可以表示为

$$W_{\mathrm{T}} = W_{\mathrm{wakedrag}} + W_{\mathrm{momentumloss}} + W_{\mathrm{pump}} + W_{\mathrm{thrust}} \tag{8}$$

式中：W_{T} 为系统总功率；W_{wakedrag} 为尾流阻力消耗的功率；$W_{\mathrm{momentumloss}}$ 为动量损失功率；W_{pump} 为吸气泵所需功率；W_{thrust} 为推力产生的功率。而对于飞行速度更高的构型，一般将克服尾流阻力所消耗的功率和动量损失所消耗的功率合并为一项，即克服阻力所消耗的功率：

$$W_{\mathrm{wakedrag}} + W_{\mathrm{momentumloss}} = W_{\mathrm{drag}} = \frac{\rho S C_D U_\infty^3}{2\eta_{\mathrm{p}}} \tag{9}$$

其中：S 为参考面积；C_D 为阻力系数；η_{p} 为推进系统效率。推力产生的功率：即将气流排出提供了额外推力，产生了负的功率：

$$W_{\mathrm{thrust}} = \frac{\dot{m} V_0}{\eta_{\mathrm{p}}} U_\infty \tag{10}$$

其中：$\dot{m}$ 为吸气质量流量率，kg/s；V_0 为气体排除速度，m/s。吸气泵需要将流体压缩，这部分功率可以表示为

$$W_{\mathrm{pump}} = \frac{\dot{m}}{2\eta_{\mathrm{s}}}(V_0^{\ 2} - V_{\mathrm{s}}^{\ 2}) + \frac{\dot{m}}{\eta_{\mathrm{s}}\rho}\Delta p \tag{11}$$

其中：η_{s} 为吸气系统效率；V_{s} 为吸气泵的吸气速度；Δp 为气流流经吸气孔所产生的压差，定义为

$$\Delta p = \frac{\rho}{2\sigma^2}\left(\frac{t}{d}\right)^{0.28}\left(73.5\frac{\mu w_{\mathrm{h}}}{d} + 1.7 w_{\mathrm{h}}^2\right) \tag{12}$$

式中：σ 为孔隙率。

最终，得到系统总的消耗功率。在大多数边界层应用中，吸气速度远小于来流速度，$V_{\mathrm{s}}^2 \ll V_0^2$ 可忽略 V_{s}。为了最小化总功率，需要确定排气速度，当总功率关于 V_0 导数为最小时，即为最优排出速度：

$$V_0 = \frac{\eta_{\mathrm{s}}}{\eta_{\mathrm{p}}} U_\infty \tag{13}$$

最终总功率表达为

$$W_{\mathrm{T}} = \frac{\rho U_\infty C_D U_\infty^2}{2\eta_{\mathrm{p}}} + \frac{\dot{m}\Delta p}{\eta_{\mathrm{s}}\rho} + \frac{\dot{m}\eta_{\mathrm{s}}}{\eta_{\mathrm{p}}^2} U_\infty^2 \tag{14}$$

总功率和阻力成线性关系。为了验证吸气功率的有效性，本文针对一跨声速层流翼型（图 5）进行功率算法的验证。

针对此翼型，进行功率计算，吸气位置设置在前缘 15% 弦长处，吸气系数为 0.001。计算状态为：马赫数 $Ma = 0.7$，迎角 $\alpha = 0°$，雷诺数 $Re = 6.2 \times 10^6$。功率的计算参数为：孔隙率 $\sigma = 0.45\%$，吸气板厚度 $t_{\mathrm{h}} = 1$ mm，吸气孔直径 $d = 50\ \mu$m，推进系统的效率 η_{p} 以及吸气泵的吸气效率 η_{s} 都为 0.9。从而得到系统的总功率，结果如表 2 所示。

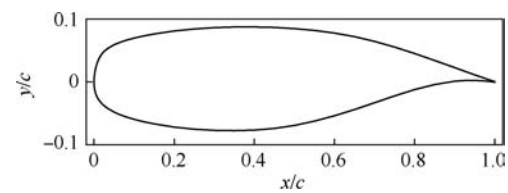


图 5　跨声速层流翼型示意图

Fig. 5　Schematic diagram of transonic laminar airfoil

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

表 2 跨声速翼型吸气消耗功率计算结果

Table 2 Calculation results of suction power consumption for a transonic airfoil

消耗功率	数值/kW	占比/%
W_{wakedrag}	12.04	84.3
W_{thrust}	-0.42	-2.9
W_{pump}	2.67	18.7
W_{T}	14.29	100

计算结果表明,克服阻力缩小的功率占总功率的比重最大,达到 84.3%。针对该翼型,改变吸气参数(0.000 1 ~ 0.002),研究推迟转捩位置长度对系统各功率的影响,计算结果见图 6。该计算结果的趋势与文献[22]中的趋势一致,验证了本文功率计算的可靠性。

2.2 以功耗最小为目标的优化方法

本文的优化方法包含了参数化方法、动网格技术、流场求解以及优化算法[23-24]。

参数化方法采用的是自由变形(Free Form Deformation, FFD)方法[25]。FFD 方法可以通过较少的设计变量光滑地描述曲线、曲面以及三维几何外形,具备很强的扰动能力,在整体或者局部修型设计中得到了广泛的应用。动网格技术采用的是改进的径向基函数(Radial Basis Function, RBF)差值方法。

传统的 RBF 技术通过径向基函数建立了所有空间流场点与物面网格点的映射关系,使得计算效率较低。本文采用基于紧支型的 RBF 动网格技术,即径向基函数随着中心距离的增大而减小,当距离大于紧支半径后,函数值为 0[26]。最终将传统的稠密系数矩阵改进为带状矩阵,计算量大大降低。

流场求解模块为 1.1 节描述的耦合 e^N 转捩预测的 RANS 求解器。优化算法采用了改进的微分进化(Differential Evolution, DE)算法。DE 算法的特点是其变异算子是从当前种群选取多个任意个体差值运算,并作用给定的加权系数得到。改进的变异算子计算主要构成为:将当前种群中 3 个随机个体作为变异对象,并按照适应值定义为最优个体,次优个体以及最差个体;将次优个体和最差个体分别与次优个体按照标准微分算法的变异算子进行操作,取其平均值作为新的变异算子。改进的 DE 算法保留了原方法的全局性,增强了局部搜索能力,且一定程度上避免了局部最优[27]。

2.1 节建立了 HLFC 功耗与阻力以及吸气参数等的计算方法,本文在之后的优化设计中将以

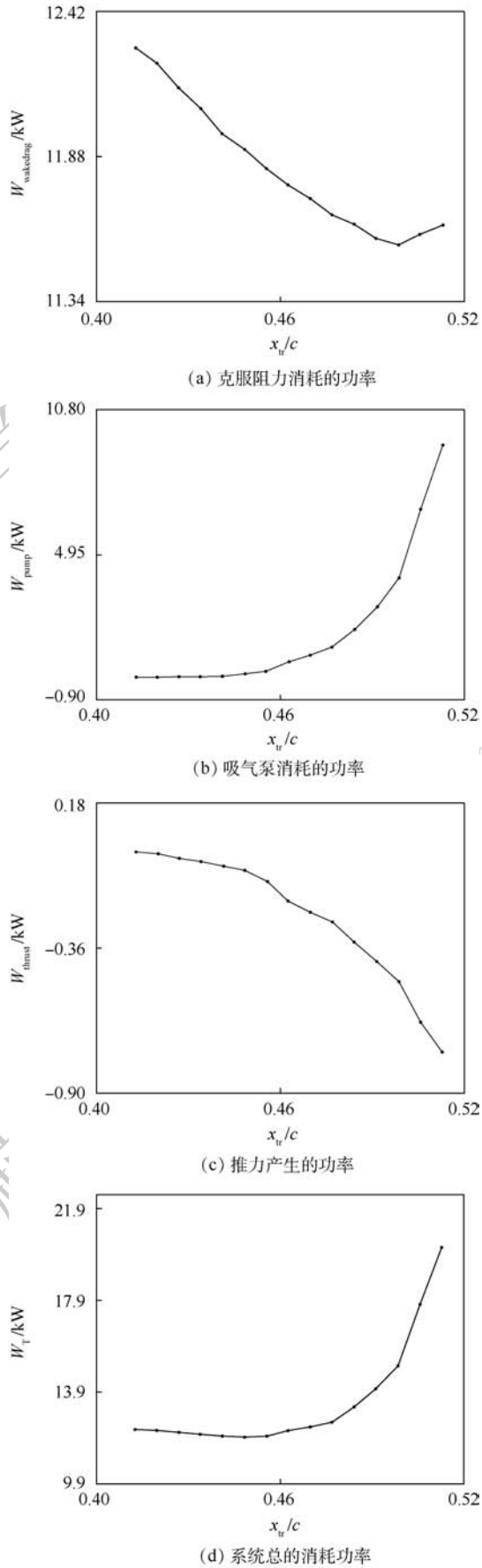


图 6 跨声速层流翼型的功率消耗随转捩位置的变化

Fig. 6 Variation of power consumption with transition location for a transonic laminar airfoil

北航学报 赠阅

功率消耗为目标进行优化设计研究。在优化设计过程中，总功率将作为优化设计目标，式(14)中的阻力由流场求解器提供，质量流量由吸气参数与其分布得到，吸气系统效率以及推进系统效率本文都取为 0.9，其他相关流场值与流场计算输入条件相同。最终，实现了考虑能量消耗的智能优化设计。同时，可以与不考虑能耗的优化结果进行对比研究。

3　混合层流无限展长机翼设计

对于小后掠角、低雷诺数飞行状态的飞机可以通过型面设计来维系较长的层流区，而对于典型的跨声速支线客机或者干线客机，其后掠角或者雷诺数很大，在机翼前缘会触发横流转捩，无法通过改变型面来推迟转捩。因而，提出了 HLFC 技术，即在机翼前缘(前 15% ~20%)进行微边界层吸气，随后利用型面设计进行控制，实现层流区的延长。在机翼前缘，主要是横流涡诱导转捩，通过吸气可以有效地抑制横流转捩，同时也抑制了流向 TS 扰动波的发展，随后，通过型面设计维持弱的顺压梯度可以抑制 TS 波的发展，最终推迟转捩。

为了更好地揭示混合层流设计特点，本文选取较为简单的无限展长后掠翼进行优化设计研究，并采用接近支线客机的 25°后掠角，几何外形见图 7。本文的设计工况见表 3，主要考虑 2 个雷诺数工况，雷诺数 10×10^6 是典型的自然层流机翼状态，在该雷诺数下，可以较为容易的将转捩位置推迟到压力恢复区(一定条件下转捩位置可推迟到的极限)，因而可以对比 2 个优化方案是否可以得到相近的优化结果。而雷诺数 20×10^6 是现代支线客机(A320/B737/C919)的飞行雷诺数范围，以功率消耗最小为目标的自动优化可合理地为此状态下的飞机的混合层流设计提供基于数值的设计方案。FFD 控制框布置见图 8，机翼前缘的变化对横流转捩有很大影响，所以在前缘布置了更密的 FFD 控制点来更精准控制前缘几何变化。

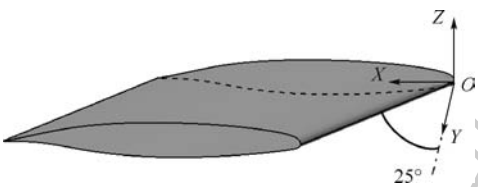


图 7　初始构型示意图

Fig. 7　Sketch map of original configuration

表 3　设计工况

Table 3　Design conditions

参数	数值
后掠角/(°)	25
马赫数	0.78
相对厚度	0.125
升力系数	0.59
雷诺数/10^6	10,20

2.1 节建立了功率消耗和阻力以及吸气分布的关系，因而可以直接进行以能量消耗最小为目标进行混合层流优化设计。对于以阻力最小为目标的均匀吸气在下文将被简称为均匀吸气，而以能量消耗最小为目标的将简称为分布式吸气。本文分别对均匀吸气和分布式吸气进行了优化设计研究，吸气区域为上翼面 15% 弦长。基于该初始构型进行混合层流优化设计。均匀吸气系数为 0.03%，约束翼型厚度不小于 12%，力矩系数要求不小于 -0.38，优化目标为阻力最小。而考虑功耗变量的优化参数不变，优化目标为系统功率消耗最小。考虑功耗的优化，需要将吸气区域分块，不同区域的吸气量将作为优化设计变量，每一块吸气量的变化范围均为 0.01% ~0.06%。吸气板的参数设置和 2.1 节的验证算例参数相同。

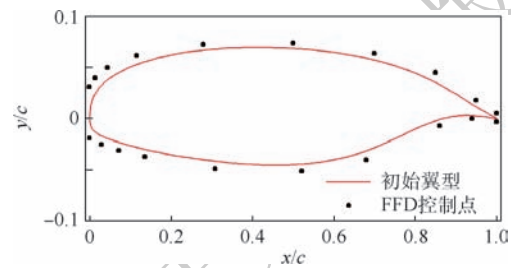


图 8　FFD 控制框示意图

Fig. 8　Sketch map of FFD control box

3.1　雷诺数为 10×10^6 的优化设计结果

初始构型在 $Re=10\times10^6$ 状态下的物面摩擦阻力系数 C_f 见图 9。摩擦阻力突增的位置定义为转捩位置，即图中云图由蓝色突变为红色的

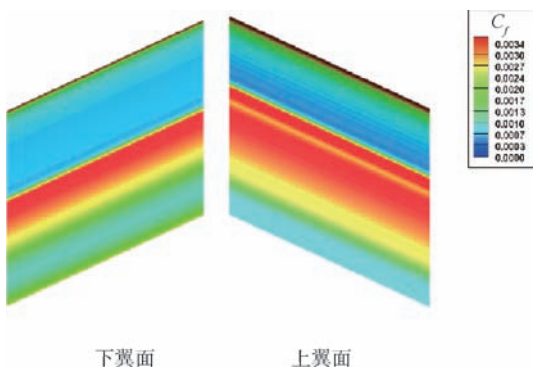


图 9　初始构型在 $Re=10\times10^6$ 状态下上下翼面的摩擦阻力云图

Fig. 9　Upper and lower wing surface frictional drag contour of original configuration at $Re=10\times10^6$

北航学报 赠阅

位置。初始构型上翼面的转捩位置为 $x/c=0.37$，下翼面的转捩位置为 $x/c=0.45$。

初始构型的翼型压力分布与均匀吸气以及分布式吸气的优化翼型以及压力分布的对比见图 10，力系数对比见表 4，C_{D_v} 为黏性阻力，C_{D_p} 为压差阻力，C_m 为力矩系数，L/D 为升阻比。两者优化设计结果基本相同，均匀吸气优化结果使得转捩位置推迟到下翼面的转捩位置为 $x/c=0.55$，上翼面的转捩位置为 $x/c=0.60$（即转捩是由于压力恢复强逆压梯度导致）。相比原始翼型，均匀吸气优化得到的压力分在驻点附近缩小了顺压梯度的范围，从而能够抑制 CF 涡的发展，前缘到 $x/c=0.2$ 位置区域的逆压梯度也适当地抑制了 CF 涡的增长，随后的顺压梯度抑制了 TS 波扰动，并耦合微吸气控制，将转捩位置推迟到压力恢复区。相比初始构型，上翼面转捩位置推迟了 18% 弦长，下翼面转捩位置推迟了 15% 弦长。压差阻力减少了 9.1 counts，摩擦阻力减少了 10.1 counts。升阻比提高了 41%。当转捩位置在压力恢复区，并且临近或者达到分离点位置，抑制 TS 波和 CF 涡的扰动增长已经无法推迟转捩。所以考虑功率消耗后的优化结果在保证原有的层流区域长度的条件下，实现最小功耗。最终 2 个优化得到的转捩位置以及力系数相同，其摩擦阻力云图见图 11（2 个优化结果相同，所以只展示一个摩擦阻力云图）。

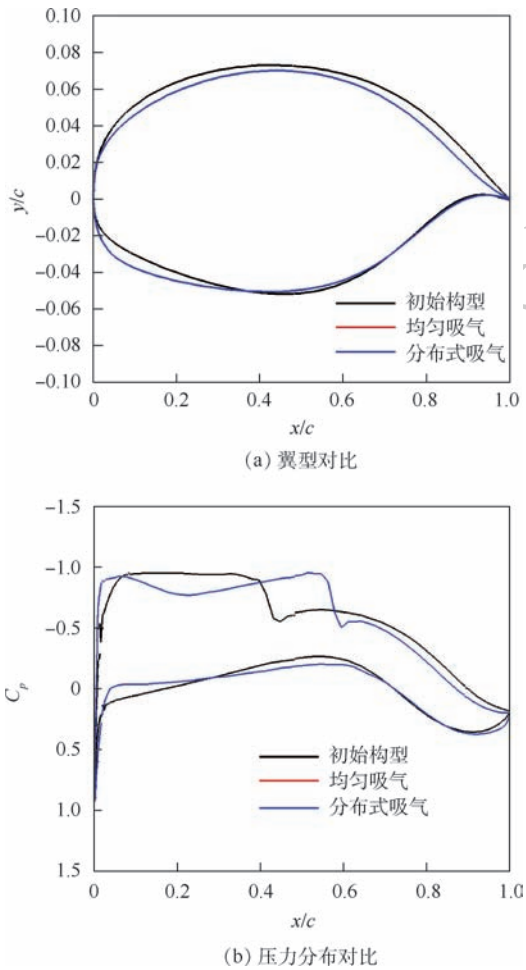


图 10 初始构型和均匀吸气、分布式吸气优化结果在 $Re=10\times10^6$ 状态下的优化剖面

翼型以及压力分布对比

Fig. 10 Comparison of optimized airfoil profile and pressure distribution among original configuration, uniform suction and distributed suction at $Re=10\times10^6$

表 4 $Re=10\times10^6$ 下力系数优化结果对比

Table 4 Comparison of force coefficient optimization results at $Re=10\times10^6$

参数	初始	均匀吸气	分布式吸气
$C_D/10^4$	65.9	46.7	46.7
$C_{D_v}/10^4$	37.1	27.0	27.0
$C_{D_p}/10^4$	28.8	19.7	19.7
C_m	−0.372	−0.373	−0.373
L/D	89.53	126.34	126.34

2 个优化结果对应的吸气分布如图 12 所示。在阻力相同的条件下，通过吸气分布对比可以得出考虑功率消耗的优化设计结果所需要的吸气量减小。两者的功耗对比如表 5 所示。最终，总的功耗减小 0.392 kW。2 个优化设计结果的扰动增长曲线结果见图13。从扰动曲线的对比可以看

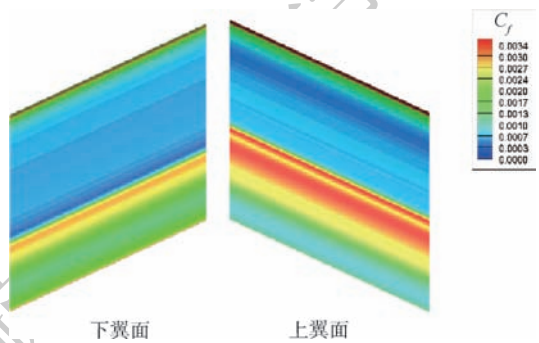


图 11 优化构型在 $Re=10\times10^6$ 状态下上下翼面的摩擦阻力云图

Fig. 11 Upper and lower wing surface frictional drag contour of optimized configuration at $Re=10\times10^6$

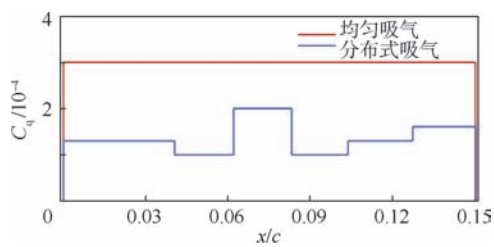


图 12 均匀吸气和分布式吸气的优化结果对比（$Re=10\times10^6$）

Fig. 12 Comparison of optimization results between uniform suction and distributed suction ($Re=10\times10^6$)

北航学报 赠阅

表 5　$Re=10\times10^6$ 下功率消耗的优化结果对比

Table 5　Comparison of optimization results for power consumption at $Re=10\times10^6$　　kW

消耗功率	均匀吸气	分布式吸气
$W_{wakedrag}$	22.88	22.88
W_{thrust}	-0.442	-0.197
W_{pump}	0.931	0.250
W_T	23.327	22.935

出,考虑功耗的吸气分布对 TS 波和 CF 波扰动在上翼面都放大了。但是并没有达到转捩阈值。而下翼面没有进行混合层流控制,所以扰动波分布并没有发生明显变化。

3.2　雷诺数为 20×10^6 的优化设计结果

对于跨声速客机,雷诺数会达到 20×10^6,在该雷诺数下,机翼前缘的强顺压梯度会诱导横流转捩发生,该雷诺数下混合层流控制效果将会更加明显。所以,本文开展了该雷诺数下混合层流机翼的优化以及吸气功率消耗的研究。初始构型的计算状态和 $Re=10\times10^6$ 相同,其对应的自然层流数值模拟的摩擦阻力云图如图 14 所示。

随着雷诺数的增大,前缘很快出现了CF涡诱导的横流转捩。机翼下表面转捩位置在 $x/c=0.05$,上表面在前缘 $x/c=0.01$ 处直接发生发生转捩。

优化后的摩擦阻力云图见图 15。相比初始构型,均匀吸气将下翼面的转捩位置推迟到 $x/c=0.09$,上翼面转捩位置推迟到 $x/c=0.53$。上翼面的层流区扩展了 52% 弦长,下翼面的层流区扩展了 4% 弦长。优化结果主要使上翼面的层流区域变长,因为上翼面进行了混合层流控制,而下翼面是自然层流转捩,在 20×10^6 雷诺数下通过改变翼面的形状很难推迟横流转捩。考虑功率消耗的分布式吸气优化的结果(图 15(b))显示上翼面转捩位置为 $x/c=0.53$,下翼面的转捩位置为 $x/c=0.23$。上翼面层流区拓展了 52% 弦长,下翼面拓展了 18% 弦长。相比均匀吸气,考虑功率消耗的分布式吸气在下翼面得到了更长的层流区。

最终优化后的剖面翼型和对应的压力分布对比见图 16。相比初始翼型,优化后的翼型变薄,呈现出典型的跨声速混合层流翼型形态。上翼面

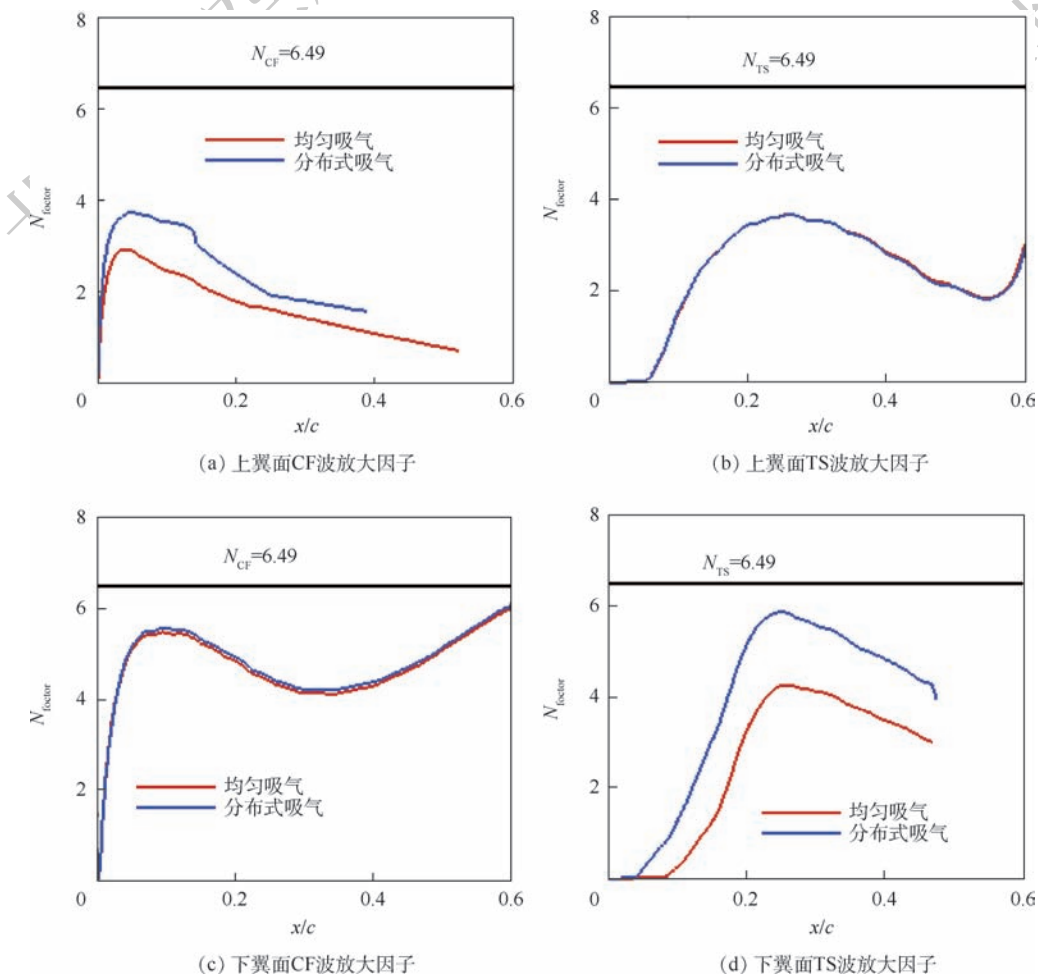


图 13　均匀吸气和分布式吸气放大因子扰动曲线的优化结果对比($Re=10\times10^6$)

Fig. 13　Comparison of amplification factor perturbation curve optimization results between uniform suction and distributed suction ($Re=10\times10^6$)

北航学报 赠阅

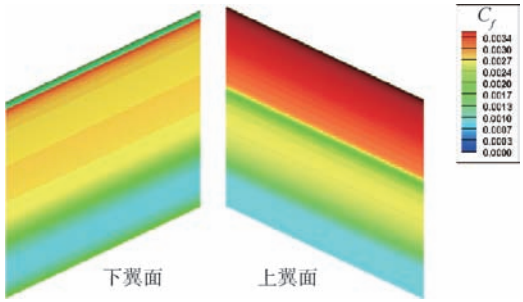
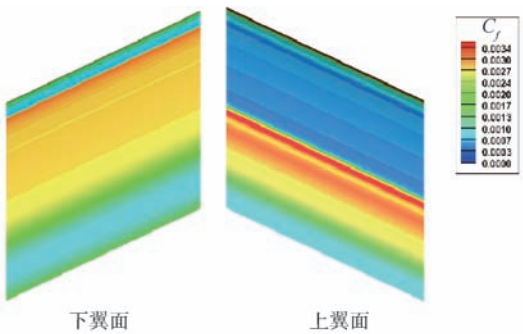
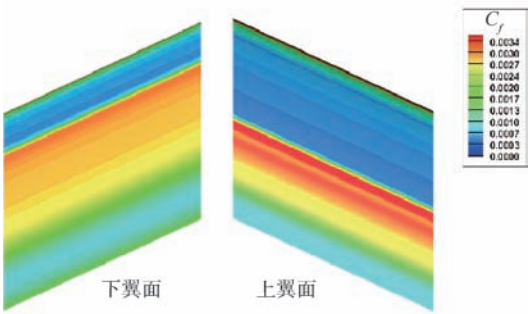


图 14 初始构型在 $Re=20\times10^6$ 状态下上下翼面的摩擦阻力云图

Fig. 14 Upper and lower wing surface frictional drag contour of original configuration at $Re=20\times10^6$



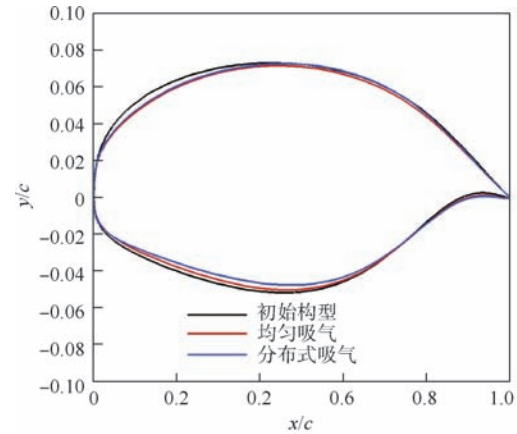
(a) 均匀吸气



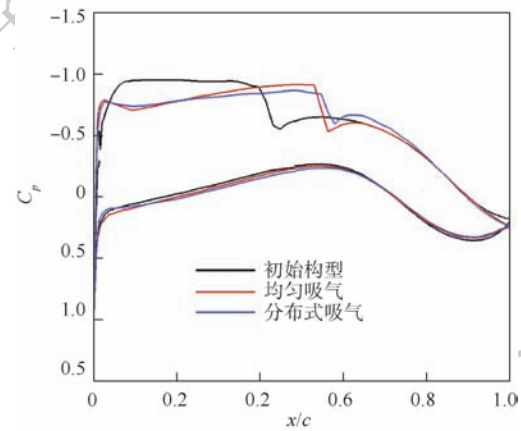
(b) 分布式吸气

图 15 均匀吸气和分布式吸气优化结果在 $Re=20\times10^6$ 状态下的上下翼面的摩擦阻力云图

Fig. 15 Upper and lower wing surface frictional drag contour optimization results of uniform suction and distributed suction at $Re=20\times10^6$



(a) 翼型对比



(b) 压力分布对比

图 16 初始构型和均匀吸气、分布式吸气在 $Re=20\times10^6$ 状态下的优化剖面翼型以及压力分布对比

Fig. 16 Comparison of optimized airfoil profile and pressure distribution among original configuration, uniform suction and distributed suction at $Re=20\times10^6$

压力分布峰值降低,顺压梯度区域缩短,随后出现较短的逆压区,之后呈现弱的顺压梯度直至压力恢复区。前缘的顺压区域缩短,以及之后的逆压梯度有助于抑制横流涡的发展,配合吸气,最终有效地推迟了转捩。在流向中间区域很长的一段,维持了较弱的顺压梯度,可以抑制 TS 波的扰动。以功率消耗最小为目标的分布式吸气优化结果与以阻力最小为目标的均匀吸气的优化结果相似。但相比均匀吸气,分布式吸气的上翼面压力分布头部峰值更小,顺压区的顺压梯度也小,压力恢复更缓和。下翼面分布式吸气的优化结果在前缘附近降低了顺压梯度,因为将转捩位置推迟了 14% 的弦长。图 17 给出对应的扰动放大因子 N,其结果压力分布的结果对应。

图 18 给出了均匀吸气和分布式吸气的吸气系数分布图,可以看出在前缘为了抑制横流扰动波的增长,分布式吸气在第 1 段的吸气速度是大于均匀吸气的。对应 N 放大因子曲线,分布式吸气和均匀吸气的 CF 波扰动增长曲线值基本相当,而 TS 波在第 1 阶段并没有扰动,之后分布式吸气速度的降低以及逆压梯度的减小使得 TS 波扰动曲线值大于均匀吸气,但并没有达到转捩阈值。最终,上翼面 2 个优化收益的层流区是相同的。但是由于吸气分布的改变,优化得到的压力分布不同,分布式吸气最终使得下翼面获得了更多的层流区。最终,初始构型以及 2 个优化设计的力系数结果见表 6。相比初始构型,均匀吸气总阻力减小33 counts(36.8%),其中摩擦阻力减

北航学报 赠阅

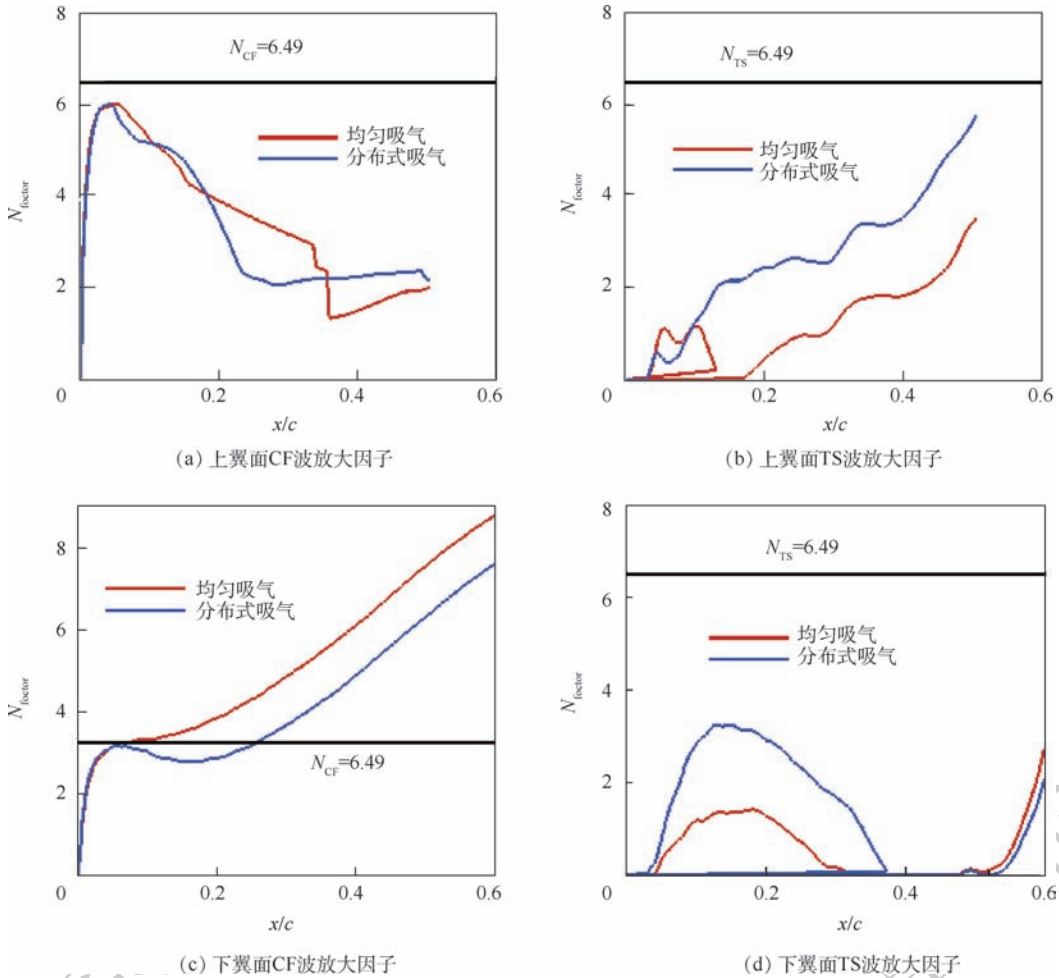


图 17　均匀吸气和分布式吸气对应的放大因子扰动曲线对比($Re=20\times10^6$)

Fig. 17　Comparison of amplification factor perturbation amplification curve between uniform suction and distributed suction ($Re=20\times10^6$)

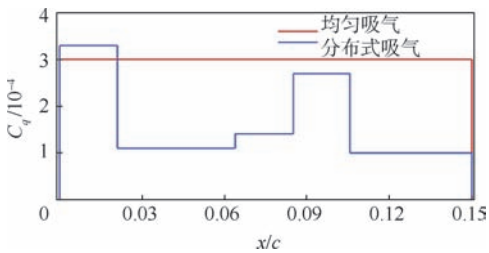


图 18　均匀吸气和分布式吸气沿流向的吸气系数对比($Re=20\times10^6$)

Fig. 18　Comparison of streamwise suction coefficient between uniform suction and distributed suction ($Re=20\times10^6$)

小 11.3 counts(23.9%),压差阻力减小 21.7 counts(51.3%),升阻比提高 38.49,即 58%。分布式吸气阻力减小 37 counts(41.3%),其中摩擦阻力减小 13.1 counts(27.7%),压差阻力减小 23.9 counts(56.5%),升阻比提高 46.32,即 70.3%。分布式吸气获得了更多的阻力收益,得益于分布式吸气使得上翼面压力分布恢复更缓和,且下翼面收益了更长的层流区。

表 7 给出了均匀吸气和分布式吸气的功率消耗对比。由于阻力的降低,分布式吸气的阻力功率减小了 3.92 kW,吸气泵功率减小 1.073 kW,最

表 6　$Re=20\times10^6$ 下力系数优化结果对比

Table 6　Comparison of force coefficient optimization results at $Re=20\times10^6$

参数	初始	均匀吸气	分布式吸气
$C_D/10^4$	89.6	56.6	52.6
$C_{D_v}/10^4$	47.3	36.0	34.2
$C_{D_p}/10^4$	42.3	20.6	18.4
C_m	−0.360	−0.377	−0.380
L/D	65.85	104.34	112.17

表 7　$Re=20\times10^6$ 下功率消耗的优化结果对比

Table 7　Comparison of optimized results for power consumption at $Re=20\times10^6$　kW

消耗功率	均匀吸气	分布式吸气
$W_{wakedrag}$	55.47	51.55
W_{thrust}	−0.883	−0.485
W_{pump}	1.863	0.790
W_T	56.447	51.852

北航学报 赠阅

终减小功率 4.595 kW(8.14%)。

4 结 论

本文基于耦合 e^N 方法的 RANS 求解器,结合混合层流吸气功率理论,建立了可以考虑功率消耗的智能混合层流优化设计方法。其可以进行以阻力最小(均匀吸气)或者以吸气功率消耗最小(分布式吸气)为优化目标的混合层流优化设计。本文对 25°无限展长后掠翼进行了优化设计研究,主要结论如下:

1) 在 $Re = 10 \times 10^6$ 下,均匀吸气和分布式吸气优化结果基本重合。将原始构型上翼面转捩位置推迟 18% 弦长,下翼面推迟 15% 弦长。最终优化结果显示总阻力降低 19.2 counts,即 29.1%。功率消耗主要减小了泵吸气功率,为 0.392 kW,即 1.7%。

2) 在 $Re = 20 \times 10^6$ 下,分布式吸气相比均匀吸气在减小功耗的同时降低了阻力,获得了更长的层流区。其相比原始构型,上翼面转捩位置推迟 52% 弦长,下翼面推迟 18% 弦长。最终优化结果显示总阻力降低 37 counts,即 41.3%。功率消耗降低了阻力和泵的消耗,减小 4.595 kW,即 8.14%。

3) 优化结果表明,以功率消耗为目标的混合层流优化设计方法是可靠的,其可以自动给出优化中吸气分布的权重,最终实现层流减阻并降低吸气功耗。

参考文献(References)

[1] CAMPBELL R L, MICHELLE N L. Natural laminar flow design for wings with moderate sweep: AIAA. 2016-4326[R]. Reston: AIAA, 2016.

[2] SCHRAUF G. Status and perspectives of laminar flow[J]. The Aeronautical Journal, 2005, 109(1102): 639-644.

[3] SCHRAUF G. The need of large-scale HLFC testing in europe [EB/OL]. (2013)[2018-10-17]. http://www.aflonext.eu/files/pdf/schrauf_2013_HLFC_research-needs_v2.pdf.

[4] BECK N. Drag reduction by laminar flow control[J]. Energies, 2018, 11(1): 252.

[5] 朱自强,鞠胜军,吴宗成. 层流流动主/被动控制技术[J]. 航空学报,2016,37(7):2065-2090.
ZHU Z Q, JU S J, WU Z C. Laminar flow active/passive control technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(7): 2065-2090(in Chinese).

[6] SHI Y Y, BAI J Q, HUA J, et al. Numerical analysis and optimization of boundary layer suction on airfoils[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(2), 357-367.

[7] KRISHNAN K S G, BERTRAM O, SEIBEL O. Review of hybrid laminar flow control systems[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2017, 93: 24-52.

[8] 王菲,王强,郭辉,等. 升华法的后掠翼混合层流控制研究[J]. 实验流体力学,2010,24(3):54-58.
WANG F, WANG Q, GUO H, et al. Investigation of HLFC on swept wing based on sublimation technique[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2010, 24(3): 54-58(in Chinese).

[9] RISSE K, STUMPF E. Conceptual aircraft design with hybrid laminar flow control[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2014, 5(3): 333-343.

[10] 杨体浩,白俊强,史亚云,等. 考虑吸气分布影响的 HLFC 机翼优化设计[J]. 航空学报,2017,38(12):121158.
YANG T H, BAI J Q, SHI Y Y, et al. Optimization design for HLFC wings considering influence of suction distribution[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(12): 121158(in Chinese).

[11] 杨一雄,杨体浩,白俊强,等. 后掠翼优化设计的若干问题[J]. 航空学报,2018,39(1):121448.
YANG Y X, YANG T H, BAI J Q, et al. Problems in optimization design of HLFC sweep wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(1): 121448(in Chinese).

[12] XU J K, FU Z Y, BAI J Q. Study of boundary layer transition on supercritical natural laminar flow wing at high Reynolds number through wind tunnel experiment[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 80: 221-231.

[13] SHI Y Y, GROSS R, MADER C A, et al. Transition prediction in a RANS solver based on linear stability theory for complex three-dimensional configurations AIAA-2018-0819[R]. Reston: AIAA, 2018.

[14] CEBECI T. Stability and yransition: Theory and application[M]. Berlin: Springer, 2004.

[15] BROADHURST M S, SHERWIN S J. The parabolised stability equations for 3D-flows: Implementation and numerical stability[J]. Applied Numerical Mathematics, 2008, 58(7): 1017-1029.

[16] JUNIPER M P, HANIFI A, THEOFILIS V. Modal stability theorylecture notes from the flow-nordita summer school on advanced instability methods for complex flows[J]. Applied Mechanics Reviews, 2014, 66(2): 024804.

[17] SENGUPTA T K, CHATURVEDI V, KUMAR P, et al. Computation of leading edge contamination[J]. Computers & Fluids, 2004, 33(7): 927-951.

[18] SCHRAUF G, PERRAUD J, VITIELLO D, et al. Comparison of boundary-layer transition predictions using flight test data[J]. Journal of Aircraft, 1998, 35(6): 891-897.

[19] LAWSON S, CIARELLA A, WONG P W. Development of experimental techniques for hybrid laminar flow control in the ARA transonic wind tunnel[C]//2018 Applied Aerodynamics Conference, 2018.

[20] XU J K, BAI J Q, QIAO L, et al. Fully local formulation of a transition closure model for transitional flow simulations[J]. AIAA Journal, 2016, 54(10): 3015-3023.

[21] RIOUAL J L, NALSON P A, HACKENBERG P, et al. Optimum drag balance for boundary-layer suction[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(2): 435-438.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

[22] PRALITS J O. Optimal design of natural and hybrid laminar flow control on wings[D]. Stockholm:Royal Institute of Technology,2003.

[23] 陈颂,白俊强,孙智伟,等. 基于 DFFD 技术的翼型气动优化设计[J]. 航空学报,2014,35(3):695-705.
CHEN S,BAI J Q,SUN Z W,et al. Aerodynamjc optimization design of airfoil using DFFD technique[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2014,35(3):695-705(in Chinese).

[24] 康忠良,闫超. 适用于混合网格的约束最小二乘重构方法[J]. 航空学报,2012,33(9):1598-1605.
KANG Z L,YAN C. Constrainedleast-squares reconstruction method for mixed grids[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2012,33(9):1598-1605(in Chinese).

[25] 唐得志,王道波,王建宏,等. 直接加权优化辨识中未知权重值的迭代选取[J]. 系统工程与电子技术,2010,35(11):2376-2383.
TANG Z D,WANG D P,WANG J H,et al. Iterative selection of unknown weights in direct weight optimization identification[J]. Systems Engineering and Electronics,2010,35(7):2376-2383(in Chinese).

[26] 杨体浩,白俊强,王丹,等. 考虑发动机干扰的尾吊布局后体气动优化设计[J]. 航空学报,2014,35(7):1836-1844.
YANG T H,BAI J Q,WANG D,et al. Aerodynamic optimization design for after-body of tail-mounted engine layout considering interference of engines[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2014,35(7):1836-1844(in Chinese).

[27] 邓凯文,陈海昕. 基于差分进化和 RBF 响应面的混合优化算法[J]. 力学学报,2017,49(2):441-455.
DENG K W,CHEN H X. Hybrid optimization algorithm based on differentical evolution and RBF response surface[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics,2017,49(2):441-455(in Chinese).

作者简介:

史亚云　女,博士研究生。主要研究方向:转捩预测方法、混合层流技术、优化方法。

白俊强　男,教授。主要研究方向:飞行器设计、流体力学、多学科优化设计。

杨体浩　男,助理研究员。主要研究方向:飞行器设计、流体力学、多学科优化设计。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Hybrid laminar flow optimization design from energy view

SHI Yayun[1], GUO Bin[2], LIU Qian[1], BAI Junqiang[1,*], YANG Tihao[1], LU Lei[1]

(1. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. Xi'an Institute of Modern Control Technology, Xi'an 710065, China)

Abstract: For decreasing the drag and lowering the energy consumption for the hybrid laminar flow design correctly, the optimization system, whose object can be set as minimum energy cost, is built by correlating the relationship of suction control power consumption and drag. The optimization system includes the free freedom deformation (FFD) parameterization, the compact radial basis function (RBF) dynamic mesh method, the improved differential evolution (DE), and the high-fidelity Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) solver, which couples with the e^N transition prediction method. For the infinite spanwise wing with 25° sweep angle, there are two optimizations: one is the uniform suction with minimum drag object; one is the distributed suction with minimum energy consumption object. At Reynolds number 10×10^6, the optimization results with minimum power consumption can obtain the same drag coefficient benefit with 29.1% decrease. The transition location is extended by 18% chord on the upper surface, while 15% chord on the lower surface. The power consumption is reduced by 1.7%. At Reynolds number 20×10^6, the distributed suction result can get more benefit than the uniform suction. The drag is reduced by 41.3% compared with the original configuration, which is improved by 4.5% compared with uniform suction dirstibution. The transition locations are extended by 52% chord on the upper surface and 14% chord on the lower surface. The suction power consumption is reduced by 8.14%. Thus, the optimization results show that the proposed hybrid laminar flow optimization method from energy view is reliable.

Keywords: aerodynamic optimization design; laminar transition; active control; hybrid laminar flow control (HLFC); energy consumption

北京航空航天大学学报

Received: 2018-10-17; **Accepted**: 2019-01-11; **Published online**: 2019-02-22 13:06
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190221.1432.004.html
Foundation item: National Basic Research Program of China (2014CB744804)
* **Corresponding author**. E-mail: junqiang@nwpu.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0603

双剪连接件及双耳连接耳片疲劳寿命估算的逐次累计求和算法

全下文载

陈迪[1], 李钰[1], 张亦波[2], 宋颖刚[3], 熊峻江[1,*]

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083; 2. 中国商飞上海飞机设计研究院, 上海 200232;
3. 中国航发北京航空材料研究院, 北京 100095)

摘 要: 为了研究复杂连接件疲劳失效机理和估算其裂纹形成和扩展寿命,在双剪连接件和双耳连接耳片疲劳试验的基础上,首先,通过扫描电子显微镜(SEM)分析,研究了其破坏模式和机理,并利用断口定量反推技术判读了疲劳裂纹形成与扩展寿命。然后,根据应力严重系数法,建立了复杂连接件疲劳性能 *S-N-L*(疲劳应力-寿命-应力严重系数)曲面;利用该曲面,发展了复杂连接件疲劳裂纹形成寿命估算算法;基于断裂力学理论,推导出裂纹扩展长度与扩展角度公式,建立了疲劳裂纹扩展寿命估算的累计求和算法。最后,运用寿命估算方法,估算了双剪连接件的疲劳裂纹形成寿命、双剪连接件和双耳连接耳片的裂纹扩展寿命,预测结果与断口判读结果吻合良好。本文寿命估算方法为复杂连接件疲劳定寿提供了理论依据。

关 键 词: 疲劳; 裂纹; 寿命; 连接件; 扫描电子显微镜(SEM)
中图分类号: V222
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2019)06-1175-10

机械连接件(包括螺栓、铆钉和销钉连接件)具有易于拆卸、维修和替换的优点,广泛地应用于飞机结构,例如机身和机翼的蒙皮、翼肋和翼梁等[1-2],然而,机械连接件的紧固孔周围存在应力集中和难以避免的加工缺陷,极易造成飞机结构件发生过早的疲劳失效,因此,机械连接件的疲劳和裂纹扩展性能受到广泛关注,并得到大量研究。研究表明,螺栓预紧力[1-4]、过盈配合[4-7]、冷扩孔[7-9]、钻孔工艺[10]和连接形式[11]等因素对机械连接件的疲劳和裂纹扩展性能产生重要影响。为预测机械连接件的疲劳寿命,前人先后提出了基于应力集中系数的名义应力方法[12-17]和考虑了局部塑性影响的局部应力-应变方法[18-19],但是,此2种方法均无法考虑初始缺陷对于疲劳寿命的影响。事实上,机械连接件的初始缺陷(如材料夹杂和加工划痕等)往往难以避免,因此,前人提出了基于断裂力学和等效初始缺陷尺寸的损伤容限方法[20-24]。长期以来,疲劳方法和损伤容限方法互为补充,一直是结构寿命分析与设计的重要手段。

随着计算机技术和有限元计算的发展,人们越来越多地将疲劳理论、断裂力学、有限元分析和计算机相结合,发展复杂结构(包括连接件等)的疲劳损伤全过程的模拟技术(即虚拟疲劳试验技术)[25-28],在得到足够的试验结果验证后,以期代替实物试验,提高结构设计与验证的效率,节省成本。为此,本文首先在双剪连接件及双耳连接耳片疲劳试验的基础上,通过扫描电子显微镜

收稿日期: 2018-10-22; **录用日期**: 2018-11-23; **网络出版时间**: 2018-12-08 11:34
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181205.1508.004.html
* **通信作者**. E-mail: jjxiong@buaa.edu.cn

引用格式: 陈迪, 李钰, 张亦波, 等. 双剪连接件及双耳连接耳片疲劳寿命估算的逐次累计求和算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1175-1184. CHEN D, LI Y, ZHANG Y B, et al. Cycle-by-cycle accumulation algorithm for predicting fatigue lives of double-lap and double-lug joints [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6): 1175-1184 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

(SEM)分析,研究了其破坏模式和机理,并判读了疲劳裂纹形成与扩展寿命;然后,根据名义应力法和线弹性断裂力学法,发展了复杂连接件疲劳裂纹形成与扩展寿命估算的逐次累计求和算法;最后,运用本文提出的寿命估算算法估算了双剪连接件的疲劳裂纹形成寿命、双剪连接件和双耳连接耳片的疲劳裂纹扩展寿命,估算结果与断口判读结果吻合良好。研究结果对典型连接件结构的疲劳寿命分析与设计提供了有益参考。

1 连接件疲劳寿命估算算法

1.1 连接件疲劳裂纹形成寿命的算法

根据疲劳知识可知[29-30],应力严重系数是制约复杂连接件疲劳寿命的关键因素,其表达式为

$$L = \frac{\alpha\beta}{\sigma_{\text{ref}}}\left(K_{ta}\frac{F}{Wt} + K_{tb}\frac{\Delta F}{dt}\varphi\right) \tag{1}$$

式中:L 为应力严重系数;α 为孔的表面状态系数;β 为紧固件和连接板间的填充系数;σ_{ref} 为危险截面对应的名义应力;F 为旁路载荷;ΔF 为紧固件传递载荷;K_{ta} 为旁路应力引起的应力集中系数;K_{tb} 为挤压应力引起的应力集中系数;W 为板宽;t 为板厚;d 为紧固孔直径;φ 为挤压应力分布系数。

由于疲劳强度总是随着应力严重系数的增大而降低,应力严重程度对复杂连接件疲劳强度的影响系数可写为[31]

$$\beta(L) = A_1 - A_2 L^{A_3} \tag{2}$$

式中:A_1、A_2 和 A_3 为材料常数。

考虑应力严重系数的影响,复杂连接件疲劳强度(或疲劳极限)变为

$$S_\infty = (A_1 - A_2 L^{A_3}) S_0 \tag{3}$$

式中:S_0 为光滑试样的疲劳极限。

工程上,通常采用 S-N 曲线表征材料恒幅载荷下的疲劳性能,且三参数幂函数 S-N 曲线的使用最为广泛,复杂连接件的三参数幂函数 S-N 曲线表达式为

$$S_{\max,R_0} = S_\infty(L) + \frac{A}{N^\gamma} \tag{4}$$

式中:$S_{\max,R_0}$ 为应力比 R_0 下的最大名义应力;N 为疲劳寿命;A 和 γ 为材料常数,由疲劳试验数据拟合获得。

将式(3)代入式(4),得到指定应力比 R_0 下复杂连接件的三参数疲劳性能 S-N-L 曲面模型:

$$S_{\max,R_0} = (A_1 - A_2 L^{A_3}) S_0 + \frac{A}{N^\gamma} \tag{5}$$

为描述任意应力比 R 下的疲劳性能,利用 Goodman 等寿命方程[29],对式(5)进行修正,获得任意应力比 R 的疲劳性能 S-N-L 曲面模型:

$$\frac{2S_a\sigma_b}{(1-R_0)(\sigma_b - S_m) + S_a(1+R_0)} = (A_1 - A_2 L^{A_3}) S_0 + \frac{A}{N^\gamma} \tag{6}$$

式中:S_a 为名义应力幅值;S_m 为名义应力均值;σ_b 为材料强度极限。

根据名义应力法和式(6),可估算谱载作用下复杂连接件疲劳寿命,即

$$T = \left\{\sum_{i=1}^{M} n_i \left\{\frac{1}{A}\left[\frac{2S_{ai}\sigma_b}{(1-R_0)(\sigma_b - S_{mi}) + S_{ai}(1+R_0)} - S_0(A_1 - A_2 L^{A_3})\right]\right\}^{\frac{1}{\gamma}}\right\}^{-1} \tag{7}$$

式中:n_i 为载荷谱一周期内应力水平(S_{ai},S_{mi})对应的循环数;M 为载荷谱一周期内的应力水平个数。

需要强调的是,利用 ABAQUS 等商用软件,在复杂连接件有限元建模过程中,已考虑了紧固孔填充、螺钉挤压、螺栓预紧力和摩擦等因素的影响,因此,在复杂连接件的应力集中系数 K_t 的计算结果基础上,仅需再考虑表面状态效应。

1.2 连接件疲劳裂纹扩展寿命的算法

根据线弹性断裂力学理论[32]可知,混合裂纹扩展的裂纹前缘的张开型(Ⅰ型)、滑开型(Ⅱ型)和撕开型(Ⅲ)应力强度因子为

$$\begin{pmatrix} K_{\text{Ⅰ}} \\ K_{\text{Ⅱ}} \\ K_{\text{Ⅲ}} \end{pmatrix} = 2G\sqrt{\frac{2\pi}{r}}\begin{pmatrix} v/(1+\kappa) \\ u/(1+\kappa) \\ w \end{pmatrix} \tag{8}$$

式中:$K_{\text{Ⅰ}}$、$K_{\text{Ⅱ}}$ 和 $K_{\text{Ⅲ}}$ 分别为Ⅰ、Ⅱ和Ⅲ型应力强度因子;u、v 和 w 分别为裂纹前缘附近点局部直角坐标系下 x、y 和 z 方向的位移;r 为裂纹前缘附近点局部极坐标系下极轴方向的坐标;G 为材料的剪切模量;κ 为与泊松比 μ 相关的系数,平面应力状态下,$\kappa = (3-\mu)/(1+\mu)$,平面应变状态下,$\kappa = 3 - 4\mu$。

从式(8)可以看出,只要能够获取裂纹尖端附近的位移场,就可获取裂纹尖端的应力强度因子。基于最大能量释放率准则[33],裂纹扩展角度 θ 可由式(9)计算:

北航学报 赠阅

$$\begin{cases}\dfrac{\kappa+1}{8}\left[K_{\mathrm{I},i}^2\left(\sin\dfrac{\theta_i}{2}+\sin\dfrac{3\theta_i}{2}\right)+4K_{\mathrm{I},i}K_{\mathrm{II},i}\cos\dfrac{3\theta_i}{2}-\right.\\ \left.K_{\mathrm{II},i}^2\left(3\sin\dfrac{3\theta_i}{2}-5\sin\dfrac{\theta_i}{2}\right)\right]=-K_{\mathrm{III},i}^2\sin\dfrac{\theta_i}{2}\\ \cos^2\dfrac{\theta_i}{2}\left\{\dfrac{\kappa+1}{8}\left[K_{\mathrm{I},i}^2(1+\cos\theta_i)-4K_{\mathrm{I},i}K_{\mathrm{II},i}\sin\theta_i+\right.\right.\\ \left.\left.K_{\mathrm{II},i}^2(5-3\cos\theta_i)\right]+K_{\mathrm{III},i}^2\right\}=\dfrac{\kappa+1}{4}K_{\mathrm{C}}^2\end{cases} \tag{9}$$

式中：K_{C} 为材料的断裂韧度。

材料裂纹扩展速率性能常用四参数 Forman 模型表征：

$$\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}N}=C_1\left[\left(\frac{1-f_{\mathrm{op}}}{1-R}\right)\Delta K\right]^{m_3}\frac{\left(1-\dfrac{\Delta K_{\mathrm{th}}}{\Delta K}\right)^{m_4}}{\left[1-\dfrac{\Delta K}{(1-R)K_{\mathrm{C}}}\right]^{m_5}} \tag{10}$$

式中：

$$f_{\mathrm{op}}=\begin{cases}\max(R,A_0+A_1R+\\ \quad A_2R^2+A_3R^3) & R\geqslant 0\\ A_1R+A_2R^2 & -2\leqslant R<0\end{cases} \tag{11}$$

其中：

$$A_0=(0.825-0.34\alpha_0+0.05\alpha_0^2)\left[\cos\left(\frac{\pi S_{\max}}{2\sigma_0}\right)\right]^{1/\alpha_0} \tag{12}$$

$$A_1=(0.415-0.071\alpha_0)\frac{S_{\max}}{\sigma_0} \tag{13}$$

$$A_2=1-A_0-A_1-A_3 \tag{14}$$

$$A_3=2A_0+A_1-1 \tag{15}$$

$$\sigma_0=\frac{\sigma_s+\sigma_b}{2} \tag{16}$$

式中：C、$m_1\sim m_5$ 为材料参数；ΔK 为应力强度因子变程；ΔK_{th} 为裂纹扩展门槛值；f_{op} 为疲劳裂纹张开函数；$S_{\max}$ 为最大名义应力；α_0 为约束因子，对于平面应力状态，$\alpha_0=1$，对于平面应变状态，$\alpha_0=3$；σ_0 为流动应力；σ_s 为材料的屈服极限。

对于混合扩展模式，需综合考虑 K_{I}、K_{II} 和 K_{III} 对裂纹扩展速率的影响，引入等效应力强度因子[34]：

$$K_{\mathrm{eff}}=\sqrt{K_{\mathrm{I}}^2+K_{\mathrm{II}}^2+K_{\mathrm{III}}^2/(1-\mu)} \tag{17}$$

由式(10)和式(17)，可得第 i 个循环载荷作用后的裂纹长度 a_i 为

$$a_i=\sum_{j=1}^{i}\Delta a_j=\sum_{j=1}^{i}C_1\left[\left(\frac{1-f_{\mathrm{op}}}{1-R_j}\right)\Delta K_{\mathrm{eff},j}\right]^{m_3}\frac{\left(1-\dfrac{\Delta K_{\mathrm{th}}}{\Delta K_{\mathrm{eff},j}}\right)^{m_4}}{\left[1-\dfrac{\Delta K_{\mathrm{eff},j}}{(1-R_j)K_{\mathrm{C}}}\right]^{m_5}} \tag{18}$$

图 1 给出了三维裂纹扩展角度与长度关系示意图。利用有限元软件，在裂纹前缘上布置节点，施加疲劳循环载荷，各节点在其法平面内扩展。由式(8)、式(9)和式(18)，分别计算裂尖各节点的应力强度因子、扩展角度 θ 和长度 Δa，并拟合得到载荷循环作用后的当前裂纹前缘的位置和形状，重复上述过程，直至裂纹扩展至临界裂纹长度，此时的载荷循环次数即为连接件的裂纹扩展寿命。

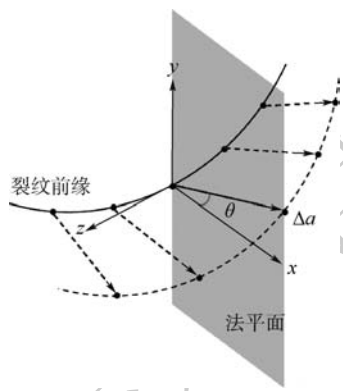


图 1　三维裂纹扩展角度与长度示意图

Fig. 1　Schematic of angle and length for 3D crack growth

2　疲劳试验

疲劳试验件共有 2 类：①双剪连接件，由盖板、芯板和螺栓构成；②双耳连接耳片，由耳片和销棒构成，2 个耳片上均预制了电火花切口，试验中将销棒无衬套地插入耳片孔内，并通过销棒对耳片施加垂直于切口平面的疲劳载荷。2 类连接件的形状和尺寸分别如图 2 所示，各部位的材料及力学性能如表 1 所示[35]，其中，E 为材料弹性模量。

按照 ASTM E468—90 试验方法[36]，在 MTS-880 伺服液压疲劳试验机上进行疲劳试验，试验环境为大气室温，加载波形为正弦波，加载频率 $f=10$ Hz，双剪连接件的加载方向沿试验件长度方向，双耳连接耳片沿图 2(b)中外力 P 方向。2 类连接件疲劳试验结果如表 2 所示。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

通过试验发现,双剪连接件疲劳断口通过芯板螺栓孔(见图 3(a)),断口 SEM 照片(见图 3(b))表明,断面上共有 5 个裂纹:裂纹 A~E,其中裂纹 A~D 萌生于芯板的搭接面,裂纹 A 与裂纹 B 位于螺栓孔同侧,沿板厚方向相向扩展,裂纹 C 与裂纹 D 位于螺栓孔的另一侧,同样沿板厚方向相向扩展,裂纹 E 萌生于孔壁与搭接面的交角处,沿板材厚度和宽度方向同时扩展。裂纹 A~E 的长度分别为 4、2.5、2.5、2.5 和 1 mm,可见,裂纹 A 面积最大,扩展最为充分,为主裂纹。主裂纹疲劳源不在螺栓孔边,这说明螺栓预紧力减轻了孔边的应力集中,使得主裂纹萌生位置偏离了螺栓孔,但在疲劳载荷的作用下,疲劳裂纹因扩展而不断靠近,甚至穿透螺栓孔边,直至断裂。

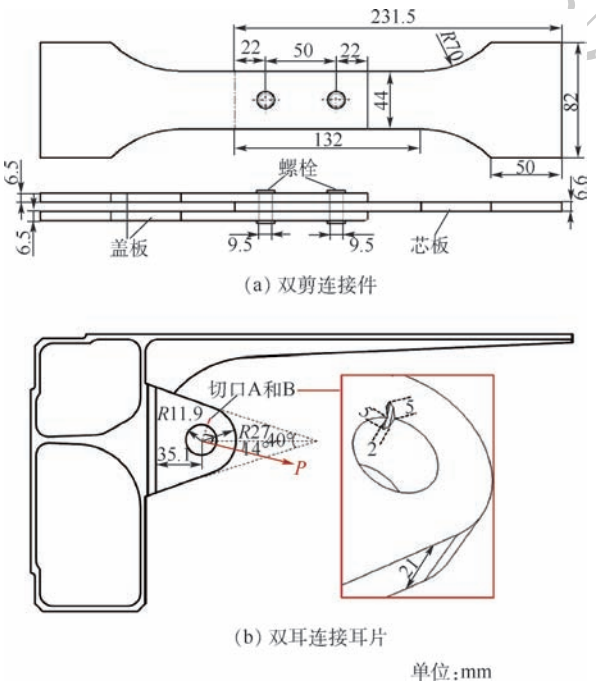


图 2 双剪连接件和双耳连接耳片形状和尺寸

Fig. 2 Geometry and dimensions of double-lap joints and double-lug joints

表 1 材料力学性能[35]

Table 1 Mechanical properties of materials[35]

部件	材料	E/GPa	μ	σ_s/MPa	σ_b/MPa
盖板、芯板	2324-T39 铝合金	72.4	0.33	417	532
耳片	2024-T351 铝合金	73.1	0.33	324	442
螺栓、销棒	45 号钢	200	0.30	375	680

表 2 疲劳试验结果

Table 2 Results of fatigue tests

连接件	疲劳载荷		疲劳寿命/cycle
	应力比	载荷峰值	
双剪连接件	0.06	190 MPa	429 550
双耳连接耳片	0.1	60 973 N	45 000

双耳连接耳片的疲劳断口为通过切口 A 的剖面(见图 4(a)),断口 SEM 照片(见图 4(b))表明,裂纹萌生于切口 A 的根部,并在切口所在平面,沿耳片宽度和厚度方向同时扩展,裂纹长度约为 17.85 mm,断面平坦,疲劳扩展区约占整个断面面积的 90%。

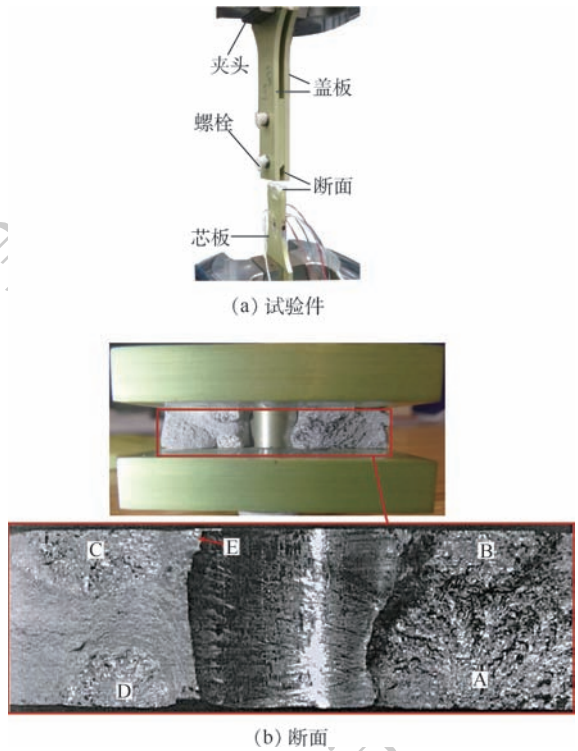


图 3 双剪连接件的疲劳失效

Fig. 3 Fatigue failure of double-lap joint



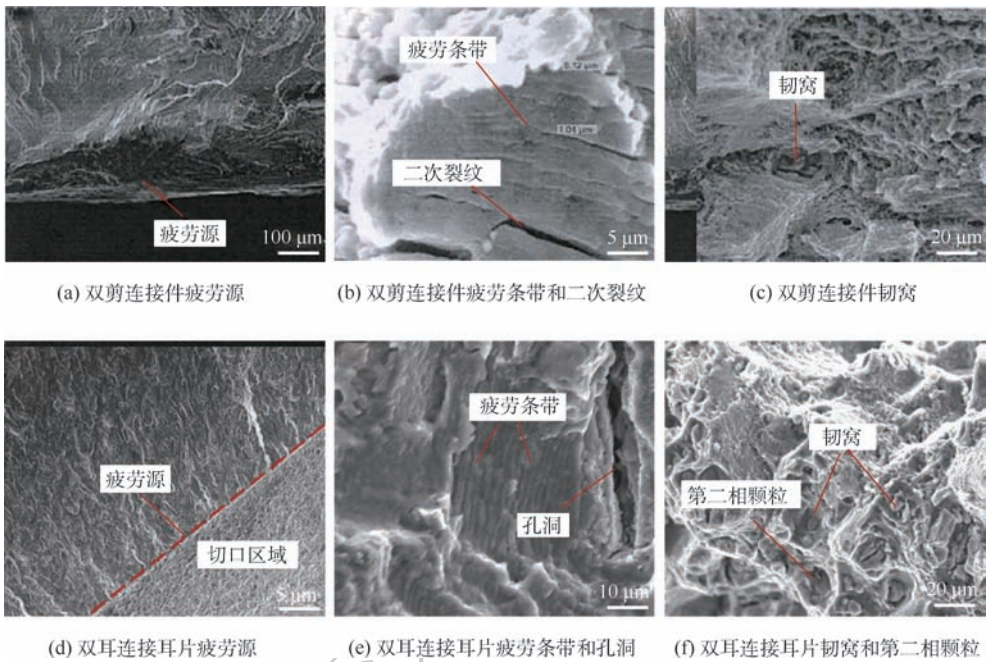
图 4 双耳连接耳片的疲劳失效

Fig. 4 Fatigue failure of double-lug joint

3 断口裂纹长度的 SEM 判读

为了理解双剪连接件和双耳连接耳片的疲劳失效模式和机理,对 2 类连接件的断口进行 SEM 分析(如图 5 所示)。双剪连接件的疲劳源呈点源(见图 5(a));裂纹扩展区域发现细密的疲劳条带(见图 5(b)),由于裂纹前缘存在较强的应力集中,部分裂纹表面被撕裂,形成沿条带分布的二次裂纹,二次裂纹可以释放裂纹前缘的应变

北航学报 赠阅



(a) 双剪连接件疲劳源　(b) 双剪连接件疲劳条带和二次裂纹　(c) 双剪连接件韧窝

(d) 双耳连接耳片疲劳源　(e) 双耳连接耳片疲劳条带和孔洞　(f) 双耳连接耳片韧窝和第二相颗粒

图 5　断口 SEM 照片

Fig. 5　SEM photographs of fracture

能,从而降低主裂纹在扩展平面上的扩展速率;裂纹扩展后期,断口上出现等轴韧窝形貌(见图 5(c)),说明此时双剪连接件发生了正应力导致的瞬断。双耳连接耳片的疲劳源位于切口根部,呈线源(见图 5(d));裂纹扩展区同样发现细密的疲劳条带(见图 5(e)),由于裂纹扩展速率较快,材料发生相对滑移,疲劳条带旁边出现孔洞;裂纹扩展后期,断口上也出现等轴韧窝形貌(见图 5(f)),与双剪连接件韧窝形貌相比,其韧窝大而浅,并在底部发现第二相颗粒,此时双耳连接耳片上的裂纹进入快速扩展阶段。

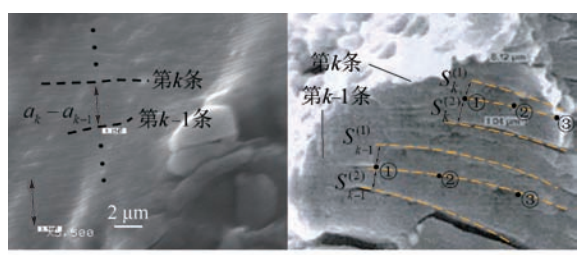
在疲劳载荷作用下,结构每承受一次应力循环,断口上就会留下一条疲劳条带,该疲劳条带是该次载荷循环作用时裂纹前缘的位置,疲劳条带数量与载荷循环次数相等[37],因此,测量并统计断口上的疲劳条带数目,即可反推出裂纹的扩展寿命。

由于疲劳源附近往往无法清晰地观察到疲劳条带的分布情况,在进行断口定量反推时,以疲劳源为起点,沿着裂纹扩展方向进行观察,以稳态扩展区寻找到的第 1 条可识别的疲劳条带作为裂纹扩展的起点。断口上的疲劳条带数量繁多且分布密集,铝合金中部分元素会导致局部脆性增强,从而造成部分疲劳条带缺失,所以,断口很难呈现大面积规则的疲劳条带。为此,本文采用分段反推方法,即在稳态扩展区选取 n 条清晰的疲劳条带(标号 1 ~ n),将裂纹扩展过程分为 $n-1$ 个阶段,其中将裂纹扩展起点作为第 1 条疲劳条带,将裂纹扩展终点作为第 n 条疲劳条带,值得注意的是,分段反推方法仅要求各阶段的起点和终点处的疲劳条带清晰即可。

为预测第 $k-1$ 至第 k 条疲劳条带间的裂纹扩展寿命,在第 $k-1$ 和第 k 条疲劳条带上分别选取3 个位置(如图 6(b)中①②③),利用高倍扫描电子显微镜分别测量 3 个位置处与前后疲劳条带的间距 $S_k^{(1)}$ 和 $S_k^{(2)}$,取 3 个位置处的 $S_k^{(1)}$ 和 $S_k^{(2)}$ 的平均值作为该疲劳条带处的间距 S_k,并将 $(S_k+S_{k-1})/2$作为第 $k-1$ 至第 k 条疲劳条带阶段的平均扩展速率,则第 $k-1$ 至第 k 条疲劳条带阶段的裂纹扩展寿命为

$$\Delta N_k = \frac{2(a_k - a_{k-1})}{(S_k + S_{k-1})} \tag{19}$$

式中:a_{k-1}和 a_k 分别为第 $k-1$ 条和第 k 条疲劳条带对应的裂纹长度。



(a) 代表性疲劳条带　(b) 疲劳条带间距

图 6　断口判读方法

Fig. 6　Fracture interpretation method

北航学报 赠阅

裂纹长度达到 a_k 时所经历的载荷循环次数为

$$N_k = \sum_{i=1}^{k} \Delta N_i \tag{20}$$

2 类连接件的断口判读结果如表 3、表 4 和图 7所示。从表 3 可以看出，双剪连接件的裂纹扩展寿命判读值为13 760 cycles，由总疲劳寿命可反推出裂纹形成寿命判读值为 415 790 cycles。从表 4 可以看出，双耳连接耳片的裂纹扩展寿命判读值为 33 283 cycles，则裂纹形成寿命判读值为 11 717 cycles。从图 7 可以看出，双剪连接件的裂纹始终以较稳定的速率进行扩展，而双耳连接耳片的裂纹在扩展中前期速率较为稳定，但在扩展后期，裂纹扩展速率迅速增加，进入不稳定的快速扩展阶段。

表 3 双剪连接件的裂纹扩展寿命

Table 3 Crack growth life of double-lap joints

序号 k	裂纹长度判读值 a_k/mm	疲劳条带间距判读值 S_k/μm	扩展寿命判读值 N_k/cycle	扩展寿命预测值/cycle	相对偏差/%
1	0.05	0.15	0	0	0
2	0.53	0.17	3 000	4 382	46.1
3	1	0.26	5 186	6 683	28.9
4	1.02	0.24	5 266	6 767	28.5
5	1.43	0.35	6 656	7 937	19.2
6	1.98	0.3	8 348	8 987	7.6
7	2.61	0.36	10 257	9 671	5.7
8	3	0.35	11 356	10 077	11.3
9	3.83	0.42	13 512	10 600	21.5
10	4.01	1.03	13 760	10 641	22.7

表 4 双耳连接耳片的裂纹扩展寿命

Table 4 Crack growth life of double-lug joints

序号 k	裂纹长度判读值 a_k/mm	疲劳条带间距判读值 S_k/μm	扩展寿命判读值 N_k/cycle	扩展寿命预测值/cycle	相对偏差/%
1	0.01	0.36	0	0	0
2	0.37	0.4	948	950	0.21
3	2.44	0.3	6 826	7 451	9.2
4	3.98	0.45	10 936	10 802	1.2
5	5.5	0.44	14 381	13 951	3.0
6	6.98	0.32	18 250	17 148	6.0
7	8.62	0.34	23 220	20 748	10.6
8	11.2	0.75	27 966	24 695	11.7
9	13.39	1.4	30 002	26 045	13.2
10	15.41	1.15	31 589	26 195	17.1
11	17.85	1.74	33 283	26 242	21.2

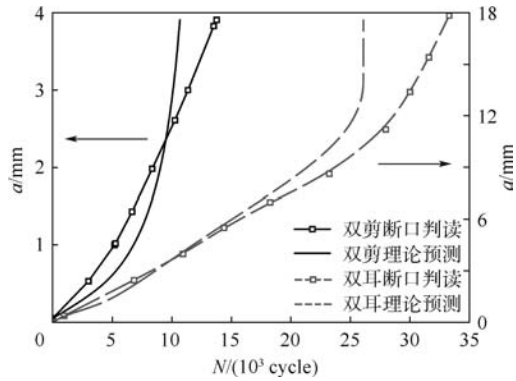


图 7 裂纹长度与裂纹扩展寿命

Fig. 7 Crack length versus crack growth life

4 连接件寿命估算

4.1 连接件裂纹形成寿命

利用 ABAQUS 有限元软件，建立双剪连接件的有限元模型（如图 8(a)所示），采用线性六面体 C3D8R 单元模拟双剪连接件，生成了 63 939 个单元。在 2 个盖板的夹持端施加固支约束，在芯板的夹持端施加纵向均布拉伸载荷，在 2 个螺栓的上下表面对称地施加 0.1 mm 的轴向压缩位移以模拟螺栓预紧力对板的压缩作用。

双剪连接件各部件的材料性能按表 1 进行设置，各部件间的接触属性设置为法向“硬接触”和切向库伦摩擦接触，摩擦系数设置为 0.5。计算得到双剪连接件应力分布如图 8(b)所示，计算得到应力集中系数 $K_t = 1.49$。

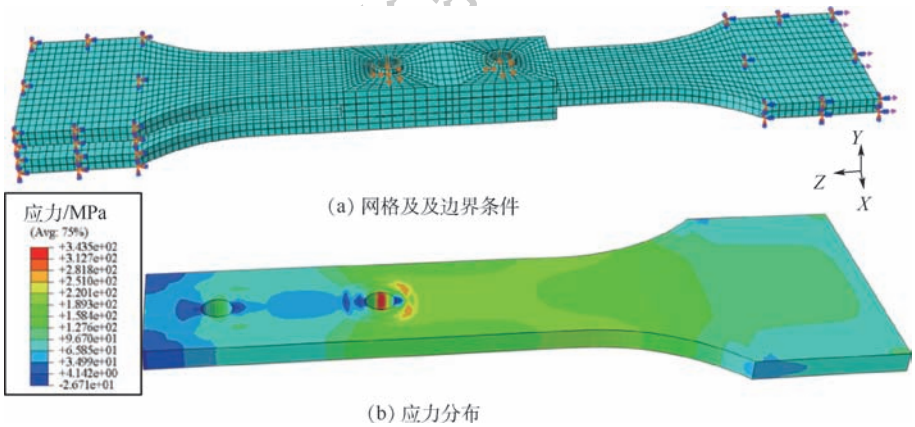


图 8 双剪连接件有限元模型

Fig. 8 Finite element model for double-lap joints

北航学报 赠阅

根据抗疲劳设计手册[30]，选取表面状态系数 $\alpha=1.2$，计算得到应力严重系数 $L=1.79$。

根据 2324-T39 的疲劳性能数据[38]，获得疲劳性能 *S-N-L* 曲面：

$$\frac{1\,064S_a}{0.9\times(532-S_m)+1.1S_a}=248.6\times(432.98-431.99L^{0.001\,04})+\frac{1.34\times10^6}{N^{0.89}} \tag{21}$$

将双剪连接件的应力严重系数及疲劳载荷循环（见表 2）代入式（21），预测出双剪连接件的疲劳裂纹形成寿命为 371 270 cycles，与断口判读结果（415 790 cycles）的相对偏差为 10.7%，具有可接受精度。

4.2　连接件裂纹扩展寿命

利用 ABAQUS 有限元软件，建立含初始裂纹的双剪连接件和双耳连接耳片的有限元模型（见图 9 和图 10），根据断口疲劳裂纹判读结果，双剪连接件断面上存在 5 条裂纹，其中 A 裂纹是主裂纹，B、C、D 和 E 裂纹虽然形成，但未同时扩展或扩展非常缓慢，因此，B、C、D 和 E 裂纹对结构刚度和应力分配无明显影响，对主裂纹扩展行为的影响也很小，可忽略不计。在双剪连接件和双耳连接耳片上插入初始裂纹长度分别为 0.05 mm和 0.01 mm 的半圆形裂纹，裂纹尖端均选用 1/4 节点楔形奇异单元来划分网格（见图 9（a）和图 10（a））。采用线性六面体 C3D8R 单元模拟双剪连接件，生成 64 847 个单元，边界条件及接触设置与前面相同。采用线性六面体 C3D8R 单元和二次四面体 C3D10 单元分别模拟双耳连接的耳环和底座，分别生成 10 724 和 6 055 个单元；双耳连接耳片的上、下和侧表面均施加固支约束，销棒加载端面上施加均布拉伸载荷，拉伸载荷方向与图 2（b）中 *P* 方向一致，部件间的接触属性设置为法向“硬接触”和切向库伦摩擦接触，摩擦系数设置为 0.3。

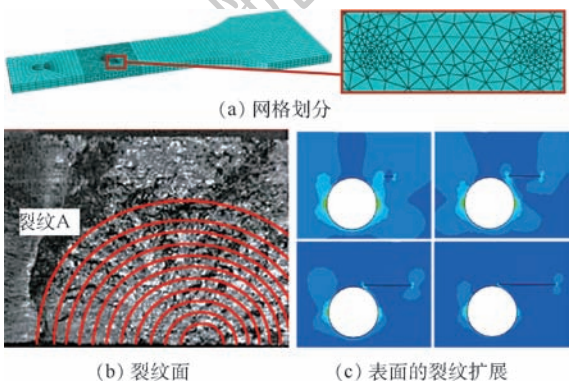


图 9　双剪连接件裂纹扩展模拟

Fig. 9　Crack growth simulation of double-lap joints

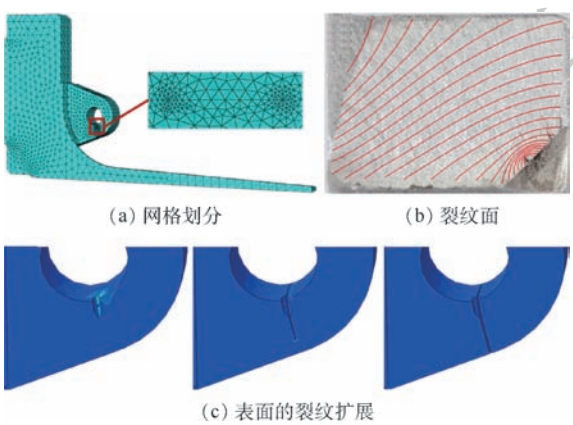


图 10　双耳连接耳片裂纹扩展模拟

Fig. 10　Crack growth simulation of double-lug joints

首先，对有限元模型逐个施加疲劳载荷循环，根据式（8）和式（17），计算裂纹前缘应力强度因子；然后，根据连接件材料裂纹扩展速率的四参数 Forman 模型[37]（式（22）和式（23）），计算裂纹扩展长度；最后，利用式（9），计算裂纹扩展角度，从而获取下一个载荷循环对应的裂纹前缘形状，不断重复上述过程直至裂纹长度达到临界裂纹长度，输出裂纹扩展过程模拟结果如图 7、图 9（b）、图 9（c）、图 10（b）、图 10（c）、表 3 和表 4 所示。

$$\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}N}=3.90\times10^{-12}\times(0.61\Delta K)^{3.07}\cdot\frac{(1-100.78/\Delta K)^{0.5}}{1-7.85\times10^{-4}\Delta K} \tag{22}$$

$$\frac{\mathrm{d}a}{\mathrm{d}N}=1.60\times10^{-12}\times(0.63\Delta K)^{3.35}\cdot\frac{(1-90.35/\Delta K)^{0.5}}{1-9.40\times10^{-4}\Delta K} \tag{23}$$

从表 3、表 4 和图 7 可以看出，双剪连接件和双耳连接耳片的疲劳裂纹扩展寿命估算值分别为 10 641 cycles 和 26 242 cycles，预测值与断口判读值的最大相对误差分别为 46.1% 和 21.2%，具备可接受精度。从图 9（b）、图 9（c）、图 10（b）和图 10（c）可以看出，本文算法能有效模拟 2 类连接件的裂纹扩展过程，模拟的裂纹前缘形状与断面裂纹形貌吻合良好。

5　结　论

1）基于应力严重系数法和线弹性断裂力学法，建立了复杂连接件疲劳性能 *S-N-L* 曲面，发展了估算复杂连接件疲劳裂纹形成与扩展寿命的逐次累计求和算法。

2）利用 SEM 分析技术，研究了双剪连接件

北航学报 赠阅

和双耳连接耳片的疲劳失效机理,测量并统计了断口上的疲劳条带数目,反推出 2 类连接件的疲劳裂纹形成及扩展寿命。

3) 利用逐次累计求和算法,估算了双剪连接件的疲劳裂纹形成寿命、双剪连接件和双耳连接耳片的裂纹扩展寿命,估算结果与断口判读结果吻合良好。

参考文献(References)

[1] ESMAEILI F, CHAKHERLOU T N, ZEHSAZ M. Investigation of bolt clamping force on the fatigue life of double lap simple bolted and hybrid (bolted/bonded) joints via experimental and numerical analysis[J]. Engineering Failure Analysis, 2014, 45(8): 406-420.

[2] ESMAEILI F, CHAKHERLOU T N. Investigation on the effect of tigthening torque on the stress distribution in double lap simple bolted and hybrid (bolted-bonded) joints[J]. Journal of Solid Mechanics, 2015, 7(3): 268-280.

[3] JIMÉNEZ-PEÑA C, TALEMI R H, ROSSI B, et al. Investigations on the fretting fatigue failure mechanism of bolted joints in high strength steel subjected to different levels of pre-tension [J]. Tribology International, 2016, 108(4): 128-140.

[4] ABAZADEH B, CHAKHERLOU T N, ALDERLIESTEN R C. Effect of interference fitting and/or bolt clamping on the fatigue behavior of Al alloy 2024-T3 double shear lap joints in different cyclic load ranges[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2013, 72(7): 2-12.

[5] CHAKHERLOU T N, MIRZAJANZADEH M, ABAZADEH B, et al. An investigation about interference fit effect on improving fatigue life of a holed single plate in joints[J]. European Journal of Mechanics A/Solids, 2010, 29(4): 675-682.

[6] CHAKHERLOU T N, MIRZAJANZADEH M, VOGWELL J. Experimental and numerical investigations into the effect of an interference fit on fatigue life of double shear lap joints[J]. Engineering Failure Analysis, 2009, 16(7): 2066-2080.

[7] CHAKHERLOU T N, TAGHIZADEH H, AGHDAM A B. Experimental and numerical comparison of cold expansion and interference fit methods in improving fatigue life of holed plate in double shear lap joints[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 29(1): 351-362.

[8] GOPALAKRISHNA H D, MURTHY H N N, KRISHNA M, et al. Cold expansion of holes and resulting fatigue life enhancement and residual stresses in Al 2024 T3 alloy-An experimental study[J]. Engineering Failure Analysis, 2010, 17(2): 361-368.

[9] CHAKHERLOU T N, VOGWELL J. The effect of cold expansion on improving the fatigue life of fastener holes[J]. Engineering Failure Analysis, 2003, 10(1): 13-24.

[10] RALPH W C, JOHNSON W S, MAKEEV A, et al. Fatigue performance of production-quality aircraft fastener holes[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29(7): 1319-1327.

[11] MUCHA J, WITKOWSKI W. The experimental analysis of the double joint type change effect on the joint destruction process in uniaxial shearing test[J]. Thin-Walled Structures, 2013, 66(5): 39-49.

[12] SKORUPA M, MACHNIEWICZ T, SKORUPA A, et al. Fatigue life predictions for riveted lap joints[J]. International Journal of Fatigue, 2017, 94(1): 41-57.

[13] LIU J H, ZHANG R L, WEI Y B, et al. A new method for estimating fatigue life of notched specimen[J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2018, 93(1): 137-143.

[14] 田本鉴,熊峻江. 非对称疲劳载荷作用铆钉连接件疲劳寿命估算[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(12): 1649-1653.
TIAN B J, XIONG J J. Fatigue life estimation of riveted joints subjected to asymmetrical loading[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(12): 1649-1653(in Chinese).

[15] 张天宇,何宇廷,陈涛,等. 一种多钉铆接连接件的疲劳寿命分析方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(9): 1933-1940.
ZHANG T Y, HE Y T, CHEN T, et al. A fatigue life analysis method for multiple riveted joint[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(9): 1933-1940 (in Chinese).

[16] HUANG W, WANG T J, GARBATOV Y, et al. DFR based fatigue reliability assessment of riveted lap joint accounting for correlations[J]. International Journal of Fatigue, 2013, 47(2): 106-114.

[17] TIAN B J, XIONG J J, LIU J Z. A new approach for evaluating fatigue lives of multi-fastener mechanical joints based on a nominal stress concept and minimal datasets[J]. International Journal of Fatigue, 2015, 80(11): 257-265.

[18] DE JESUS A M P, DA SILVA A L L, CORREIA J A F O. Fatigue of riveted and bolted joints made of puddle iron-A numerical approach[J]. Journal of Constructional Steel Research, 2014, 102(1): 164-177.

[19] SANCHES R F, DE JESUS A M P, CORREIA J A F O, et al. A probabilistic fatigue approach for riveted joints using Monte Carlo simulation[J]. Journal of Constructional Steel Research, 2015, 110(7): 149-162.

[20] MIKKOLA E, MURAKAMI Y, MARQUIS G. Equivalent crack approach for fatigue life assessment of welded joints[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2015, 149: 144-155.

[21] CORREIA J A F O, BLASÓN S, DE JESUS A M P, et al. Fatigue life prediction based on an equivalent initial flaw size approach and a new normalized fatigue crack growth model[J]. Engineering Failure Analysis, 2016, 69(11): 15-28.

[22] MIKKOLA E, MURAKAMI Y, MARQUIS G. Fatigue life assessment of welded joints by the equivalent crack length method [J]. Procedia Materials Science, 2014, 3: 1822-1827.

[23] WU Y Z, XU Y W, GUO X, et al. Fatigue life prediction based on equivalent initial flaw size for Al-Li 2297 under spectrum loading[J]. International Journal of Fatigue, 2017, 103(14): 39-47.

[24] 张丽娜,吴学仁,刘建中. 疲劳裂纹扩展中单峰过载引起的残余应力强度因子计算[J]. 机械强度, 2011, 33(3): 432-437.

北航学报 赠阅

ZHANG L N, WU X R, LIU J Z. Computation of residual stress intensity factors induced by single overload during fatigue crack growth[J]. Journal of Mechanical Strength, 2011, 33(3): 432-437(in Chinese).

[25] 王延忠,田志敏,侯良威,等. 航空重载面齿轮三维裂纹分析与疲劳裂纹扩展寿命预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(2): 148-153.
WANG Y Z, TIAN Z M, HOU L W, et al. Three-dimensional crack analysis and fatigue life prediction of aero heavy-load face gear[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(2): 148-153(in Chinese).

[26] KUMAR S A, BHATTACHARYA A, BABU N C M. Fatigue crack growth life prediction around cold expanded hole using finite element method[J]. Procedia Materials Science, 2014, 5: 316-325.

[27] BERGARA A, DORADO J I, MEIZOSO A M, et al. Fatigue crack propagation in complex stress fields: Experimental and numerical simulations using the extended finite element method (XFEM)[J]. International Journal of Fatigue, 2017, 103(14): 112-121.

[28] NASRI K, ZENASNI M. Fatigue crack growth simulation in coated materials using X-FEM[J]. Comptes Rendus Mecanique, 2017, 345(4): 271-280.

[29] 熊峻江. 飞行器结构疲劳与寿命设计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2004.
XIONG J J. Fatigue life design for aircraft structure[M]. Beijing: Beihang University Press, 2004.

[30] 赵少汴. 抗疲劳设计手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 2015.
ZHAO S B. Fatigue design manual[M]. Beijing: China Machine Press, 2015.

[31] FU Y, XIONG J J, SHENOI R A. Practical models for characterizing corrosion fatigue behaviours of metallic materials and for evaluating calendar lives of aircraft structural components[J]. Proceedings of Institution of Mechanical Engineers Part C-Journal of Mechanical Engineering Science, 2017, 231: 207-222.

[32] HERTZBERG R W. Deformation and fracture mechanics of engineering materials[M]. Hoboken: Wiley Jones and Sons, 1996.

[33] CHANG J, XU J Q, MUTOH Y. A general mixed-mode brittle fracture criterion for cracked materials[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2006, 73(9): 1249-1263.

[34] AYGÜL M, AL-EMRANI M, BARSOUM Z, et al. An investigation of distortion-induced fatigue cracking under variable amplitude loading using 3D crack propagation analysis[J]. Engineering Failure Analysis, 2014, 45(10): 151-163.

[35] Federal Aviation Administration. Metallic materials properties development and standardization[M]. Columbia: U. S. Department of Transportation, 2006: 3-94.

[36] ASTM. Standard practice for: Presentation of constant amplitude fatigue test results for metallic materials: ASTM E468—90[S]. West Conshohocken: ASTM International, 2004: 1-6.

[37] 刘新灵,张铮,陶春虎. 疲劳断口定量分析[M]. 北京:国防工业出版社, 2010.
LIU X L, ZHANG Z, TAO C H. Fatigue fractography quantitative analysis[J]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010(in Chinese).

[38] 郑晓玲,刘文珽,李令芳,等. 民机结构耐久性与损伤容限设计手册[M]. 北京:航空工业出版社, 2003.
ZHENG X L, LIU W T, LI L F, et al. Design manual for durability and damage tolerance of civil aircraft structures[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2003(in Chinese).

作者简介:

陈迪　女,博士研究生。主要研究方向:飞机结构疲劳。

熊峻江　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞机结构疲劳。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Cycle-by-cycle accumulation algorithm for predicting fatigue lives of double-lap and double-lug joints

CHEN Di[1], LI Yu[1], ZHANG Yibo[2], SONG Yinggang[3], XIONG Junjiang[1,*]

(1. School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. COMAC Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200232, China;
3. AECC Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China)

Abstract: This paper aims to investigate the failure mechanics of complex joints and evaluate the crack initiate and growth lifetimes of complex joints. Fatigue tests were respectively carried out on double-lap and double-lug joints, failure modes and mechanisms were investigated through scanning electron microscope (SEM) analysis, and fatigue lifetime for crack initiation and growth was determined from fractographic quantitatively interpreted data by using reverse inference method. From the stress severity factor method, fatigue *S-N-L* (stress-life-stress severity factor) surface model was developed to characterize fatigue characteristics of complex joints for predicting fatigue crack initiation life. Based on fracture mechanics, the formulations were crafted to predict the length and angle of crack growth, and the cycle-by-cycle accumulation algorithm was presented to assess the lifetime of crack growth of joint. Finally, the proposed model and algorithm were used to respectively simulate the lifetime of fatigue crack initiation and propagation for double-lap and double-lug joints, which demonstrates the good agreement between the prediction results and the fracture interpretation results. The proposed model and algorithm provide theoretical basis for determining fatigue lifetime of complex joints.

Keywords: fatigue; crack; life; joints; scanning electron microscope (SEM)

北京航空航天大学学报

Received: 2018-10-22; **Accepted**: 2018-11-23; **Published online**: 2018-12-08 11:34
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181205.1508.004.html

* **Corresponding author**. E-mail: jjxiong@buaa.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0605

全下文载

隐身飞机敏感性影响因素组合分析

韩欣珉[1], 尚柏林[2], 徐浩军[1,*], 刘松彬[3], 杨梓鑫[1]

(1. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038; 2. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;
3. 中国人民解放军 91729 部队, 胶州 266300)

摘 要: 针对多因素下的隐身飞机敏感性评估问题,对典型作战场景中隐身飞机敏感性影响因素进行了组合分析研究。首先,建立了基于任务周期的敏感性计算模型;其次,对雷达、红外、射频(RF)和电子干扰等方面敏感性参数进行分析,构建不同因素的计算模型;最后,开展了不同隐身构型下隐身飞机敏感性影响因素的仿真实验。结果表明:多种手段的组合使用可以有效降低隐身飞机敏感性,并在一定参数范围内得到多因素组合下敏感性的影响程度。研究结果对隐身飞机敏感性减缩及方案的设计和改进具有一定参考意义。

关 键 词: 隐身飞机; 敏感性; 雷达; 红外; 射频 (RF)
中图分类号: V271.4+5; TN97; V218
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2019)06-1185-10

敏感性是军用飞机生存力的重要指标之一,在隐身飞机的设计、改进阶段开展敏感性评估,可以有效提高隐身飞机的生存力和作战效能。在实际作战中,飞机生存力受到敏感性、易损性等多重因素影响,通过降低敏感性、易损性等可以提高飞机的生存力[1-5]。随着电子干扰、射频(RF)、红外等技术应用的发展,仅对隐身飞机的雷达散射截面积(RCS)、红外辐射信号等特征信号进行减缩已不能很好地适应敏感性需求,通过开展雷达隐身、红外隐身、射频隐身等多种敏感性影响因素的耦合分析,能有效分析不同手段对敏感性的影响程度,从而在方案设计和改进中采取针对性措施来降低敏感性。

目前,国内外从不同方面研究了敏感性的影响因素及评估。文献[1]研究了飞机敏感性的影响因素,从原理上分析了电子对抗对飞机敏感性的作用。文献[6]指出在实时作战环境中,根据态势感知能力动态更新威胁的位置和状态,采取航迹优化避免威胁的实时杀伤,降低飞机敏感性,并对不同航迹下的敏感性进行分析。文献[7]指出了机载自卫武器对飞机敏感性的影响,并在配备不同的机载自卫武器的情况下,对 F-117、B-2 等飞机敏感性进行了评估。文献[8]对箔条及噪声干扰下飞机的敏感性进行了研究,得出了在相应干扰下飞机敏感性的特征解。文献[9]研究了电子对抗情况下飞机的敏感性,分析了在电子干扰作用下,飞机遭遇导弹攻击时敏感性和生存力的评估方法。文献[10]基于 Agent 理论,对雷达特征参数、飞机 RCS、传输时延等影响飞机敏感性的参数进行了评估。文献[11]指出作战环境中数据链能够提高飞机的态势感知能力,从而降低敏感性,提出了数据链下基于网络时延的飞机敏感性的评估方法。文献[12]建立了不同干扰条件下的飞机敏感性模型,并对支援干扰和自卫干扰下的敏感性进行了分析。文献[13]分析雷达隐身和干扰对探测概率的影响,对雷达隐身和机

收稿日期: 2018-10-22; **录用日期**: 2018-12-07; **网络出版时间**: 2018-12-26 14:37
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181224.1456.002.html
基金项目: 国家"973"计划 (2015CB755802); 国家自然科学基金 (61374145)
* **通信作者**. E-mail: xuhaojun1965@163.com

引用格式: 韩欣珉, 尚柏林, 徐浩军, 等. 隐身飞机敏感性影响因素组合分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1185-1194. HAN X M, SHANG B L, XU H J, et al. Combination analysis of susceptibility influencing factors of stealth aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6): 1185-1194 (in Chinese).

北航学报 赠阅

载电子攻击组合手段下的敏感性和生存力进行了评估。

上述研究成果为敏感性评估研究提供了有益思路,但仍存在不足:虽然分析了隐身、电子干扰等影响因素对敏感性的影响,但没有将各因素进行组合分析研究,无法确定多因素耦合下对飞机敏感性的影响程度,尤其是日益重视的不同隐身手段对敏感性的影响方面,目前文献涉及较少。

在研究飞机隐身能力对敏感性影响方面,本文在充分发掘飞机隐身潜力的基础上,改变只研究 RCS 或红外特征值等特征信号的单一思路,综合考虑雷达隐身、红外隐身、射频隐身和电子干扰等降低敏感性的组合措施,在论证、设计、作战使用阶段开展多因素影响下隐身飞机敏感性研究,为隐身飞机敏感性方案的设计和改进提供理论方法借鉴和技术支持。

1 敏感性计算模型

作战飞机在执行任务过程中被威胁击中的可能性称为敏感性,用被威胁命中的概率 P_{H} 来度量,即

$$P_{\mathrm{H}} = P_{\mathrm{A}}P_{\mathrm{D}}P_{\mathrm{T}}P_{\mathrm{LGH}} \tag{1}$$

式中:P_{A} 为威胁的活动性概率;P_{D} 为威胁探测、识别飞机的概率;P_{T} 为威胁跟踪飞机的概率;P_{LGH} 为威胁发射制导经过合理运行轨迹后拦截并击中飞机的概率。

想定作战环境中探测装备主要有雷达、红外、射频探测器 3 类。根据战场态势的不同,隐身飞机遭遇的探测装备,可能是其中的一种或多种的组合,则隐身飞机被探测器发现和跟踪的概率为

$$P_{\mathrm{DT}} = P_{\mathrm{D}}P_{\mathrm{T}} \tag{2}$$

$$P_{\mathrm{D}}P_{\mathrm{T}} = 1 - (1 - P_{\mathrm{DT}}^{\mathrm{LD}})(1 - P_{\mathrm{DT}}^{\mathrm{HW}})(1 - P_{\mathrm{DT}}^{\mathrm{SP}}) \tag{3}$$

式中:$P_{\mathrm{DT}}^{\mathrm{LD}}$、$P_{\mathrm{DT}}^{\mathrm{HW}}$ 和 $P_{\mathrm{DT}}^{\mathrm{SP}}$ 分别为雷达探测器、红外探测器和射频探测器发现及跟踪隐身飞机的概率。在一个完整的任务周期中,隐身飞机可能被若干个不同类型的探测器探测、跟踪,并面临多处导弹威胁。假设一个任务下隐身飞机经历了 k 次遭遇,则该任务周期下隐身飞机的敏感性为

$$P_{\mathrm{H}} = 1 - (1 - P_{\mathrm{H}_1})(1 - P_{\mathrm{H}_2})\cdots(1 - P_{\mathrm{H}_k}) \tag{4}$$

2 雷达探测模型

2.1 隐身飞机建模与全向 RCS 解算

对某型隐身飞机使用 CAD 进行建模,将模型导入 CADFEKO 中进行修正。利用 FEKO 对修正后模型的静态 RCS 进行仿真,通过物理光学法得到目标的静态 RCS 数据库[14]。仿真条件:入射角为 181°×361°(俯仰角×方位角),角度间隔 1°,采用 L 波段垂直极化方式。得到隐身飞机静态 RCS 如图 1 所示。

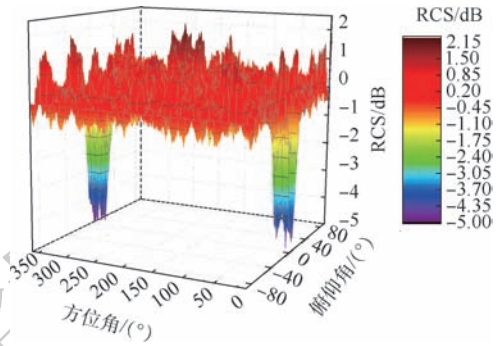


图 1 隐身飞机全空域静态 RCS

Fig. 1 Full airspace static RCS of stealth aircraft

2.2 雷达探测概率计算

当雷达无干扰因素影响时,隐身飞机进入雷达探测范围后,雷达接收到的信号能量 S 与噪声能量 N 之比,即信噪比 S/N 大小决定了雷达能否检测出隐身飞机的特征信号,当信噪比大于检测门限时,即在设定虚警概率 P_{fa} 下达到规定的检测概率,则探测到隐身飞机。因此,雷达探测概率是关于虚警概率、信噪比和门限的函数,此时一次扫描对目标的探测概率为[15]

$$P_{\mathrm{D}}^{\mathrm{LD}} = \int_0^{\infty} \mathrm{e}^{-t}\left\{1 - \varphi\left[\frac{y_0 - n_0\left(1 + \frac{S}{N}t\right)}{\sqrt{n_0\left(1 + 2\frac{S}{N}t\right)}}\right]\right\}\mathrm{d}t \tag{5}$$

式中:$\varphi(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}}\int_{-\infty}^{x}\mathrm{e}^{-\frac{t^2}{2}}\mathrm{d}t$;$n_0$ 为一次扫描脉冲积累数;y_0 为检测门限。

当雷达受到干扰后,需用目标信号能量与干扰能量之比即信干比来代替信噪比,此时在一定虚警概率下,一次扫描对目标的探测概率为

$$P_{\mathrm{D}}^{\mathrm{LD}} = \int_0^{\infty} \mathrm{e}^{-t}\left\{1 - \varphi\left[\frac{y_0 - n_0\left(1 + \frac{S}{N+J}t\right)}{\sqrt{n_0\left(1 + 2\frac{S}{N+J}t\right)}}\right]\right\}\mathrm{d}t \tag{6}$$

式中:$\frac{S}{N+J}$ 为雷达天线输入端的信干比。

对式(6)进行简化,得到雷达探测概率为[16]

$$P_{\mathrm{D}}^{\mathrm{LD}} = P_{\mathrm{fa}}^{\frac{1}{1+S/(N+J)}} \tag{7}$$

2.3 信噪比计算

由信噪比定义,其参数包括 2 个部分:目标反射信号功率 P_{rs}、雷达接收机噪声功率 P_{n}[17]。

北航学报 赠阅

1）目标反射信号功率

接收机接收到目标反射信号功率为

$$P_{rs}=\frac{P_tG_tG_r\lambda^2\sigma}{(4\pi)^3R_1^4L_s} \tag{8}$$

式中:P_t 为发射功率峰值;G_t 为发射天线增益;G_r 为接收天线增益;λ 为波长;σ 为目标散射截面积;R_1 为距离;L_s 为信号传输及处理中的系统损耗。

2）雷达接收机噪声功率

雷达接收机噪声包括工作时产生的内部噪声和外部天线噪声,根据接收机工作特性,噪声模型可表示为均值为 0,方差为 σ_n^2 的正态分布过程,则雷达接收机噪声功率即为模型方差:

$$P_n=\sigma_n^2=k_BT_eF_nB_n \tag{9}$$

式中:$k_B=1.38\times10^{-23}$ J/K 为玻尔兹曼常数;$T_e=290$ K 为有效系统噪声温度;F_n 为噪声系数,一般取 0 ~ 15 dB;B_n 为噪声带宽。

因此在雷达接收机内,信噪比为

$$S/N=\frac{P_{rs}}{P_n}=\frac{P_tG_tG_r\lambda^2\sigma}{(4\pi)^3R_1^4L_sk_BT_eF_nB_n} \tag{10}$$

2.4　信干比计算

由信干比定义,其参数包括 3 个部分:目标反射信号功率 P_{rs}、雷达接收机噪声功率 P_n 和干扰信号功率 P_{js}[17]。按照干扰机理的不同,对雷达进行干扰的信号分为有源干扰和无源干扰 2 类[18],在执行任务的过程中,为了减小被威胁探测和跟踪的概率,隐身飞机主要实施机载自卫有源干扰。

当实施机载自卫有源干扰时,隐身飞机在距离雷达 R_1 处以天线主瓣指向雷达,则雷达接收到干扰信号的功率为

$$P_{js}=\frac{P_jG_jG_r\lambda^2}{(4\pi)^2R_1^2L_s}\cdot\frac{\Delta f}{\Delta f_j} \tag{11}$$

式中:P_j 为干扰机发射功率;G_j 为干扰机天线增益;Δf_j 为干扰频带;Δf 为雷达接收机带宽,一般比 Δf_j 小。

当存在有效的有源干扰时,雷达接收机噪声功率 P_n 远小于干扰信号功率 P_{js},在计算中可以忽略不计,因此在雷达接收机内,信干比为

$$\frac{S}{N+J}=\frac{P_{rs}}{P_{js}}=\frac{P_tG_t\sigma}{P_jG_j4\pi R_1^2}\cdot\frac{\Delta f_j}{\Delta f} \tag{12}$$

3　红外探测概率

红外探测系统探测的概率与探测器输入信噪比 S_{NR}、阈值信噪比 T_{NR}及探测系统自身性能参数有关。一般阈值信噪比为定值,系统输入信噪比随作用距离的改变而变化。因此,需要先得到红外探测器作用距离的计算模型,再对探测概率模型进行计算。

传统的基于噪声等效温差(NETD)模型只适用于在实验环境下对面源目标进行理想估算,对实际作战环境中点源目标的估算并不适用。当隐身飞机在红外探测器中成像为点目标时,探测器接收的辐射包括目标辐射和背景辐射,由文献[19]得到红外探测器对点目标的作用距离模型为

$$R_2=\left[\frac{\delta(L_t-L_b)A_tA_o\tau_oD^*\tau}{(\Delta f_nA_d)^{1/2}(V_s/V_n)}\right]^{1/2} \tag{13}$$

式中:δ 为系统信号衰减系数;L_t 为目标辐射亮度;L_b 为背景辐射亮度;A_t 为目标投影面积;A_o 为光学系统有效面积;τ_o 为光学系统透过率;D^* 为星探测度;τ 为大气透过率;Δf_n 为等效噪声带宽;A_d 为探测器面积;V_s 为外界输入信号;V_n 为探测器噪声的均方根值。

红外探测器中的主要噪声为探测器噪声,当外界输入信号与噪声信号同时输入时,输出信号符合高斯分布,密度函数为

$$p_d(V)=\frac{1}{\sqrt{2\pi}}\exp\left[-\frac{(V-V_a-V_s)^2}{2V_n^2}\right] \tag{14}$$

式中:V 为信号总能量;V_a 为信号均值。

对其概率密度函数进行积分后得到探测器的探测概率为

$$P_D^{HW}=\frac{1}{\sqrt{2\pi}}\int_{-\infty}^{S_{NR}-T_{NR}}\exp\left(-\frac{\rho^2}{2}\right)d\rho \tag{15}$$

式中:$S_{NR}=V_s/V_n$ 为探测器的输入信噪比;$T_{NR}=(V-V_a)/V_n$ 为探测器的阈值信噪比,一般等于系统探测概率为 50% 时的输入信噪比;$\rho=(V-V_a-V_s)/V_n$ 为积分变量。

根据文献[20],探测系统的信噪比与目标的红外辐射强度和作用距离的关系为

$$S_{NR}\propto\frac{CI_B\tau}{R_2^2} \tag{16}$$

式中:I_B 为目标红外辐射强度;C 为目标与背景的对比度。

令 $E=\dfrac{CI_B\tau}{R_2^2}$,则单个积分时间内目标被红外探测器发现的概率为

$$P_D^{HW}=\frac{1}{\sqrt{2\pi}}\int_{-\infty}^{KE-T_{NR}}\exp\left(-\frac{\rho^2}{2}\right)d\rho \tag{17}$$

式中:K 为探测器性能常数。

北航学报 赠阅

4 射频探测概率

在复杂电子对抗环境中,机载雷达的辐射信号暴露了其位置和战术意图,通过射频隐身技术能够有效抑制辐射信号,减少隐身飞机被探测到的概率,从而达到降低敏感性的目的。在研究跟踪状态下射频隐身控制时,接收机需满足功率 p_d、空域 p_s、时域 p_t、频域 p_f 等条件才能有效截获雷达信号[21]。

4.1 功率条件

无源探测系统同时接收到雷达信号与噪声信号。在实际计算中一般将噪声信号忽略。功率截获概率 p_d 就是系统在给定虚警概率 P_{fa} 的情况下对雷达辐射信号的探测概率。对于探测概率 p_d 采用 North 提出的近似公式[22]:

$$p_d = \frac{1}{2}\mathrm{erfc}\left(\sqrt{-\ln P_{fa}} - \sqrt{\mathrm{SNR} + \frac{1}{2}}\right) \tag{18}$$

$$\mathrm{erfc}(z) = 1 - \frac{2}{\sqrt{\pi}}\int_0^z \mathrm{e}^{-v^2}\mathrm{d}v \tag{19}$$

式中:SNR 为接收机输出的单个脉冲信噪比。

从最小辐射能量措施和最大信号不确定性措施两方面可以提高机载雷达射频隐身能力:最小辐射能量措施包括功率管控、驻留时间控制等;最大信号不确定性措施为控制信号开关机、频率、脉宽等。本节主要通过最小辐射能量措施对射频隐身进行控制。

设通过功率管控,隐身飞机机载雷达恰好实现对威胁目标的探测,则此时的雷达方程为

$$P_t = \frac{(4\pi)^3 k_B T_e F_n B L_s (\mathrm{SNR})_1 R_3^4}{G_t G_r \lambda^2 \sigma N_p} \tag{20}$$

式中:N_p 为积累脉冲数;B 为机载雷达接收机带宽;$(\mathrm{SNR})_1$ 为检测所需的最小的单个脉冲的 SNR;R_3 为距离。

无源探测接收机输入端的雷达信号功率为

$$P_i = P_t \frac{G_{ti} G_i \lambda^2 G_{IP}}{(4\pi)^2 R_3^2} \tag{21}$$

式中:G_{ti} 为雷达在无源探测接收机方向上的发射天线增益;G_i 为雷达方向上的无源探测接收机天线增益;G_{IP} 为无源探测接收机净增益。

由于截获接收机位于波束主瓣内,则 $G_{ti} = G_t$。由式(20)和式(21)得

$$P_i = \frac{4\pi k_B T_e F_n B L_s (\mathrm{SNR})_1 R_3^2 G_i \lambda^2 G_{IP}}{G_r \lambda^2 \sigma N_p} \tag{22}$$

无源探测接收机输入端噪声信号为

$$N_i' = k_B T_e B_{Rj} \tag{23}$$

式中:B_{Rj} 为无源探测接收机的噪声带宽。

由式(22)和式(23)得到无源探测接收机输出端信噪比为

$$\mathrm{SNR}_{oi} = \frac{P_i}{N_i'} = \frac{4\pi F_n B L_s (\mathrm{SNR})_1 R_3^2 G_i \lambda^2 G_{IP}}{G_r \lambda^2 \sigma N_p B_{Rj}} \tag{24}$$

此时射频探测器功率截获概率为

$$p_d = \frac{1}{2}\mathrm{erfc}\left(\sqrt{-\ln P_{fa}} - \sqrt{\mathrm{SNR}_{oi} + \frac{1}{2}}\right) \tag{25}$$

4.2 空域、时域和频域条件

在跟踪状态下,隐身飞机机载雷达直接照射到威胁目标,此时空域截获概率 $p_s = 1$。

截获接收机工作时,时域和频域扫描同时进行,故将时域截获和频域截获共同分析。

基于能耗和效率等多方面因素的考虑,无源探测系统对工作总频段和空域立体角的扫描是间断性的,故覆盖频段和空域需要一定时间。由于接收机和隐身飞机的相对位置、发射波形、发射频率随时在发生变化,而隐身飞机机载雷达照射目标时间 T_{OT} 非常短,因此截获概率与接收机在正确方向上调频到正确频率的可能性密切相关[23]。设雷达在目标空域 T_{OT} 时间内对其进行照射,无源探测系统探测到 N_L 个波束位置和频道,则

$$N_L = T_{OT}/t_L \tag{26}$$

式中:t_L 为接收机探测到一种波束频道及位置的时间。

设无源探测系统可探测 N_b 个波束位置和 N_f 个频段,则系统扫描设定的波束位置和频道的总搜索时间为

$$T_I = N_b N_f t_L \tag{27}$$

T_{OT} 时间内的时域和频域截获概率为

$$p_t p_f \approx \begin{cases} \dfrac{N_L}{N_b N_f} = \dfrac{T_{OT}}{T_I} & N_L < N_b N_f \\ 1 & N_L \geqslant N_b N_f \end{cases} \tag{28}$$

式中:基于隐身飞机对地(海)突防、纵深打击的任务需求,在任务过程中,认为 $T_{OT} < T_I$,故 $p_t p_f \approx \dfrac{T_{OT}}{T_I}$。

综上分析,跟踪状态下隐身飞机机载雷达发射信号被截获的概率为

$$P_D^{SP} = p_d p_s p_f p_t = \frac{1}{2}\mathrm{erfc}\left(\sqrt{-\ln P_{fa}} - \sqrt{\frac{P_i}{N_i'} + \frac{1}{2}}\right)\frac{T_{OT}}{T_I} \tag{29}$$

运用仿真方法对不同手段下隐身飞机敏感性进行研究,仿真流程如图 2 所示。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

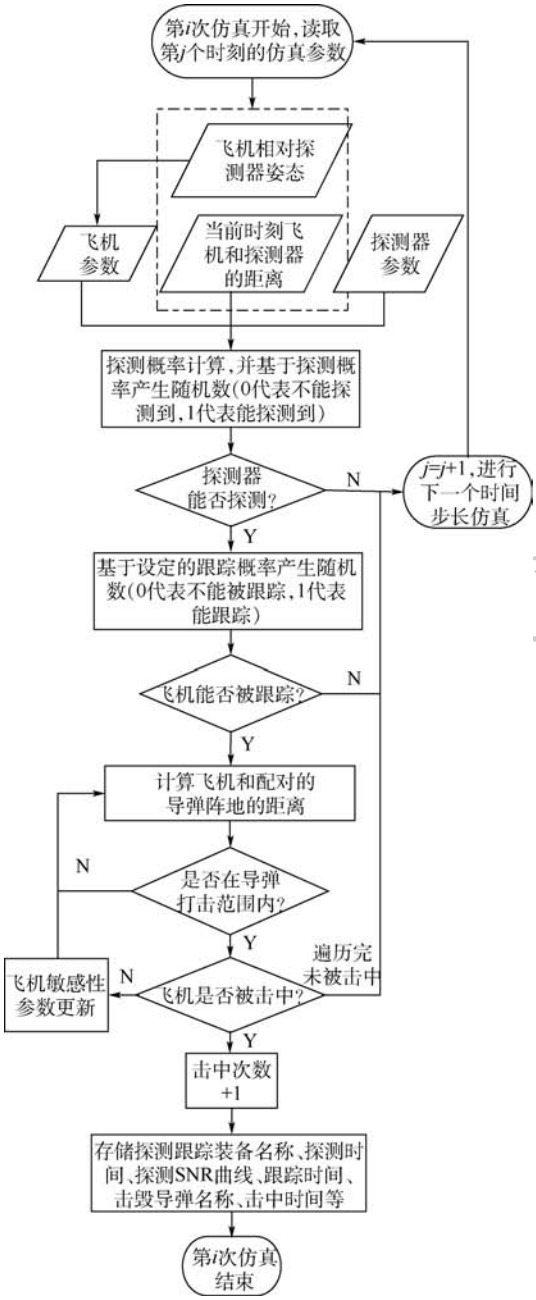


图 2　仿真流程

Fig. 2　Simulation process

5　算例分析

5.1　作战想定

作战是武装力量打击或抗击敌方的军事行动，想定是对作战双方的企图、态势以及作战发展情况的详细描述和设想[24]。为了牵引出仿真中隐身飞机的敏感性影响因素的组合分析，提供问题研究的输入条件和背景假定，提出针对隐身飞机的典型作战想定。

想定在红蓝对抗中，以隐身飞机为核心的空中力量以速度 900 km/h，高度 10 km 从距离蓝方基地 340 km 处起飞，直至距离 30 km 处对蓝方作战体系中关键节点及战略要塞实施打击。在实际作战中，根据综合态势感知和信息体系的支撑，隐身飞机可以采取航路动态规划的方式进行战术规避来降低敏感性，本想定遭遇仅仅是为了分析其意外遭遇威胁时的敏感性而设定。

由第 1 节可知，隐身飞机敏感性包括 P_A、P_D、P_T 及 P_{LGH}，基于作战任务需求的考虑，把 P_D 作为本节仿真的重点，P_A、P_T 设为定值 1，P_{LGH} 设为定值 0.8，仿真次数设置为 1 000 次，雷达、红外、射频探测器性能参数如表 1 ~ 表 3 所示。

表 1　雷达探测器参数

Table 1　Parameters of radar detector

参数	数值
P_t/W	2 000
B_n/MHz	2
F_n/dB	3
P_{fa}	10^{-6}
λ/cm	6
$G_t = G_r$/dB	45
L_s	1
G_j/dB	10
Δf/MHz	3
Δf_j/MHz	6

表 2　红外探测器参数

Table 2　Parameters of infrared detector

参数	数值
C	6
K	100
P_{fa}	10^{-6}
τ	0.5
T_{NR}	2

表 3　射频探测器和机载雷达参数

Table 3　Parameters of RF detector and airborne radar

参数	数值
G_i/dB	1
P_{fa}	10^{-6}
σ/dB	2
T_I/s	2
F_n	3
P_t/W	1 500
G_{IP}	2
B_{Rj}/MHz	2
B/MHz	3
L_s	1

5.2　单探测器情形下敏感性

1）单雷达探测器

这里不考虑雷达探测距离限制以及地形和大气折射对雷达探测能力的影响，在隐身飞机实施

北航学报 赠阅

机载自卫干扰情况下,随距离和干扰功率变化的敏感性云图如图 3(a)所示。为了研究整个遭遇过程中不同干扰功率下隐身飞机敏感性,通过改变干扰功率对其进行敏感性分析,仿真分析结果如图 3(b)所示。

由图 3(a)可知,在干扰功率不变的情况下,隐身飞机与雷达的距离越近,敏感性越大;当雷达距离相同时,隐身飞机干扰功率越大,敏感性越小。在距离 80 km 处,干扰功率 $P_j = 10$ W 和 $P_j = 100$ W 的敏感性分别为 0.723 和 0.051,相差 0.672,说明实施电子干扰对降低隐身飞机敏感性有显著作用。由图 3(b)可知,在整个遭遇过程中,随着干扰功率的增大,隐身飞机的敏感性逐渐降低。

2)单红外探测器

当隐身飞机不实施任何干扰时,通过改变红外辐射强度 I_B 来实现红外隐身。选取 I_B 从 50 ~ 700 W/Sr 变化,隐身飞机与红外探测器的距离设定为 340 ~ 40 km,随距离和红外辐射强度的敏感性云图如图4(a)所示。为了对整个遭遇过程中不同 I_B 下隐身飞机的敏感性,通过改变 I_B 对其进行敏感性分析,仿真结果如图 4(b)所示。

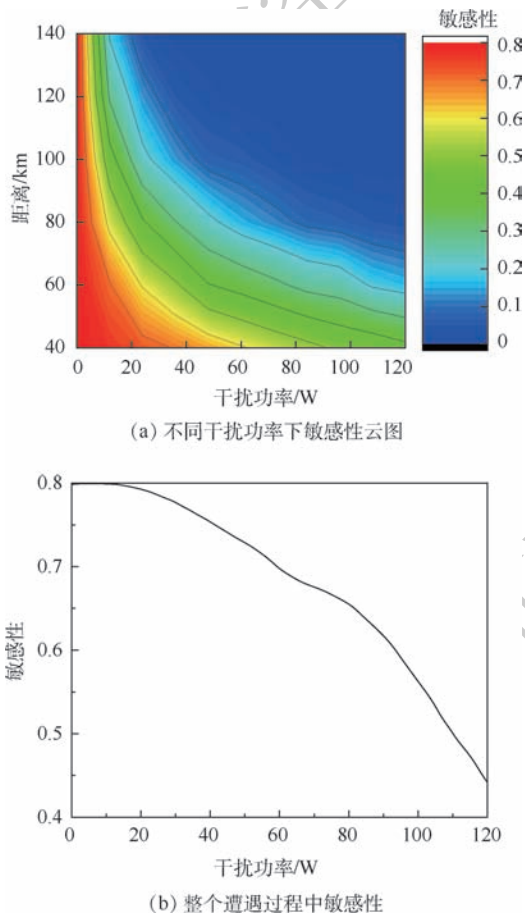


图 3 单雷达探测器下隐身飞机敏感性分析

Fig. 3 Susceptibility analysis of stealth aircraft for single radar detector

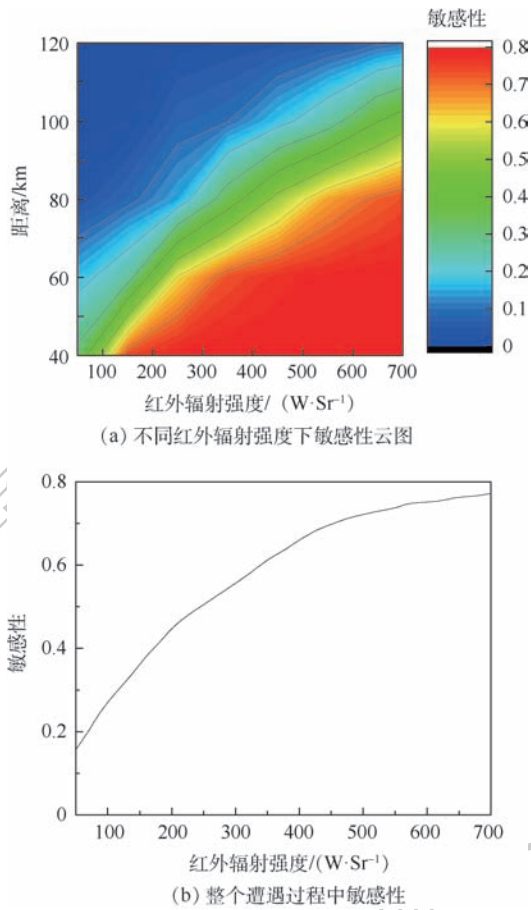


图 4 单红外探测器下隐身飞机敏感性分析

Fig. 4 Susceptibility analysis of stealth aircraft for single infrared detector

由图 4(a)可以看出,随着隐身飞机与红外探测器距离的缩小,隐身飞机敏感性越来越大;当与雷达距离相同时,隐身飞机红外辐射强度越小,敏感性越小。在距离 80 km 处,$I_B = 100$ W/Sr 和 $I_B = 500$ W/Sr 的敏感性分别为 0.093 和 0.588,概率相差 0.495,因此减小红外辐射强度能有效降低隐身飞机的敏感性。由图 4(b)可知,在整个遭遇过程中,随着红外辐射强度的增大,隐身飞机的敏感性逐渐变大。

3)单射频探测器

在遭遇过程中,将隐身飞机机载雷达发射功率从 0 ~ 1 500 W 变化,实施射频隐身前、后隐身飞机的敏感性分别如图 5(a)、(b)所示。其中通过实施功率管控对机载雷达进行射频隐身,雷达的辐射功率根据与威胁目标之间的距离和 RCS 值进行相应调整,如图 5(d)所示。在实施功率管控的前提下,进一步实施驻留时间管控,管控前后驻留时间分别为 1 s 与 0.2 s,如图 5(c)所示。

北航学报 赠阅

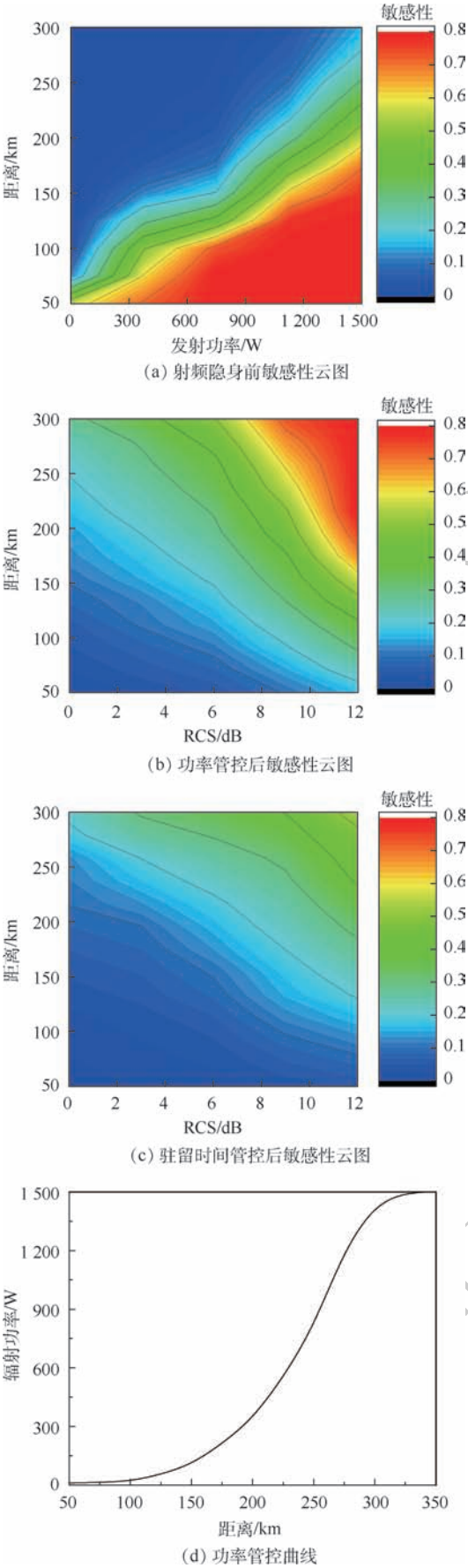


图 5　单射频探测器下隐身飞机敏感性分析

Fig. 5　Susceptibility analysis of stealth aircraft for single RF detector

根据图 5 可知，在未实施射频隐身时，随着距离的缩小，隐身飞机敏感性越来越大；在实施功率管控后，隐身飞机敏感性大幅度降低；继续实施驻留时间管控后，进一步降低了敏感性。随着隐身飞机与目标之间距离的缩小，雷达辐射功率越来越小，敏感性随之变小，在保持雷达基本性能的前提下显著降低了隐身飞机的敏感性。

5.3　探测器组合后的探测概率

为了研究红外、雷达、射频探测器共同作用下隐身飞机的敏感性，选取隐身飞机 RCS 值为全空域静态 RCS，机载雷达功率 1 000 W，红外辐射强度 400 W/Sr，分别对以下 4 种手段进行仿真分析：①不实施任何手段；②实施电子对抗；③实施电子对抗、红外隐身；④实施电子对抗、红外隐身、射频隐身。其中电子对抗手段为改变机载自卫干扰功率，干扰功率 P_j 从 0 ~ 140 W 变化；红外隐身手段为改变红外辐射强度 I_B，使其从 50 ~ 400 W/Sr 变化；射频隐身手段为实施功率管控和驻留时间管控。

通过仿真计算，在不实施任何手段的前提下，隐身飞机敏感性为 0.8。

实施不同手段后，隐身飞机敏感性如图 6 所示。

对 4 种手段下敏感性进行分析，当干扰功率为 100 W、红外辐射强度为 100 W/Sr 时，手段 1 ~ 手段 4 下飞机敏感性分别为 0.800 0、0.779 0、0.697 0 和 0.599 0，手段 4 与手段 1 概率相差 0.201；对整体敏感性进行分析，手段 2 ~ 手段 4 的敏感性最低分别为 0.773 4、0.674 8 和 0.503 8。结果表明，不同隐身手段和电子干扰等手段的组合使用，能够有效降低隐身飞机的敏感性。

在现想定下单一手段的使用虽然能够降低敏感性，但与手段组合后结果对比，在敏感性参数取值相同时，敏感性降低较小；单一手段下要实现预期较低的敏感性，参数需要达到一定取值，而现有技术手段下飞机实现这种参数要求需要付出较大的费用、人力等代价，并不可取。通过多种手段的组合使用，能够在飞机参数条件允许的前提下对敏感性进行减缩，实现较低敏感性，可行性强，效益比高。

此外，仿真结果为特定敏感性条件下的参数取值范围的确定提供参考，如在现想定下，要将敏感性降低至 0.5 以下，只需使干扰功率 $P_j \geqslant 100$ W，红外辐射强度 $I_B \leqslant 200$ W/Sr，同时实施一定条件下的功率和驻留时间管控即可。

北航学报 赠阅

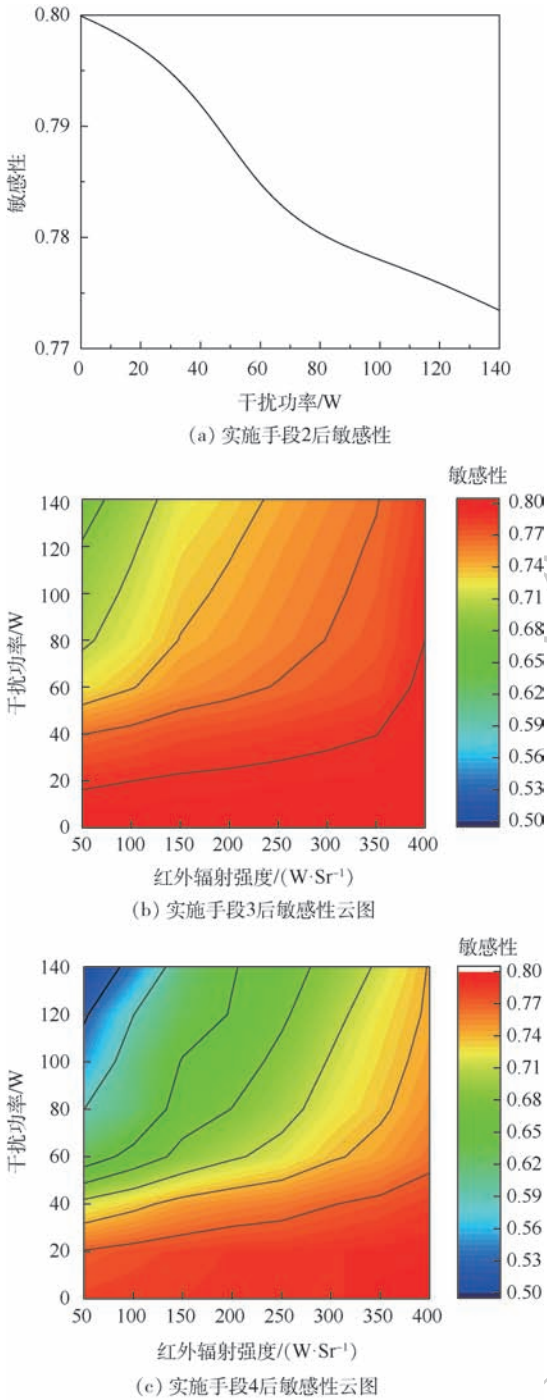


图 6 不同手段下隐身飞机敏感性分析

Fig. 6 Susceptibility analysis of stealth aircraft for different methods

6 结 论

1）从系统学角度出发，建立了基于任务周期的敏感性计算模型，对雷达、红外、射频、电子干扰等敏感性参数进行建模，在单探测器和多种探测器作用下，分别对不同隐身构型和干扰手段下的隐身飞机敏感性进行了分析。

2）仿真表明，不同隐身构型和干扰手段的组合使用可以有效降低隐身飞机的敏感性，同时得到不同组合手段下敏感性的降低程度，为飞机敏感性方案设计提供了一种有效手段，拓展了敏感性的研究方法。

3）在对隐身飞机敏感性设计和改进中，不能单纯追求某个参数最优，而应采用多种手段并举来降低敏感性，以实现效益-费用比最大化，增加装备研制及改进的可行性，这涉及到各参数的权衡优化问题。

4）除采取不同隐身构型和干扰手段外，通过航迹规划、机动和其他电子对抗措施可以降低隐身飞机敏感性，但手段的使用效果并不是简单叠加，多影响因素耦合还需要进一步研究。

参考文献（References）

[1] BALL R E. The fundamentals of aircraft combat survivability: Analysis and design [M]. 2nd ed. Reston: AIAA, 2015.

[2] DAVID H H, RONALD M D, MICHAEL S R. Unmanned aerial system survivability: AIAA-2009-2401 [R]. Reston: AIAA, 2009.

[3] DANIELLE S S, DIMITRI N M. Methodology for assessing survivability tradeoffs in the preliminary design process: 2000-01-5589 [R]. Reston: AIAA, 2000.

[4] BALL R E, ATKINSON D B. A history of the survivability design of military aircraft: A95-30798 [R]. Reston: AIAA, 1995.

[5] 韩欣珉，尚柏林，沈安慰，等. 基于属性值为区间数的轰炸机敏感性评估[J]. 火力与指挥控制，2017，42(7)：76-80.
HAN X M, SHANG B L, SHEN A W, et al. Evaluation method of bomber susceptivity based on attribute value within interval numbers[J]. Fire Control & Command Control, 2017, 42(7): 76-80(in Chinese).

[6] SEOW Y W. Survivability enhancement in a combat environment[D]. Monterey, CA: Naval Postgradnate School, 2004.

[7] PATERSON J. Survivability benefits from the use of standoff weapons by stealth aircraft: 1999-01-5503 [R]. New York: SAE International, 1999.

[8] 杨哲，李曙林，周莉. 机载自卫压制干扰和箔条干扰下飞机生存力研究[J]. 北京理工大学学报，2013，33(4)：375-379.
YANG Z, LI S L, ZHOU L. Study of aircraft survivability under the conditions of self-defense jamming and chaff jamming[J]. Transactions on Beijing Institute of Technology, 2013, 33(4): 375-379(in Chinese).

[9] 郭晓辉，宋笔锋，王旭. 具有电子对抗功能的飞机生存力评估方法[J]. 系统工程理论与实践，2005，25(6)：71-75.
GUO X H, SONG B F, WANG X. Evaluation of survivability to an aircraft with electrontic countermeasures system[J]. Systems Engineering-Theory & Practice, 2005, 25(6): 71-75(in Chinese).

[10] 石帅，宋笔锋，裴扬，等. 基于 Agent 理论的飞机敏感性评估方法[J]. 航空学报，2014，35(2)：444-453.
SHI S, SONG B F, PEI Y, et al. Assessment method of aircraft susceptibility based on agent theory[J]. Acta Aeronautica et

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Astronautica Sinica,2014,35(2):444-453(in Chinese).

[11] 石帅,宋笔锋,裴扬,等.数据链支持下飞机敏感性评估方法研究[J].西北工业大学学报,2015,33(5):811-818.
SHI S,SONG B F,PEI Y,et al. An assessment of aircraft susceptibility under the support of data link[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,2015,33(5):811-818(in Chinese).

[12] 宋海方,肖明清,吴华,等.不同机载电子干扰条件下的飞机敏感性模型[J].航空学报,2015,36(11):3630-3639.
SONG H F,XIAO M Q,WU H,et al. Genetic model of aircraft susceptibility to different airborne electronic counter measure[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2015,36(11):3630-3639(in Chinese).

[13] HUANG J,WU Z,XIANG J W,et al. Assessment of aircraft combat survivability enhanced by combined radar stealth and onboard electronic attack[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2000,17(2):150-156.

[14] LI X R,JILKOV V P. Survey of maneuvering target tracking Part I:Dynamic models[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System,2003,39(4):1333-1364.

[15] 张考,马东立.军用飞机生存力与隐身设计[M].北京:国防工业出版社,2002.
ZHANG K,MA D L. Military aircraft survivability and stealth design[M]. Beijing:National Defence Industry Press,2002(in Chinese).

[16] 郑江安,马东立,赵娟娟.编队歼击机超视距截击效能评估[J].北京航空航天大学学报,2010,36(4):459-462.
ZHENG J A,MA D L,ZHAO J J. Beyoud visual range interception effectiveness evaluation of formation fighter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2010,36(4):459-462(in Chinese).

[17] BARTON D K. Radar system analysis and modeling[M]. Beijing:Publishing House of Electonics Industry,2007.

[18] DE MARTINO A. Introduction to modern EW systems[M]. Boston:Artech House,2012.

[19] 毛峡,常乐,刁伟鹤.复杂背景下红外点目标探测概率估算[J].北京航空航天大学学报,2011,37(11):1429-1434.
MAO X,CHANG L,DIAO W H. Estimation for detection probability of infrared point target under complex backgrounds[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2011,37(11):1429-1434(in Chinese).

[20] 贾庆莲,邓文渊.红外警戒系统的探测概率计算[J].红外与激光工程,2011,40(10):1856-1861.
JIA Q L,DENG W Y. Detection probability calculation of infrared warning system[J]. Infrared and Lazer Engineering,2011,40(10):1856-1861(in Chinese).

[21] 刘宏强,魏贤智,李飞,等.基于射频隐身的雷达跟踪状态下单次辐射能量实时控制方法[J].电子学报,2015,43(10):2047-2052.
LIU H Q,WEI X Z,LI F,et al. The real time control method of radar single radiation power based on RF stealth at the tracking[J]. Acta Electronica Sinica,2015,43(10):2047-2052(in Chinese).

[22] MAHA F Z A B R. Radar systems analysis and design using MATLAB[M]. Boca Raton:Chapman & Hall/CRC,2000.

[23] LYNCH D L. Introduction to RF stealth[M]. Bellingham:SPIE,2003:2-6.

[24] 袁兴鹏.基于作战想定的战场电磁环境仿真技术研究[J].兵工自动化,2017,36(1):55-58.
YUAN X P. Study on simulating technology of battlefield electromagnetic environment based on warfare scenario[J]. Ordnance Industry Automation,2017,36(1):55-58(in Chinese).

作者简介:

韩欣珉　男,博士研究生。主要研究方向:飞行动力学与飞行安全。

尚柏林　男,博士,教授。主要研究方向:飞行器可靠性、生存力。

徐浩军　男,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行动力学与飞行安全。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Combination analysis of susceptibility influencing factors of stealth aircraft

HAN Xinmin[1], SHANG Bolin[2], XU Haojun[1,*], LIU Songbin[3], YANG Zixin[1]

(1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
3. Unit 91729 of the PLA, Jiaozhou 266300, China)

Abstract: For the assessment of stealth aircraft susceptibiliiy under the influence of multiple factors, the combined analysis of the factors in typical combat scenarios is conducted. Firstly, the susceptibility model based on task cycle is established. Secondly, the susceptibility parameters such as radar, infrared, radio frequency (RF) and electronic jamming are analyzed and the calculation models of different factors are established. Finally, the simulation of influencing factors under different stealth configurations are carried out. The results indicate that the combination of multiple methods can effectively reduce the susceptibility of stealth aircraft, and then the influence degree of susceptibility under multi-factor coupling is analyzed within a certain parameter range. The proposed results are valuable for both susceptibility reduction of aircraft in service and design of new aircraft susceptibility scheme.

Keywords: stealth aircraft; susceptibility; radar; infrared; radio frequency (RF)

北京航空航天大学学报

Received: 2018-10-22; **Accepted**: 2018-12-07; **Published online**: 2018-12-26 14:37

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181224.1456.002.html

Foundation items: National Basic Research Program of China (2015CB755802); National Natural Science Foundation of China (61374145)

* **Corresponding author**. E-mail: xuhaojun1965@163.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0625

基于双向拉伸的热环境铝合金性能获取和分析

全下文载

房涛涛，李晓星*，肖瑞
（北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100083）

摘 要：板材成形加工时通常承受复杂载荷，一般采用单拉试验获取材料性能，由于材料变形时仅承受单向载荷，与实际情况差距较大。为获取更加真实的复杂加载时材料性能，通过十字形试件双向拉伸试验，研究了热环境双向变比例加载时 AA6016 铝合金材料力学性能和变形行为，包括优化设计十字形试件、相关试验方法和设备以及结果分析等。在 25、150 和 250℃温度下进行了拉伸速率比例为 1∶1、3∶2、2∶3、1∶3 和 3∶1 的双向拉伸试验和单向拉伸试验，得到了不同拉伸速率比例和温度下的应力应变关系、屈服规律和各向异性，建立了屈服准则，并且通过与试验结果对比，讨论分析了几个典型屈服准则及其适用性。

关 键 词：热环境；十字形试件；优化设计；双向拉伸；屈服准则
中图分类号：V260.5；TG166.3
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2019)06-1195-08

金属材料在外载荷作用下的变形规律在力学、材料学和机械制造业有着重要意义。在板料成形领域，随着工业技术的发展和节能减排的轻量化需求，目前许多飞机和汽车钣金件采用铝合金材料制造，加工难度大且精度要求高，需要用数值模拟的方法来预测其成形过程。影响有限元模拟板材塑性变形结果准确性的主要因素之一是材料的本构模型，目前获得材料模型常用的方法是单向拉伸试验。但金属板材是经过多道轧制生产出来的，具有明显的各向异性；同时板料在成形过程中承受的往往是复杂载荷，因此单向拉伸试验结果局限性大。另外，随着一些高强度材料被广泛应用，成形加工往往需要在高温下进行。高温下的金属材料具有明显不同于常温下的力学性能，研究这些材料塑性性能时还需要考虑温度的影响。

相比于单向拉伸试验，十字形试件双向拉伸试验得到的材料性能参数能更准确地反映材料受复杂载荷作用时的塑性变形行为。这种技术早在 20 世纪 60 年代就由 Shiratori 和 Ikegami[1] 提出，近年来受到越来越多的关注，金属板材十字形试件双向拉伸试验的国际标准[2] 于 2014 年推出。在热环境方面，文献[3]采用激光加热镁铝合金十字形拉伸试件的中心区域，对材料加热情况下的屈服轨迹进行了分析研究。文献[4]通过在加热炉中安装 MTS 拉伸机和十字夹头研究分析了 Ti-Ni 合金的屈服点和等效应力-应变，但是受到设备条件的限制，仅仅做了等比例加载试验。文献[5]通过在 80～105℃的温度中对聚对苯二甲酸乙二醇酯(Polyethylene Terephthalate，PET)材料进行的双向拉伸试验，研究了此高聚物的变形行为，此试验研究的温度相对比较低，只适合对非金属材料的研究。此外，许多中外学者也都采用双向拉伸技术进行了研究。例如文献[6]通过此技术研究了不同型号不锈钢材料的屈服模型和本构方程。文献[7-8]通过双向拉伸研究了板料的屈服以及成形极限。文献[9-11]对试件设计和优化

收稿日期：2018-10-31；**录用日期**：2018-11-23；**网络出版时间**：2019-01-23 10:09
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190121.1727.007.html
基金项目：国家自然科学基金（5171101484）
* **通信作者**. E-mail：li.xiaoxing@buaa.edu.cn

引用格式：房涛涛，李晓星，肖瑞. 基于双向拉伸的热环境铝合金性能获取和分析[J]. 北京航空航天大学学报，2019，45(6)：1195-1202. FANG T T，LI X X，XIAO R. Acquisition and analysis of aluminum alloy property in thermal environment based on biaxial tension[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2019，45(6)：1195-1202 (in Chinese).

北航学报 赠阅

进行了研究。文献[12-14]研究了试验方法和实施。文献[15]则研究了铝合金热变形性能。但是国内对于金属材料在高温环境下的塑性研究则几乎是空白。

本文对高温环境十字形试件双向拉伸技术进行了探讨,通过有限元方法对十字形试件进行了优化,在 25、150 和 250℃下对航空材料 AA6016 铝合金的材料性能进行了双向拉伸试验研究。

1 十字形试件和相关试验设备

在双向拉伸试验中,十字形试件的设计一直是限制十字拉伸试验应用的关键性问题。由于拉伸臂上载荷大而且两臂相交处有应力集中,十字臂往往先于中心区断裂,导致无法得到完整的应力应变曲线数据。因此在设计试件时需要尽量增大中心区变形量以获取更多有效数据,并且保证中心区应力分布均匀[16],通常需要对十字形试件形状进行优化设计[17]。本文设计了如图 1 所示的十字形试件,试样厚度为 1 mm。另外,为了方便描述,本文中 x 轴向表示沿轧制方向(或 0°轧制方向),y 轴向表示垂直于轧制方向(或 90° 轧制方向)。

本文开发了热环境双向拉伸试验机(见图 2)[18],该试验机可以实现平面内 2 个方向的任意行程比例加载,为了保证在同一方向上的

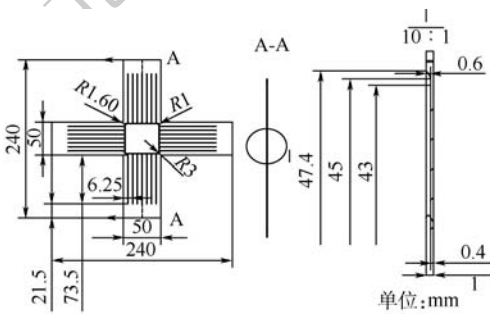


图 1 铝合金试件尺寸

Fig. 1 Dimensions of aluminium alloy specimen



图 2 热环境双向拉伸试验机[18]

Fig. 2 Biaxial tensile test machine in thermal environment[18]

2 个位移运动保持一致性,设计安装了同步机构。

在试验机的中间安装加热炉,加热温度可以在室温到 800℃范围内保持恒定。加热炉四周和底部有温度传感器反馈炉内温度,中心区温度与设定温度偏差为 ±2℃。应变测量采用光学数字散斑方法,这种方法与传统应变片测量方法相比较,具有精度高、能获取全场数据、操作简单和高温测试成本低等优点[19]。本文研究的十字形试件测量区域是试件中心位置。散斑制作过程为:首先,在试件测量区域均匀地喷上一层耐高温白漆,白色喷漆必须覆盖板材原有的金属光泽;然后,喷涂斑状耐高温黑漆,要成雾状飘落到零件表面,不能有较大的黑点。喷涂好后的试件如图 3(a)所示。将喷有散斑的试件放入加热炉中加热,并保温 10 min(根据以往试验,10 min 可以保证该厚度板材完全达到与环境箱中的温度相同),如图 3(b)为加热中的零件图,由于选用的工业相机为黑白相机,无法体现出加热环境箱中的红热状态。试验完成后采用读取拉伸前后照片,对比漆点位移和应变,绘制应变云图如图 3(c)所示,对应的等值线图见图 3(d)。图 3 为 250℃温度下的试验照片。

通过测力传感器记录的拉伸力-时间曲线和散斑测得的应变-时间曲线即可得到材料应力-应变曲线。

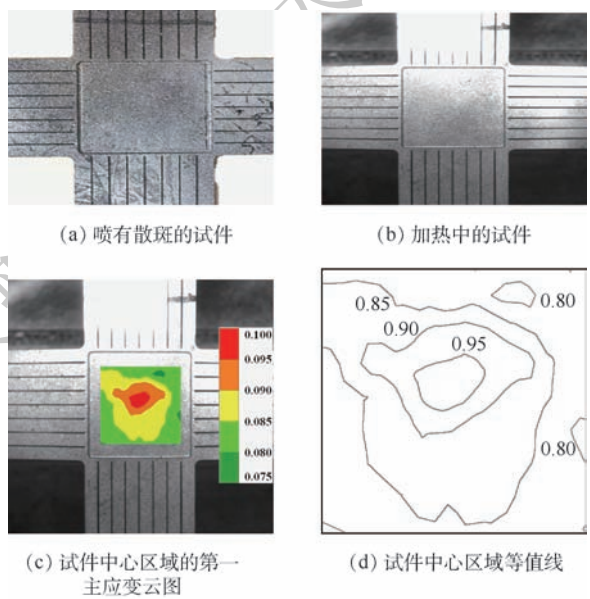


图 3 喷上散斑的零件及第一主应变

Fig. 3 Speckle-sprayed component and major principal strain diagram

2 铝合金热环境双向拉伸试验结果

本文对航空材料 AA6016 铝合金进行了不同

北航学报 赠阅

温度和不同行程比例（x 轴：y 轴）下的双向拉伸试验。试验温度分别为 25、150 和 250℃；加热炉升到设定温度后放入试件和夹头，加热并保温 20 min开始拉伸试验；测温阶段测量的是环境箱内的温度，等待的时间可以稍长一些，试件温度已经等于炉内温度即可。拉伸速率比例分别为 1 ∶ 1、3 ∶ 2、2 ∶ 3、1 ∶ 3 和 3 ∶ 1。

图 4 和图 5 为不同温度下各行程比例的应力

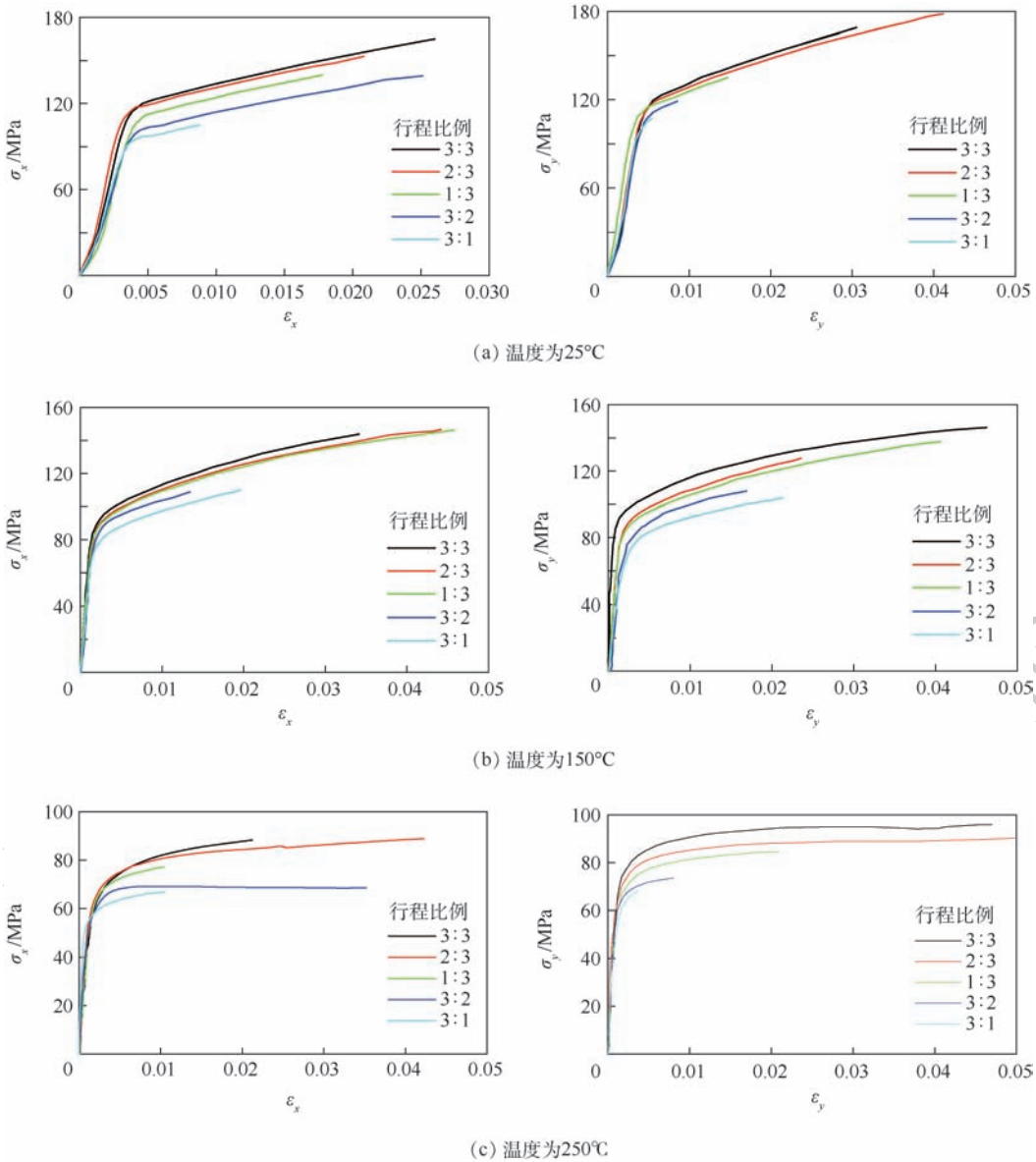


图 4　不同温度下 5 种行程比例的应力应变曲线

Fig. 4　Stress-strain curves of five stroke ratios under different temperatures

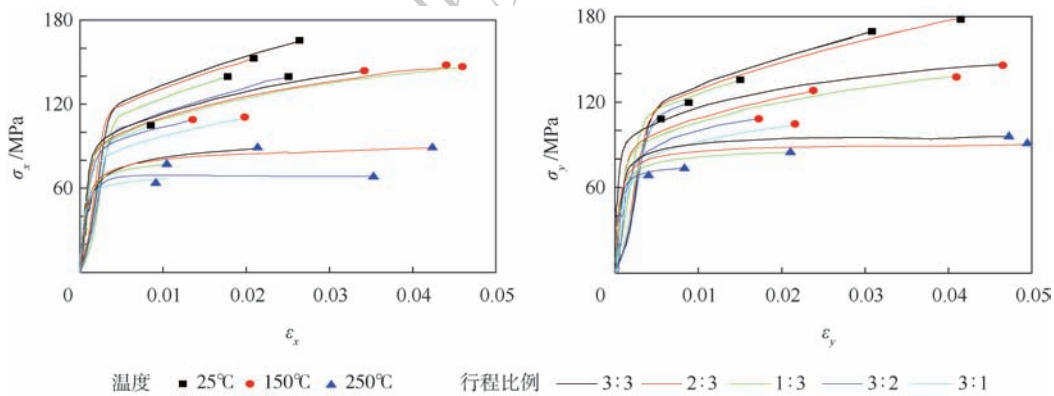


图 5　25、150、250℃下 5 种行程比例的应力应变曲线

Fig. 5　Stress-strain curves of five stroke ratios at 25, 150 and 250℃

北航学报 赠阅

应变曲线,图中 σ_x 和 σ_y 分别为 x 方向和 y 方向的应力;ε_x 和 ε_y 分别为 x 方向和 y 方向的应变。可以看出,等双向拉伸时的屈服应力值最高,随着试验温度升高双拉能达到的最大应变值也变得更高。

在 MTS 型拉伸试验机上进行了单向拉伸试验,试验采用 0°、45°和 90°三个方向和 25、150 和 250℃三个温度值。金属各向异性随着温度的变化而不同,通过测量各个方向的应变,在主应变 $\varepsilon=1\%$ 的数据基础上计算得到了 0°、45°和 90°轧制方向上的宽厚应变比 r_0、r_{45} 和 r_{90},并求得各向异性系数 r 为

$$r = \frac{r_0 + 2r_{45} + r_{90}}{4} \tag{1}$$

由此得出 AA6016 铝合金各向异性系数,如表 1 所示。

表 1 AA6016 铝合金各向异性系数

Table 1 Anisotropy coefficient of AA6016 aluminium alloy

T/℃	r_0	r_{45}	r_{90}	r
25	0.87	0.46	0.73	0.63
150	1.22	0.65	0.96	0.87
250	1.86	1.03	1.29	1.3025

注:T 为试验温度。

此外,材料除做了双向拉伸试验以外,还做了单向拉伸的各个温度下的试验,结果如图 6 所示,$\sigma_{0.2}$ 为 0.2% 应变量对应的真应力。

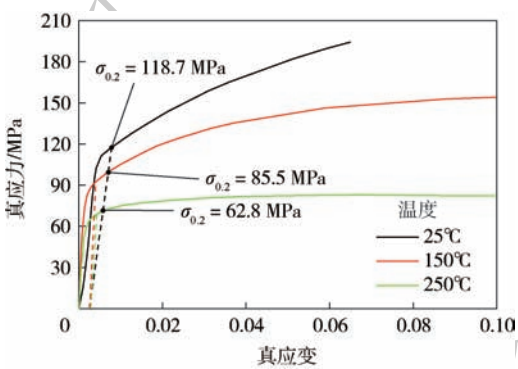


图 6 AA6016 铝合金单向拉伸应力应变曲线

Fig. 6 AA6016 aluminum alloy stress-strain curves of uniaxial tension

3 材料屈服轨迹

图 7 所示是典型的材料屈服轨迹和相关试验的关系:第一象限内的曲线由双向加载试验获得,其坐标轴上的点对应的应力值由 x 方向和 y 方向单向拉伸试验获得;其余象限曲线和应力值分别由压缩和剪切试验获得。在进行双向拉伸试验时,对 x 方向和 y 方向进行不同比例加载(拉伸力或行程)的试验[20],可以得到一系列的 x 轴和 y 轴上的应力应变关系,并且这 2 个方向上的数据根据时间节点相互间也是一一对应。等塑性功原理如图 8 所示,根据此原理,有

$$W_0 = \int_0^{\varepsilon} \sigma \mathrm{d}\varepsilon = \int_0^{\varepsilon_x} \sigma_x \mathrm{d}\varepsilon_x + \int_0^{\varepsilon_y} \sigma_y \mathrm{d}\varepsilon_y \tag{2}$$

等式(2)两边微分可得

$$\sigma\varepsilon = \sigma_x\varepsilon_x + \sigma_y\varepsilon_y \tag{3}$$

式中:W_0 为塑性功;σ 为等效应力,MPa;ε 为等效应变。

图 8 中,W_x 为由 x 方向拉伸力产生的变形体单位体积塑性功,W_y 为由 y 方向拉伸力产生的变形体单位体积塑性功,$W_0 = W_x + W_y$。从而可以求出双向拉伸过程中各个时间节点上的塑性功 W_0。本文采用的方法是采取单向拉伸试验中沿轧制方向的拉伸结果中的某个变形节点为参照,得出此节点的塑性功,并根据屈服准则作出相应的屈服轨迹曲线。最后再在双向拉伸试验中找出对应大小的塑性功的 x 轴和 y 轴上的应力应变值,并可以将这些应力值代入到坐标系中和在单向拉伸

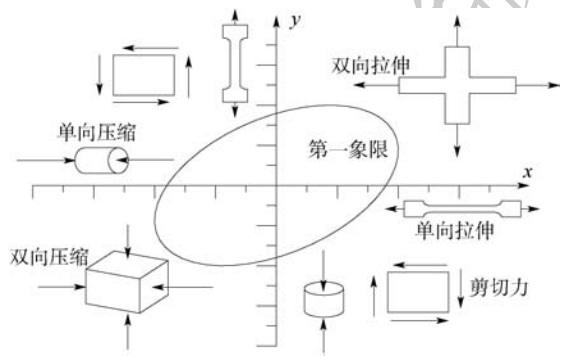


图 7 屈服轨迹和相关试验的关系

Fig. 7 Relationship between yield trajectory and relevant tests

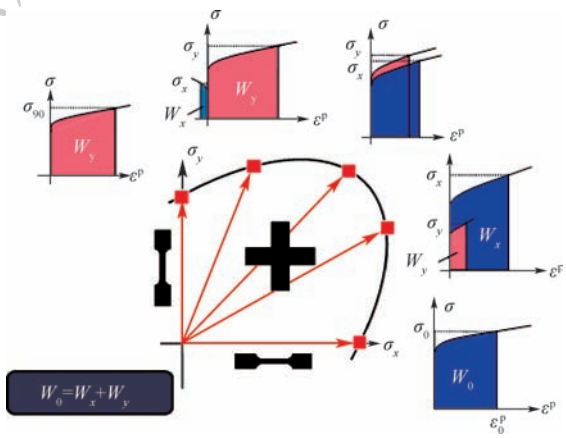


图 8 塑性功原理

Fig. 8 Plastic work principle

北航学报 赠阅

试验中的屈服轨迹曲线进行对比。

以常温下材料发生屈服时应变达 0.2% 为例，屈服应力为 118.7 MPa，单位体积塑性功 $W=0.2374\ \mathrm{J/mm^3}$，对应 3 ∶ 3 双向加载下应力分别为 $\sigma_x=120$ MPa 和 $\sigma_y=48$ MPa，应变分别为 $\varepsilon_x=0.001$，$\varepsilon_y=0.00229$。

各向同性的 von Mises 屈服模型是目前较常用的一种屈服模型，其公式为

$$\sigma^2=\sigma_1^2+\sigma_2^2-\sigma_1\sigma_2 \tag{4}$$

式中：σ_1 和 σ_2 为面内主应力。对于各向异性已有不少研究结果[21]。以下列出的是较为常用的基于 Hill48、Hosford 和 Barlat89 屈服准则的等效应力应变公式。

Hill48 屈服准则[22]：

$$\sigma=\sqrt{\frac{3(1+r)}{2(2+r)}}\left(\sigma_1^2-\frac{2r}{1+r}\sigma_1\sigma_2+\sigma_2^2\right)^{\frac{1}{2}} \tag{5}$$

Hosford 屈服准则[23]：

$$\sigma=\frac{1}{(1+r)^{\frac{1}{m}}}\left(|\sigma_1|^m+|\sigma_2|^m+r|\sigma_1-\sigma_2|^m\right)^{\frac{1}{m}} \tag{6}$$

$$\varepsilon=\left[C_1\left(|\varepsilon_1|^{m/(m-1)}+|\varepsilon_2|^{m/(m-1)}\right)+C_2|\varepsilon_1+\varepsilon_2|^{m/(m-1)}\right]^{(m-1)/m} \tag{7}$$

式中：

$$C_1=\left(\frac{1+r}{1+2^{\frac{m}{m-1}}r}\right)^{1/(m-1)}$$

$$C_2=\left(\frac{1+r}{2}\right)^{1/(m-1)}\left[1-\left(\frac{1}{1+2^{\frac{m}{m-1}}r}\right)^{1/(m-1)}\right]$$

其中：对于体心立方金属 $m=6$，对于面心立方金属 $m=8$。

Barlat89 屈服准则[24-25]，屈服函数 ϕ 表示为

$$\phi=\alpha|K_1+K_2|^m+\alpha|K_1-K_2|^m+(2-\alpha)|2K_2|^m=2\sigma^m \tag{8}$$

式中：m 值同式(6)。

$$K_1=\frac{\sigma_1+h\sigma_2}{2}$$

$$K_2=\sqrt{\left(\frac{\sigma_1-h\sigma_2}{2}\right)^2+p^2\sigma_{12}^2}$$

$$\alpha=2-2\sqrt{\frac{r_0}{1+r_0}\cdot\frac{r_{90}}{1+r_{90}}}$$

$$h=\sqrt{\frac{r_0}{1+r_0}\cdot\frac{r_{90}}{1+r_{90}}}$$

其中：p 值由 $g(p)=\dfrac{2m^{-m}}{\left(\dfrac{\partial\phi}{\partial\sigma_1}+\dfrac{\partial\phi}{\partial\sigma_2}\right)\sigma_{45}}-1-r_{45}$ 迭代得到。

通过 von Mises、Hill48、Hosford 和 Barlat89 屈服准则计算了屈服轨迹线，并且与试验值进行了对比。如图 9 和图 10 所示，von Mises 和 Hill48 在 25℃ 和 150℃ 下对塑性行为估计偏高，在 250℃ 时

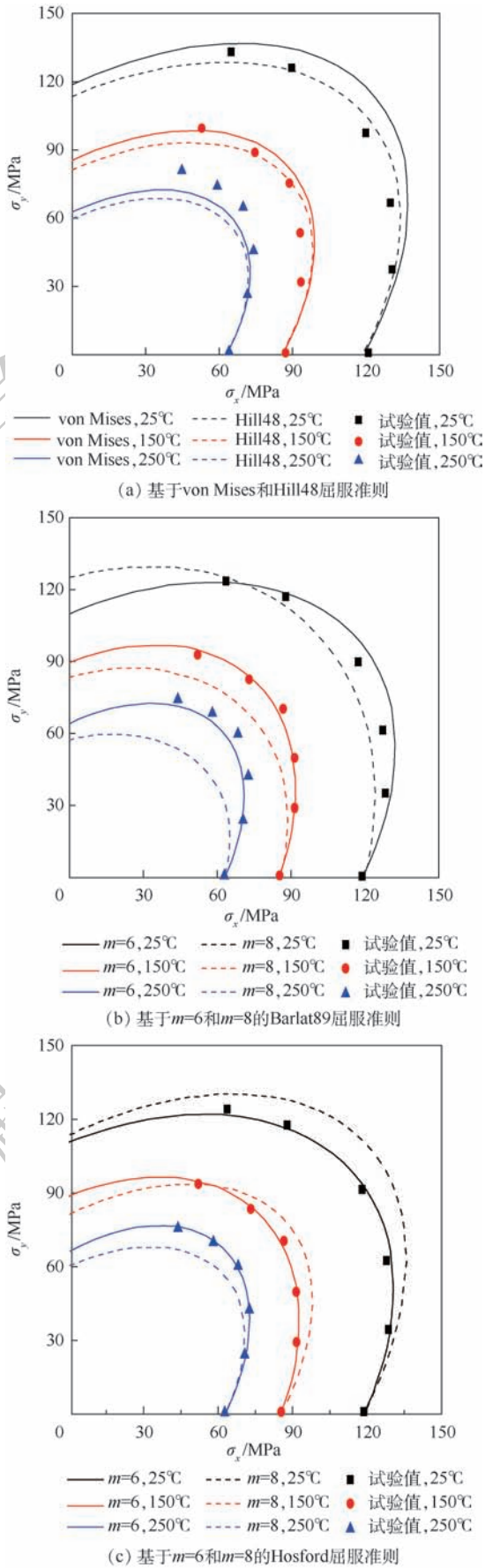


图 9　0.2% 等效应变下的屈服轨迹

Fig. 9　Yield trajectories under 0.2% equivalent strain

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

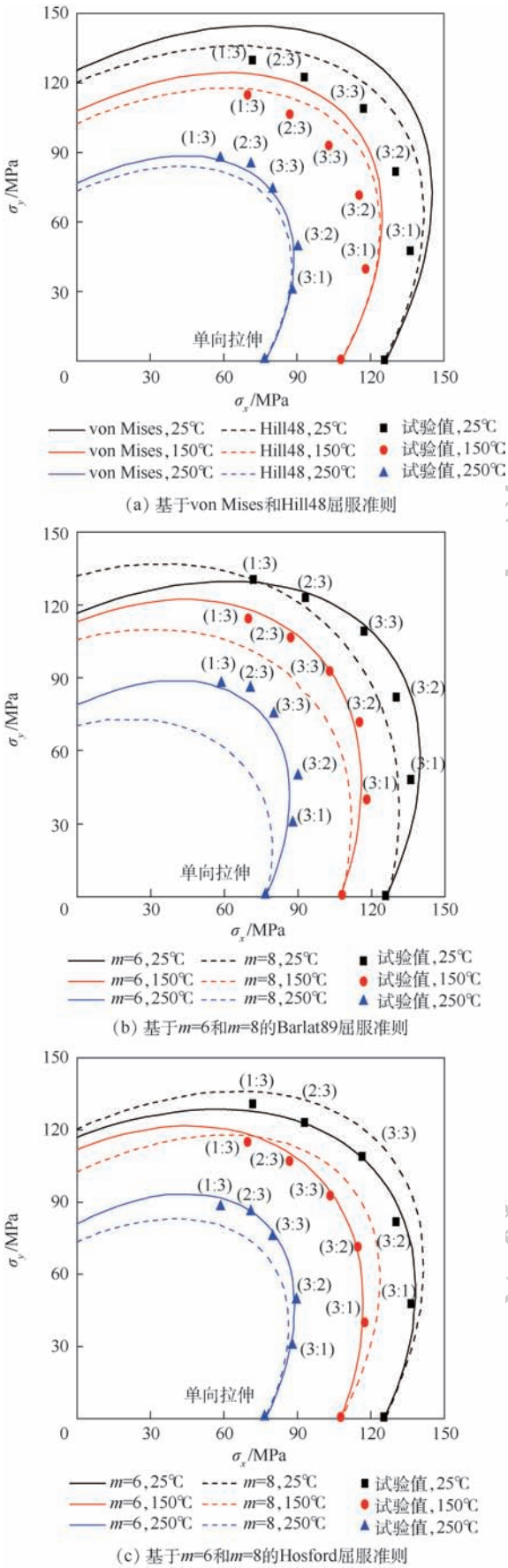


图 10 1% 等效应变下的屈服轨迹

Fig. 10 Yield trajectories under 1% equivalent strain

估计略低;Hosford 屈服准则在 $m=6$ 时的预测准确,当 $m=6$ 时 Barlat89 在应变量是 0.2% 时预测略高,随着变形量达到 1% 时与试验值吻合较好。

4 结 论

本文开发了应用于热环境的十字形试件双向拉伸试验设备,对 AA6016 铝合金十字形试件进行了优化设计,在 25、150 和 250℃下进行了拉伸速率比例为 1 ∶ 1、3 ∶ 2、2 ∶ 3、1 ∶ 3 和 3 ∶ 1 的双向拉伸试验,得到了不同应变比例和温度下的应力应变曲线,以及单向拉伸试验。将试验结果与理论屈服轨迹进行了对比。试验结果表明:

1) 等双向拉伸时的屈服应力值最高,随着温度的升高,铝合金塑性阶段的应力应变曲线逐渐趋于水平,塑性强化趋势逐渐减弱。

2) AA6016 铝合金具有明显的各向异性,Hosford 屈服准则在 $m=6$ 时预测准确;随着变形量的增大,Barlat89 屈服准则也与试验结果吻合较好。不同的屈服准则在不同温度下的适用性有所区别。

3) 双向拉伸试验相比单向拉伸试验能更准确地描述材料在承受复杂载荷时的应力应变关系,本文采用的带有光学散斑应变测量的热环境十字拉伸技术能有效地获得 AA6016 铝合金的不同温度及行程比下的应力应变关系和屈服轨迹。

参考文献(References)

[1] SHIRATORI E, IKEGAMI K. A new biaxial tensile testing machine with flat specimen[J]. Bulletin of the Tokyo Institute of Technology, 1967, 82(10): 5-18.

[2] ISO. Metallic materials-sheet and strip-biaxial tensile testing method using a cruciform test piece: ISO 16842: 2014[S]. Switzerland: ISO, 2014.

[3] MERKLEIN M, BIASUTTI M. Development of a biaxial tensile machine for characterization of sheet metals[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2013, 213(6): 939-946.

[4] TERRIAULT P, SETTOUANE K, BRAILOVSKI V. Biaxial testing at different temperatures of cruciform Ti-Ni samples[C]// Proceedings of the International Conference on Shape Memory and Superelastic Technologies. New York: ASM International, 2004: 247-257.

[5] CHEVALIER L, CALLOCH S, HILD F, et al. Digital image, correlation used to analyze the multiaxial behavior of rubber-like materials[J]. European Journal of Mechanics A/Solids, 2001, 20(2): 169-187.

[6] 吴向东. 不同加载路径下各向异性板料塑性变形行为的研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2004.

北航学报 赠阅

WU X D. Research on the plastic deformation behavior of anisotropic sheet metal under different loading paths[D]. Beijing: Beihang University, 2004(in Chinese).

[7] 万敏,周贤宾. 复杂加载路径下板料屈服强化及成形极限的研究进展[J]. 塑性工程学报,2000,7(2):35-39.
WAN M, ZHOU X B. Research progress on the yielding hardening and forming limit of sheet metals under complex loading paths[J]. Journal of Plasticity Engineering, 2000, 7(2): 35-39 (in Chinese).

[8] SHIRATORI E, IKEGAMI K. Experimental study of the subsequent yield surface by using cross-shaped specimens[J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 1968, 16(6): 373-394.

[9] DEMMERLE S, BOEHLER J P. Optimal design of biaxial tensile cruciform specimens[J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solids, 1993, 41(1): 143-181.

[10] 韩非,万敏,吴向东. 基于极限应力分析的十字形双向拉伸试件设计[J]. 北京航空航天大学学报,2007,33(5):600-604.
HAN F, WAN M, WU X D. FEM design of cruciform biaxial tensile specimen based on limit stress analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(5): 600-604(in Chinese).

[11] 洪强. 十字形双向拉伸试件有限元优化设计[D]. 北京:北京航空航天大学,2000.
HONG Q. Finite element optimal design of cross shaped double direction drawing specimen[D]. Beijing: Beihang University, 2000(in Chinese).

[12] MULLER W, POHRANDT K. New experiment for determining yield loci of sheet metal[J]. Journal of Materials Processing Technology, 1996, 60: 643-648.

[13] SZCZEPINSKI W. Experimental methods in mechanics of solids[M]. Amsterdam: Elsevier, 1990.

[14] MAKINDE A, THIBODEAU L, NEALE K. Development of an apparatus for biaxial testing using cruciform specimens[J]. Experimental Mechanics, 1992, 32(2): 138-144.

[15] LI D M, GHOSH J L. Biaxial warm forming behavior of aluminum sheet alloys[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2004, 145(3): 281-293.

[16] HANNON A, TIERNAN P. A review of planar biaxial tensile test systems for sheet metal[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2008, 198(1-3): 1-13.

[17] XIAO R, LI X X, LANG L H, et al. Design of biaxial tensile cruciform specimen based on simulation optimization[C]// Proceedings of the International Conference on Machinery, Materials Engineering, Chemical Engineering and Biotechnology, F, 2016.

[18] XIAO R, LI X X, LANG L H, et al. Forming limit in thermal cruciform biaxial tensile testing of titanium alloy[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2017, 240(3): 54-61.

[19] SMITS A, VAN HEMELRIJCK D, PHILIPPIDIS T P, et al. Design of a cruciform specimen for biaxial testing of fibre reinforced composite laminates[J]. Composites Science and Technology, 2006, 66(7-8): 964-975.

[20] GREEN D E, NEALE K W, MACEWEN S R, et al. Experimental investigation of the biaxial behaviour of an aluminum sheet[J]. International Journal of Plasticity, 2004, 20(8-9): 1677-1706.

[21] 吴向东, 万敏, 王文平. 板材等效应力-等效应变曲线的建立及分析[J]. 材料科学与工艺,2009,17(2):236-238.
WU X D, WAN M, WANG W P. Establishment and analysis of equivalent stress-equivalent strain curves of sheetmetal[J] Journal of Materials Science and Technology, 2009, 17(2): 236-238 (in Chinese).

[22] HILL R. A theory of the yielding and plastic flow of anisotropic metals[J]. Proceedings of the Royal Society of London Series A, Mathematical and Physical Sciences, 1948, 193(1033): 281-297.

[23] HOSFORD W. A generalized isotropic yield criterion[J]. Archive of Applied Mechanics, 1972, 39(2): 607-609.

[24] BARLAT F, LIAN K. Plastic behavior and stretchability of sheet metals. Part I: A yield function for orthotropic sheets under plane stress conditions[J]. International Journal of Plasticity, 1989, 5(1): 51-66.

[25] LIAN J, BARLAT F, BAUDELET B. Plastic behaviour and stretchability of sheet metals. Part Ⅱ: Effect of yield surface shape on sheet forming limit[J]. International Journal of Plasticity, 1989, 5(2): 131-147.

作者简介:

房涛涛　女,博士研究生。主要研究方向:数字化板料成形技术。

李晓星　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:数字化板料成形技术。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Acquisition and analysis of aluminum alloy property in thermal environment based on biaxial tension

FANG Taotao, LI Xiaoxing*, XIAO Rui

(School of Mechanical Engineering and Automation, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: When sheet metal is forming, it usually bears complex loads. However, uniaxial tension test is usually used to obtain material properties, because the material only bears unidirectional load when deforming, which is far from the actual situation. In order to obtain more real material properties under complex loading, mechanical properties and deformation behavior of AA6016 aluminum alloy material under different stretching rates in thermal environment were studied using biaxial tensile test, including optimized design of cruciform specimen, relevant test method and equipment, analysis of test results, etc. The biaxial tensile tests and uniaxial tensile test were carried out under different temperatures of 25℃, 150℃ and 250℃ and different stretching rate of 1 ∶ 1, 3 ∶ 2, 2 ∶ 3, 1 ∶ 3 and 3 ∶ 1. The stress-strain relationship, yield criterion and anisotropy at different tension rate ratios and different temperatures were obtained. Further by comparison with the test results, the several typic yield criteria and their suitability were discussed.

Keywords: thermal environment; cruciform specimen; optimized design; biaxial tension; yield criterion

北京航空航天大学学报

Received: 2018-10-31; **Accepted**: 2018-11-23; **Published online**: 2019-01-23 10:09

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190121.1727.007.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (5171101484)

* **Corresponding author**. E-mail: li.xiaoxing@buaa.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0615

全下文载

垂直旋转圆盘边缘液体形态

覃文隆，樊未军，石强，徐汉卿，张荣春*
（北京航空航天大学 能源与动力工程学院，北京 100083）

摘 要：为了解重力对旋转圆盘表面液体流动的影响，利用高速摄影，对垂直旋转圆盘边缘液体形态进行了试验研究。结果表明，与水平旋转圆盘边缘液体分为直接液滴、液柱和液膜3种形态不同，垂直旋转圆盘边缘液体分为液柱、液膜和柱膜纠缠3种形态。垂直旋转圆盘底部与顶部液体形态并不一致。底部未出现液膜形态，当流量不大于24 g/s时，为液柱形态；当流量大于等于30 g/s时，为柱膜纠缠形态。当流量为12～21 g/s、转速为1 000～2 100 r/min，顶部出现液膜形态；当流量小于12 g/s时，顶部为液柱形态；当流量大于12 g/s时，液柱形态消失，由柱膜纠缠形态取代。由于重力影响，垂直旋转圆盘边缘液体形态变化程度远大于水平旋转圆盘；在流量大到一定程度后，圆盘底部形成液柱形态需要的转速会大大增加。

关 键 词：旋转雾化器；垂直旋转圆盘；液体形态；高速摄影；雾化
中图分类号：V231.2+3；TK16
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2019)06-1203-08

旋转雾化器是一种重要的雾化装置，依靠机械高速旋转使液体与空气相切，从而实现雾化。与压力喷嘴、空气动力喷嘴相比，旋转雾化器具有流量上限高、雾化质量易于控制、可雾化高黏性流体等优点，广泛应用于制糖、牛奶加工、制药业的干燥流程[1-4]，汽车工业车体喷漆[5-9]，冶金业熔融炉渣冷却[10-14]，航空业中小型发动机燃油雾化[15-18]，以及农业农药喷洒等[19-22]领域。旋转雾化器种类众多，而各类雾化器边缘液体形态有相似特点，过去学者们对此进行了大量研究。旋转圆盘(rotating disc)是结构最简单的旋转雾化器，因此主要被作为研究对象。

1974年，Matsumoto等[23]就旋转圆盘边缘液体脱离圆盘的形态进行了试验研究，认为液体主要以3种形态脱离圆盘：直接液滴模式(direct drop mode)、液柱模式(ligament mode)和液膜模式(film mode)。直接液滴模式指圆盘转速较低时，液体以大颗液滴及零星小液滴的形式脱离圆盘；液柱模式指液体以一个个液柱的形式脱离圆盘；液膜模式指液体会先在圆盘外围形成一圈液膜，之后再破碎雾化。研究得到，3种形态主要与液体流量、黏性、表面张力及圆盘直径、转速有关，并得到了各个形态的判定公式。

2002年，Senuma和Hilborn[4]利用高速摄影，研究了旋转雾化器边缘液柱的形成与雾化过程。试验观察到，即使在低转速下，圆盘边缘依旧可形成液柱。由液柱破碎而成的液滴直径呈现双众数粒度分布(bimodal size of distribution)，黏性大的液体产生的液柱较长，表面张力对液柱的破碎时间影响不大，但对破碎后形成的液滴尺寸有较大影响。2005年，Teunou和Poncelet[24]对旋转圆盘边缘液体的破碎模式进行了研究。通过试验研究得到：当液体流量较低时，不论转速如何，圆盘边缘液体始终为直接液滴破碎模式，液雾尺寸分布

收稿日期：2018-10-26；**录用日期**：2018-12-29；**网络出版时间**：2019-01-23 09:26
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190121.1702.006.html
基金项目：国家自然科学基金(51506003)
*通信作者. E-mail：zhangrongchun@buaa.edu.cn

引用格式：覃文隆，樊未军，石强，等. 垂直旋转圆盘边缘液体形态[J]. 北京航空航天大学学报，2019，45(6)：1203-1210.
TAN W L，FAN W J，SHI Q，et al. Liquid morphology at edge of vertical rotating disc[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2019，45(6)：1203-1210 (in Chinese).

北航学报 赠阅

主要集中于两三个尺寸,整体较大;随着流量增加,边缘液体形成液柱模式,流量越大,液柱越长;流量再增加,圆盘边缘形成液膜模式。液柱模式雾化的液雾尺寸范围相对集中,液膜模式雾化的液雾尺寸分布范围相对较广。2012 年,Liu 等[25]对旋转雾化器边缘的液体破碎模型进行了研究,得到了直接液滴模式与液柱模式所产生液滴直径的计算公式,同时总结了 3 种模式的判定公式。2014 年,Ahmed 和 Youssef[26]研究多种旋转雾化器,认为液柱模式产生的液雾较液膜模式产生的更加均匀,同转速下液雾尺寸也更小。2016 年,Wang 等[27]研究了旋转圆盘边缘液柱形成与破碎破碎过程,并对液柱数量及影响因素等做了总结。结果表明,液柱数量主要受液体表面张力、黏性、圆盘直径、转速影响,流量对液柱数量影响不大。通过试验研究,得到了液柱数量的计算公式。

以上学者对旋转圆盘进行研究时,圆盘均水平放置,忽略重力影响。而在某些应用场景,如航空发动机中,旋转雾化器以垂直形态工作,重力影响不可忽略。本文研究了垂直工作的旋转圆盘,找到其边缘液体形态的变化规律与特点,并与水平旋转圆盘对比,发现其区别。

1 试验装置

本文主要通过试验手段进行研究,试验装置如图 1 所示。电机转速可调,转速范围为 0 ~ 24 000 r/min,最小调节单位为 6 r/min。圆盘垂直安装于电机之上,四周装有透明保护罩,光源可透过保护罩,为高速相机提供照明。液体通过入射管打在圆盘中心,被圆盘甩出后,由保护罩收集回流到储液桶。储液桶中液体经由过滤器,被水泵抽出,通过质量流量计之后,由入射管再次打到圆盘。试验所用水泵可以在阀门关闭情况下,自动将液体回流,防止泵体烧坏。阀门采用微调阀门,可以精确调节液体流量。质量流量计最小测量单位为 0.1 g/s,量程为 0 ~ 40 g/s。高速相机拍摄速率与相片尺寸大小成反比,相片大小为 1 280 × 1 024时,拍摄速率为 500 帧/s;相片大小为 256 × 256 时,拍摄速率为 2 500 帧/s。试验时,当圆盘转速较低时,边缘液体形态尺寸较大,拍摄时采用大相片、低速率拍摄;当圆盘转速高时,边缘液体形态尺寸变小,但液体形态变化速度变快,因此采用小相片、高速率拍摄。相机分别拍摄旋转圆盘顶部与底部液体形态,以用来研究重力对液体形态的影响。

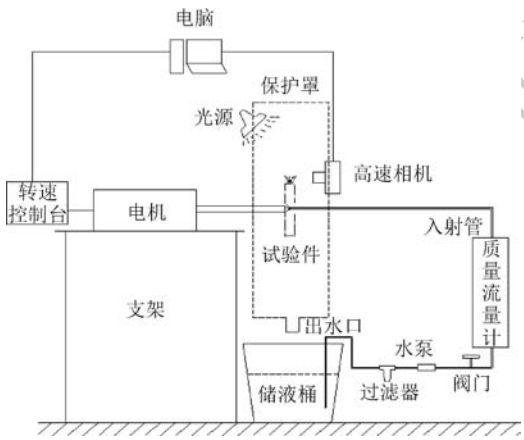


图 1 试验台示意图

Fig. 1 Schematic of test devices

试验件尺寸如图 2 所示,圆盘中心开有一个凹槽,液体通过入射管,先打在凹槽里面,再在离心力作用下流到圆盘表面,以防止液体飞溅及直接在重力作用下脱离圆盘落下。试验时采用固定流量,改变转速及固定转速,改变流量的测试方法,测试液体为水,流量为 0 ~ 36 g/s,圆盘转速为 0 ~ 24 000 r/min。

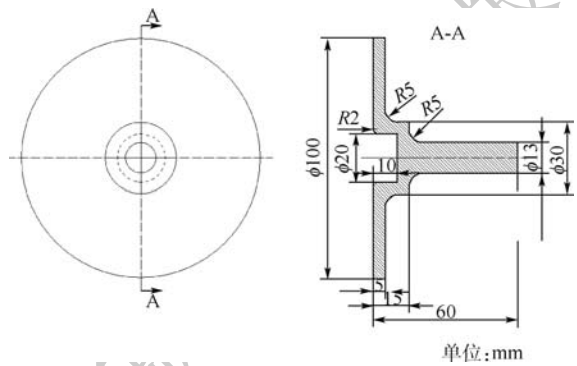


图 2 旋转圆盘示意图

Fig. 2 Schematic of rotating disc

2 结果与分析

2.1 水平旋转圆盘边缘液体形态判定公式

水平旋转圆盘边缘液体形态与液体本身的动力黏性 μ_L、密度 ρ_L、表面张力 σ,圆盘的转速 ω、直径 D 等有关。Matsumoto 等[23]在 Frost[28]、Hinze 和 Milborn[29]的研究基础上,从理论角度分析得到,水平圆盘边缘液体形态主要由雷诺数 Re 与液体韦伯数 We_L 决定。设 Q_1、Q_2 分别为直接液滴形态转化为液柱形态、液柱形态转化为液膜形态的临界流量,Matsumoto 等[23]通过试验,得

$$Q_1 = 0.442\sigma^{1.15}D^{0.45}\rho_L^{-0.7}\mu_L^{-0.45}\omega^{-0.85} \quad (1)$$

$$Q_2 = 1.33\sigma^{0.884}D^{0.684}\rho_L^{-0.717}\mu_L^{-0.167}\omega^{-0.6} \quad (2)$$

式中:转速 ω 单位为 rad/s。当 $Q < Q_1$ 时,为直接

北航学报 赠阅

液滴形态;当 $Q_1 < Q < Q_2$ 时,为液柱形态;当 $Q > Q_2$ 时,为液膜形态。

本试验采用水作为试验液体,试验室温约为 25℃,水密度 $\rho_L = 1\,000\ \mathrm{kg/m^3}$,动力黏性 $\mu_L = 0.001\ \mathrm{Pa \cdot s}$,表面张力 $\sigma = 0.072\ \mathrm{N/m}$。试验对水采用质量流量的计量方式,设 M_1、M_2 分别为 Q_1、Q_2 对应的质量流量,单位为 kg/s,将水的物性参数及旋转圆盘直径 $D = 0.1$ m 代入式(1)和式(2)中,得

$$M_1 = 1.353\omega^{-0.85} \tag{3}$$

$$M_2 = 0.602\omega^{-0.6} \tag{4}$$

2.2　垂直旋转圆盘底部液体形态

2.2.1　流量对液体形态影响

图 3 为转速为 1 800 r/min 时,不同流量下圆盘底部液体形态,转动方向为逆时针,图片分辨率为 800 × 600。从图中可以看到,当流量不大于 24 g/s时,流量增加,对圆盘边缘液体形态影响不大。当流量达到 30 g/s 时,圆盘边缘出现多个液柱纠缠在一起情况,整体上还是液柱形态。当流量进一步增加到 36 g/s 时,圆盘边缘液柱纠缠状况变多,纠缠在一起液柱并没有形成完整的液膜,而是以几个液柱合并成一片片小液膜的形式,以非常不规则的形态脱离圆盘。同时圆盘边缘其他地区仍存在大量液柱,边缘液体整体呈现大量液柱与小区域液膜混合出现的形态。由于此状态下液体离开圆盘的形态很不均匀,可以认为此状态液雾的均匀性较液柱形态产生的液雾差。

对于水平旋转圆盘,由式(3)和式(4)计算得到,当转速为 1 800 r/min 时,$M_1 = 15.8$ g/s,$M_2 = 26.0$ g/s。而由图 3 得到,垂直旋转圆盘边缘液体并未出现直接液滴形态,当流量大于 M_1 时,边缘液体形态并无明显变化,依旧是液柱形态。当流量大于 M_2 时,圆盘边缘液体呈现液柱与液膜混杂的形态,并未形成完整的液膜。

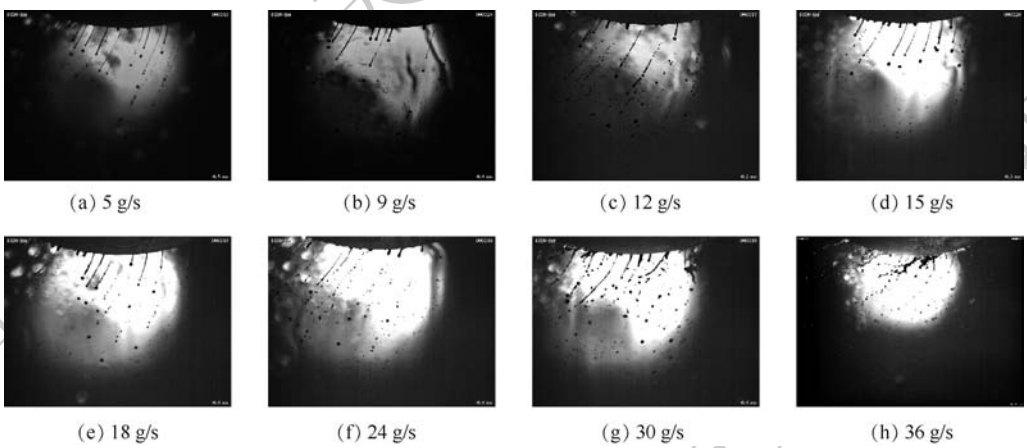


图 3　不同流量下圆盘底部液体形态

Fig. 3　Liquid morphology of disc bottom at different flow rates

2.2.2　转速对液体形态影响

图 4 为流量为 1 g/s 时,不同转速下圆盘底部的液体形态。转速为 60 ~ 300 r/min 时,图片分辨率为 1 280 × 1 024;转速为 420 ~ 900 r/min 时,图片分辨率为 1 024 × 720;转速为 1 080 r/min 时,图片分辨率为 800 × 600;转速为 1 320 r/min 时,图片分辨率为640 × 480;转速为 1 800 ~ 12 000 r/min 时,图片分辨率为 256 × 256。当转速很低时,圆盘表面液体一方面会随圆盘转动,另一方面又会在重力作用下向圆盘最低处流动。向最低处流动的液体会逐渐积累,积累到一定程度时液体形成大段的液柱落下,之后开始再一次积累(60、120 r/min)。随着转速增加,液体积累的位置会向圆盘转动方向移动,液体仍旧在积累到一定程度时大段落下(180、240 r/min)。转速增加到一定程度后,重力对液体不再有明显影响,液体在圆盘边缘形成液柱,液柱形态与水平旋转圆盘液柱形态类似(300 r/min)。之后随着转速进一步增加,液柱长度逐渐变短,液柱数量逐渐增多(420 ~ 3 600 r/min)。当圆盘达到非常高转速时(4 800 ~ 12 000 r/min),圆盘边缘液柱变得非常短,液体近似于以一个个液滴的形式直接脱离圆盘,但仍是先形成液柱,之后再脱离,依旧属于液柱形态。

由式(3)计算出当流量 $M_1 = 1$ g/s 时,$\omega = 46\,116$ r/min,即只有当转速大于 46 116 r/min 时,圆盘边缘液体呈现为液柱形态,反之为直接液滴形态。而在本试验中,流量为 1 g/s 时,转速大到可以抵消重力影响后(转速 $\omega \geqslant 300$ r/min),圆盘底部始终为液柱形态,并未出现水平旋转圆盘的直接液滴形态。

对其他流量下试验结果进一步分析,发现当

北航学报 赠阅

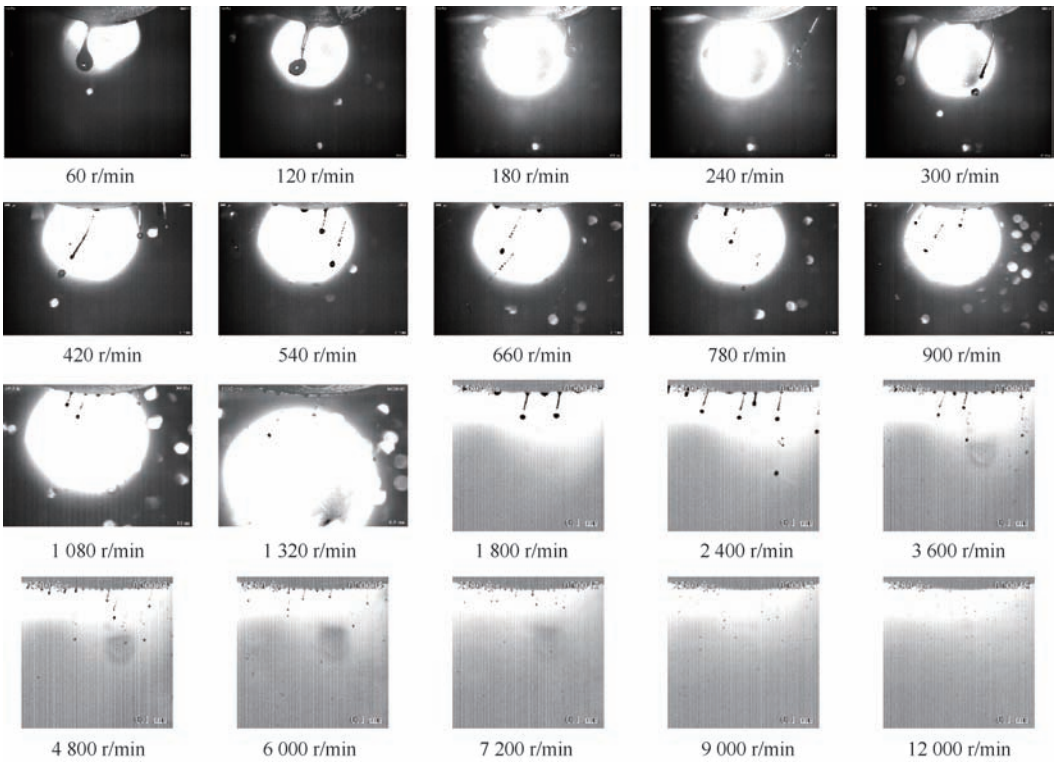


图 4 不同转速下圆盘底部液体形态

Fig. 4 Liquid morphology of disc bottom at different rotating speeds

流量小于 24 g/s 时,转速大到排除重力影响后,圆盘下部边缘液体始终为液柱形态,没有出现直接液滴与液膜形态;当流量为 24 g/s 时,在某些转速下,边缘液体形成的液柱会纠缠到一起,当转速大于 2 400 r/min 后,纠缠现象消失。当流量达到30 g/s 及以上时,边缘液柱纠缠现象加剧,偶尔会形成局部液膜,但很快又会消失,即使转速增加到24 000 r/min 依旧并未形成完整液膜。由式(4)计算得到,当流量 M_2 =30 g/s 时,转速大于 1 415 r/min,水平旋转圆盘边缘液体即变为液膜形态。由此可知,与水平旋转圆盘不同,垂直旋转圆盘下部边缘液体形态主要与流量有关,转速影响不大。液柱与液膜交替出现的柱膜纠缠状态并不会形成完整液膜,只会局部形成一些小液膜,其他区域仍以液柱为主。

2.2.3 重力对液体形态影响

由图 4 可知,当转速很低时,垂直旋转圆盘表面液体主要在重力作用下流下,并不会由圆盘甩出,从而无法实现雾化。当圆盘转速增加到某一数值 ω_0 时,圆盘边缘液体会有液柱甩出。图 5 为由试验得出的不同流量下 ω_0 的变化曲线。从图中可以看出,整体上 ω_0 随流量的增大而增大。当流量低于 24 g/s 时,ω_0 与流量约为平缓的线性关系。但在流量大于 24 g/s 之后,临界转速 ω_0 迅速升高,与流量仍呈线性关系。

图6为垂直旋转圆盘下半部表面液体流动

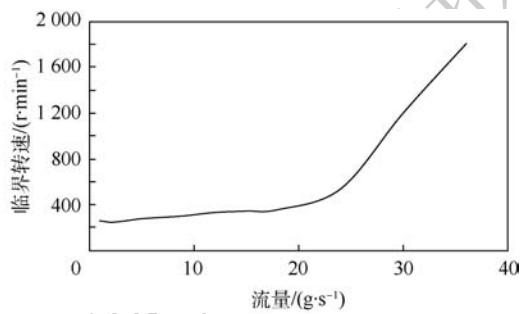


图 5 临界转速-流量关系

Fig. 5 Relation between critical rotating speed and flow rate

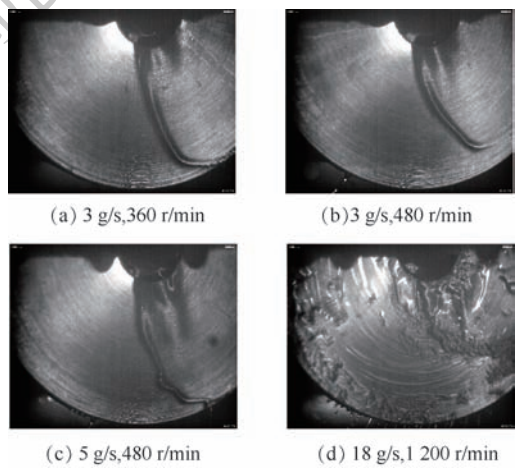


图 6 圆盘表面液体形态

Fig. 6 Liquid morphology on disc surface

北航学报 赠阅

情况,图片分辨率为 1 280 × 1 024。从图中可以看到,液体流到圆盘表面之后,由于重力作用,会在圆盘表面形成一个明显的波,波峰处液膜厚度明显大于其他地方。当转速较低时,波会径向延伸很长,直到圆盘边缘(见图 6(a))。当转速增加时,波延伸距离变短(见图 6(b)),在波径向距离最远处,波峰逐渐消失,与圆盘表面液膜融为一体。当流量增加时,波径向延伸距离变长(见图 6(c)),再次延伸到圆盘边缘。理论上,当波延伸到圆盘边缘时,会在延伸处形成一个大的液柱,大量液体从该处流出。由于波峰处液体的切向速度远小于圆盘速度,此处液体会在重力作用下很快下落,不能形成良好的液柱雾化。但在试验观测中波峰处甩出的液体并不多,原因是当波延伸到圆盘边缘时,由于表面张力作用,阻止液体从波峰处甩出。波峰内液体会沿圆盘圆周流动,同时继续旋转加速,直至液体的离心力大于表面张力,从圆盘边缘甩出,形成液柱雾化。表面张力与液体表面的曲率成正比,曲率越大,表面张力越大。当流量增大时,波的厚度增大,边缘液体表面张力变小,同时表面张力需要克服的液体惯性力加大。当流量增大到一定程度时,边缘液体的表面张力不能阻止液体从波峰处大量流出,如果要实现液柱雾化,需要继续加大圆盘转速,直至波峰厚度小到表面张力可以支撑为止(见图 6(d))。所以当流量大于 24 g/s后,曲线会迅速升高(见图 5)。

2.3　垂直旋转圆盘顶部液体形态

与水平旋转圆盘不同,由于重力作用不可忽略,垂直旋转圆盘底部与顶部的液体形态并不相同。顶部出现了液柱、液膜、柱膜纠缠等形态,流量与转速共同影响着液体形态。

2.3.1　流量对液体形态影响

图 7 是转速为 1 500 r/min 时,不同流量下垂直旋转圆盘顶部的液体形态,图片分辨率为800 × 600,旋转方向为逆时针。由图中可以看到,当流量不大于 9 g/s 时,顶部圆盘边缘液体呈现液柱形态,液柱长度随着流量增大而增大。当流量达到 12 g/s 时,圆盘边缘出现液膜形态。当流量为 18 g/s时,液膜进一步加大;当流量增大到 20 g/s 时,液膜明显减小;当流量变为 21 g/s 时,液膜状态消失,出现液柱与液膜交替出现的柱膜纠缠形态。流量进一步增加,达到 24 g/s 时,圆盘顶部维持柱膜纠缠形态不变,流量增加到 33 g/s 时也不会改液体形态。

由式(3)和式(4)计算得到,当转速为 1 500 r/min时,水平旋转圆盘边缘液体由直接液滴转变为液柱形态的流量 M_1 = 18.4 g/s,由液柱转变为液膜形态的流量 M_2 = 29.0 g/s。很明显与垂直旋转圆盘顶部液体形态不同。另外垂直旋转圆盘产生的柱膜纠缠形态,水平旋转圆盘是不存在的。

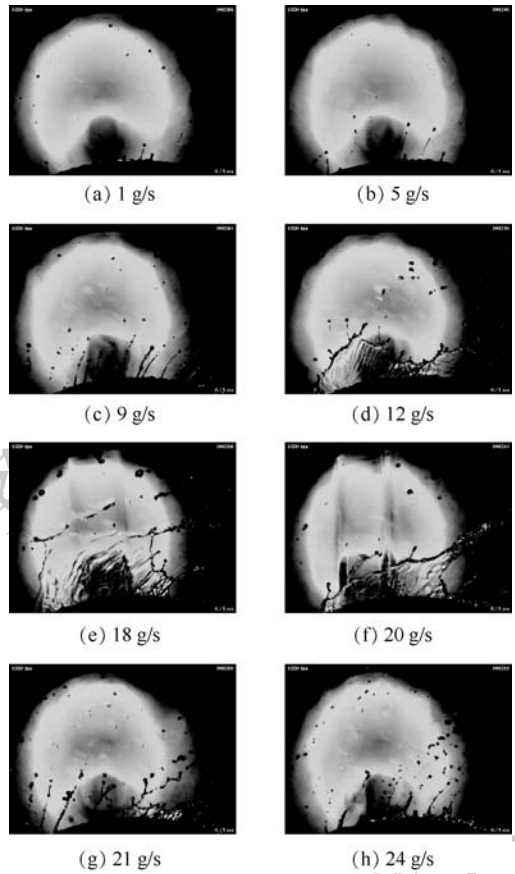


图 7　不同流量下圆盘顶部液体形态

Fig. 7　Liquid morphology of disc top at different flow rates

2.3.2　转速对液体形态影响

图 8 为顶部液体流态图。当流量低于 12 g/s 时,当转速抵消重力影响,圆盘顶部有液体甩出后,顶部圆盘边缘液体始终保持为液柱形态。随着转速增加,液柱数量增多,长度变短。当流量达到 12 g/s 及以上时,圆盘顶部出现液膜形态。与水平旋转圆盘不同,随着转速增加,圆盘顶部液体先形成柱膜纠缠形态;当转速增大时,柱膜纠缠形态中液膜出现的比例越来越大,直至转速达到 ω_1 后,圆盘顶部出现完整的液膜。转速再一步增加,液膜也逐渐增大,直至转速增加至 ω_2 后,液膜达到最大;转速再增加时,液膜开始变小,当转速增大至 ω_3 后,圆盘顶部液体重新变为柱膜纠缠形态。再增加转速,柱膜纠缠形态中液膜出现的比例会逐渐下降,但直至转速增大到 24 000 r/min,圆盘顶部液体仍为柱膜纠缠形态。

北航学报 赠阅

图 9 为圆盘顶部液膜出现的转速 ω_1、达到最大的转速 ω_2 及液膜状态消失的转速 ω_3 与流量的关系。当流量小于 12 g/s 时，圆盘顶部始终为液柱形态；当流量大于 26 g/s 后，圆盘顶部同样不会出现完整液膜，始终为柱膜纠缠形态。所以从图 9可知，当流量在 12 ~ 21 g/s 之间，圆盘顶部才会在某些转速区间内出现完整液膜，转速区间约为 1 000 ~ 2 100 r/min。

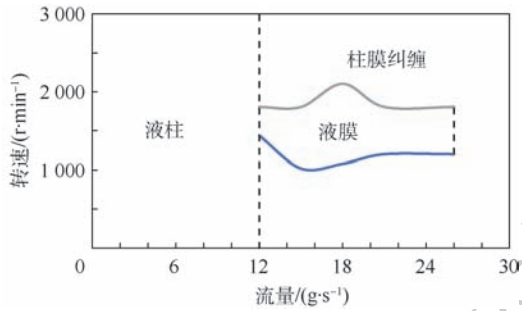


图 8 液态分布

Fig. 8 Liquid distribution

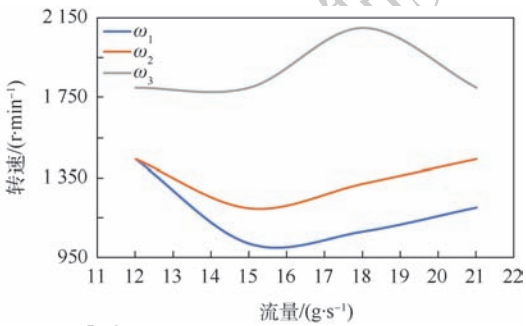


图 9 液膜存在时转速-流量关系

Fig. 9 Relation between rotating speed and flow rate when liquid film exists

2.3.3 重力对液体形态影响

图 10 为圆盘顶部液膜随时间的变化，液体流量为18 g/s，圆盘转速为1 320 r/min，图片分辨率为 800 ×600。在垂直旋转圆盘边缘，液膜波动程度非常剧烈，有时几乎消失，有时突然增大，并不像水平旋转圆盘那样，液膜始终能维持一定的形态。在柱膜纠缠形态出现了同样的情况，有时圆盘边缘几乎是完全是液柱，有时纠缠的液柱会大大增加。同样的现象出现在圆盘底部的柱膜纠缠形态，只是变化剧烈程度较圆盘顶部小。

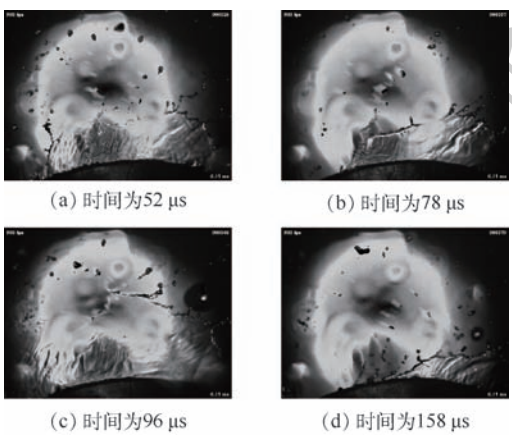


图 10 不同时间下圆盘顶部液体形态

Fig. 10 Liquid morphology of disc top at different time

从图 6 可知，液体在会圆盘下半部表面形成一个大波，波并不是处于准稳态，而是随着圆盘旋转而波动。流量越大，波动越大。波的每次波动，都会随着圆盘旋转，影响到下游的液体形态。因此，圆盘顶部与底部液体形态会出现大范围变化。与顶部相比，圆盘底部离波的距离更远，波动的影响变小，因此底部液体形态变化程度较圆盘顶部小。

3 结 论

对垂直旋转圆盘进行了试验研究，用高速摄影拍摄到其边缘液体形态，得出：

1）垂直旋转圆盘底部与顶部边缘液体形态并不一致，底部只有液柱与柱膜纠缠 2 种形态，顶部会出现液膜形态。

2）圆盘底部液体形态主要与流量有关，当流量不大于 24 g/s 时，底部始终为液柱形态；当流量大于等于 30 g/s 时，底部始终为柱膜纠缠形态。

3）顶部在流量处于 12 ~ 21 g/s，转速处于 1 000 ~ 2 100 r/min 时，会出现完整液膜形态；当流量小于 12 g/s 时，顶部始终为液柱形态；当流量大于 12 g/s，但转速小于 1 200 r/min 或大于 2 100 r/min时，顶部出现柱膜纠缠形态。当流量大于 26 g/s 时，顶部始终为柱膜纠缠形态。

4）由于重力作用，液体会在圆盘下半部表面形成一条大波。当流量增加到一定程度时，液体表面张力不能阻止液体从波峰处流出圆盘边缘，使圆盘形成液柱形态需要的转速大大增加。波会随时间波动，从而影响到圆盘边缘液体形态，所以垂直圆盘边缘液体形态的变化程度要远远大于水平旋转圆盘。

参考文献（References）

[1] GIANFRANCESCO A, TURCHIULI C, FLICK D, et al. CFD modeling and simulation of maltodextrin solutions spray drying to control stickiness[J]. Food and Bioprocess Technology, 2010, 3(6): 946-955.

[2] LI X H, ZONG L W, JIN X T. Recent progress of spray drying in China[J]. Drying Technology, 1999, 17(9): 1747-1757.

[3] JIN Y, CHEN X D. A three-dimensional numerical study of the

北航学报 赠阅

gas/particle interactions in an industrial-scale spray dryer for milk powder production[J]. Drying Technology, 2009, 27(10):1018-1027.

[4] SENUMA Y, HILBORN J G. High speed imaging of drop formation from low viscosity liquids and polymer melts in spinning disk atomization[J]. Polymer Engineering and Science, 2002, 42(5):969-982.

[5] SOMA T, KATAYAMA T, TANIMOTO J, et al. Liquid film flow on a high speed rotary bell-cup atomizer[J]. International Journal of Multiphase Flow, 2015, 70:96-103.

[6] ELLWOOD K R J, TARDIFF J L, ALAIE S M. A simplified analysis method for correlating rotary atomizer performance on droplet size and coating appearance[J]. Journal of Coatings Technology and Research, 2014, 11(3):303-309.

[7] COLBERT S A, CAIRNCROSS R A. A discrete droplet transport model for predicting spray coating patterns of an electrostatic rotary atomizer[J]. Journal of Electrostatics, 2006, 64(3-4):234-246.

[8] DOMNICK J, SCHEIBE A, YE Q. The simulation of the electrostatic spray painting process with high-speed rotary bell atomizers. Part I: Direct charging[J]. Particle & Particle Systems Characterization, 2005, 22(2):141-150.

[9] DOMNICK J, SCHEIBE A, YE Q. The simulation of electrostatic spray painting process with high-speed rotary bell atomizers. Part Ⅱ: External charging[J]. Particle & Particle Systems Characterization, 2006, 23(5):408-416.

[10] WANG D, LING X, PENG H. Simulation of ligament mode breakup of molten slag by spinning disk in the dry granulation process[J]. Applied Thermal Engineering, 2015, 84:437-447.

[11] WANG D, PENG H, LING X. Ligament mode disintegration of liquid film at the rotary disk rim in waste heat recovery process of molten slag[J]. Energy Procedia, 2014, 61:1824-1829.

[12] LIU J, YU Q, LI P, et al. Cold experiments on ligament formation for blast furnace slag granulation[J]. Applied Thermal Engineering, 2012, 40:351-357.

[13] MIZUOCHI T, AKIYAMA T, SHIMADA T, et al. Feasibility of rotary cup atomizer for slag granulation[J]. ISIJ International, 2001, 41(12):1423-1428.

[14] ZHANG H, WANG H, ZHU X, et al. A review of waste heat recovery technologies towards molten slag in steel industry[J]. Applied Energy, 2013, 112:956-966.

[15] MORISHITA T. A development of the fuel atomizing device utilizing high rotational speed: ASME 81-GT-180[R]. New York: ASME, 1981.

[16] CHOI S M, JANG S H. Spray behavior of the rotary atomizer with in-line injection orifices[J]. Atomization and Sprays, 2010, 20(10):863-875.

[17] DAHM W J A, PATEL P R, LERG B H. Experimental visualizations of liquid breakup regimes in fuel slinger atomization[J]. Atomization and Sprays, 2006, 16(8):933-944.

[18] WERNER D. Fundamental analysis of liquid atomization by fuel slingers in small gas turbines: AIAA-2002-3183[R]. Reston: AIAA, 2002.

[19] TESKE M E, THISTLE H W, HEWITT A J, et al. Rotary atomizer drop size distribution database[J]. Transactions of the ASABE, 2005, 48(3):917-921.

[20] BAGHERPOUR A, MCLEOD I M, HOLLOWAY A G L. Droplet sizing and velocimetry in the wake of rotary-cage atomizers[J]. Transactions of the ASABE, 2012, 55(3):759-772.

[21] CRAIG I P, HEWITT A, TERRY H. Rotary atomiser design requirements for optimum pesticide application efficiency[J]. Crop Protection, 2014, 66:34-39.

[22] GEBHARDT M R. Rotary disk atomization[J]. Weed Technology, 1988, 1(2):106-113.

[23] MATSUMOTO S, SAITO K, TAKASHIMA Y. Phenomenal transition of liquid atomization from disk[J]. Journal of Chemical Engineering of Japan, 1974, 7(1):13-19.

[24] TEUNOU E, PONCELET D. Rotary disc atomisation for microencapsulation applications—Prediction of the particle trajectories[J]. Journal of Food Engineering, 2005, 71(4):345-353.

[25] LIU J, YU Q, GUO Q. Experimental Investigation of liquid disintegration by rotary cups[J]. Chemical Engineering Science, 2012, 73:44-50.

[26] AHMED M, YOUSSEF M S. Influence of spinning cup and disk atomizer configurations on droplet size and velocity characteristics[J]. Chemical Engineering Science, 2014, 107:149-157.

[27] WANG D, LING X, PENG H, et al. Experimental investigation of ligament formation dynamics of thin viscous liquid film at spinning disk edge[J]. Industrial & Engineering Chemistry Research, 2016, 34(55):9267-9275.

[28] FROST A R. Rotary atomization in the ligament formation mode[J]. Journal of Agricultural Engineering Research, 1981, 26(1):63-78.

[29] HINZE J O, MILBORN H. Atomization of liquids by means of a rotating cup[J]. Journal of Applied Mechanics-Transactions of the ASME, 1950, 17(2):145-153.

作者简介:

覃文隆　男,博士研究生。主要研究方向:机械旋转雾化。

张荣春　男,博士,讲师。主要研究方向:航空发动机燃烧室燃烧。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Liquid morphology at edge of vertical rotating disc

TAN Wenlong, FAN Weijun, SHI Qiang, XU Hanqing, ZHANG Rongchun*

(School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: For finding how the gravity affects the liquid on the rotating disc, the liquid morphology at the edge of the vertical rotating disc was experimentally studied by high-speed photography. The results show that there are three liquid morphologies at the edge of the vertical rotating disc: column, film and column film entanglement, which is different with the three morphologies at the horizontal rotating disc edge: direct drop, column and film. The liquid morphology at the bottom of the vertical disc does not match the top one, and the film morphology does not occur at the bottom. When the mass flow rate is less than 24 g/s, the liquid shows column morphology at the bottom, and when the mass flow rate is greater than or equal to 30 g/s, the liquid shows column film entanglement morphology. When the mass flow rate is between 12 g/s and 21 g/s and the rotating speed is between 1 000 r/min and 2 100 r/min, the liquid film morphology appears at the top of the disc. The liquid morphology is column when the mass flow rate is less than 12 g/s; if the mass flow rate is greater than 12 g/s, it will be replaced by column film entanglement. Due to the influence of gravity, the liquid morphology at the vertical disc edge changes much more than the horizontal disc; when the mass flow rate is large enough, the rotating speed required to form the liquid column at the bottom of the disc is greatly increased.

Keywords: rotating atomizer; vertical rotating disc; liquid morphology; high-speed photography; atomization

北京航空航天大学学报

Received: 2018-10-26; **Accepted**: 2018-12-29; **Published online**: 2019-01-23 09:26

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190121.1702.006.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51506003)

* **Corresponding author**. E-mail: zhangrongchun@buaa.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0623

全下文载

液氮温区平板蒸发器环路热管实验研究

张畅[1,2], 谢荣建[1], 张添[1,2], 鲁得浦[1,2], 吴亦农[1,*], 洪芳军[3]

(1. 中国科学院上海技术物理研究所, 上海 200083; 2. 中国科学院大学, 北京 100049;
3. 上海交通大学 机械与动力工程学院 工程热物理研究所, 上海 200240)

摘 要: 深低温环路热管是一种高效的深低温两相传热器件,未来可广泛应用于红外探测等空间项目的低温热控系统。为有效减小热管与热负荷间的接触热阻及热管的背向漏热,采用氧化锆作为毛细芯材料,研发了氮工质平板蒸发器环路热管,重点研究了热管的自启动特性、传热性能以及在间歇性热负荷下的运行情况。结果表明:在无辅助情况下,液氮温区平板蒸发器环路热管自启动性能良好,可依靠工质扩散从室温迅速降温至液氮温区。环路热管能够在 70 ~ 100 K 温区稳定运行,热阻随运行温度和热负荷的上升而减小,最大传热功率为 15 W,最小热阻为 0.8 K/W。在蒸发器间歇性加热的情况下,环路热管可以保持温度稳定,热响应迅速,无需二次降温。液氮温区平板蒸发器环路热管有效满足了空间低温光学系统的热控制系统的热传输需求。

关 键 词: 环路热管; 液氮温区; 平板蒸发器; 传热性能; 间歇运行
中图分类号: V221+.3; TB553
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2019)06-1211-07

深低温环路热管是一种深低温热传输器件,其应用主要面向空间深冷热控制系统。近年来,深空探测、天文观测等宇航任务持续发展,越来越多的航天器载荷需要深低温工作环境,其中空间红外天文望远镜以及其他先进探测器和光学系统的工作温度都低于 80 ~ 120 K。随着探测器功率及工作温度要求的提高,空间低温环境的制冷器件逐步由空间辐射制冷器转为使用小型低温机械制冷机。由于机械制冷机会对探测器造成电磁干扰及机械振动,需要深低温热传输部件连接两者,同时起到隔绝干扰的作用。相比于铜链及传统深低温热管等传热方式,深低温环路热管具有传热效率高、距离长、安装便利、可靠性高且无运动部件等优点,在航天器深低温热控应用中受到了更多研究者的青睐。

Hoang 等[1-3]研制了首台氮工质环路热管,通过并联次蒸发器辅助降温的方式,实现热管的超临界启动运行。莫青等[4]采用串联次蒸发器加速了热管的启动。李强等[5]研究了热管周期性热负载运行情况,并建立了数值计算模型。赵亚楠等[6-7]实现了氮工质深低温环路热管大功率传热,最大传热功率 41 W。杨帆和董德平[8]在冷凝器中集成了次蒸发器完成深低温热管的加速启动。柏立战等[9-11]研究了小型深低温环路热管的器件布局对热管性能的影响,同时建立了深低温环路热管数值模型。王录等[12]对热管的备份运行进行了研究,实现了系统在 4 种模式下的稳定运行。目前所研究的深低温环路热管的蒸发器为传统的圆柱型结构,相比于圆柱型结构,新型的平板型蒸发器可以有效减小蒸发器与散热面间的接

收稿日期: 2018-10-29; **录用日期**: 2018-12-21; **网络出版时间**: 2019-01-22 11:06
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190121.1146.002.html
基金项目: 国家自然科学基金 (51776121)
* **通信作者**. E-mail: wyn@mail.sitp.ac.cn

引用格式: 张畅, 谢荣建, 张添, 等. 液氮温区平板蒸发器环路热管实验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1211-1217. ZHANG C, XIE R J, ZHANG T, et al. Experimental study on a liquid nitrogen temperature region loop heat pipe with flat evaporator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6): 1211-1217 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

触热阻，减小蒸发器体积，在常温区[13-15]已成为环路热管的研究热点。

综上所述，深低温环路热管是一种重要的热传输装置，科研人员对其开展了一系列研究，但针对工作在深低温环境的平板型环路热管尚未开展研究工作。同时现有的深低温环路热管主要通过并联或串联次蒸发器辅助降温以及重力辅助降温的方法实现超临界启动，增加了系统复杂度限制了热管的使用。为此，本文研制了一套无辅助启动结构的液氮温区平板蒸发器环路热管，开展了全面的实验研究，详细分析了热管的超临界自启动特性、传热性能以及间歇性热负荷下的运行情况。

1 实验系统

1.1 热管设计

实验所用液氮温区平板蒸发器环路热管结构如图 1所示，由平板蒸发器、冷凝器、液体管线、气体管线以及储气库 5 部分组成。图中，T_e为蒸发器温度；$T_{e,in}$为蒸发器入口温度；$T_{e,out}$为蒸发器出口温度；T_{head}为热沉温度；$T_{c,in}$为冷凝器入口温度；$T_{c,out}$为冷凝器出口温度。

环路热管为单一蒸发器结构，无辅助启动部件。环路热管的蒸发器为上下式平板结构，补偿器位于蒸发器上方。蒸发器为矩形结构，蒸发器的蒸汽槽道沿长度方向刻在陶瓷芯表面，在蒸发器两端留有空腔用于蒸汽溢出后汇集。蒸发器采用多孔氧化锆陶瓷作为毛细芯，其毛细孔径小可增大热管的传热极限。同时氧化锆热导率小于金属材料可有效减小蒸发器的背向漏热，减小热管的传热热阻，实物图如图2所示。热管的冷凝器采用蛇形盘绕的铜管，压入铝板的结构，通过铜管与铝板间的换热，进行工质的冷却。储气库连接在环路热管的冷凝管线上以远离蒸发器来减小来自气库的热量对热管传热性能的影响。环路热管工质为氮气，气液管线为铜制，蒸发器管壳采用不锈钢材料，详细结构参数见表 1。

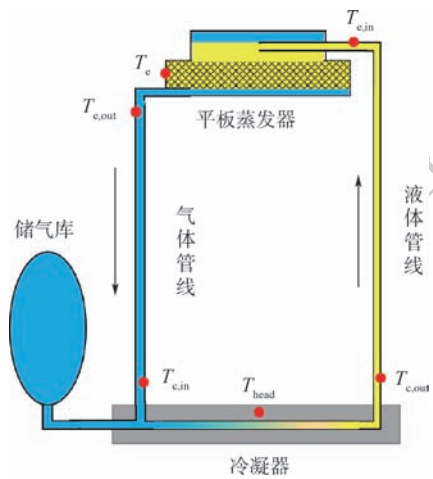


图 1 平板蒸发器环路热管结构及温度测点示意图

Fig. 1 Schematic of loop heat pipe structure with flat evaporator and temperature measurement points



图 2 氧化锆毛细芯实物图

Fig. 2 Zirconia capillary wick prototype

表 1 环路热管结构参数

Table 1 Structure parameters of loop heat pipe

参数	数值
热管总长/mm	750
毛细芯最大孔径/μm	1
蒸发器尺寸/(mm × mm × mm)	90 × 24 × 10
冷凝管线长度/mm	500
气液管道内外径/mm	4/6
补偿器尺寸/(mm × mm)	96 × 118
储气库体积/mL	500
蒸发器壁厚/mm	2

1.2 测试系统

实验系统示意图如图 3 所示。实验系统由真空罐、真空泵组、G-M 制冷机、水冷机组、直流稳压加热电源、薄膜电加热片、安捷伦数据采集仪、Lakeshore 的 Cernox 高精度测温电阻、计算机数据采集程序、氮气瓶、降压阀、截止阀和压力表等装置组成。真空罐和真空泵组提供真空实验环境，隔绝热管与环境的对流换热。G-M 制冷机和水冷机组为热管提供散热所需的深低温热沉。直流稳压加热电源和薄膜电加热片作为热负载，模拟红外探测器等热负荷的发热过程。使用安捷伦数据采集仪、Lakeshore 的 Cernox 高精度测温电阻

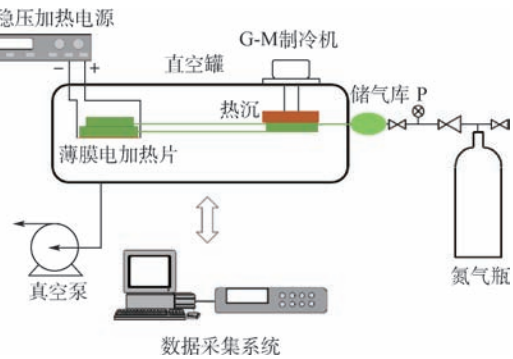


图 3 实验系统示意图

Fig. 3 Schematic of experimental system

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

和计算机数据采集程序测量并采集传热系统各点温度。氮气瓶、降压阀、截止阀和压力表组成环路热管工质充装系统。通过热管内氮气的充装压力确定充装质量，标定后充装误差小于 0.1 g。实验中使用安装在 G-M 制冷机“冷头”的铝制转接块作为深低温热沉，能够通过调节补偿加热功率控制热沉温度。热管平放在真空罐内，采用水平测量仪使得气液管线与地面水平，消除重力对环路热管运行的影响。薄膜电加热片贴在蒸发器下表面模拟热负载。如图 1 所示，沿环路热管工质循环方向在环路热管的关键位置上固定温度测点，测温数据采集频率为 20 s 一次，标定后测量误差在 ±0.1 K。环路热管实验处于真空度小于 10^{-3} Pa 的真空罐内以此隔绝与常温环境的对流换热，同时在实验件上包裹 30 层聚酰亚胺镀铝薄膜减小环境的辐射漏热。热管的储气库通过管线与罐外充装系统连接，实验中热管按照 80 K 温度下 65% 的充液率进行充装，充装质量为 14 g，常温下充装压为 2.4 MPa。

2　实验结果和讨论

2.1　环路热管自启动特性

深低温环路热管内的工质氮气在常温下处于气态，蒸发器中不存在液态工质，热管无法直接启动运行，需要先降温再启动。环路热管在启动过程中各个特征节点温度随时间的变化如图 4 所示。从图 4 中可以看出，热管的整个启动过程可分为 3 个阶段。第 1 阶段：环路热管的冷凝器降温；第 2 阶段：环路热管的管线和蒸发器降温；第 3 阶段：热负载加热，工质循环，热管完成启动开始运行。

第 1 阶段开始时，传热系统处于 290 K 左右的室温，管内气体压力约为2.4 MPa，管内充满高压的氮气。当 G-M 制冷机开始工作，冷凝器的温度随制冷机“冷头”的温度开始迅速降低，同时靠近冷凝器的气液管线的温度也随之降低。此时热沉与冷凝器的温度高于氮的临界温度，热管主要通过管线的管壳导热进行传热，因此距离冷凝器较远的管线及蒸发器降温速率缓慢。随着冷凝器温度降低，管内氮气的压力降低，储气库中的氮气不断进入冷凝器中。当时间为 60 min 时，环路热管的冷凝器降至热沉温度 80 K 附近，冷凝器进出口温度接近冷凝器温度。此时蒸发器上各点温度仍接近常温，完全依靠管线导热使得温度略有下降。环路热管完成了冷凝器的降温，第 1 阶段结束。

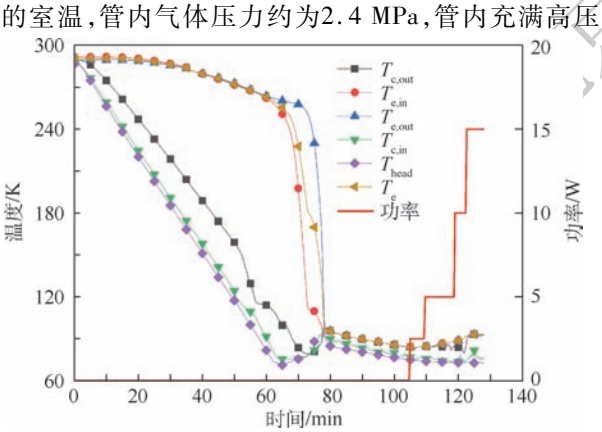


图 4　启动过程中环路热管温度变化

Fig. 4　Change of loop heat pipe temperature in startup process

当冷凝器完成降温后，更多的氮气不断从储气库进入冷凝管线，冷凝管线内凝结的液滴逐渐增多并不断汇聚。由于液体的延展性，液氮沿着管线壳内壁平铺，从冷凝器逐渐向蒸发器延伸。液氮接触到温度高于沸点的管壳吸热气化，管壳温度迅速下降，蒸汽流向压力更低的冷凝管内，此时热管开始可以通过工质的相变对气液管线进行降温。从图 4 可以看到，当时间为 70 min 左右时，蒸发器液体管线入口上的测温点温度快速下降，说明此时液氮已经扩散至蒸发器入口处，降温速率极大增强，此处管线迅速降温至冷凝器管线的温度。随后蒸发器温度也开始迅速下降，短时间内降至冷凝器温度。这种情况下大量热量通过氮工质相变传输至冷凝器，冷凝器受热温度上升。80 min 后，环路热管各部分温度趋于稳定，蒸发器温度随冷凝器温度缓慢下降。储气库中绝大部分工质进入冷凝管线和蒸发器中，环路热管整体完成降温，降温第 2 个阶段结束。

当环路热管各部分温度稳定后，热管进入启动的最后一个加热运行阶段，环路热管各部分温度随热沉温度下降。当时间为 105 min 时，对蒸发器施加 2.5 W 热负载，蒸发器及蒸发器出口温度上升。液氮在蒸发器毛细芯的表面发生相变，蒸汽在毛细压力的作用下，蒸汽流向压力更低的冷凝管线内。蒸汽在冷凝器内凝结成饱和液体，再降温至过冷液体。在蒸汽压力的推动下流向热管的补偿器，液体再从补偿器流入蒸发器。环路热管的蒸发器温度逐渐稳定，环路热管完成了启动运行。随后逐渐加大蒸发器负载功率，当时间为 130 min 时，环路热管在 15 W 加热功率下稳定运行，各点温度平稳，管内各部分压力也趋于稳定，储气库内压力逐渐降低至冷凝段压力，两者间气压平衡，不再有工质从储气库进入冷凝管线。环路热管内形成稳定的气液循环，环路热管完成

北航学报 赠阅

启动。

深低温平板蒸发器环路热管自启动性能良好,当热沉温度降低至液氮温区后,环路热管的冷凝器温度迅速下降,蒸发器能够无辅助自行降温。热管的蒸发器降温依靠的是工质的延展和管壳的导热,本质上还是依靠重力下液体的延展,实验证明逆重力是无法启动的,因此本质上是一种弱作用的重力辅助启动。但这重力在热管运行时不起到辅助作用,蒸发器和冷凝器处于同一水平面,不存在重力差。管内工质分布均匀。加热后气液循环顺利,温度响应迅速,传热系统能够在短时间内达到热平衡,稳定传输热量。

2.2 传热特性

环路热管稳定运行时的温度分布是衡量其传热性能的重要依据,针对深低温环路热管在不同温区的传热性能进行实验研究。如图 5 所示,环路热管在冷凝器温度为 70 K 时,传输 5、10 和 15 W的温度分布。

从图 5 中可以看出,沿工质循环方向热管外表面有着不同温度的分布。这是由热管内工质的热力循环特性决定的。各点之间的温差随加热功率上升而增加。工质从冷凝器出口流出,低温液态工质进入管线,由于对环境换热所造成的影响,工质温度上升。随后工质进入补偿器,来自蒸发器侧壁及毛细芯的背向的热量使得工质温度继续上升。工质在毛细芯内部及表面发生相变,气体沿蒸汽槽道流向气体管线,并继续被加热。因为过热度的存在,此时蒸发器出口温度应低于蒸发器加热处的温度。但是由于深低温环路热管的管线受到环境施加的热负载,气体的热导率远低于液体,使得气体管线的外壳温度会高于蒸汽温度,测量过程中该温度更接近蒸发器加热处的温度。因此一般以蒸发器气体出口处管壳温度定义为热负载的工作温度。

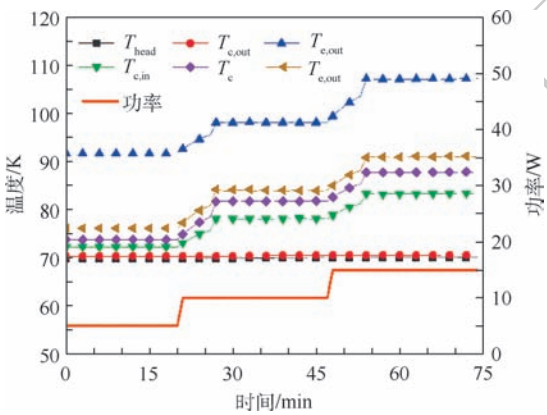


图 5 环路热管温度随功率的变化

Fig. 5 Variation of temperature with power for loop heat pipe

深低温环路热管在红外探测等其他低温光学的应用中,最受关注的是其在不同传热功率下,其热负载的工作温度与低温制冷机的“冷头”温度之间的温差。本文制冷机的“冷头”温度为与热管冷凝器连接的冷板温度。由此定义深低温环路热管的总热阻为蒸发器气体出口处管壳温度与热沉温度之差比上所传输的热量,即

$$R_{total} = \frac{T_{e,out} - T_{head}}{Q} \tag{1}$$

式中:Q 为蒸发器上加热片的加热功率。热管在高真空绝热环境下实验,因此可以认为加热片的全部热量通过热管传递。

平板蒸发器在环路热管中的应用是本文研究重点,因此需要定义评价蒸发器性能的参数,定义蒸发器进出口温度之差比上热负载热量为蒸发器热阻,即

$$R_{evp} = \frac{T_{e,out} - T_{e,in}}{Q} \tag{2}$$

当环路热管传输热量为 5 W 和 10 W 时,冷凝器温度分别在 70、80 和 90 K 的总热阻和蒸发器热阻如图 6 所示。

从图 6 中可以看出,热管的总热阻和蒸发器热阻随着加热功率和温区的升高而降低,热管能够在 70 ~ 100 K 温区工作,热阻最低为 0.8 K/W。其中热阻随工作温区的上升的下降趋势较为明显,这是因为工质随着温度的升高,工质的潜热虽有所降低,但工质的气液密度比大幅上升,同时相同的饱和温度变化引起的饱和压力差也进一步增大,使得其工质品质更利于热管的运行。热负载的上升使得传热温差进一步上升,这是由需要更大的温差继而产生更大的饱和压力差来推动工质更快的循环所造成的。但增加加热功率后,从蒸

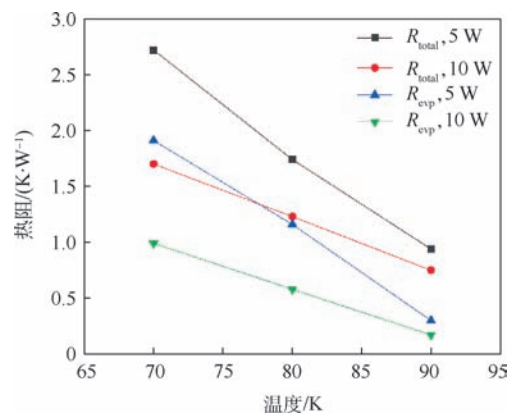


图 6 热阻随工作温区变化

Fig. 6 Variation of thermal resistance with operating temperature region

北航学报 赠阅

发器到补偿器的漏热量没有大的增加且均分给了更大流量的工质，因此由显热传热造成的温度上升有所下降，热管的总热阻及蒸发器的热阻随加热功率的上升而降低。

在常温环路热管的实验中，传热热阻会随着热负载的功率上升而先下降再上升，但在深低温环路热管的实验中，这一拐点很难在测试中发现。其原因是区别于常温环路热管，深低温环路热管多出气库这一结构。常温热管的热负载增大会造成热管的温度上升，继而造成热管的内部的压力上升，使得热管可以在高温高压下工作。虽然传热热阻较大，但仍可以工作。而对于带有气库的深低温环路热管，当热管蒸发器温度随功率增加升高后，由于气库体积巨大，其压力上升有限，此时很容易造成蒸发器内部压力低于饱和压力，造成蒸发器烧干，热管丧失传热能力。

2.3　间歇性热负荷对环路热管运行的影响

在深空探测等空间项目中，使用深低温环路热管进行温度控制的红外探测器等载荷在实际运行中，一般处于间歇性的工作状态。因此环路热管需要在热负荷间歇周期性变化的情况下保持对载荷的有效控温。图 7 为环路热管在间歇性热负荷下的温度变化。热负荷变化周期为 0.5 h，幅值为 10 W。从图中可以看出，热管开始处于 10 W 的稳定运行状态，随后周期性开关闭加热。当热负载停止加热时，蒸发器温度下降，逐渐向冷凝器温度靠近，保持在低温环境下。当关闭热负载一段时间后施加热负载，热管的蒸发器温度上升，随后很快趋于稳定。环路热管在启动后停止工作后能够再短时间内实现再启动，进入稳定运行的状态，实现对载荷热量的有效传输。这是因为在热负荷间断时，环路热管蒸发器内存留足够的液态工质，再次受热时毛细芯表面能够生成蒸汽推动工质的循环，完成热管的再次启动。因此液氮温区平板型环路热管可实现对间歇工作的红外探测器等负载的有效温度控制。

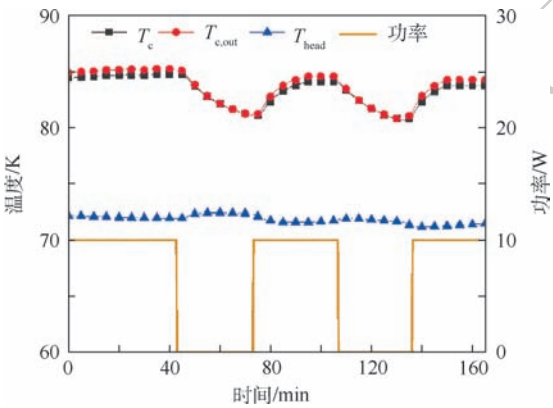


图 7　环路热管间歇运行温度变化

Fig. 7　Intermittent operation temperature variation of loop heat pipe

3　结　论

本文在传统平板蒸发器环路热管基础上，创新热管结构设计，在冷凝管线上连接储气库，同时采用氧化锆陶瓷烧结材料替代传统的泡沫金属作为蒸发器的毛细芯，设计制造了液氮温区平板蒸发器环路热管，并在深低温环境下进行传热特性及充液率研究。主要结论如下：

1）液氮温区平板蒸发器环路热管启动时间较短，蒸发器降温迅速且无温度波动现象。

2）液氮温区平板蒸发器环路热管能够在无重力辅助的情况下，传输 15 W 的热量，最低传热热阻小于 0.8 K/W，同时有效减小了蒸发器与热负载的接触热阻。

3）液氮温区平板蒸发器环路热管能够在载荷间歇性工作的情况稳定载荷温度，实现对载荷温度的有效控制。

参考文献（References）

[1] HOANG T T, O'CONNELL T A, KHRUSTALEV D K. Development of a flexible advanced loop heat pipe for across-gimball cryocooling[C] // Cryogenic Optical Systems and Instruments X. Bellingham: SPIE, 2003, 5172: 68-77.

[2] HOANG T T, O'CONNELL T A, KHRUSTALEV D K, et al. Cryogenic advanced loop heat pipe in temperature range of 20-30 K[C] // Proceedings of International Heat Pipe Conference, 2002.

[3] HOANG T T, O'CONNELL T A, KU J. Management of parasitics in cryogenic advanced loop heat pipes: AIAA-2003-0346 [R]. Reston: AIAA, 2003.

[4] 莫青，蔡京辉，梁惊涛，等. 液氮温区低温回路热管的实验研究——第二部分：主蒸发器的降温过程[J]. 真空与低温，2005，11(3)：162-164.
MO Q, CAI J H, LIANG J T, et al. Experimental study of a cryogenic loop heat pipe using nitrogen as working fluid. Part 2: The temperature decrease rate of the primary evaporator[J]. Vacuum and Cryogenics, 2005, 11(3): 162-164(in Chinese).

[5] 李强，马路，宣益民. 低温环路热管（CLHP）的实验研究[J]. 工程热物理学报，2010，31(1)：120-123.
LI Q, MA L, XUAN Y M. Experimental investigation of cryogenic loop heat pipe[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2010, 31(1): 120-123(in Chinese).

[6] ZHAO Y N, YAN T, LIANG J T. Experimental study on a cryogenic loop heat pipe with high heat capacity[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2011, 54(15-16): 3304-3308.

[7] YAN T, ZHAO Y N, LIANG J T, et al. Investigation on optimal

北航学报 赠阅

working fluid inventory of a cryogenic loop heat pipe[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer,2013,66:334-337.

[8] 杨帆,董德平. 一种提高低温环路热管主蒸发器降温速率的新方法及实验结果[J]. 低温工程,2011(3):34-38.
YAN F,DONG D P. A novel method accelerating temperature decreasing speed of main evaporator and experiment result[J]. Cryogenics,2011(3):34-38(in Chinese).

[9] BAI L Z,LIN G P,ZHANG H X,et al. Operating characteristics of a miniature cryogenic loop heat pipe[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer,2012,55(25-26):8093-8099.

[10] BAI L Z,LIN G P,ZHANG H X,et al. Effect of component layout on the operation of a miniature cryogenic loop heat pipe [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer,2013,60:61-68.

[11] 柏立战,林贵平. 深冷环路热管稳态运行特性的理论分析[J]. 航空动力学报,2010,25(7):1530-1535.
BAI L Z,LIN G P. Theoretical analysis of steady state operating characteristics of a cryogenic loop heat pipe[J]. Journal of Aerospace Power,2010,25(7):1530-1535(in Chinese).

[12] 王录,苗建印,张红星. 制冷机与深冷环路热管集成系统传热特性试验研究[J]. 航天器工程,2016,25(3):63-68.
WANG L,MIAO J Y,ZHANG H X. Investigation on thermal characteristic of integrated system of pulse tube coolers with cryogenic loop heat pipes[J]. Spacecraft Engineering,2016,25(3):63-68(in Chinese).

[13] 柏立战,林贵平. 环路热管复合芯传热与流动特性分析[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(12):1446-1450.
BAI L Z,LIN G P. Analysis of heat transfer and flow characteristics of composite wicks of loop heat pipes[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2009,35(12):1446-1450(in Chinese).

[14] 柏立战,林贵平,张红星. 环路热管稳态建模及运行特性分析[J]. 北京航空航天大学学报,2006,32(8):894-898.
BAI L Z,LIN G P,ZHANG H X. Steady state modeling of loop heat pipes and operating characteristics analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2006,32(8):894-898(in Chinese).

[15] 张红星,林贵平,丁汀,等. 环路热管温度波动现象的实验分析[J]. 北京航空航天大学学报,2005,31(2):116-120.
ZHANG H X,LIN G P,DING T,et al. Experimental investigation on temperature oscillation of loop heat pipes[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2005,31(2):116-120(in Chinese).

作者简介:

张畅 男,博士研究生。主要研究方向:低温热管。

吴亦农 男,博士,研究员,博士生导师。主要研究方向:小型低温制冷机。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Experimental study on a liquid nitrogen temperature region loop heat pipe with flat evaporator

ZHANG Chang[1,2], XIE Rongjian[1], ZHANG Tian[1,2], LU Depu[1,2], WU Yinong[1,*], HONG Fangjun[3]

(1. Shanghai Institute of Technical Physics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200083, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China; 3. Institute of Engineering Thermophysics, School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: The cryogenic loop heat pipe is an efficient deep-hypothermic two-phase heat transfer device, which will be widely applied to cryogenic thermal control system for space projects such as infrared detection in the future. Zirconia is used to develop nitrogenous flat evaporator loop heat pipe for capillary wicking materials, effectively reducing the contact thermal resistance between the heat pipe and the heat load and the back leakage heat of the heat pipe. The experiment focuses on studying the non-assisted start-up characteristics, heat transfer performance and operation under intermittent thermal load of the heat pipe. The conclusion was drawn as follows: the flat evaporator loop heat pipe at liquid nitrogen temperature is in a good condition of self-start performance without assistance, which can be rapidly cooled down from room temperature to liquid nitrogen temperature by the diffusion of working fluids. The loop heat pipe can stably run from the liquid nitrogen temperature of 70 K to 100 K, and the thermal resistance will decrease with the increase of operating temperature and heat load at the maximum heat transfer power of 15 W and the minimum thermal resistance of 0.5 K/W. The loop heat pipe can keep the temperature stable and thermal response fast under the condition of intermittent heating of evaporator without secondary cooling. The flat evaporator loop heat pipe at liquid nitrogen temperature region effectively meets the requirements for the heat transfer of the thermal control system of the space cryogenic optical system.

Keywords: loop heat pipe; liquid nitrogen temperature region; flat evaporator; heat transfer performance; intermittent operation

北京航空航天大学学报

Received: 2018-10-29; **Accepted**: 2018-12-21; **Published online**: 2019-01-22 11:06
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190121.1146.002.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51776121)
* **Corresponding author**. E-mail: wyn@mail.sitp.ac.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0577

城市中心区非机动车系统设计优化与探索

全下文载

张骏，郑楠*，黄崇轩
（北京航空航天大学 交通科学与工程学院，北京 100083）

摘 要：随着社会经济的发展与城市规模的扩张，城市交通需求大幅度增加，自行车和电力驱动非机动车数量急剧增加，与传统非机动车以及机动车的运行冲突显著。因此，探究非机动车系统运行特性，进而设计优化道路设施，建立新形势下安全、高效的绿色非机动车系统十分必要。首先，针对非机动车系统中的主要参与模式，即电动车与自行车之间的冲突以及共用非机动车道空间的局限性，提出了车道分隔设置以及车道平面抬升的核心改善思路；然后，针对非机动车道改善方案定量分析方法的缺失，提出了基于层次分析法和熵理论的定量指标评价体系及计算方法；最后，以焦作市非机动车系统为案例，分析其现状及主要问题，设计并评价改善方案的可行性和合理性。结果显示，某主干路非机动车道经过优化设计，其运行服务质量大幅提升，改善方案行之有效。对城市道路规划和城市道路断面设计以及改善后非机动车道的评价有积极的参考意义。

关 键 词：非机动车系统；断面改善；机非分离；层次分析法；熵值法
中图分类号：U491
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2019)06-1218-14

在城市发展中，积极推进非机动车、公共交通等绿色交通系统的建设、倡导绿色交通出行是可持续发展的城市交通理念的重要内容。随着共享单车在北京、上海、广州、深圳等大城市的逐渐推广，非机动车又重新走进了人们的视野，为了解决目前大部分城市非机动车道存在的机非混行、机动车随意占道停车、自行车与电力驱动的非机动车（简称为电动车）共同使用非机动车道等带来的一系列问题，本文展开了研究。

近年来，随着机动车保有量的快速增长，交通供需矛盾不断加剧，交通环境日益恶化。为缓解机动化带来的诸多问题，绿色交通的理念日益得到重视与推广。非机动车交通系统作为绿色交通系统的核心组成部分，保障其高效、安全的服务水平，是解决交通拥堵以及机动化污染的关键。然而，大城市非机动车系统空间通常十分有限。目前多数城市解决交通拥堵问题的措施之一是通过挤压非机动车道及人行道来为机动车增加行驶空间。非机动车交通的路权得不到有效保障。同时，随着共享单车和“外卖热”的兴起，自行车和电动车数量急剧增加，与传统非机动车以及机动车的运行冲突显著，空间竞争现象突出。综上所述，对非机动车系统运行特性进行探究，进而优化道路设施的设计，对建立新形势下安全、高效的绿色非机动车系统十分必要。

目前国内对于新型非机动车交通设施与服务水平的研究有限，现有的文献并未面向和适用于多种不同运行特性组成的混合交通流系统[1]。因此，开展相关研究，改善非机动车基础设施，优化道路结构，具有重要学术价值和实际指导意义。

收稿日期：2018-10-02；**录用日期**：2019-01-04；**网络出版时间**：2019-01-23 10:15
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190122.0854.001.html
基金项目：北京航空航天大学“卓越百人计划”（ZG216S1845）；国家自然科学基金（61773040）
* **通信作者**. E-mail：nan_zheng@buaa.edu.cn

引用格式：张骏，郑楠，黄崇轩. 城市中心区非机动车系统设计优化与探索[J]. 北京航空航天大学学报，2019，45(6)：1218-1231.
ZHANG J，ZHENG N，HUANG C X. Optimal-design and exploration for non-motor vehicle system in urban center[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2019，45(6)：1218-1231 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

1　城市中心区非机动车系统交通现状及问题成因分析

为了有针对性地提出机非混行道路设施的设计方法,本文首先对当前城市中心区非机动车交通系统的设施与运行现状进了归纳与总结,并对主要问题的成因进行了一定的分析与讨论。

非机动车流主要由自行车和电动车组成。因非机动车自身便捷、环保、机动、快速、灵活的特点,已成为市民中短途出行的主要选择。由于电动车与自行车之间的相似性,二者共同使用非机动车道。然而电动车与自行车模式间存在多元异质性,二者在速度、质量等方面存在明显差异,如表 1 所示。本文对代表性中等城市焦作市的自行车与电动车速度的调查结果为:自行车平均车速为 11.79 km/h,电动车平均车速为 25.25 km/h,也进一步验证了二者之间的异质性以及共用非机动车道会存在安全隐患。因此,改善自行车与电动车交通规划,以及给予交通组织上的正确引导十分必要[2]。

表 1　自行车与电动车之间的异质性

Table 1　Differences between bicycle and electric bikes

因素	自行车	电动车
行驶速度/(km·h^{-1})	10~15	20~35
质量/kg	15~20	50~75
活动范围/km	5	20
动态占用道路面积/(m^2·人$^{-1}$)	8	10
停车面积/m^2	0.8	1.5

1.1　交通现状

总体来说,当前城市中心区非机动车系统现状可分为道路设施、路权冲突、静态管理以及运行安全 4 个方面,总结如下:

1)城市非机动车专用道数量少

为了给予机动车更多行驶空间,大多城市缩减非机动车道空间,如减少道路宽度或取消专用非机动车道,部分城市允许机动车占用非机动车道临时停车。在这些机动车倾向化的措施下,非机动车通常需要被迫进入机动车道或人行道行驶,这为所有通勤参与者都带来安全隐患。如非机动车与快速运行的机动车在道路上混合行驶,对非机动车骑乘者的安全构成直接威胁,而非机动车的存在又造成机动车的行驶速度降低且运行效率受到限制[3]。

2)非机动车道不断被侵占

非机动车道路设施不但受到社会车辆的空间竞争,而且受到公共交通系统的制约与影响。如中国绝大多数的公交站台都设置在非机动车道上。大量公交车进站、停靠以及出站的行为长时间占用非机动车道。类似的交通运行特征还存在于出租车及网约车,其数量可观的随机停车是侵占非机动车路权的另一主要现象。可以看到,非机动车是道路交通参与者中路权最易受到干扰、设施独立性最差的出行方式。

3)非机动车存车困难

非机动车的静态管理是大城市非机动车另一主要现状问题。随着共享自行车、电动车进入交通系统的数量不断增大,加之非机动车本身的大保有量,停车场地不足问题显著。多数公共服务设施(比如公交站)周边缺乏足够的非机动车停车空间,部分骑乘者公共秩序意识淡薄,造成非机动车随意停放。在管理方面,非机动车停车区域缺乏常规看管人员,共享自行车及电动车营运方的调度能力差、没有合理规划相关存放场站,更加剧了非机动车的存车困难。虽然本文的研究重点不涉及静态存车问题,但其是当前城市非机动车系统的重要现状,需要得到关注。

4)运行安全保障差

由于道路空间紧张、路权受到侵占,非机动车辆在运行中的交通安全很难得到有效保障,是非机动车交通系统最大的问题。与此同时,采取新型非机动车出行的骑乘者,如外卖速递员以及短途通勤人员,其交通法规与安全意识淡薄,逆行、超速、闯红灯、违章运行的现象屡见不鲜。特别是电动车,运行速度快,常出现在正常运行的机动车流中,常与机动车发生碰撞事故。分析非机动车系统的安全隐患,对认识并改善非机动车道路设施系统的问题提出了诉求,是启发本文研究的根本。

1.2　问题成因分析

针对 1.1 节归纳的城市中心区非机动车系统现状,本节对当前问题的成因进行了探讨与分析,总结为以下 4 点:

1)现有非机动车道路设施无法适应多元非机动车模式的运行需求

道路服务对象即交通方式是按照城市道路功能来界定的。传统非机动车道路系统的服务对象是人力自行车。随着自行车数量的急剧增长以及电动车的突然涌现,现有的基础设施尚未得到组织更新和运力匹配,传统面向自行车的道路设施显然无法适应当前多元的非机动车系统。虽然,电动车与自行车之间存在一定的相似性,且相较于机动车,电动车与自行车共同使用非机动车道显得更为安全,但对于车道功能的重新定义以及

北航学报 赠阅

设置的优化依然必要。

2）传统的交通组织方式无法避免各交通方式间的时空冲突

交通组织的核心思想是最大限度地规避交通流之间的冲突并保障运行效率。由于中国城市交通系统的多元化特性，目前城市交通系统中的大多数路段都存在无法分离的机动车与非机动车、机动车以及非机动车之间的交通冲突点，如公交车进出站时与直行的非机动车之间的冲突；过街行人与右转的非机动车、直行非机动车与右转的机动车之间在交叉口的冲突等。当前非机动车系统现状的矛盾，即交通组织空间冲突的矛盾。传统的交通组织多聚焦于交叉口的交通流时空分布，对于多元非机动车系统的探索仍然匮乏。

3）机动车与非机动车之间缺乏有效隔离

机非混行是中国大部分城市交通系统的典型特点。随着对机非混行带来问题的不断认识，如机非交织导致运行速度下降、运行秩序混乱、交通事故率高等，不少城市在关键、快速路段设置物理隔离设施，通过强制空间分离不同运行特点的交通流，缓解上述机非混行带来的安全与服务问题。即便如此，在中国大城市的大部分地区、大部分中小城市以及城市中的老城区域，以一块板为几何主要形式的道路，由于空间的限制，难以引入机非之间的物理隔离[4]。对于是否施行物理隔离的评价与决策，缺乏方法论的支持。

4）非机动车道路空间严重不足

非机动车道空间不足的情况可归纳为 3 种：①非机动车道规划本身狭窄，在城市中的老城区域，双向运行的机动车与非机动车在一块板上混合行驶，使得非机动车行驶的空间不足；②非机动车道规划本身并不狭窄，但是由于数量可观的机动车随机路边停车等原因，侵占了非机动道的运行空间，导致非机动车行驶的空间不足；③电动车与自行车共用非机动车道，相对于电动车骑乘者，自行车骑乘者属于弱势群体，其速度慢、体积小等，导致其路权在一定程度上受到了电动车骑乘者的侵犯。

2 城市非机动车道路服务水平评价指标与量化分析

为改善城市交通环境，首先需要定量分析和评价非机动车交通系统服务水平。本文提出非机动车系统评价的技术指标以及改进系统服务水平方案的量化模型。本节对服务水平的主要指标进行了总结，包括城市现有道路断面形式、非机动车道路隔离方式以及车道宽度等，进一步为系统设计改善方案提供量化的依据。

2.1 城市道路断面形式

道路断面的几何设计直接影响到非机动车道的运行空间分配与机非分离方式，因此是重要的评价指标之一。中国城市道路的几何横断面设计主要可分为一块板、两块板、三块板和四块板断面 4 种形式[5]。

1）一块板断面

在此种道路断面形式下，双向运行的各种车辆在一块板上混合行驶。一般情况下，这种形式的道路只适用于交通量较小的次干路和支路。

2）两块板断面

两块板断面的道路是在道路横断面中心用隔离栏、分隔墩或者是绿化带将行车道分为两部分，将对向车流进行分离。一般情况下，这种形式的道路适用于车速较高的一级公路或者快速路。但两块板道路一般不设置同向机非分离，因此当非机动车数量较多时，并不宜采用两块板道路断面形式。

3）三块板断面

设置这种断面形式的道路，其中间板为双向行驶的机动车道，其两侧用分隔带或者绿化带分隔出非机动车道即左、右两块板。这种形式的断面可以保障机非分隔运行，相比一块板与两块板两种断面形式，可提高机动车运行效率，同时保证非机动车运行的安全性。因此这种形式也是中国城市道路断面的主要形式。

4）四块板断面

这种形式的道路是在三块板道路的基础上，将中间的机动车道再用分隔带一分为二，以此减少不同方向行驶的机动车流之间运行干扰，使得机动车的运行速度和安全指数得到进一步提高。这种断面形式一般多适用于出行需求高、交通量大的城市主干道路。

2.2 非机动车道路隔离方式

城市道路隔离方式直接影响不同交通流之间的运行安全性，是城市非机动道路服务水平重要的评价指标之一。本节主要介绍 4 种道路隔离方式：划线隔离、物理隔离、停车带隔离和空间隔离。

1）划线隔离

划线隔离是指利用交通标线隔离机动车道与非机动车道。这种方式常用在一块板道路上，予以非机动车道与机动车道划线分隔，比较经济，但这种方式并不能把非机动车与机动车完全分隔开，安全性较差。良好的路面标识系统在一定程

北航学报 赠阅

度上可以提高道路安全度。这种隔离方式只适用于非机动车交通量较小的路段。

2）物理隔离

物理隔离是指利用路缘石、栅栏、分隔带、绿化带等物理设施对非机动车道与机动车道进行隔离,给非机动车出行者营造一个安全、独立的行驶空间。这种隔离方式常见于三块板和四块板道路,常见布置形式如图 1 所示。

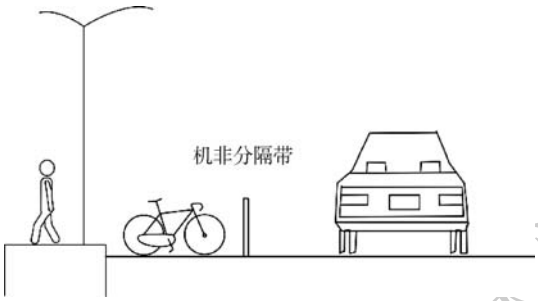


图 1　非机动车道物理隔离设置

Fig. 1　Physical isolation setting of non-motorized lane

3）停车带隔离

停车带隔离是指在机动车道的最外侧设置路侧机动车停车位,其中停车带与非机动车道用道路标线隔离。这种隔离方式只适用于周边为高校、商业区等非机动车交通量很大和具有较强停车需求的路段,具体布置形式如图 2 所示。

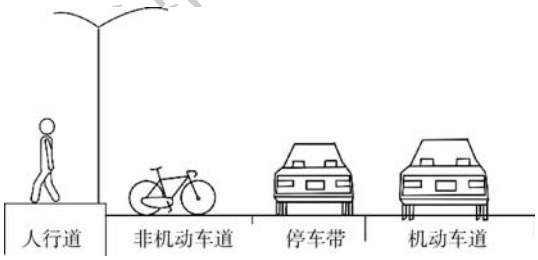


图 2　非机动车道停车带隔离设置

Fig. 2　Isolation setting for non-motorized lane parking zones

4）空间隔离

空间隔离就是在原来机动车与非机动车共用的道路板面上,通过道路施工的方式将非机动车道抬升一定的高度,以达到纵向上的隔离。这种隔离方式,可以在不采用任何物理隔离设施的情况下,防止机动车占道的情况出现,保障非机动车运行的安全性,设置方式如图 3 所示,这种隔离方式目前在中国并不常见,本文将重点研究[6]。

2.3　非机动车道宽度

非机动车道宽度决定非机动车道的通行能力,即在一定的道路和交通条件下,道路上某一路段或某交叉口单位时间内通过某一断面的最大车

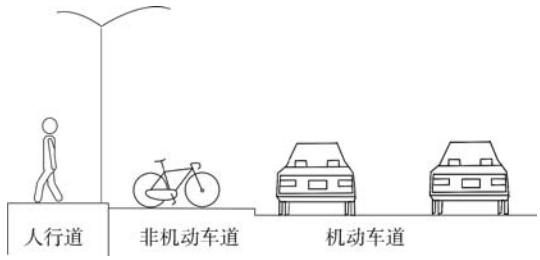


图 3　非机动车道空间隔离设置

Fig. 3　Isolation setting of non-motorized lane space

辆数。因此车道宽度是城市非机动车道路服务水平重要的评价指标之一。由于自行车与电动车之间的多元异质性,在对非机动车道宽度的设计过程中应当区分电动车道和自行车道,将非机动车道分为电动车道以及自行车道两部分。下面本文将分别对其宽度进行计算和论证。

2.3.1　自行车道宽度

自行车道的宽度是依据其理论通行能力和对应路段的高峰交通流量来确定的。自行车道的理论通行能力如表 2 所示[7]。从表 2 中可以看到,平面交叉口和机非分割带的存在,以及在信号交叉口环境下距离路口的位置均对通行能力有着显著的影响。因为本文给出的改善方案是位于道路连接段部分,并不包含交叉口及进口道,所以并不受平面交叉口影响。自行车道宽度计算式为[8]

$$W_B = V_B W_{OB} / C_B \tag{1}$$

式中:W_B 为自行车道宽度,m;V_B 为自行车高峰小时交通量,辆/h;W_{OB} 为一条自行车道宽度,一般为 1 m;C_B 为一条自行车道理论通行能力。

由于自行车运动系统是不稳定系统,在前行过程中通过左右蛇形摆动自反馈控制平衡,随之在摆动的过程中将产生左右两侧各约为 0.2 m 的扰动空间。设置单条自行车车道的宽度,应考虑双侧共约为 0.4 m 的净空。如某车道基本宽度设置取标准自行车车把宽度为 0.6 m,则行驶的自行车道宽度应不少于 1.0 m[9]。对于相邻路边和分隔带的车道,出于安全考虑,则应将侧向净空宽度增加 0.25 m。

表 2　一条自行车道的理论通行能力[7]

Table 2　Theoretical capacity of a bike path[7]

影响因素	机非分隔方式	理论通行能力/(辆·h^{-1})
不受平面交叉口影响	有机非分割时	1 600 ~ 1 800
	无分割	1 400 ~ 1 600
受平面交叉口影响	有机非分割时	1 000 ~ 1 200
	无分割	800 ~ 1 000
信号交叉口进口道		800 ~ 1 000

北航学报 赠阅

2.3.2 电动车道宽度

随着社会的发展和“外卖热”的兴起,电动车数量出现急剧增加的状态。特别是在中国的二、三线中小城市,电动车作为一种代步工具,成为了市民中短途出行的主要代步工具。因此,对于电动车专用道的设计显得尤为重要。为了满足数量可观的电动车出行需求,同时保证运行的安全性,本文给出测算电动车道宽度的依据。

电动车系统同样是一个不稳定的系统,在前进过程中通过左右蛇行摆动自反馈控制平衡,随之在摆动的过程中将产生左右两侧各约为0.15 m的扰动空间。设置单条电动车道的宽度,应考虑双侧共约为0.3 m的净空。如某车道基本宽度设置取标准电动车车把宽度为0.7 m,所以供一辆电动车行驶的车道宽度应不少于1.0 m;对于相邻路边的和分隔带的车道,出于安全考虑,则应将侧向净空各额外增加0.25 m与0.75 m[10]。

根据交通流理论,一条电动车道的理论通行能力 C_E 与其车头间距以及平均速度有关,计算式为[11]

$$C_E = \frac{1\,000\bar{v}}{h_s} \tag{2}$$

式中:$\bar{v}$ 为平均车速,约为10~20 km/h;h_s 为车头间距,计算式为[12]

$$h_s = \frac{\bar{v}t}{3.6} + \beta\bar{v}^2 + l_E + l_s \tag{3}$$

其中:t 为反应时间,取平均值0.7 s;l_E 为电动车车身长度,常用1.9 m;l_s 为安全车距,一般在0~1 m之间;β 为制动系数,取0.007 9。

电动车道的宽度也是依据其理论通行能力和对应路段的高峰交通流量来确定的,交通量是密度和速度的乘积,因此,交通流密度对车道是有影响的。首先根据式(2)得到理论通行能力,再根据观测数据得到其高峰小时交通流量。电动车道宽度计算式为

$$W_E = V_E W_{OE}/C_E \tag{4}$$

式中:W_E 为电动车道宽度,m;V_E 为电动车高峰小时交通量,辆/h;W_{OE} 为一条电动车道宽度,一般为1 m。

2.4 城市非机动车道路服务水平量化与评价

服务水平是描述交通流内的运行条件以及影响驾驶员和乘客感受的一种质量指标。服务水平主要反映了道路服务质量或服务的满意程度。

本文对于服务水平的研究面向非机动车道路,涉及道路的连接段、路段、道路等概念,其示意图如图4所示。本部分所指的服务水平,是连接段和其相邻的一个交叉口这部分的道路服务水平。

服务等级划分标准见表3。服务等级是由服务评价得分而定的,具体的得分测算依据将通过2.4.1节和2.4.2节详细论述。

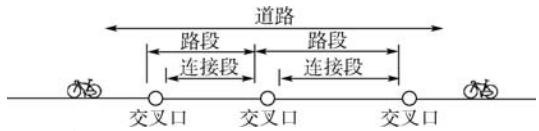


图4 非机动车道路基本概念示意图

Fig. 4 Schematic diagram of basic concept of non-motor vehicle road

表3 服务等级划分标准

Table 3 Classification standard of service level

服务等级	服务得分 I
A	$I \leqslant 1.50$
B	$1.50 < I \leqslant 2.30$
C	$2.30 < I \leqslant 3.40$
D	$3.40 < I \leqslant 4.40$
E	$4.40 < I \leqslant 5.30$
F	$I > 5.30$

2.4.1 非机动车交叉口服务水平

前人通过研究骑行者在通过交叉口过程中舒适性、安全性等基本交通需求,建立了交叉口服务水平模型,本文中所引用的服务水平测算模型认为交叉口的服务水平得分和自行车道的存在成线性负相关,和非机动车流右转方式、直行以及右转机动车流量成线性正相关,其表达式为[13]

$$I_{int} = 2.22 - 0.76B_{int} + 0.49S_{HIFT} + 0.003R_{VOL} + 0.001T_{VOL} \tag{5}$$

式中:I_{int} 为交叉口服务水平得分;B_{int} 为二进制参数值,进口道若存在非机动车道,取值为1,若不存在,取值为0;S_{HIFT} 为二进制参数值,非机动车若需穿过右转机动车道继续直行,取值为1,否则,取值为0;R_{VOL} 为右转机动车交通量,辆/h;T_{VOL} 为直行机动车交通量,辆/h。

2.4.2 非机动车连接段服务水平

本文通过路段服务水平对比,拟选择非机动车兼容性指数BCI(Bicycle Compatibility Index)模型作为非机动车路段服务水平模型。BCI模型[14]由联邦公路管理局(FHWA)及Harkey等合作研究得出,非机动车连接段的服务水平得分同道路宽度、自行车车道宽度、路缘宽度成线性负相关,同路缘车道交通量、同方向其他车道交通量、85%位车速、周边土地利用类型成线性正相关,

北航学报 赠阅

表达式为

$$I_{\text{link}} = 3.67 - 0.996L_{\text{link}} - 0.410B_{\text{LWe}} - 0.498C_{\text{LW}} - 0.264A_{\text{REA}} + 0.002C_{\text{LV}} + 0.0004O_{\text{LV}} + 0.022S_{\text{PD}} + 0.506P_{\text{KG}} + A_{\text{F}} \quad (6)$$

式中:I_{link}为连接段服务水平得分;L_{link}为二进制参数,铺设宽度大于 1 m 的非机动车车道取值为 0,否则取值为 1;B_{LWe}为非机动车车道有效宽度,m;C_{LW}为路缘车道宽度,m;C_{LV}为路缘车道交通量,辆/h;O_{LV}为同方向其他车道交通量,辆/h;S_{PD}为处在速度排名中第 85% 位的车速,km/h;P_{KG}为二进制参数,设置使用率超过 30% 的路侧停车位取值为 1,否则取值为 0;A_{REA}为二进制参数,周边土地利用类型若为居住区取值为 1,否则取值为 0;A_{F}为附加调整因子。若存在违章占道停车的现象,则

$$B_{\text{LEe}} = B_{\text{LW}_{\text{r}}} - W_{\text{ip}}O_{\text{SPA}} \quad (7)$$

式中:$B_{\text{LW}_{\text{r}}}$为机动车道实际宽度,m;W_{ip}为违章停车的横向宽度,取值为 3.0 m;O_{SPA}为路段机动车违章占道停车百分比。附加调整因子见表 4,A_{F}计算式为

$$A_{\text{F}} = f_{\text{l}} + f_{\text{p}} + f_{\text{rt}} \quad (8)$$

式中:f_{l}为重车交通量调整因子;f_{p}为停车时间调整因子;f_{rt}为右转交通量调整因子。

对比非机动车交叉口服务水平的测算可以发现,影响非机动车连接段服务水平的影响因素较多,测算也较为复杂,其原因可归结为道路连接段机非混行情况严重,缺少交通管制,秩序性较混乱等。

表 4　附加调整因子

Table 4　Additional adjustment factor

重车交通量/(辆·h^{-1})	f_{l}	停车时间/min	f_{p}	右转交通量/(辆·h^{-1})	f_{rt}
		<15	0.6		
≥120	0.5	16~30	0.5		
60~90	0.4	31~60	0.4		
30~59	0.3	61~120	0.3	>270	0.1
20~30	0.2	121~240	0.2	<270	0
10~19	0.1	241~480	0.1		
<10	0	>80	0		

2.4.3　非机动车交通系统评价综合指标值

已有文献对于非机动车道路服务水平的测算一般是只考虑了连接段部分,没有考虑道路不同部分的综合影响因素。基于非机动车交叉口和道路连接段的得分情况,可通过连接段的旅行时间进行分段加权平均,测算非机动车道路的整体服务水平。改进的非机动车道路服务水平模型为[13]

$$I_{\text{road}} = \frac{\sum_i \text{CompI}_i \cdot \text{CompTime}_i}{\sum_i \text{CompTime}_i} \quad (9)$$

式中:CompI_i为第 i 条交叉口或者连接段的非机动车服务水平得分;CompTime_i为非机动车通过第 i 条交叉口或者连接段的时间。

3　改善方案与基于层次分析法和熵理论的改善方案评价模型

交通设计的实质是合理组合现有的空间资源和时间资源,从而达到交通安全、畅通、快速、便捷以及环境和谐的目的。理论上讲,城市道路应该为各种交通工具分别提供相应的行驶空间。然而,随着城市机动化,非机动车与机动车之间的冲突显著增加。同样,随着电动车数量的急剧增加,自行车与电动车之间的矛盾也进一步加剧。因此,需要改善城市非机动车道路,为自行车与电动车的运行分别提供独立、安全的道路空间[15]。目前,已有文献鲜有关于自行车与电动车分道行驶的准确论述,尚缺少如何组织电动车与自行车交通的方法论。鉴于此,本节首先提出将非机动车道与机动车道分离的方法,其次详细论述了将自行车道与电动车道隔离的方式。

对于改善方案的评价需要构建非机动车交通系统评价指标体系,此评价指标体系应包括 2 个层次:第 1 层次是类别指标,包含物理指标、运行状态和安全指标;第 2 层次是基础指标。当前评价分析方法主要为评价机动车系统而设立,可以发现,这些方法在评价非机动车系统方面并不适用,无法满足城市建设评价分析的需求。因此,本节提出了基于层次分析法和熵理论的改善方案评价模型,此评价模型只应用于道路的连接段部分的非机动车系统,由于层次分析法是一种主观赋权的方法,在准确性上具有一定的局限性[16]。

3.1　设计改善方案

城市非机动车道路设施改善主体思路可归结为 3 点:①通过抬高非机动车道的方式,给非机动车以独立的交通行驶空间,从而达到在空间上非机动车与机动车的分离,进而提高非机动车运行效率;②根据“机非分离”的理念,通过将非机动车系统移出机动车系统平面,进而与步行系统整合的方式,达到快慢系统分离的效果。③通过用不同颜色材料对非机动车道进行铺装,将自行车道与电动车道涂装不同的颜色,以达到引导隔离的作用,使自行车与电动车骑乘者能够各行其道,减少彼此之间的干扰,达到提高安全性的目的。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

根据 2.1 节与 2.2 节对道路断面形式以及非机动车道路隔离方式的分析,参照规划设计的原则,结合道路功能、道路定位,本文提出了城市非机动车道路改善设计方案,如图 5 所示。这种改善方案将对与机动车道在同一高度平面上的非机动车道抬升 5 ~ 7 cm 的高度,在空间上形成机动车与非机动车的隔离,对自行车道与电动车道分别采用不同颜色材料进行铺装,形成自行车与电动车之间的隔离引导。

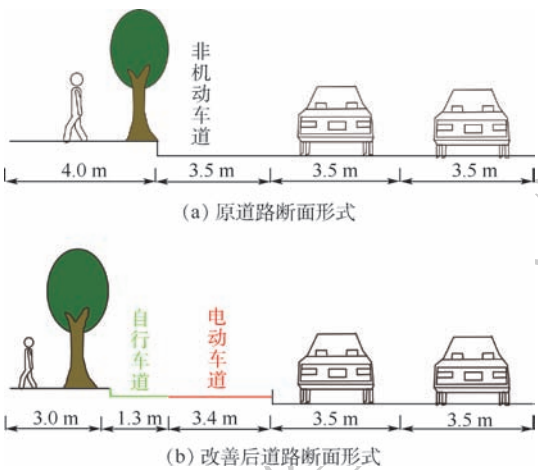


图 5 断面改善方案

Fig. 5 Section improvement scheme

3.2 基于层次分析法和熵理论的非机动车系统评价指标体系的建立

本文首先利用层次分析法对非机动车系统评价问题进行深入的剖析,构建多级层次化模型并对各个属性参数指标根据专家打分进行主观赋权。然后,引入信息熵的理论求得判决属性对应的熵权作为各个参数指标的客观权重[16]。

3.2.1 评价指标层次结构模型的构建

非机动车系统评价指标体系层次结构模型的建立应综合考虑非机动车道的物理指标、非机动车自身的运行状态以及安全指标,本文共选取了 17 项指标,如表 5 所示[17]。

3.2.2 部分指标含义及量化公式

1) 非机动车道的连续性

由于障碍物、建筑物等设施造成的非机动车道的物理间断,影响了非机动车道的连续性,一般用连通系数 Z_L 对连续性进行量化,计算式为

$$Z_L = L_{non} - L_{qs} \tag{10}$$

式中:L_{non}为非机动车长度,m;L_{qs}为非机动车道缺失长度,m。

通过式(10)可以发现,路段的间断越多,其相应的连通系数越低。

表 5 评价指标体系

Table 5 Evaluation index system

类别指标	基础指标
物理指标	是否设置非机动车道
	非机动车道上是否明确划分自行车道与电动车道
	自行车道有效宽度
	电动车道有效宽度
	非机动车道的连续性
	非机动车道非直线系数
	非机动车道路面品质
	机动车占用非机动车道停车情况
运行状态	自行车流量
	电动车流量
	自行车速度
	电动车速度
	自行车与电动车混行程度
	机非混行程度
安全指标	非机动车道与机动车道采用划线隔离还是物理隔离
	自行车道与电动车道采用划线隔离还是物理隔离
	非机动车道与人行道有无隔离

2) 非机动车道非直线系数

非机动车道非直线系数 Z_N 表征的是非机动车道物理状况,其定义为:非机动车道实际长度 L_S 与非机动车道两端直线长度 L_D 的比值,计算式为

$$Z_N = \frac{L_S}{L_D} \tag{11}$$

3.3 层次分析法与熵理论

3.3.1 指标权重的确定

基础指标组合权重的确定需要将层次分析法和熵理论获取的基础指标权重进行加权组合,下面分别介绍基础指标权重以及组合权重的获取方法。

1) 层次分析法确定基础指标主观权重

层次分析法是将与决策总是有关的元素分解成目标、准则、方案等层次,在专家打分法的基础之上进行定性和定量分析的系统分析方法。在非机动车交通系统评价分析中,应用层次分析法求得各基础指标的权重为 W_j。

2) 熵理论确定基础指标客观权重

熵是系统状态不确定性的一种度量,应用熵可以度量评价指标体系中指标数据所蕴含的信息量,并依此确定各指标的权重。熵理论是一种客观赋权法,在非机动车交通系统评价分析中,应用熵理论求得各基础指标的熵权为 β_j。

3) 计算基础指标组合权重

通过层次分析法求得各基础指标的主观权重为 W_j,结合基础指标的客观熵权 β_j 可以得到第 j 个指标的组合权重 μ_j,使得判决指标的主、客观权重决策结果偏差变小:

北航学报 赠阅

$$\mu_j = \frac{W_j \beta_j}{\sum_{j=1}^{n} W_j \beta_j} \tag{12}$$

3.3.2　指标属性的识别及修正处理

指标属性识别是指识别指标属于正向指标或是负向指标。在非机动车交通系统评价指标中,负向指标有:非机动车道非直线系数、机动车占用非机动车道停车情况、自行车与电动车混行程度等。由于计算需要,需要对负向指标进行修正,以保证计算结果的准确性。

指标修正处理包括指标正向化和无量纲化处理。为保证原指标的分布规律,采用负数法进行负向指标的正向化处理。为能准确反映原始数据中各指标变异程度上的差异,采用均值法对指标进行无量纲化处理[16]。

1)负数法进行指标正向化处理:

$$r'_{ij} = -r_{ij} \tag{13}$$

2)均值法进行指标无量纲化处理

$$y_{ij} = \begin{cases} \dfrac{r_{ij}}{\overline{r_{ij}}} & r_{ij} \text{ 为正向指标} \\ \dfrac{r'_{ij}}{\overline{|r_{ij}|}} & r_{ij} \text{ 为负向指标} \end{cases} \tag{14}$$

式中:r_{ij}为原始指标值;y_{ij}为修正指标值。

3.3.3　综合指标值的计算

由 3.3.1 节可知,非机动车交通系统评价体系基础指标数据标准化矩阵为 $\boldsymbol{Y}_{m\times n}$,$m$ 为待评项目数量,n 为评价指标个数;而 n 个评价指标的组合权重向量为 $\boldsymbol{U}=(\mu_j)_n$,则非机动车交通系统评价综合指标值 $\boldsymbol{Z}$ 矩阵计算公式为

$$\boldsymbol{Z} = \boldsymbol{Y} \times \boldsymbol{U}(z_1, z_2, \cdots, z_m)^{\mathrm{T}} \tag{15}$$

式中:z_i 为第 i 个待评项目的综合指标值。

在得到 $\boldsymbol{Z}$ 值矩阵以后,可对城市非机动车道路改善前后的效果进行对比。本节提出行之有效的改善方案,并对改善前后的效果进行定量分析。本文采用了层次分析法和熵理论来确定权重,层次分析法较主观地确定各因素的权重,熵理论对权重进行修正,这样得到的组合权重客观而可信。

4　应用案例

本节以焦作市政二街道路的非机动车改善为具体案例,阐述所提出改善方法的具体应用步骤,并基于层次分析法与熵理论对改善方案进行评价与分析。

4.1　焦作市非机动车道现状

焦作市作为代表性中等城市,非机动车特别是电动车保有量非常高,但非机动车道组织不合理,服务对象不明确。焦作市 70% 以上的支路只以地面标线区分机动车道与非机动车道。非机动车道的宽度在各个区域也有所不同。从图 6 可以看出,焦作市非机动车道在北部老城区较窄,有些道路为双向两车道,没有设置非机动车道,南部高新区为新规划的区域,非机动车系统基础设施较为完善,非机动车道宽度都在 3.5 m 以上。

焦作市政二街路段是典型的一块板道路,是焦作市一块板道路的典型代表。图 7 即是政二街与人民路和丰收路交叉口之间路段的机非混行情况。从图 7 可以看到,机动车占用非机动车道行驶,电动车在机动车道上行驶,路边随意停放车辆的现象十分普遍,行人、电动车乱穿马路,交通状况十分混乱。

为了验证第 1 节提出的城市中心区非机动车系统现状与问题成因分析的合理性,同时更加全面地了解焦作市非机动车系统面临的问题,特进行了问卷调查,获取到有效问卷共 231 份,其中男性为 173 人,约占 74.9%;女性为 58 人,约占 25.1%。根据调查结果显示,市民普遍认为焦作市非机动车道存在的主要问题有机动车泊车、机动车行驶、行人占道、自行车道不普及、划线混乱不易辨识等问题;市民认为非机动车道上的不安全因素主要有行人行走、电动车行驶、出租车以及私家车随意停放、公共汽车进出站、机动车司机开门不看骑乘者等,具体调查结果如图 8 所示。



图 6　焦作市非机动车道宽度情况

Fig. 6　Width of non-motorized lane in Jiaozuo



图 7　一块板道路政二街的交通情况

Fig. 7　Traffic conditions on a board road of Zhenger Street

北航学报 赠阅

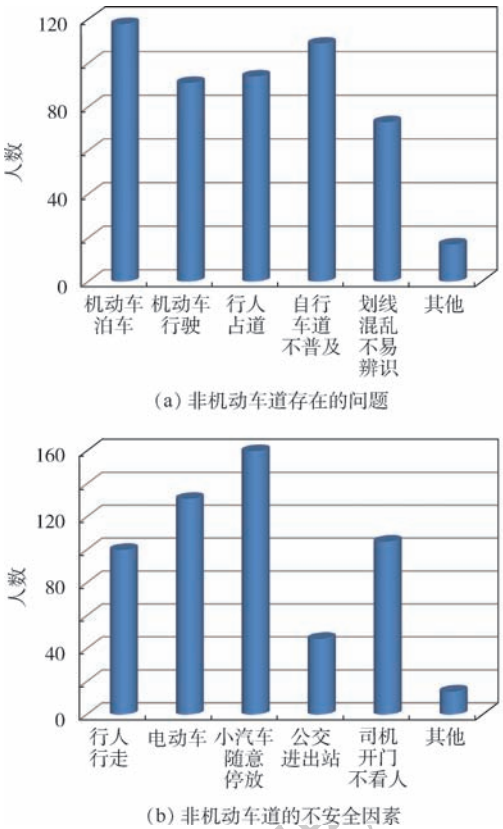


图 8 焦作市非机动车道存在的问题与不安全因素调查结果

Fig. 8 Problems of non-motorized lanes in Jiaozuo and investigation results of unsafe factors

根据调查结果显示,在被调查的 231 人中,其中有 117 人在骑自行车的过程中发生过与机动车的冲突,事故率为 50.6%;有 163 人发生过与电动车的冲突,事故率为 70.6%。可见焦作市非机动车系统存在很严重的问题,骑乘者的人身安全得不到有效保障。对于非机动车道现有秩序,只有 3% 的人持满意态度,10% 的人持很不满意的态度,82% 的人持不满意的态度。可见绝大多数人对非机动车交通现状非常不满,非机动车出行需求得不到满足,因此这种局面急需交通规划者与政策制定者的整改。综上所述,调查问卷呈现的结果与第 1 节提出的观点呈吻合状态。可见,城市中心区非机动车系统问题颇多,亟待交通规划者与城市政策制定者的解决。

4.2 焦作市非机动车道主要技术指标

本文以焦作市政二街路段为例,分析讨论提出的非机动车道改善方案。

4.2.1 政二街路段自行车道宽度

经过连续 2 天对政二街路段早、晚高峰的调查,得到高峰小时交通量如表 6 所示。

根据表2可知,道路连接段处,一条自行车道

表 6 政二街路段高峰小时交通量

Table 6 Peak hourly traffic volume of Zhenger Street

天数	早/晚	交通量				
		公交车/(辆·h^{-1})	小汽车/(辆·h^{-1})	自行车/(辆·h^{-1})	电动车/(辆·h^{-1})	行人/(人·h^{-1})
第 1 天	早	31	743	126	1 080	93
	晚	37	755	115	969	36
第 2 天	早	34	729	127	1 026	65
	晚	35	870	95	897	67

的理论通行能力可取 1 500 辆/h,经过调查得知,高峰小时实际交通量为 127 辆/h。该路段自行车交通量暂时处于非饱和状态,根据焦作市最新交通规划文件显示,非机动车基础设施建设将增加,同时 ofo 等公司将向焦作市大量投入共享单车,可以预见,市区内自行车保有量势必急剧增加,自行车出行需求大大提升。因此,考虑到机非混行的各种弊端,合理设置自行车专用道非常重要。

根据自行车专用道设置的相关准则,得出对于政二街路段的改善方案为:设置一条自行车道,宽度为 1 m。鉴于车道一侧与路边相邻,所以加设 0.25 m 的侧向净空,则该自行车道的总宽度应为 1.3 m。

4.2.2 政二街路段电动车道宽度

由表 6 可知,政二街路段电动车最大小时交通量为 1 080 辆/h。政二街路段测得的电动车平均车速为 25.25 km/h。

根据式(4)计算可得,电动车道宽度为 3.1 m,因为一侧与路边相邻,所以应额外增加侧向净空 0.25 m,则电动车道的宽度约为 3.4 m。

4.2.3 政二街路段非机动车交通服务水平

1) 非机动车道交叉口服务水平

焦作市政二街是本文重点研究路段,具体布设如图 9 所示,它是一条南北向的道路,南起龙源路,北至站前路,总长度为 3 170 m,为一块板道路,采用标线隔离,计算所需数据主要在丰收路至人民路路段测得。

以人民路与政二街交叉口南进口道与丰收路与政二街交叉口北进口道为例,如图 9 所示,其中人民路与政二街交叉口为交叉口 1,丰收路与政二街交叉口为交叉口 2,其交通量调查结果如表 7 所示。

根据式(5)可求得人民路与政二街交叉口服务水平得分 $I_{int}=3.995$,服务等级为 D 级。

相应的政二街与丰收路交叉口,根据式(5)求得服务水平得分 $I_{int}=2.417$,服务等级为 C 级。

北航学报 赠阅

2）非机动车道连接段服务水平

政二街非机动车道连接段情况如表 8 所示,连接段 1 为人民路至丰收路路段,连接段 2 为丰收路至映湖路路段,其中连接段 1 设置的路侧机动车停车位占用的非机动车道宽度为 2 m。



图 9　政二街现状

Fig. 9　Current situation of Zhenger Street

表 7　交叉口 1、2 交通量

Table 7　Traffic volume at intersection 1 and 2

交叉口	交通量/(辆·h^{-1})		
	直行	左转	右转
1	297	161	316
2	197	39	90

表 8　政二街非机动车道连接段基本信息

Table 8　Basic information of non-motorized lane connection section of Zhenger Street

调查项目	连接段 1	连接段 2
隔离形式	标线隔离	标线隔离
非机动车道宽度/m	3.5	3.5
路缘车道宽度/m	3.5	3.5
机动车道数(单向)	2	2
限制车速/(km·h^{-1})	50	50
土地利用类型	住宅、商业	工业
是否布设路侧停车位	是	否
停车位个数	182	—
停车位利用率/%	88	—

以连接段 1 为例,由调查结果显示重车交通量为 30 辆/h,根据式(6)求得服务水平得分I_{link} = 4.37,根据服务等级划分标准,该连接段服务水平为 D 级。

相应的根据式(6)计算连接段 2,求得的服务水平得分 I_{link} = 2.18,根据服务等级划分标准,该连接段服务水平为 B 级。

3）非机动车道路服务水平

根据调查,各连接段非机动车行驶速度及其行驶时间调查结果如表 9 所示。

表 9　政二街非机动车道各连接段行驶速度和行驶时间

Table 9　Driving velocity and travelling time of non-motorized lane connection section in Zhenger Street

连接段	长度/m	行驶速度/(m·s^{-1})	行驶时间/s
1	670	3.62	185
2	670	3.94	170

因此,根据城市非机动车道路服务水平计算式(9),求得服务水平得分为

$$I_{\text{road}} = \frac{4.37 \times 185 + 2.18 \times 170}{185 + 170} = 3.32$$

根据服务等级划分标准,该非机动车道路段服务水平为 C 级。

4.3　焦作市非机动车道设计改善方案

为了提出适用于焦作市非机动车道的改善方案,特对焦作市各主要道路的断面形式及其非机动车道隔离方式进行了实地调研,调查情况如表 10所示。

从表10中可以看出,焦作市大部分道路为

表 10　焦作市主要道路横断面情况及机非隔离方式

Table 10　Main road cross section of Jiaozuo and isolation mode of motor and non-motor vehicles

道路名称	断面形式	机非隔离方式	是否布设路侧停车位
迎宾路	四块板	绿化带隔离	是
丰收路	三块板	绿化带隔离	否
人民路	两块板	划线隔离	否
解放路	三块板	分隔带隔离	否
塔南路	四块板	分隔带隔离	是
焦东路	一块板	划线隔离	否
民主路	一块板	划线隔离	否
建设路	三块板	绿化带隔离	是
世纪路	三块板	绿化带隔离	是
山阳路	三块板	绿化带隔离	是
工业路	三块板	绿化带隔离	是
站前路	一块板	划线隔离	是
政二街	一块板	划线隔离	是
龙源路	三块板	绿化带隔离	否
和平街	一块板	划线隔离	是

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

一块板和三块板道路,因此,下面提出的改善方案应主要适用于一块板与三块板道路。

此改善设计以焦作市政二街路段为例,此道路断面形式为一块板道路,机动车道为双向四车道,单机动车道宽度为 3.5 m,两侧各有 3.5 m 宽的非机动车道,机动车道与非机动车道之间采用划线隔离,人行道宽度为 4 m,在道路两侧分别划有 2 m 宽的停车位,停车位使用率达到 88%。

根据 4.2 节的计算,得到改善后道路非机动车宽度应为 4.7 m,其中属于自行车道部分的宽度应为 1.3 m,属于电动车道的部分宽度应为 3.4 m。

1)原始道路断面

原始道路断面如图 10 所示。政二街原始道路断面为为机动车与非机动车共用一块板道路,隔离方式为划线隔离。优点是节省道路资源,道路交通状况不好时,机动车可以通过临时占用非机动车道路来缓解交通压力。缺点为:①机非混行降低通行效率,增加安全隐患;②路边停车干扰非机动车行驶;③非机动车占用机动车道,造成安全隐患;④电动车与自行车混行,互相造成干扰。

2)改善方案

政二街路段改善方案横断面设置形式如图 11所示,其中自行车道与电动车道分别采用不同颜色涂料进行涂装,已达到隔离自行车道与电动车道的目的。

改善方案的道路断面为非机动车道与机动车道共用一块板面,但是位于不同的高度层;自行车与电动车处于同一高度层,但是用不同颜色涂装进行隐形隔离,人行道位于最高层。隔离方式为通过抬升非机动车道形成空间隔离。优点为:①将非机动车道从原来的与机动车道同一高度的平面抬升 5 ~ 7 cm 的高度,在空间上形成机动车与非机动车的隔离;②路边的绿化设施也能对非机动车和行人之间形成一定的隔离,给非机动车行驶营造独立的空间;③非机动车道抬升后,杜绝了机动车路边随机停车的现象;④发生事故时,将事故车辆移除就可以很快地恢复交通运行,不需要维修更换支出;⑤对自行车道与电动车道之间采用不同颜色铺装的形式进行隔离,达到导向行驶作用,减少二者之间的相互干扰;⑥电动车道一侧安装防护栏防止电动车摔下台阶的情况出现,保障电动车出行者的安全;⑦良好的道路条件也将起到引导并增加绿色交通出行的比例。缺点为增加修建成本。

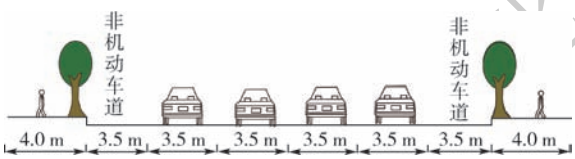


图 10 政二街路段原始道路断面

Fig. 10 Original road section of Zhenger Street

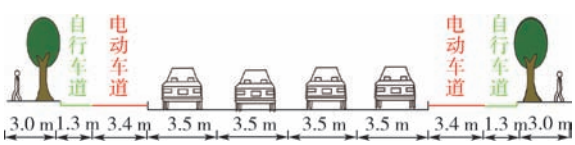


图 11 政二街路段改善方案

Fig. 11 Improvement scheme of Zhenger Street

4.4 政二街路段非机动车道改善方案评价

4.4.1 建立层次分析结构图

结合本次选取的 7 项基础指标,建立非机动车系统综合评价层次结构如表 11 所示。

表 11 层次结构

Table 11 Hierarchy structure

准则层(类别指标)	指标层(基础指标)
设施类 W_1	W_{11}:非机动车道非直线系数
	W_{12}:是否设置非机动车道
	W_{13}:非机动车道上是否明确划分自行车道与电动车道
	W_{14}:机动车占用非机动车道路侧停车比例
运行类 W_2	W_{21}:自行车流量,辆/h
	W_{22}:自行车速度,km/h
安全类 W_3	W_{31}:非机动车道与机动车道是否有效隔离
	W_{32}:自行车道与电动车道是否有效隔离
	W_{33}:非机动车道与人行道有无隔离

注:目标层为非机动车交通系统综合评价。

4.4.2 数据调查与计算

1)基础指标数据的获取

通过调查及计算,获取政二街路段自行车交通系统基础指标原始数据如表 12 所示。

表 12 基础指标原始数据

Table 12 Raw data of basic indicators

指标	改善前	改善后
W_{11}	1	1
W_{12}	0	1
W_{13}	0	1
W_{14}	0.88	0
W_{21}	978	1 100
W_{22}	11.79	18.00
W_{31}	0	1
W_{32}	0	1
W_{33}	0	1

2)计算综合指标值

首先利用层次分析法求基础权重,邀请 10 名专家进行问卷调研获取原始调查数据,计算判断矩阵最大特征根,利用特征根法求得各类指标的权重。然后针对基础指标,利用熵理论计算熵权。

北航学报 赠阅

最后,获取基础指标组合权重,结果如表 13 所示。

对指标属性进行识别及修正,识别负向指标:机动车占用非机动车道路侧停车比例(W_{14})、自行车流量(W_{21})。针对负向指标采用负数法进行指标的正向化处理,并对原正向指标和处理后的指标采用均值法进行无量纲化处理,得到无量纲的指标值,结果如表 14 所示。

经过上述计算,最终获得政二街路段非机动车交通系统改善前后的综合指标值。由式(15)可求得改善前评价综合指标值为 0.022 39,改善后为 1.179 4,远大于改善前的指标值。由数据可见,此改善方案显著提高了政二街路段非机动车系统的运行服务水平,机非混行、机动车占道行驶等问题也将得到改善,也证明改善方案的可实施性。

表 13　相关指标权重

Table 13　Relative indicator weights

准则层	准则层对目标层权重	指标层	指标层对目标层权重	熵权	组合权重
W_1	0.310	W_{11}	0.075 0	0.167 1	0.119 3
		W_{12}	0.165 7	0.083 6	0.131 8
		W_{13}	0.096 7	0.083 6	0.076 9
		W_{14}	0.090 8	0.083 6	0.072 2
W_2	0.248	W_{21}	0.062 0	0.166 9	0.098 5
		W_{22}	0.126 0	0.164 6	0.197 4
W_3	0.442	W_{31}	0.145 9	0.083 6	0.116 1
		W_{32}	0.113 0	0.083 6	0.089 9
		W_{33}	0.123 1	0.083 6	0.097 9

注:目标层为非机动车交通系统。

表 14　经正向化和无量纲化处理后的指标值

Table 14　Index values after normalization and dimensionless treatment

指标	改善前	改善后
W_{11}	1	1
W_{12}	0	2
W_{13}	0	−2
W_{14}	−2	0
W_{21}	0.941 3	1.058 7
W_{22}	0.791 5	1.208 5
W_{31}	0	2
W_{32}	0	2
W_{33}	0	2

5　结　论

本文试图通过对城市非机动车系统进行一系列的调查与研究,寻找到一种行之有效的非机动车道改善方案,为大部分城市存在的机非混行等问题提供一些新的解决方法。本文的主要结论如下:

1)本文对目前非机动车道存在的问题,做出了相对全面、准确的分析,并且指出了目前亟需解决的问题,并对各种问题的成因进行了分析讨论。

2)本文分析了目前城市道路断面形式以及非机动车道与机动车道常用隔离方式,并通过查阅资料,提出一种空间隔离措施——将非机动车道抬升一定的高度,从而达到与机动车的分离的目的。并且针对电动车与自行车混行的现状,提出一种新的措施,将自行车道与电动车道抬升到同一高度,用不同颜色涂装,起到警示引导的作用,让两者各行其道,互不干扰,起到隐形隔离的效果。

3)本文采用了一种新的评价模型——基于层次分析法与熵理论的非机动车交通系统评价模型,以焦作市政二街为例,对于采取改善方案前后进行了对比评价,验证了改善方案的有效性。

参考文献(References)

[1] 曹士强,边扬,荣建,等. 基于道路交通环境的非机动车骑行行为特征研究[J]. 道路交通与安全,2015,15(4):44-48.
CAO S Q,BIAN Y,RONG J,et al. Study on non-motorized vehicle riding behavior characteristics based on road and traffic environment[J]. Road Traffic & Safety,2015,15(4):44-48(in Chinese).

[2] 纪宁. 城区电动自行车交通特性分析[J]. 中国水运,2015,15(9):112-114.
JI N. Analysis of urban electric bicycle traffic characteristics [J]. China Water Transport,2015,15(9):112-114 (in Chinese).

[3] 赖元文. 大城市自行车交通特性及设施规划研究[D]. 南京:东南大学,2007.
LAI Y W. Research on bicycle traffic characteristics and facilities planning in big cities[D]. Nanjing:Southeast University,2007(in Chinese).

[4] 邵海鹏. 城市慢行交通安全问题成因及对策研究[J]. 广西大学学报(自然科学版),2010,35(2):210-215.
SHAO H P. Causes and countermeasures of safety problems due to urban non-motorized traffic [J]. Journal of Guangxi University(Natural Science Edition),2010,35(2):210-215(in Chinese).

[5] 杨佩昆,吴兵. 交通管理与控制[M]. 第 2 版. 北京:人民交通出版社,2004:22-40.
YANG P K,WU B. Traffic management and control [M]. 2nd ed. Beijing:People's Communications Press,2004:22-40 (in Chinese).

[6] 范晓燕. 慢行交通的可适性分析和设计方法研究[D]. 兰州:兰州交通大学,2015.
FAN X Y. Research on the adaptability analysis and design method of slow traffic[D]. Lanzhou:Lanzhou Jiaotong University,2015(in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

[7] 中华人民共和国住房和城乡建设部. 城市道路工程设计规范:CJJ 37—2012[S]. 北京:中国建筑工业出版社,2016.
The Ministry of Housing and Urban-Rural Development of the People's Republic of China. Code for design of urban road engineering:CJJ 37—2012[S]. Beijing: China Architecture & Building Press,2016(in Chinese).

[8] 石银领. 城市慢行交通规划研究——以铜川市为例[D]. 西安:长安大学,2015.
SHI Y L. Research on urban non-motorized transportation planning——Taking Tongchuan city as an example[D]. Xi'an: Chang'an University,2015(in Chinese).

[9] 王亚涛,李香红,宋晖颖. 电动自行车专用道设计方法的初步研究[J]. 公路工程,2015,40(1):270-274.
WANG Y T,LI X H,SONG H Y. A preliminary study of electric bicycle lanes design methods[J]. Central South Highway Engineering,2015,40(1):270-274(in Chinese).

[10] 陶思然. 基于自行车与电动自行车的二元混合交通流特性研究[D]. 西安:长安大学,2015.
TAO S R. Binary mixed traffic characteristics based on bicycle and electric bicycle[D]. Xi'an:Chang'an University,2015(in Chinese).

[11] 白辂韬,周继彪,郭延永,等. 电动自行车通行能力研究[J]. 科技信息,2010(1):9-10.
BAI L T,ZHOU J B,GUO Y Y,et al. A study of the electric bicycle capacity[J]. Science & Technology Information,2010(1):9-10(in Chinese).

[12] 杨佩昆,黄文忠,车不明. 城市道路车队离散过程中的交通流模型[J]. 同济大学学报(自然科学版),1994,22(3):294-299.
YANG P K,HUANG W Z,CHEN P M. Traffic flow model in consideration of vehicle plantoon dispersion on urban roads[J]. Journal of Tongji University(Natural Science),1994,22(3):294-299(in Chinese).

[13] 戴冀峰,赵贤兰,林建新,等. 城市自行车路段服务水平研究[J]. 长安大学学报(自然科学版),2015,35(s1):26-31.
DAI J F,ZHAO X L,LIN J X,et al. Study on the level of service for urban bicycle road segment[J]. Journal of Chang'an University(Natural Science Edition),2015,35(s1):26-31(in Chinese).

[14] HARKEY D L,REINFURT D W,KNUIMAN M. Development of the bicycle compatibility index[J]. Transportation Research Record Journal of the Transportation Research Board,1998,1636(1):13-20.

[15] 麻乐. 城市自行车道改善及路网规划研究[D]. 西安:长安大学,2013.
MA L. City bike road improvement and network planning study[D]. Xi'an:Chang'an University,2013(in Chinese).

[16] 胡松,吴海俊,赵慧. 基于层次熵分析法的自行车交通系统评价及应用研究[C]//2016 年中国城市交通规划年会论文集,2016:1-9.
HU S,WU H J,ZHAO H. Bicycle transportation system evaluation and application based on hierarchical entropy analysis[C]// Proceedings of the 2016 China Urban Transport Planning Annual Conference,2016:1-9(in Chinese).

[17] 麻少娟,张继荣. 基于层次分析法和熵理论的网络选择算法[J]. 陕西科技大学学报,2014,32(3): 162-167.
MA S J,ZHANG J R. Network selection algorithm by using AHP and entropy theory[J]. Journal of Shaanxi University of Science & Technology,2014,32(3):162-167(in Chinese).

作者简介:

张骏 女,硕士研究生。主要研究方向:交通流理论、静态交通、信息安全。

郑楠 男,博士,副教授,博士生导师。主要研究方向:交通流理论、交通规划与管理。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Optimal-design and exploration for non-motor vehicle system in urban center

ZHANG Jun, ZHENG Nan*, HUANG Chongxuan

(School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: With the recent social and economic development and the expansion of urban size, the demand for urban transportation has increased substantially, that introducing large amount of bikes and electronically-driven bikes and the traditional non-motor bike and motor vehicle operation conflict is significant. To this end, it is necessary to explore the operation characteristics of non-motor vehicle system, design and optimize road facilities, and establish a safe and efficient green non-motor vehicle system under the new situation. First, for the main participation mode in non-motor vehicle system, namely the conflict between electric bike and bicycle, and the limitation of sharing non-motor vehicle lane space, it proposes an optimal design for the mixed traffic flow of non-motor vehicles, recognizing the heterogeneity between electrified and the normal bicycles and offering detailed infrastructure plan on lane separation. Then, a quantitative approach then is proposed to evaluate the different plans of infrastructure design, based on a modified version of the analytic hierarchy process. Finally, a case study is carried out utilizing a real urban region in the city of Jiaozuo in China, analyzing its present situation and main problems, designing and evaluating the feasibility and rationality of the improvement plan. The comprehensive index value, as defined in this paper, the service quality of the non-motorized carriageway on a trunk road has been greatly improved by optimizing its design, indicating that the improvement is evident, especially more sustainable for mixed bicycle flow. This paper aims to provide a reference for the design of non-motor vehicle lanes.

Keywords: non-motor vehicle system; improvement of cross section; motor and non-motor vehicle separation; analytic hierarchy process; entropy method

北京航空航天大学学报

Received: 2018-10-02; **Accepted**: 2019-01-04; **Published online**: 2019-01-23 10:15

URL: kns. cnki. net/kcms/detail/11. 2625. V. 20190122. 0854. 001. html

Foundation items: Beihang"zhuoyue" Program (ZG216S1845); National Natural Science Foundation of China (61773040)

* **Corresponding author**. E-mail: nan_zheng@ buaa. edu. cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0593

全下文载

基于多传感器测量的航天器舱段自动对接位姿调整方法

陈冠宇[1], 成群林[1,*], 张解语[2], 洪海波[1], 何军[1]

(1. 上海航天精密机械研究所, 上海 201600; 2. 西安电子科技大学 机电工程学院, 西安 710071)

摘 要: 针对航天器舱段对接通常采用的手工操作方式效率低、精度差和可靠性难以保证的问题,研发了一种基于多传感器测量的舱段自动对接装置,其中舱体位姿的测量和调整是保证对接质量和效率的关键因素。提出了一种基于激光轮廓传感器和CCD图像传感器等多传感器协同测量的舱段六自由度位姿估计和调整方法。首先,采用激光轮廓传感器对舱体进行扫描,获取位姿三维点云信息,并采用改进的最小二乘法对被测舱段位姿进行求解;然后,通过CCD图像传感器获取舱段对接孔位置,通过圆拟合计算角度偏差,求解和拟合的结果将反馈至控制系统进行调姿和对接。采用Gocator 2350激光轮廓传感器及大恒MER-1810-21U3C工业相机进行舱体测量和对接实验,结果表明,舱体位姿调整精度和效率均达到对接要求。该方法结合了激光轮廓传感器的可靠性和机器视觉的灵活性,有效提高了自动对接系统的效率、稳定性和一致性,足以满足未来军用以及民用的需求。

关 键 词: 舱段自动对接; 位姿调整; 多传感器测量; 位姿计算; 数据处理

中图分类号: TP23

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2019)06-1232-08

舱段对接是影响航天器整体质量的关键因素之一,目前国内仍大多采用人工方式,效率低、精度差、可靠性难以保证,难以满足迫切的市场需求。因此,研发整套的高效、高精、柔性的自动舱段对接系统迫在眉睫[1-3]。在舱段自动对接过程中,需要对舱段的位姿进行精确、快速地测量以得到其相对位姿误差,并针对该误差进行有效的调整。舱段位姿测量和调整是保证对接效率、精度和质量的关键,具有重要的研究意义和应用价值。

目前,国内外已有多家机构对位姿的测量和调整方法进行了研究。大多数工程案例[4-7]都采用激光跟踪系统(Laser Tracker System,LTS)作为位姿测量的手段,该方法测量精度高,测量范围广,在大型舱段如飞机[8]的对接过程中应用较多。此外,金贺荣等[9]将双目视觉测量技术应用于航天器的水平对接过程,该方法通过双目相机测量并匹配被测舱段表面预先喷涂的靶点,完成对接舱段位姿的测量。但以上2种技术均需要在被测物表面安装或喷涂相应的靶标,因此增加了人工成本,降低了生产效率,对于导弹等需成批生产的航天器来说,该问题极大地限制了此类技术的应用。此外,安装或喷涂靶标时并不能保证靶标位置达到完全准确,因此可能会引入新的误差。除了以上2种技术,也可通过机器视觉识别被测物几何基元的方式完成对零件位姿的测量[10-11],或通过匹配相应的CAD模型完成测量[12],但零

收稿日期: 2018-10-17; **录用日期**: 2018-11-16; **网络出版时间**: 2019-01-14 15:24
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190111.1530.002.html
基金项目: 装备预研共用技术项目(41423010401)
* **通信作者**. E-mail: 18706730639@163.com

引用格式: *陈冠宇, 成群林, 张解语, 等. 基于多传感器测量的航天器舱段自动对接位姿调整方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1232-1239. CHEN G Y, CHENG Q L, ZHANG J Y, et al. Multi-sensor measurement based position and pose adjustment method for automatic docking of spacecraft cabins[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6): 1232-1239 (in Chinese).*

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

件的实际尺寸相对 CAD 模型具有差异,可能引入误差,鲁棒性较差。随着测量技术的发展,激光轮廓传感器——亦即线结构光三角法的出现为该问题提供了新的解决思路,如 Nguyen 和 Lee[13] 通过激光轮廓传感器对焊缝进行扫描,提取相应的几何特征和参数,对焊接质量进行评价。Rahayem 和 Kjellander[14] 将机械臂和激光轮廓传感器结合使用,进行零件的参数测量和计算,并根据激光轮廓传感器的测量特性研究了回转体椭圆轮廓线拟合的精度问题。Schalk 等[15] 对线结构光三角法获得的截面进行了分析。以上研究大多集中在物体形貌特征的测量,对位姿测量问题涉及较少,但其高精度、高抗干扰能力的特点使其具有解决该问题的潜质,如 Bellandi 等[16] 将工业相机和激光轮廓传感器共同安装于机械手的末端构成机器人手眼系统,对待测物体进行识别并确定其位置,完成机器人的抓取动作,但该方法不适用于本文所述的航天器对接情景。

本文提出了一种基于多传感器协同测量的舱段位姿估计和调整方法,该方法采用激光轮廓传感器和 CCD 图像传感器对舱段进行测量,结合了激光轮廓传感器的可靠性和机器视觉的灵活性,通过传感器对舱段进行扫描,测得其除自转角外 5 个自由度的位姿,并通过机器视觉确定舱段绕轴线的转角。在此基础上,采用了改进的最小二乘法对被测舱段位姿进行求解,结果将反馈至控制系统进行调姿和对接。

1　舱段位姿多传感器协同测量

1.1　测量原理

任意状态的舱段位姿可以用六维向量(X_C, Y_C, Z_C,α,β,γ)来唯一表示,如图 1 所示。其中,X_C、Y_C 和 Z_C 为舱段端面中心点 O_C 在标定架坐标系 O_0(实际测量坐标系)中的位置,β 和 γ 分别为舱段轴线在 $X_0O_0Y_0$ 和 $X_0O_0Z_0$ 平面中投影的倾斜角,α 为舱段绕自身轴线的自转角。

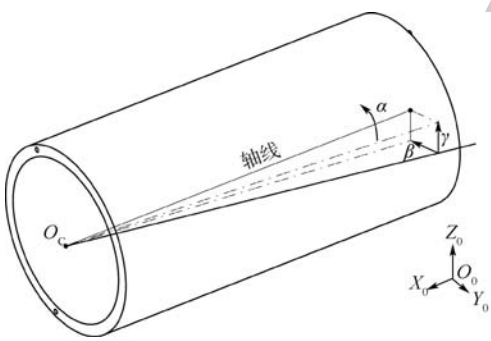


图 1　舱段位姿示意图

Fig. 1　Schematic diagram of cabin position and pose

对于舱段对接来说,不同舱段间的位姿偏差主要为沿 Y_0、Z_0 轴的平移偏差 Δy、Δz 以及绕 X_0、Y_0、Z_0 轴的旋转偏差 $\Delta\alpha$、$\Delta\beta$ 和 $\Delta\gamma$。一般来说,舱段对接采用间隙配合,要想成功对接,舱段之间的位姿误差不能高于 0.1 mm。因此,整个测量系统的设计精度为 0.1 mm,重复精度不低于 0.03 mm。通常来说,激光测量能够进行三维测量,精度高、可靠性好,但效率较低,而视觉测量速度快、灵活性强,但往往用于二维场合,并受到视场的限制。为了满足高精度、高效率位姿三维测量的需求,将采用激光轮廓扫描与工业相机局部拍摄协同的测量方式,如图 2 所示,即 Δy、Δz、$\Delta\beta$ 和 $\Delta\gamma$ 通过激光轮廓传感器测得,$\Delta\alpha$ 通过工业相机测得。激光轮廓传感器本质上是一种基于光学三角测量法的二维激光测距传感器,可以获得激光扇面内的光带上若干离散点相对于传感器的深度信息,通过扇面移动可以拟合出舱段轴线及端面位姿信息。工业相机可以通过拍照获取销孔位置,通过图像处理可以测出不同舱段绕轴自转的角度与目标角度之间的差异。多传感器协同测量既体现了激光轮廓传感器测量的可靠性,又发挥了机器视觉测量的灵活性。

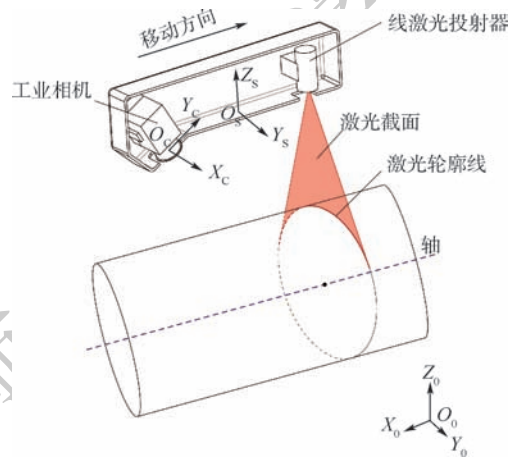


图 2　舱段位姿多传感器测量系统

Fig. 2　Cabin section position and pose multi-sensor measurement system

1.2　位姿求解算法

1.2.1　轴线及端面位姿求解

根据激光轮廓传感器获得的物体轮廓点云数据进行求解就可以得到被测物的位姿。扫描过程中,同时记录传感器的 X_0 坐标,令 $X_0 = x_i$,可取得若干平行平面上的轮廓数据,即一组相似的椭圆圆弧链(L_1,L_2,…,L_N),如图 3 所示。

这些轮廓数据从微观上来看为一系列离散的点,因此,对于每个圆弧链(L_1,L_2,…,L_N),取其具

北航学报 赠阅

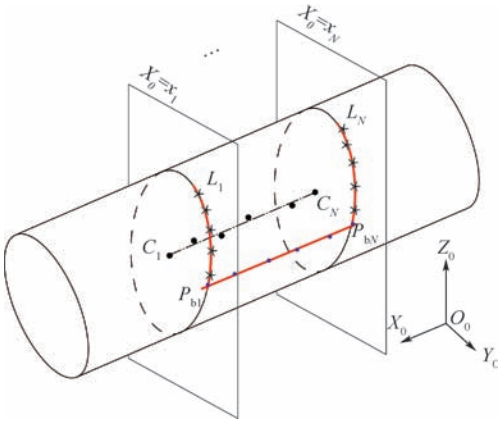


图 3 通过若干椭圆圆弧估计轴线参数的过程示意图

Fig. 3 Schematic diagram for estimating axis parameters through several elliptical arcs

有最大 Y_0 坐标的点(P_{b1},P_{b2},…,P_{bN}),根据几何关系可知,(P_{b1},P_{b2},…,P_{bN})为圆柱的一条母线,因此其倾角即圆柱轴线的倾角。对其在平面 $X_0O_0Y_0$ 上的投影通过最小二乘拟合算法进行拟合,就可以求得 β。同时,对椭圆圆弧链进行拟合,所得圆心记为(C_1,C_2,…,C_N),对其在平面 $X_0O_0Z_0$ 上的投影通过最小二乘拟合算法进行拟合,就可以求得 γ。再根据 β 和 γ 的值对舱段进行调平。调平后,再次采用激光轮廓传感器进行扫描,得到椭圆圆弧(L'_1,L'_2,…,L'_N)。此时,β 和 γ 约等于零,因此(L'_1,L'_2,…,L'_N)接近正圆圆弧,对其进行正圆拟合,得到对应圆心(C'_1,C'_2,…,C'_N),进行空间直线拟合,得到零件轴线的方向向量以及其与平面 $Y_0O_0Z_0$ 的交点。根据投影关系可知,此时端面在平面 $X_0O_0Z_0$ 上的投影为一条直线,因此可对该直线进行拟合,得到端面中心 X_0 的坐标 X_C,根据轴线的空间位姿,计算端面中心的坐标(X_C,Y_C,Z_C),平移完成对零件进行位姿测量和调整。

对椭圆圆弧(L_1,L_2,…,L_N)进行最小二乘拟合选取目标函数为

$$D(\boldsymbol{a}) = \sum_{i=1}^{M} G(x_i,y_i,\boldsymbol{a})^2 \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{a}$ 为椭圆一般方程的六维系数向量,满足 $\boldsymbol{a}=[A,B,C,D,E,F]^{\mathrm{T}}$;$M$ 为每个椭圆上拟合点的个数;$G(x_i,y_i,\boldsymbol{a})$ 为椭圆方程的一般形式,即

$$G(x_i,y_i,\boldsymbol{a}) = Ax^2 + Bxy + Cy^2 + Dx + Ey + F \tag{2}$$

对式(2)的求解方法较多,Rahayem 等[17]对各种拟合算法进行了讨论,并认为由 Halíř[18] 和 Ahn[19] 等提出的改进直接最小二乘拟合算法在效率、准确度和抗噪等方面性能优异。该算法是对 Fitzgibbon 等[20]提出的椭圆直接最小二乘算法的改进,避免了约束矩阵的奇异性[21-23]给计算带来的不便,相比其他迭代算法效率更高。

该算法中,最小二乘可表述为一个最优化问题:

$$\min_{\boldsymbol{a}} \left\| (\boldsymbol{D}_1 \mid \boldsymbol{D}_2)(\boldsymbol{a}_1 \mid \boldsymbol{a}_2)^{\mathrm{T}} \right\|^2 \tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{a}_1$ 和 $\boldsymbol{a}_2$ 为对应椭圆代数方程中的系数向量,其中 $\boldsymbol{a}_1=[A\quad B\quad C]$,$\boldsymbol{a}_2=[D\quad E\quad F]$;参数矩阵 $\boldsymbol{D}_1$ 和 $\boldsymbol{D}_2$ 分别为

$$\begin{cases} \boldsymbol{D}_1 = \begin{bmatrix} x_1^2 & x_1y_1 & y_1^2 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ x_i^2 & x_iy_i & y_i^2 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ x_M^2 & x_My_M & y_M^2 \end{bmatrix} \\ \boldsymbol{D}_2 = \begin{bmatrix} x_1 & y_1 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ x_i & y_i & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ x_M & y_M & 1 \end{bmatrix} \end{cases} \tag{4}$$

其中:(x_i, y_i)为拟合点的坐标。对于椭圆代数拟合问题来说,约束条件 $4AC-B^2=1$ 可写作如下矩阵形式:

$$[\boldsymbol{a}_1 \mid \boldsymbol{a}_2] \left[\begin{array}{c|c} \boldsymbol{R} & \boldsymbol{0}_{3\times3} \\ \hline \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} \end{array} \right] [\boldsymbol{a}_1 \mid \boldsymbol{a}_2]^{\mathrm{T}} = 1 \tag{5}$$

其中:$\boldsymbol{R}$ 为一个 3×3 的约束矩阵,即

$$\boldsymbol{R} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 2 \\ 0 & -1 & 0 \\ 2 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{6}$$

在式(5)情况下,式(2)即是一个约束最优化问题,根据文献[18]有

$$\begin{cases} \boldsymbol{D}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}_1\boldsymbol{a}_1^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{D}_1^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}_2\boldsymbol{a}_2^{\mathrm{T}} = \lambda\boldsymbol{R}\boldsymbol{a}_1^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{D}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}_1\boldsymbol{a}_1^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{D}_2^{\mathrm{T}}\boldsymbol{D}_2\boldsymbol{a}_2^{\mathrm{T}} = \boldsymbol{0} \end{cases} \tag{7}$$

式中:λ 为拉格朗日乘数。对式(7)进行求解,可得椭圆一般方程的 6 个系数 $A\sim F$,进而可解出椭圆的几何参数,即椭圆长、短半轴 a、b,椭圆的圆心坐标(x_C,y_C)以及椭圆的旋转角 φ。再对圆心(C'_1,C'_2,…,C'_N)进行空间直线拟合,选取目标函数为

$$\begin{cases} Q_y(p,y_0) = \sum_{i=1}^{N} (y_i - px_i - y_0)^2 \\ Q_z(q,z_0) = \sum_{i=1}^{N} (z_i - qx_i - z_0)^2 \end{cases} \tag{8}$$

式中:拟合的空间直线与平面 $Y_0O_0Z_0$ 的交点为 $P_0(0,y_0,z_0)$,该空间直线的一个方向向量为 $\boldsymbol{T}=(1,p,q)$。对式(8)进行求解,可得直线与平面

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$Y_0O_0Z_0$ 的交点 $P_0(0,y_0,z_0)$ 以及直线的一个方向向量 $\boldsymbol{T}=(1,p,q)$。根据该方向向量求出对应轴线的姿态角 γ,同样的,通过拟合母线的方式得到轴线姿态角 β。由于舱段调平后端面在平面 $X_0O_0Z_0$ 和 $X_0O_0Y_0$ 上的投影为一条直线,因此可通过图形学的方式求取端面中心 X_C,根据轴线的空间位姿[24]计算端面中心的坐标(X_C,Y_C,Z_C)。

1.2.2　销孔角度偏差求解

工业相机测量目的是测出舱段实际绕轴自转的角度与目标角度之间的差异,即实现舱段端面 1上定位孔和与之对应端面 2 上定位销位置 (x_3,y_3,z_3)、(x_4,y_4,z_4) 以及销和孔之间夹角 $\Delta\alpha$ 测量,并驱动旋转机构补偿该误差。以舱段端面 O_1 为例,如图 4 所示,采用工业相机对孔进行拍摄,经图像处理测得孔圆心在标定板坐标系 $O_3X_3Y_3Z_3$ 中的坐标是(x_{33},y_{33},z_{33})。为了方便与端面 O_2 上的销进行比对,需要将孔坐标转换到世界坐标系 $O_0X_0Y_0Z_0$ 中,即

$$(x_3,y_3,z_3)=(x_{33}+x_{03},y_{33}+y_{03},z_{33}+z_{03}) \tag{9}$$

同理,采用另一台 CCD 相机对端面 2 进行拍摄。若端面 O_2 上的标定板坐标系是 $O_4X_4Y_4Z_4$,则销在世界坐标系 $O_0X_0Y_0Z_0$ 中的坐标为

$$(x_4,y_4,z_4)=(x_{44}+x_{04},y_{44}+y_{04},z_{44}+z_{04}) \tag{10}$$

经过姿态的多次测量和调整,当两舱段轴线的对中误差小于装配公差时,就认为两舱段轴线已经调成水平,此时由激光轮廓传感器测得的端面 O_1 和端面 O_2 的圆心坐标分别为(x_1,y_1,z_1)和(x_2,y_2,z_2),则孔和销之间的夹角为

$$\Delta\alpha=\arctan\frac{z_3-z_1}{y_3-y_1}-\arctan\frac{z_4-z_2}{y_4-y_2} \tag{11}$$

综上,通过以上步骤,可分别求出舱段轴线的 3 个姿态角 α、β 和 γ,以及端面圆心的空间坐标(X_C,Y_C,Z_C)。考虑到最小二乘法对离群值的敏感性,可通过 M-估计[19,25]对以上最小二乘拟合算法的鲁棒性进行增强。

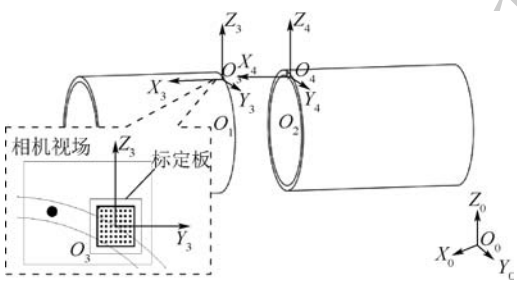
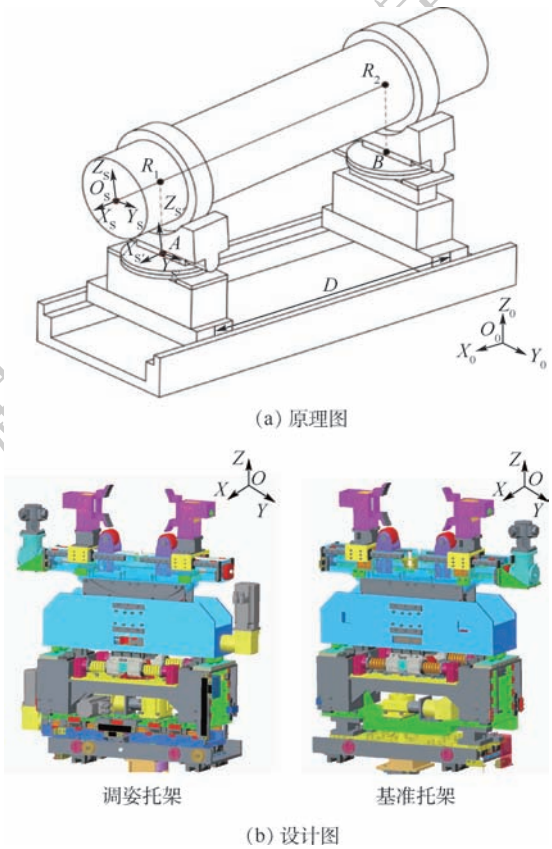


图 4　舱段端面销、孔位置测量原理

Fig. 4　Principle for measuring position of cabin end face pin and hole

2　舱段位姿调整

舱段位姿调整机构如图 5 所示,每个舱段采用 2 个托架支撑,舱段自动对接平台通过一套调姿托架(含 2 个托架)与一套基准托架(含 2 个托架)来实现舱段对接过程的协同调姿,2 个基准托架用于托举第一段舱段,作为对接基准,2 个调姿托架托举待对接的舱段,可实现舱段偏摆、俯仰以及绕轴线旋转 3 种姿态调姿,与基准舱段完成对接,托架具有一定柔性,用于补偿对接误差以完成对接。详细的舱体位姿测量及调整流程如图 6 所示。首先,通过激光轮廓传感器测得舱段倾角 β、γ,并驱动调姿平台沿 Y_0、Z_0 方向运动,将舱段调平;其次,通过激光轮廓传感器测量拟合出舱段前端面的中心位置(X_C,Y_C,Z_C),再次驱动调姿平台沿 Y_0、Z_0 方向运动,将需要对接的舱段调整到同一高度。接下来,采用工业相机对舱段对接销、孔位置进行拍照,获取角度偏差并驱动舱体自转。只要销、孔位置达到装配公差,就驱动舱段沿 X_0 方向移动 X_C 距离,完成对接。需要说明的是,对接的 2 个舱段,一个为基准舱段,只需要执行流程



(a) 原理图

(b) 设计图

图 5　舱段位姿调整机构原理图和设计图

Fig. 5　Schematic diagram and design drawing of cabin position and pose adjustment mechanism

北航学报 赠阅

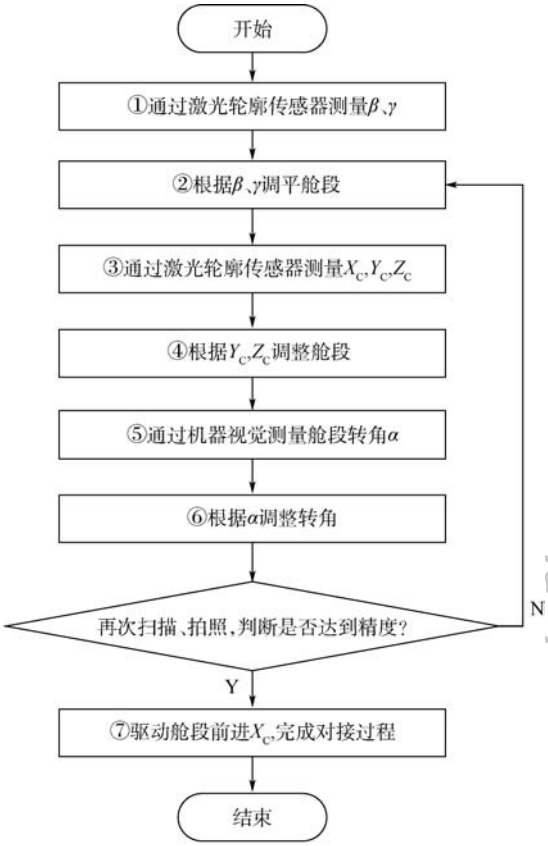


图 6 位姿测量调整流程图

Fig. 6 Position and pose measurement and adjustment flowchart

中的步骤①～④即可，另一个为对接舱段，以基准舱段为基准进行姿态调整和对接。

3 实验验证与分析

项目研制的舱段自动对接装置如图 7 所示，位姿测量系统采用了 Gocator 2350 激光轮廓传感器，该传感器测量范围 400 mm，视场 FOV 为158～365 mm，Z 方向分辨率为 0.019～0.060 mm，X 方向分辨率为 0.15～0.3 mm，视觉系统采用 2 套大恒 MER-1810-21U3C 工业相机，分辨率为 4 912 像素×3 684 像素，像素尺寸为1.25 μm×1.25 μm，分别配备 M2514-MP2 百万像素定焦镜头，焦距为 25 mm。系统采用了 Holcon 机器视觉软件对视觉系统进行标定及二维测量图像处理。因此，该配置完全满足了舱体位姿测量的精度需求。



图 7 舱段自动对接平台

Fig. 7 Cabin automatic docking platform

对舱段进行位姿测量、调整及对接实验，首先采用激光轮廓传感器对舱体进行扫描，扫描获取的图像及处理结果如图 8 所示。实验中，分别对直径为 125、200 和 340 mm 3 种舱段进行了测量，每个舱段测量 3 次，并采用第 2 节的位姿求解方法，求得 X_C、Y_C、Z_C、β 和 γ 的绝对测量误差以及重复误差，如表 1 所示。可以看出，该测量系统远远满足了绝对测量误差 0.1 mm，重复测量误差 0.03 mm的要求。

采用激光轮廓传感器进行一次测量后，将位姿求解结果反馈到控制系统中进行位姿调整，调整后再采用激光轮廓传感器进行测量，某型号航天器调整前后的测量结果如表 2 所示。可以看出，通过一次调整，X_C、Y_C、Z_C、β 和 γ 的位姿已经满足对接的要求。在保证测量精度的前提下，一次扫描时间在 30 s 以内，也能满足快速测量的要求。

在此基础上，采用经过标定的大恒相机对舱段端面上的 3 个孔的两两夹角进行测量，测量和图像处理结果如图9所示。为验证孔位测量的

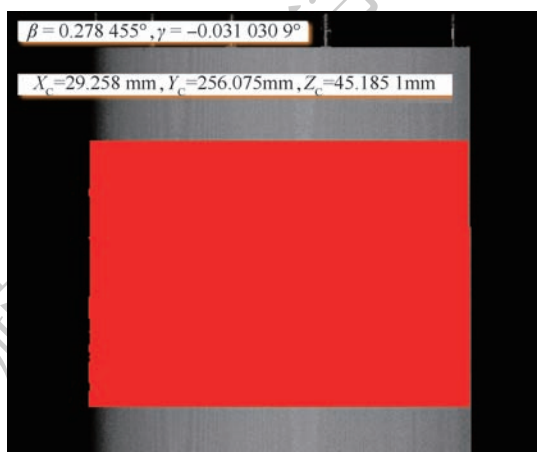


图 8 激光轮廓传感器扫描及处理结果

Fig. 8 Laser profile sensor scanning and processing results

表 1 舱段位姿测量误差

Table 1 Measurement error of cabin position and pose

误差	β/(°)	γ/(°)	X_C/mm	Y_C/mm	Z_C/mm
绝对误差均值	0.007 8	0.011 3	0.022 3	0.022 2	0.016 5
绝对误差最大值	0.012 5	0.013 7	0.028 1	0.028 7	0.025 9
重复测量标准差	0.001 4	0.000 3	0.000 9	0.012 1	0.001 4
重复测量极差	0.002 8	0.000 5	0.001 7	0.002 1	0.002 8

北航学报 赠阅

表 2　各舱段调整前后位姿数据

Table 2　Each cabin position and pose data before and after adjustment

舱段号	调整前/后	β/(°)	γ/(°)	X_C/mm	Y_C/mm	Z_C/mm
1	前	0.875 2	−0.002 1	−39.121	266.051	38.033
	后	0.006 4	−0.001 7	−38.951	266.109	38.011
2	前	0.781 1	−0.631 5	2 888.416	266.151	38.021
	后	0.008 4	−0.004 4	2 888.426	266.176	37.936
3	前	0.675 4	0.124 5	4 278.601	266.165	37.965
	后	0.007 3	−0.001 2	4 278.578	266.171	37.986

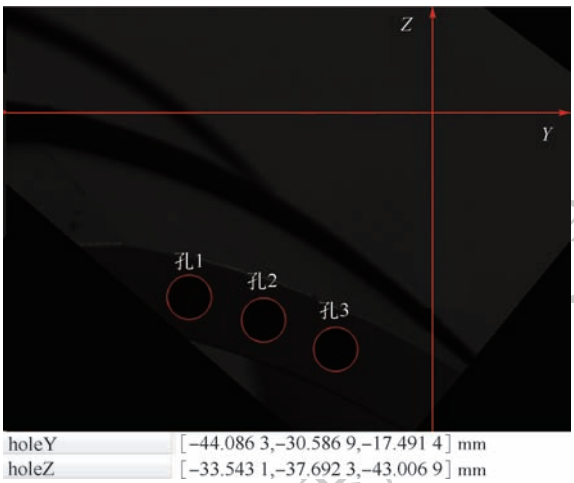


图 9　舱体对接孔位置图像处理结果

Fig. 9　Image processing results of cabin docking hole position

精度,引入 API(美国自动精密工程公司)激光跟踪仪对相机拍照测量的精度进行验证,相机测量结果与 API 激光跟踪仪的测量结果进行比对,如表 3 所示。可以看出,相机和 API 激光跟踪仪夹角测量最大的误差为 0.015 29°,满足了测量的精度要求。

采用相机进行一次测量后,将角度偏差求解结果反馈到控制系统中进行调整,调整完后再进行测量,调整前后的测量结果如表 4 所示。可以看出,通过一次调整,对接角度偏差 $\Delta\alpha$ 已经满足对接的要求。在此基础上,经过多次实验验证,3 个舱段均能顺利完成对接,对接成功率为 100%。此外,该系统将对接时间从原来手工操作

表 3　舱段孔之间夹角测量

Table 3　Measurement of angle between cabin holes　(°)

舱段号	夹角	API	相机	误差
1	孔 1、孔 2 夹角	4.971 32	4.977 63	0.006 31
	孔 2、孔 3 夹角	5.010 37	4.995 33	−0.015 04
	孔 1、孔 3 夹角	9.981 69	9.972 96	−0.008 73
2	孔 1、孔 2 夹角	5.001 19	4.991 57	−0.009 62
	孔 2、孔 3 夹角	5.018 04	5.011 90	−0.006 14
	孔 1、孔 3 夹角	10.019 20	10.003 91	−0.015 29

表 4　调姿前后相邻舱段相对自转角测量数据

Table 4　Relative segment angle measurement of adjacent cabins before and after posture adjustment

舱段号	调整前/后	$\Delta\alpha$/(°)
1 和 2	前	5.734 5
	后	0.000 3
2 和 3	前	4.667 4
	后	0.001 2

1 h 缩短至 10 min,极大地提高了航天器舱段对接的效率。

4　结　论

本文针对舱段自动对接装配中的位姿测量及调整问题,提出了一种基于多传感器测量的舱段测量及位姿调整方法:

1)该方法采用了激光轮廓传感器和 CCD 图像传感器对多个舱段的位姿分别进行测量,并采用改进的最小二乘法对被测舱段位姿进行求解,位姿求解结果将反馈至控制系统中进行调姿和对接。

2)实验结果表明,舱段位姿测量及调整精度满足了对接需求。该方法有效提高了自动对接系统的精度、效率和稳定性,提高了装配一致性,满足航天器舱段自动对接的要求。

3)多传感器测量技术对航天器舱段自动对接进行了具有重要意义的探索,具有广阔的推广应用前景。

参考文献(References)

[1] 吴宝中,龚京忠,李国喜,等. 导弹总装几何量数字化测量流程及其表达[J]. 国防制造技术,2009(2):39-43.
WU B Z,GONG J Z,LI G X,et al. Measurement process and its express of geometry features in missile assembly[J]. Defencse Manufacturing Technology,2009(2):39-43(in Chinese).

[2] MORIN P,SAMSON C,POMET J B,et al. Time-varying feedback stabilization of the attitude of a rigid spacecraft with two controls[J]. Systems & Control Letters,2014,25(5):375-385.

[3] TILLERSON M,INALHAN G,HOW J P. Co-ordination and control of distributed spacecraft systems using convex optimiza-

北航学报 赠阅

tion techniques[J]. International Journal of Robust & Nonlinear Control,2016,12:207-242.

[4] 郭志敏,蒋君侠,柯映林. 基于 POGO 柱三点支撑的飞机大部件调姿方法[J]. 航空学报,2009,30(7):1319-1324.
GUO Z M,JIANG J X,KE Y L. Posture alignment for large aircraft parts based on three POGO sticks distributed support[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2009,30(7):1319-1324(in Chinese).

[5] 文科,杜福洲,张铁军,等. 舱段类部件数字化柔性对接系统设计与试验研究[J]. 航空制造技术,2017,530(11):24-31.
WEN K,DU F Z,ZHANG T J,et al. Research on design and experiment for digital flexible aligning system of cabin components[J]. Aeronautical Manufacturing Technology,2017,530(11):24-31(in Chinese).

[6] 高超. 导弹柔性装配系统关键技术研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2014.
GAO C. Research on key technologies of missile flexible assembly system[D]. Harbin:Harbin Institute of Technology,2014(in Chinese).

[7] 于斌. 航天器舱段自动对接技术研究与仿真[D]. 秦皇岛:燕山大学,2016.
YU B. The research and simulation of the spacecraft cabin automatic docking technology[D]. Qinhuangdao:Yanshan University,2016(in Chinese).

[8] 邹冀华,刘志存,范玉青. 大型飞机部件数字化对接装配技术研究[J]. 计算机集成制造系统,2007,13(7):1367-1373.
ZOU J H,LIU Z C,FAN Y Q. Large-size airplane parts digital assembly technology[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems,2007,13(7):1367-1373(in Chinese).

[9] 金贺荣,刘达,于斌,等. 舱段自动装配位姿求解方法研究[J]. 中国机械工程,2017,28(1):88-92.
JIN H R,LIU D,YU B,et al. Research on the method of solving the automatic assembly position of the cabin [J]. China Mechanical Engineering,2017,28(1):88-92(in Chinese).

[10] VENTURA J A,WAN W. Accurate matching of two-dimensional shapes using the minimal tolerance zone error[J]. Image and Vision Computing,1997,15(12):889-899.

[11] DAVID P,DEMENTHON D,DURAISWAMI R,et al. Simultaneous pose and correspondence determination using line features[C]// Proceedings of the 2003 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway,NJ:IEEE Press,2003:424-431.

[12] CYR C M,KIMIA B B. 3D object recognition using shape similiarity-based aspect graph[C]// Proceedings of 8th IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE Press,2001:254-261.

[13] NGUYEN H,LEE B. Laser-vision-based quality inspection system for small-bead laser welding[J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing,2014,15(3):415-423.

[14] RAHAYEM M R,KJELLANDER J A. Quadric segmentation and fitting of data captured by a laser profile scanner mounted on an industrial robot[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology,2011,52(1):155-169.

[15] SCHALK P,O'LEARY P,OFNER R,et al. Measuring and analyzing cross-sectional profiles of rotating objects using light sectioning[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement,2008,57(10):2329-2338.

[16] BELLANDI P,DOCCHIO F,SANSONI G. Roboscan:A combined 2D and 3D vision system for improved speed and flexibility in pick-and-place operation[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology,2013,69(5-8):1873-1886.

[17] RAHAYEM M,WERGHI N,KJELLANDER J. Best ellipse and cylinder parameters estimation from laser profile scan sections [J]. Optics and Lasers in Engineering. 2012,50(9):1242-1259.

[18] HALÍŘ R,FLUSSER J. Numerically stable direct least squares fitting of ellipses[C]// Proceedings of the Sixth International Conference in Central Europe on Computer Graphics and Visualization,1998:125-132.

[19] AHN S J,RAUH W,HANS-JÜRGEN W. Least-squares orthogonal distances fitting of circle, sphere, ellipse, hyperbola, and parabola[J]. Pattern Recognition,2001,34(12):2283-2303.

[20] FITZGIBBON A,PILU M,FISHER R B. Direct least square fitting of ellipses[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence,1999,21(5):476-480.

[21] ROUHANI M,SAPPA A D. Implicit polynomial representation through a fast fitting error estimation[J]. IEEE Transactions on Image Processing,2012,21(4):2089-2098.

[22] RAHAYEM M R,KJELLANDER J A P. Quadric segmentation and fitting of data captured by a laser profile scanner mounted on an industrial robot[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology,2011,52(1-4):155-169.

[23] 化春键,陈莹. 高精度尺度不变特征点匹配方法及其应用[J]. 中国机械工程,2014,25(12):1655-1658.
HUA C J,CHEN Y. Precise scale invariant feature matching and its application[J]. China Mechanical Engineering,2014,25(12):1655-1658(in Chinese).

[24] 金贺荣,刘达. 面向筒类舱段自动装配的两点定位调姿方法[J]. 中国机械工程,2018,29(12):1467-1474.
JIN H R,LIU D. Two-point positioning and attitude adjustment method for automatic assembly of cylinder section[J]. China Mechanical Engineering,2018,29(12):1467-1474(in Chinese).

[25] 方俊涛,何桢,宋琳曦,等. 响应曲面建模的稳健 M-回归方法[J]. 工业工程,2012,15(3):98-103.
FANG J T,HE Z,SONG L X,et al. The robust M-estimators in response surface modeling[J]. Industrial Engineering Journal,2012,15(3):98-103(in Chinese).

作者简介:

陈冠宇 男,硕士研究生。主要研究方向:航空宇航科学与技术(电气控制)。

成群林 男,博士,研究员。主要研究方向:机械工程。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Multi-sensor measurement based position and pose adjustment method for automatic docking of spacecraft cabins

CHEN Guanyu[1], CHENG Qunlin[1,*], ZHANG Jieyu[2], HONG Haibo[1], HE Jun[1]

(1. Shanghai Spaceflight Precision Machinery Institute, Shanghai 201600, China;
2. School of Mechano-Electronic Engineering, Xidian University, Xi'an 710071, China)

Abstract: In view of the shortcomings of the manual operation methods commonly used in the docking of spacecraft cabins, such as low efficiency, poor precision, and difficulty in ensuring reliability, an automatic docking device for cabins based on multi-sensor measurement has been developed. The measurement and adjustment of the cabin position and pose is the key factor to ensure the quality and efficiency of the docking. Therefore, this paper proposes a six-degree-of-freedom position and pose estimation and adjustment method based on multi-sensor collaborative measurement of laser contour sensor and CCD image sensor. The specific method is as follows: the laser contour sensor is used to scan the cabin, the three-dimensional point cloud information of the position and pose is obtained, and the posture of the measured cabin is solved by the improved least squares method. On this basis, the position of the docking hole of the cabin is obtained by the image sensor, and the angular deviation is calculated by the circle fitting. The result of the solution and fitting will be fed back to the control system for posture adjustment and docking. The project uses the Gocator 2350 laser profile sensor and the Daheng MER-1810-21U3C industrial camera for cabin measurement and docking experiments. The experimental results show that the accuracy and efficiency of the cabin position adjustment meet the docking requirements. This method combines the reliability of the laser profile sensor with the flexibility of machine vision to effectively improve the efficiency, stability and consistency of the automatic docking system, which is sufficient for future military and civilian needs.

Keywords: automatic docking of cabins; position and pose adjustment; multi-sensor measurement; position and pose calculation; data processing

北京航空航天大学学报

Received: 2018-10-17; **Accepted**: 2018-11-16; **Published online**: 2019-01-14 15:24
URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190111.1530.002.html
Foundation item: Equipment Pre-research Sharing Technology Project (41423010401)
* **Corresponding author**. E-mail: 18706730639@163.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0599

基于 ADMM 算法的航空发动机模型预测控制

全下文载

单睿斌，李秋红*，何凤林，冯海龙，管庭筠
（南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室，南京 210016）

摘 要：为了提升航空发动机非线性模型预测控制(MPC)的实时性，将交替方向乘子法(ADMM)应用于模型预测控制的滚动优化中。基于状态空间模型构造预测方程，通过引入辅助变量和对偶变量，将二次型性能指标和发动机约束改写为适合 ADMM 算法求解的形式。在航空发动机部件级模型上开展的仿真结果表明，基于 ADMM 算法的单变量模型预测能够实现对指令信号的高性能跟踪和约束的有效管理。相比于内点法(IPM)，ADMM 算法在滚动优化过程中，在不同控制指令下，均具有更高的实时性，且在预测时域增加的情况下，计算耗时增加更少，验证了其在模型预测控制中应用的有效性。

关 键 词：航空发动机；模型预测控制；交替方向乘子法（ADMM）；二次规划（QP）；实时性

中图分类号：V233.7

文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2019)06-1240-08

模型预测控制(Model Predictive Control, MPC)具有显式处理航空发动机工作中约束的能力，可以简化航空发动机控制系统的结构，在发动机控制领域获得了广泛的关注[1-4]。MPC 通过在线优化的手段获得最优控制量，因此高效的在线优化算法可以提升 MPC 的实时性，有助于其在航空发动机上的应用。常用于 MPC 的优化算法有二次规划(Quadratic Programming, QP)[5]和序列二次规划(Sequential Quadratic Programming, SQP)[6]。SQP 方法在每次迭代中需要计算一个 QP 子问题，计算量大，实时性较差；求解 QP 问题的方法包括内点法(Interior Point Method, IPM)和有效集方法(Active Set Method)。有效集方法每次迭代需要判定有效集操作，且无法利用 MPC 问题稀疏性求解，适合控制变量和约束数量较少的情况[7]；IPM 在每次迭代中需要求解 Karush-Kuhn-Tucker (KKT)系统，可以利用 MPC 的稀疏性加速求解，但是在迭代过程中 KKT 系统会改变，每次迭代需要进行矩阵分解或者求逆操作[8]，在约束多或预测时域较长的情况下计算耗时较多。

交替方向乘子法(Alternating Direction Method of Multipliers, ADMM)于 1975 年提出，在 20 世纪80 年代获得广泛讨论[9]，其将一个大的、具有可分结构的凸优化问题分解为几个小的优化问题，降低了求解的难度和算法的复杂性。近 10 年来，原本用来求解变分不等式的 ADMM 在优化计算中被广泛采用[10-12]。

本文通过引入辅助变量将航空发动机 MPC 中的 QP 问题转化为可分结构的优化问题，并基于 ADMM 算法对其进行求解，与 IPM 算法进行比较，验证了 ADMM 算法的优越性。

1 航空发动机 MPC 问题

航空发动机控制系统具有稳态控制、加减速控制[13]、超限保护控制[14-18]、抗执行机构积分饱和等功能。传统的发动机控制系统各功能模块通

收稿日期：2018-10-19；**录用日期**：2018-11-08；**网络出版时间**：2019-02-20 15:25
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190220.0918.001.html
* **通信作者**. E-mail：lqh203@nuaa.edu.cn

引用格式：*单睿斌，李秋红，何凤林，等. 基于ADMM 算法的航空发动机模型预测控制[J]. 北京航空航天大学学报，2019，45(6)：1240-1247. SHAN R B，LI Q H，HE F L，et al. Model predictive control based on ADMM for aero-engine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2019，45(6)：1240-1247 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

过 min/max 选择、切换等逻辑综合为一个整体,控制结构复杂。在 MPC 中,控制量通过求解一个约束最优化问题来获得,只需要一个优化控制器,就可以实现上述所有控制功能,且避免了设计过程中的保守性,因而得到了广泛的关注。

在单输入 MPC 中,取二次型性能指标,在采样时刻 d 之后的预测时域内,航空发动机 MPC 的目标是求解在预测时域内使性能指标 J 最小的燃油流量 W_{fb} 输入序列,同时满足发动机低压转子转速 N_{l}、压气机出口静压 $P_{3\mathrm{s}}$ 和低压涡轮出口总温 T_6 不超过其最大值。可表示为

$$\min J=\sum_{i=0}^{n_{\mathrm{p}}}\left(r_{\mathrm{ef}}-N_{\mathrm{h}}(d+i)\right)^2+\lambda\sum_{i=0}^{n_{\mathrm{p}}}W_{\mathrm{fb}}(d+i)^2$$

$$\text{s.t.}\begin{cases}N_{\mathrm{l}}\leqslant N_{\mathrm{lmax}}\\ P_{3\mathrm{smin}}\leqslant P_{3\mathrm{s}}\leqslant P_{3\mathrm{smax}}\\ T_6\leqslant T_{6\,\mathrm{max}}\\ W_{\mathrm{fbmax}}\leqslant W_{\mathrm{fb}}\leqslant W_{\mathrm{fbmin}}\end{cases}\tag{1}$$

式中:r_{ef} 为高压转子转速指令;N_{h} 为高压转子转速;λ 为权重系数;n_{p} 为预测时域的长度。

求解式(1)需要获得各个输出量和 W_{fb} 之间的解析表达关系。在采样时刻 d 将发动机表示为一个线性系统为

$$\begin{cases}\boldsymbol{N}(d+1)=\boldsymbol{A}\boldsymbol{N}(d)+\boldsymbol{B}W_{\mathrm{fb}}(d)\\ y_{\mathrm{e}}=\boldsymbol{C}\boldsymbol{N}(d)+\boldsymbol{D}W_{\mathrm{fb}}(d)\\ \boldsymbol{y}_{\mathrm{c}}=\boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{N}(d)+\boldsymbol{D}_{\mathrm{c}}W_{\mathrm{fb}}(d)\end{cases}\tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{N}=[N_{\mathrm{l}},N_{\mathrm{h}}]^{\mathrm{T}}$ 为状态量;$y_{\mathrm{e}}=N_{\mathrm{h}}$ 为被控制量;$\boldsymbol{y}_{\mathrm{c}}=[N_{\mathrm{l}},P_{3\mathrm{s}},T_6]^{\mathrm{T}}$ 为需要限制的量;$\boldsymbol{A}$、$\boldsymbol{B}$、$\boldsymbol{C}$ 和 $\boldsymbol{D}$ 为系统的系数矩阵;$\boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}$、$\boldsymbol{D}_{\mathrm{c}}$ 为限制量对应的输出矩阵。

利用离散系统状态方程的响应:

$$\begin{aligned}\boldsymbol{N}(d+i)=&\boldsymbol{A}^i\boldsymbol{N}(d)+\boldsymbol{A}^{i-1}\boldsymbol{B}W_{\mathrm{fb}}(d)+\\&\boldsymbol{A}^{i-2}\boldsymbol{B}W_{\mathrm{fb}}(d+1)+\cdots+\boldsymbol{B}W_{\mathrm{fb}}(d+i-1)\end{aligned}\tag{3}$$

$$\begin{aligned}y_{\mathrm{e}}(d+i)=&\boldsymbol{C}\boldsymbol{A}^i\boldsymbol{N}(d)+\boldsymbol{C}\boldsymbol{A}^{i-1}\boldsymbol{B}W_{\mathrm{fb}}(d)+\\&\boldsymbol{C}\boldsymbol{A}^{i-2}\boldsymbol{B}W_{\mathrm{fb}}(d+1)+\cdots+\\&\boldsymbol{C}\boldsymbol{B}W_{\mathrm{fb}}(d+i-1)+\boldsymbol{D}W_{\mathrm{fb}}(d+i)\end{aligned}\tag{4}$$

$$\begin{aligned}\boldsymbol{y}_{\mathrm{c}}(d+i)=&\boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{A}^i\boldsymbol{N}(d)+\boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{A}^{i-1}\boldsymbol{B}W_{\mathrm{fb}}(d)+\\&\boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{A}^{i-2}\boldsymbol{B}W_{\mathrm{fb}}(d+1)+\cdots+\\&\boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{B}W_{\mathrm{fb}}(d+i-1)+\boldsymbol{D}_{\mathrm{c}}W_{\mathrm{fb}}(d+i)\end{aligned}\tag{5}$$

可以获得输出量在预测时域 n_{p} 内的预测值,其预测方程为

$$\begin{cases}\hat{\boldsymbol{y}}_{\mathrm{e}}=\boldsymbol{F}\boldsymbol{N}(d)+\boldsymbol{H}\hat{\boldsymbol{u}}\\ \hat{\boldsymbol{y}}_{\mathrm{c}}=\boldsymbol{F}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{N}(d)+\boldsymbol{H}_{\mathrm{c}}\hat{\boldsymbol{u}}\end{cases}\tag{6}$$

式中:$\hat{\boldsymbol{y}}_{\mathrm{e}}=[y_{\mathrm{e}}(d+1),y_{\mathrm{e}}(d+2),\cdots,y_{\mathrm{e}}(d+n_{\mathrm{p}})]^{\mathrm{T}}$ 和 $\hat{\boldsymbol{y}}_{\mathrm{c}}=[\boldsymbol{y}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}(d+1),\boldsymbol{y}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}(d+2),\cdots,\boldsymbol{y}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}(d+n_{\mathrm{p}})]^{\mathrm{T}}$ 分别为发动机在预测时域内各个时刻的被控制量输出序列和限制量输出序列;$\boldsymbol{F}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{C}\boldsymbol{A}\\ \boldsymbol{C}\boldsymbol{A}^2\\ \vdots\\ \boldsymbol{C}\boldsymbol{A}^{n_{\mathrm{p}}}\end{bmatrix}$;$\boldsymbol{F}_{\mathrm{c}}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{A}\\ \boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{A}^2\\ \vdots\\ \boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{A}^{n_{\mathrm{p}}}\end{bmatrix}$;

$$\boldsymbol{H}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{C}\boldsymbol{B}&\boldsymbol{D}&\boldsymbol{0}&\cdots\\ \boldsymbol{C}\boldsymbol{A}\boldsymbol{B}^2&\boldsymbol{C}\boldsymbol{B}&\boldsymbol{D}&\cdots\\ \vdots&\vdots&\vdots&\\ \boldsymbol{C}\boldsymbol{A}^{n_{\mathrm{p}}-1}\boldsymbol{B}&\boldsymbol{C}\boldsymbol{A}^{n_{\mathrm{p}}-2}\boldsymbol{B}&\boldsymbol{C}\boldsymbol{A}^{n_{\mathrm{p}}-3}\boldsymbol{B}&\cdots\end{bmatrix};\ \boldsymbol{H}_{\mathrm{c}}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{B}&\boldsymbol{D}_{\mathrm{c}}&\boldsymbol{0}&\cdots\\ \boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{A}\boldsymbol{B}^2&\boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{B}&\boldsymbol{D}_{\mathrm{c}}&\cdots\\ \vdots&\vdots&\vdots&\\ \boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{A}^{n_{\mathrm{p}}-1}\boldsymbol{B}&\boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{A}^{n_{\mathrm{p}}-2}\boldsymbol{B}&\boldsymbol{C}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{A}^{n_{\mathrm{p}}-3}\boldsymbol{B}&\cdots\end{bmatrix};\ \hat{\boldsymbol{u}}=[W_{\mathrm{fb}}(d+1),W_{\mathrm{fb}}(d+2),\cdots,W_{\mathrm{fb}}(d+n_{\mathrm{p}})]^{\mathrm{T}}$ 为发动机在预测时域内各个时刻的控制输入序列。

式(1)可以改写为一个带有线性不等式约束的二次规划问题:

$$\begin{cases}\min J=\hat{\boldsymbol{u}}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H}+\lambda\boldsymbol{I})\hat{\boldsymbol{u}}+2(\boldsymbol{F}\boldsymbol{N}(k)\boldsymbol{H}-r_{\mathrm{ef}}\boldsymbol{H})^{\mathrm{T}}\hat{\boldsymbol{u}}\\ \text{s.t.}\begin{bmatrix}\boldsymbol{H}_{\mathrm{c}}\\ \boldsymbol{I}\end{bmatrix}\hat{\boldsymbol{u}}\leqslant\begin{bmatrix}\boldsymbol{Y}_{\mathrm{max}}-\boldsymbol{F}_{\mathrm{c}}\boldsymbol{N}(k)\\ \boldsymbol{U}_{\mathrm{max}}\end{bmatrix}\end{cases}\tag{7}$$

式中:$\boldsymbol{Y}_{\mathrm{max}}$ 为由 N_{lmax}、$P_{3\mathrm{smax}}$ 和 $T_{6\mathrm{max}}$ 组成的适当维数的与 $\hat{\boldsymbol{y}}$ 对应的限制序列;$\boldsymbol{U}_{\mathrm{max}}$ 为由 W_{fbmax} 构成的输入限制序列。

通过求解 QP 问题式(7),可以获得满足约束条件下,使性能指标最小的最优控制输入序列 $\hat{\boldsymbol{u}}=[W_{\mathrm{fb}}(d+1),W_{\mathrm{fb}}(d+2),\cdots,W_{\mathrm{fb}}(d+n_{\mathrm{p}})]^{\mathrm{T}}$。

为了实现闭环非线性控制,将序列的第一个值 $W_{\mathrm{fb}}(d+1)$ 作为发动机所需燃油输入量,然后在 $d+1$ 采样时刻,根据发动机的状态变化重复进行线性化,构造 QP 问题,求解输入序列。这样在每个采样周期求解的是一个线性 MPC 问题,但在整个时域内是一个非线性 MPC 问题。

MPC 通过迭代进行优化搜索来获得最优的控制序列,如果迭代过程耗时较多将限制算法的应用。ADMM 算法具有对偶上升法的可分解性以及乘子法的全局收敛性,近年来得到了大量关注,由于其所需计算量小、算法结构简单,本文将其用于求解航空发动机 MPC 中的优化问题。

2　交替方向乘子法

ADMM 算法可用于求解形如

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$\begin{cases}\min f(\boldsymbol{x}) + g(\boldsymbol{z}) \\ \text{s.t. } \boldsymbol{L}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{M}\boldsymbol{z} = \boldsymbol{c}\end{cases} \tag{8}$$

的约束规划问题。式中：$\boldsymbol{x} \in \mathbf{R}^n$，$\boldsymbol{z} \in \mathbf{R}^m$ 为待优化变量；$f(\boldsymbol{x}) + g(\boldsymbol{z})$ 为待优化的目标函数；$\boldsymbol{L} \in \mathbf{R}^{p\times n}$，$\boldsymbol{M} \in \mathbf{R}^{p\times m}$，$\boldsymbol{c} \in \mathbf{R}^p$，$\boldsymbol{L}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{M}\boldsymbol{z} = \boldsymbol{c}$ 为问题需满足的线性等式约束。

通过乘子法，引入对偶变量 $\boldsymbol{y}$，构造增广拉格朗日函数：

$$L_\rho(\boldsymbol{x},\boldsymbol{z},\boldsymbol{y}) = f(\boldsymbol{x}) + g(\boldsymbol{z}) + \boldsymbol{y}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{L}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{M}\boldsymbol{z} - \boldsymbol{c}) + \frac{\rho}{2}\|\boldsymbol{L}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{M}\boldsymbol{z} - \boldsymbol{c}\|_2^2 \tag{9}$$

式中：$\rho > 0$ 为惩罚参数。

ADMM 迭代过程与对偶上升法和乘子法相似，包含 3 部分：原始变量 $\boldsymbol{x}$ 的迭代更新、原始变量 $\boldsymbol{z}$ 的迭代更新和对偶变量 $\boldsymbol{y}$ 的更新过程，更新策略为[19]

$$\begin{cases}\boldsymbol{x}^{(k+1)} = \arg\min_{\boldsymbol{x}} L_\rho(\boldsymbol{x},\boldsymbol{z}^{(k)},\boldsymbol{y}^{(k)}) \\ \boldsymbol{z}^{(k+1)} = \arg\min_{\boldsymbol{z}} L_\rho(\boldsymbol{x}^{(k+1)},\boldsymbol{z},\boldsymbol{y}^{(k)}) \\ \boldsymbol{y}^{(k+1)} = \boldsymbol{y}^{(k)} + \rho(\boldsymbol{L}\boldsymbol{x}^{(k+1)} + \boldsymbol{M}\boldsymbol{z}^{(k+1)} - \boldsymbol{c})\end{cases} \tag{10}$$

可以看出，在 ADMM 算法中，原始变量 $\boldsymbol{x}$ 和原始变量 $\boldsymbol{z}$ 的迭代更新是一个交替进行的过程，每个求解过程只需求解部分变量，降低了求解规模。

3 航空发动机 MPC 的 ADMM 算法实现

将式(7)所描述航空发动机 MPC 中的 QP 问题简写为

$$\begin{cases}\min J = \frac{1}{2}\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{h}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x} \\ \text{s.t. } \boldsymbol{Q}\boldsymbol{x} \leqslant \boldsymbol{b}\end{cases} \tag{11}$$

式中：$\boldsymbol{P} = \boldsymbol{H}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H} + \lambda\boldsymbol{I}$ 为正定对称矩阵；$\boldsymbol{Q} = \begin{bmatrix}\boldsymbol{H} \\ \boldsymbol{I}\end{bmatrix}$；$\boldsymbol{h} = \boldsymbol{F}\boldsymbol{N}(d)\boldsymbol{H} - r_{\mathrm{ef}}\boldsymbol{H}$；$\boldsymbol{b} = \begin{bmatrix}\boldsymbol{Y}_{\max} - \boldsymbol{F}\boldsymbol{N}(d) \\ \boldsymbol{U}_{\max}\end{bmatrix}$；$\boldsymbol{x} = \hat{\boldsymbol{u}} = [W_{\mathrm{fb}}(d+1), W_{\mathrm{fb}}(d+2), \cdots, W_{\mathrm{fb}}(d+n_{\mathrm{p}})]^{\mathrm{T}}$。

为应用 ADMM 算法，首先添加辅助变量，将式(11)改写为等式约束的形式：

$$\begin{cases}\min J = \frac{1}{2}\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\boldsymbol{x} + \boldsymbol{h}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{x} \\ \text{s.t. } \begin{cases}\boldsymbol{Q}\boldsymbol{x} = \boldsymbol{z} \\ \boldsymbol{z} \in \mathscr{C} = \{\boldsymbol{z} \in \mathbf{R}^p \mid \boldsymbol{z} \leqslant \boldsymbol{b}\}\end{cases}\end{cases} \tag{12}$$

由于式(12)所描述的 QP 问题不具有可分形式，不能直接采用 ADMM 算法进行求解。为此将 $\boldsymbol{x}$ 和 $\boldsymbol{z}$ 视作为一个整体变量 $(\boldsymbol{x}, \boldsymbol{z})$，引入辅助变量 $(\tilde{\boldsymbol{x}},\tilde{\boldsymbol{z}}) = (\boldsymbol{x},\boldsymbol{z})$，式(12)可以写为

$$\begin{cases}\min f_2(\boldsymbol{x},\boldsymbol{z}) + g_2(\tilde{\boldsymbol{x}},\tilde{\boldsymbol{z}}) \\ \text{s.t. } (\tilde{\boldsymbol{x}},\tilde{\boldsymbol{z}}) = (\boldsymbol{x},\boldsymbol{z})\end{cases} \tag{13}$$

式中：$f_2(\boldsymbol{x},\boldsymbol{z})$ 为集合 $\mathscr{C} = \{\boldsymbol{z} \in \mathbf{R}^p \mid \boldsymbol{z} \leqslant \boldsymbol{b}\}$ 的指示函数；$g_2(\tilde{\boldsymbol{x}},\tilde{\boldsymbol{z}}) = \frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{x}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\tilde{\boldsymbol{x}} + \boldsymbol{h}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{x}} + G(\tilde{\boldsymbol{x}},\tilde{\boldsymbol{z}})$，$G(\tilde{\boldsymbol{x}},\tilde{\boldsymbol{z}})$ 为集合 $\mathcal{C} = \{(\tilde{\boldsymbol{x}},\tilde{\boldsymbol{z}}) \in \mathbf{R}^n \times \mathbf{R}^p \mid \boldsymbol{Q}\tilde{\boldsymbol{x}} = \tilde{\boldsymbol{z}}\}$ 的指示函数。

引入对偶变量 $(\boldsymbol{w},\boldsymbol{y})$，根据式(10)，可以得到求解式(13)的 ADMM 迭代过程为[20]

$$(\tilde{\boldsymbol{x}}^{(k+1)},\tilde{\boldsymbol{z}}^{(k+1)}) = \arg\min_{(\tilde{\boldsymbol{x}},\tilde{\boldsymbol{z}}):\boldsymbol{Q}\tilde{\boldsymbol{x}}=\tilde{\boldsymbol{z}}} \frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{x}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{P}\tilde{\boldsymbol{x}} + \boldsymbol{h}^{\mathrm{T}}\tilde{\boldsymbol{x}} + \frac{\sigma}{2}\|\tilde{\boldsymbol{x}} - \boldsymbol{x}^{(k)} + \sigma^{-1}\boldsymbol{w}^{(k)}\|_2^2 + \frac{\rho}{2}\|\tilde{\boldsymbol{z}} - \boldsymbol{z}^{(k)} + \rho^{-1}\boldsymbol{y}^{(k)}\|_2^2 \tag{14}$$

$$(\boldsymbol{x}^{(k+1)},\boldsymbol{z}^{(k+1)}) = \arg\min_{(\boldsymbol{x},\boldsymbol{z})\in\mathscr{C}} g_2(\tilde{\boldsymbol{x}}^{(k+1)},\tilde{\boldsymbol{z}}^{(k+1)}) + (\boldsymbol{w}^{(k)})^{\mathrm{T}}(\tilde{\boldsymbol{x}}^{(k+1)} - \boldsymbol{x}) + (\boldsymbol{y}^{(k)})^{\mathrm{T}}(\tilde{\boldsymbol{z}}^{(k+1)} - \boldsymbol{z}) + \frac{\sigma}{2}\|\tilde{\boldsymbol{x}}^{(k+1)} - \boldsymbol{x}\|_2^2 + \frac{\rho}{2}\|\tilde{\boldsymbol{z}}^{(k+1)} - \boldsymbol{z}\|_2^2 \tag{15}$$

$$\begin{cases}\boldsymbol{w}^{(k+1)} = \boldsymbol{w}^{(k)} + \sigma(\tilde{\boldsymbol{x}}^{(k+1)} - \boldsymbol{x}^{(k+1)}) \\ \boldsymbol{y}^{(k+1)} = \boldsymbol{y}^{(k)} + \rho(\tilde{\boldsymbol{z}}^{(k+1)} - \boldsymbol{z}^{(k+1)})\end{cases} \tag{16}$$

式中：σ 为惩罚系数。

式(14)表示辅助变量的更新过程，是一个等式约束的 QP 问题，其一阶最优性条件(KKT 条件)为

$$\begin{cases}\boldsymbol{P}\tilde{\boldsymbol{x}}^{(k+1)} + \boldsymbol{h} + \sigma(\tilde{\boldsymbol{x}}^{(k+1)} + \boldsymbol{Q}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{v}^{(k+1)}) = \boldsymbol{0} \\ \rho(\tilde{\boldsymbol{z}}^{(k+1)} - \boldsymbol{z}^{(k)}) + \boldsymbol{y}^{(k)} - \boldsymbol{v}^{(k+1)} = \boldsymbol{0} \\ \boldsymbol{Q}\tilde{\boldsymbol{x}}^{(k+1)} = \tilde{\boldsymbol{z}}^{(k+1)}\end{cases} \tag{17}$$

式中：$\boldsymbol{v}^{(k+1)}$ 为拉格朗日乘子。消去 $\tilde{\boldsymbol{z}}^{(k+1)}$，可以获得

$$\begin{bmatrix}\boldsymbol{P} + \sigma\boldsymbol{I} & \boldsymbol{Q}^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{Q} & -\rho^{-1}\boldsymbol{I}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\tilde{\boldsymbol{x}}^{(k+1)} \\ \boldsymbol{v}^{(k+1)}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}\sigma\boldsymbol{x}^{(k)} - \boldsymbol{h} \\ \boldsymbol{z}^{(k)} - \rho^{-1}\boldsymbol{y}^{(k)}\end{bmatrix} \tag{18}$$

$$\tilde{\boldsymbol{z}}^{(k+1)} = \tilde{\boldsymbol{z}}^{(k+1)} + \rho^{-1}(\boldsymbol{v}^{(k+1)} - \boldsymbol{y}^{(k)}) \tag{19}$$

式(18)的系数矩阵称作 KKT 矩阵，该矩阵是一个列满秩的对称矩阵，因此方程具有唯一解。观察式(18)，KKT 矩阵的结构只和式(11)与参数 ρ 相关，在迭代过程中是不变的。$\tilde{\boldsymbol{x}}^{(k+1)}$ 与 $\boldsymbol{v}^{(k+1)}$ 可以通过式(20)获得：

$$\begin{bmatrix}\tilde{\boldsymbol{x}}^{(k+1)} \\ \boldsymbol{v}^{(k+1)}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}\boldsymbol{P} + \sigma\boldsymbol{I} & \boldsymbol{Q}^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{Q} & -\rho^{-1}\boldsymbol{I}\end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix}\sigma\boldsymbol{x}^{(k)} - \boldsymbol{h} \\ \boldsymbol{z}^{(k)} - \rho^{-1}\boldsymbol{y}^{(k)}\end{bmatrix} \tag{20}$$

式(15)表示原变量的更新过程，是一个二次函数集合在 $\mathscr{C}$ 上的最小值，该二次函数的最优条件为

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$\begin{cases}\sigma(\boldsymbol{x}-\tilde{\boldsymbol{x}}^{(k+1)})-\boldsymbol{w}^{(k)}=\boldsymbol{0}\\ \rho(\boldsymbol{z}-\tilde{\boldsymbol{z}}^{(k+1)})-\boldsymbol{y}^{(k)}=\boldsymbol{0}\end{cases}\tag{21}$$

集合$\mathscr{C}$代表 $\boldsymbol{z}$ 的有界约束,结合式(21),迭代过程式(15)可以表示为

$$\begin{cases}\boldsymbol{x}^{(k+1)}=\tilde{\boldsymbol{x}}^{(k+1)}+\dfrac{1}{\sigma}\boldsymbol{w}^{(k)}\\ \boldsymbol{z}^{(k+1)}=\min\left\{\tilde{\boldsymbol{z}}^{(k+1)}+\dfrac{1}{\rho}\boldsymbol{y}^{(k)},\boldsymbol{b}\right\}\end{cases}\tag{22}$$

为了加速算法收敛,根据文献[12],加入松弛因子 $\alpha\in[1,2]$,迭代过程式(22)和式(16)变成

$$\begin{cases}\boldsymbol{x}^{(k+1)}=\alpha\tilde{\boldsymbol{x}}^{(k+1)}+(1-\alpha)\boldsymbol{x}^{(k)}+\dfrac{1}{\sigma}\boldsymbol{w}^{(k)}\\ \boldsymbol{z}^{(k+1)}=\min\left\{\alpha\tilde{\boldsymbol{z}}^{(k+1)}+(1-\alpha)\boldsymbol{z}^{(k)}+\dfrac{1}{\rho}\boldsymbol{y}^{(k)},\boldsymbol{b}\right\}\end{cases}\tag{23}$$

$$\begin{cases}\boldsymbol{w}^{(k+1)}=\boldsymbol{w}^{(k)}+\sigma(\alpha\tilde{\boldsymbol{x}}^{(k+1)}+(1-\alpha)\boldsymbol{x}^{(k)}-\boldsymbol{x}^{(k+1)})\\ \boldsymbol{y}^{(k+1)}=\boldsymbol{y}^{(k)}+\rho(\alpha\tilde{\boldsymbol{z}}^{(k+1)}+(1-\alpha)\boldsymbol{z}^{(k)}-\boldsymbol{z}^{(k+1)})\end{cases}\tag{24}$$

根据 QP 问题的一阶最优性条件,定义 QP 问题式(12)的原始残差 $\boldsymbol{r}_{\text{prim}}$ 和对偶残差 $\boldsymbol{r}_{\text{dual}}$:

$$\begin{cases}\boldsymbol{r}_{\text{prim}}=\boldsymbol{Q}\boldsymbol{x}-\boldsymbol{z}\\ \boldsymbol{r}_{\text{dual}}=\boldsymbol{P}\boldsymbol{x}+\boldsymbol{h}+\boldsymbol{Q}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{y}\end{cases}\tag{25}$$

根据 2 个残差给出收敛判定准则:

$$\begin{cases}\|\boldsymbol{r}_{\text{prim}}^{(k)}\|_\infty\leqslant\varepsilon_{\text{prim}}\\ \|\boldsymbol{r}_{\text{dual}}^{(k)}\|_\infty\leqslant\varepsilon_{\text{dual}}\end{cases}\tag{26}$$

$$\varepsilon_{\text{dual}}=\varepsilon_{\text{abs}}+\varepsilon_{\text{rel}}\max\{\|\boldsymbol{P}\boldsymbol{x}^{(k)}\|_\infty,\|\boldsymbol{Q}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{y}^{(k)}\|_\infty,\|\boldsymbol{h}\|_\infty\}\tag{27}$$

$$\varepsilon_{\text{prim}}=\varepsilon_{\text{abs}}+\varepsilon_{\text{abs}}\max\{\|\boldsymbol{Q}\boldsymbol{x}^{(k)}\|_\infty,\|\boldsymbol{z}^{(k)}\|_\infty\}\tag{28}$$

一般取 $\varepsilon_{\text{rel}}=10^{-3}$,$\varepsilon_{\text{abs}}$根据需要精度选择。

使用 ADMM 算法还需要一个初始值,由于 MPC 问题的特殊性,可以将 $d-1$ 时刻的最优解 $(\boldsymbol{x}^*(d-1),\boldsymbol{y}^*(d-1))$作为 d 时刻的算法初始值,即

$$(\boldsymbol{x}^{(0)}(d),\boldsymbol{z}^{(0)}(d),\boldsymbol{y}^{(0)}(d))=(\boldsymbol{x}^*(d-1),\boldsymbol{Q}\boldsymbol{x}^*(d-1),\boldsymbol{y}^*(d-1))\tag{29}$$

因此可以获得航空发动机 MPC 求解控制输入 W_{fb}的流程:

1) 获得发动机采样时刻 d 的状态和状态方程。

2) 以二次型性能指标和约束,根据状态方程建立问题式(7)。

3) 将问题式(7)改写为适合用 ADMM 算法的形式(13)。

4) 根据式(29),将 $d-1$ 时刻得到最优解作为 d 时刻问题求解的初始值。

5) 根据迭代过程式(19)、式(20)、式(23)和式(24)计算并更新各个变量。

6) 根据原始残差 $\boldsymbol{r}_{\text{prim}}$ 和对偶残差 $\boldsymbol{r}_{\text{dual}}$ 判断迭代过程是否满足精度要求。若满足,则终止迭代,将获得的最优解的第一项作为所需 W_{fb} 送入发动机,进入步骤 7);若没有,进入步骤 4),直至达到最大迭代次数。

7) 进入采样时刻 $d+1$,重复步骤 1)。

4　仿　真

4.1　控制结构

图 1 为航空发动机 MPC 系统结构,主要包括模型预测控制器和发动机模型。MPC 根据输入的参考指令 r_{ef},使用第 3 节所述流程求解控制量 W_{fb};实时非线性模型用于获得预测模型,并且通过模型的输出与真实测量值之差作为反馈校正。实时非线性模型为平衡流形展开模型[21],离线得到,其输入为 W_{fb},状态量为 N_{l} 和 N_{h},输出为 N_{l}、N_{h}、$P_{3\text{s}}$和 T_6,调度参数为发动机进口温度 T_2 和 N_{h};基于发动机进口条件和当前工作转速,以此平衡流形展开模型获得预测模型。使用部件级模型作为真实发动机,以 ADMM 算法对控制量进行迭代寻优。

平衡流形展开模型通过实验数据离线计算所得,其输出与发动机传感器输出存在一定的误差,使得预测模型也存在误差,为了满足控制精度的要求,需要对预测方程的输出进行修正。

在 d 时刻,预测模型的输出 N_{l}、N_{h}、$P_{3\text{s}}$和 T_6 为 $\boldsymbol{y}_{\text{m}}(d)$,真实发动机传感器输出为 $\boldsymbol{y}_{\text{s}}(d)$,二者的误差为 $\boldsymbol{e}(d)=\boldsymbol{y}_{\text{s}}(d)-\boldsymbol{y}_{\text{m}}(d)$,则未来时刻模型的输出可以校正为

$$\hat{\boldsymbol{y}}_{\text{m}}(d+i)=\boldsymbol{y}_{\text{m}}(d+i)+\boldsymbol{\Gamma}\boldsymbol{e}(d)\tag{30}$$

式中:$\hat{\boldsymbol{y}}_{\text{m}}$ 为校正后的模型输出;$\boldsymbol{\Gamma}$ 为反馈校正系数,通常取单位矩阵。

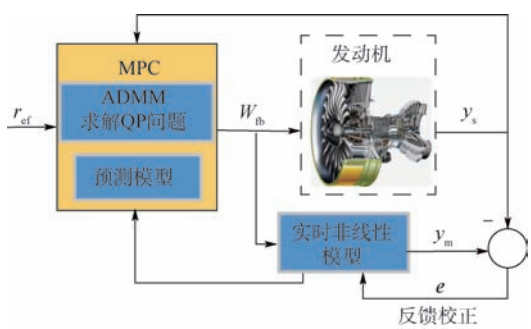


图 1　航空发动机 MPC 系统结构

Fig. 1　Aircraft engine MPC system structure

北航学报 赠阅

4.2 仿真结果

使用 MATLAB 进行仿真，MPC 算法由 MATLAB 实现，模拟真实发动机的部件级模型使用 VC++开发，并且通过 MEX 方法在 MATLAB 中调用。

指令跟踪的目的是让发动机 N_h 跟随参考指令 r_{ef} 的变化，MPC 的性能指标 J 的第一部分即是指令跟踪的误差（见式(1)）。通过在高度 $H=0$ km，$Ma=0$，在发动机慢车以上给定发动机 N_h 指令，使用图 1 所示的控制结构，进行 N_h 闭环控制。

ADMM 算法最大迭代次数为 500 次，收敛准则为 $\varepsilon_{abs}=1\times10^{-5}$；控制器预测时域长度 $n_p=2$，权重系数 $\lambda=700$。N_h 响应过程、相对跟踪误差、W_{fb}、T_6 和 P_{3s} 的响应过程如图 2 所示，数据均经过归一化处理。

图 2(a)为 N_h 在给定指令下的响应过程，从图中可以看出，在仿真时间里，使用 ADMM 算法的航空发动机 MPC 均能使 N_h 跟随指令变化。图 2(b)为 N_h 与 r_{ef} 的相对误差，从图中可以看出，相对误差在 N_h 稳定时接近 0，满足控制所需精度，表明 ADMM 算法作为在线优化算法可以满足控制器所需精度。

图 2(c)为控制器计算所得的 W_{fb} 输入曲线，图 2(d)和图 2(e)为 T_6 和 P_{3s} 的响应曲线。在仿真中，T_6 的响应速度最快，跟随 W_{fb} 的输入变化；P_{3s} 的响应速度较 N_h 快，比 T_6 略慢一些；N_h 的响应速度最慢，这是由于转子动力学特性是所建立的部件级模型的主要动态特性，其惯性较大；由于建模中忽略了热惯性，T_6 紧跟 W_{fb} 变化；P_{3s} 受转子转速和燃气流量的共同作用，因此响应速度介于二者之间。观察到在仿真过程中，其在温度和压力较低区域有明显的超调。因为发动机是一个非线性系统，其动态特性随转速变化而变化，因此在仿真权重系数不变的情况下，低转速区有超调，而高转速没有。

为了验证基于 ADMM 算法的 MPC 对于发动机约束的处理能力，将 T_6 限制适当调小，使发动机在仿真中能触及 T_6 限制。图 3(a)为 T_6 将限制调小到 0.87 时 N_h 阶跃的响应，图 3(b)为 T_6 响应。可以看出，由于限制的存在，N_h 不能跟踪给定的指令，而 T_6 达到限制值，并且没有明显的超调。仿真表明了基于 ADMM 算法的 MPC 良好的约束处理能力，采用 MPC 可以取消超限保护控制回路。

为了验证 ADMM 算法在实时性方面的优势，使用文献[22]中所述 IPM 算法作为对比算法，在 $H=0$ km，$Ma=0$，慢车以上转速，给定不同的阶跃幅值 ΔN_h 和预测时域 n_p，进行 6 s 的阶跃响应

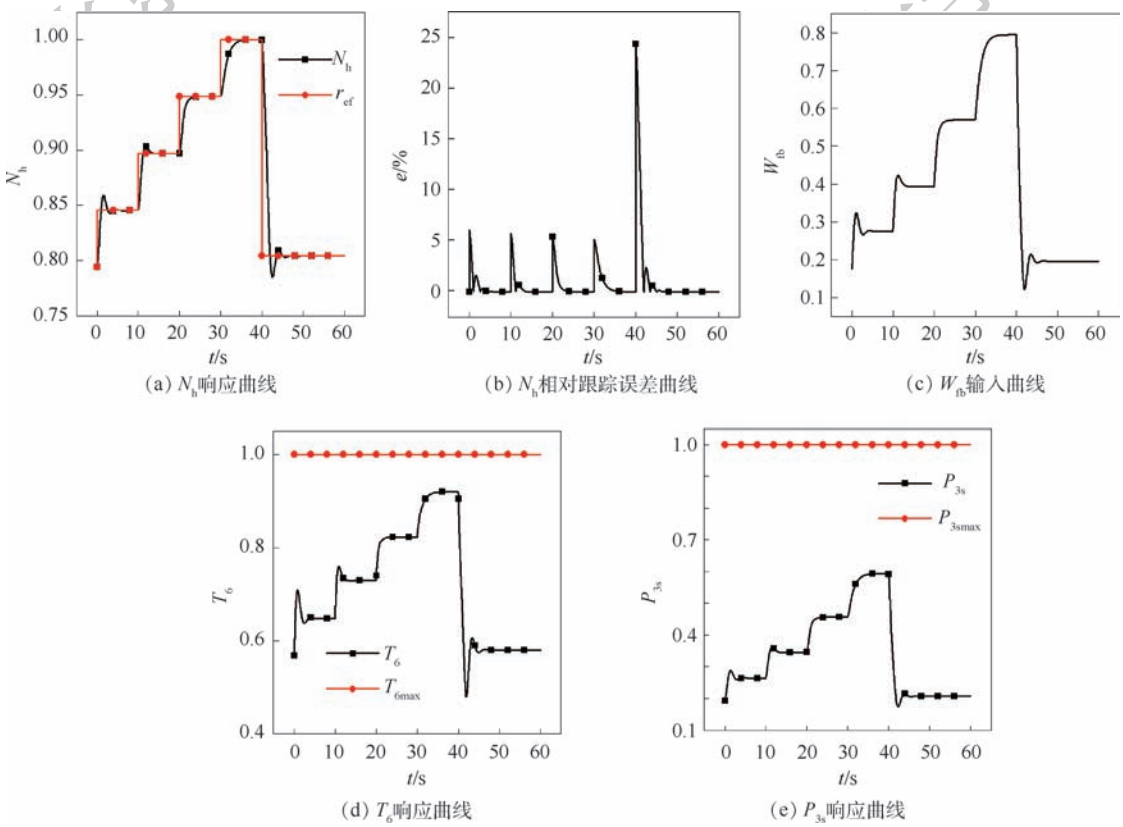


图 2 基于 ADMM 算法的航空发动机 MPC 响应

Fig. 2 Response of aircraft engine MPC based on ADMM

北航学报 赠阅

仿真,记录使用 2 种算法平均单步仿真耗时并进行对比。

表 1 中给出了 10 个仿真过程中转速阶跃幅值 ΔN_h 及预测时域设置。表 2 是在这些设置情况下使用 IPM 完成一次控制序列优化计算所需平均时间和使用 ADMM 所需时间。

从表2中可以看出,无论ΔN_h是较大还是较小的动态响应,使用 ADMM 的仿真耗时均低于使用 IPM 的仿真。这是由于 ADMM 算法在迭代过程中,在给定罚参数不变的情况下,KKT 系数矩阵不变,因此在每次迭代过程中不必重复计算 KKT 矩阵的逆矩阵或分解,减少了计算量;而 IPM 算法在每次迭代过程中需要调整 KKT 矩阵,在每次迭代求解中都需要进行 KKT 矩阵求逆或者矩阵分解操作。假设求解需要 M 次迭代,矩阵分解耗时为 t_f,KKT 系统求解回代耗时 t_b,ADMM 算法求解需要时间为 $t_f + Mt_b$,而 IPM 算法耗时为 $M(t_f + t_b)$,M 为求解迭代次数。

预测时域 n_p 可以表示 MPC 滚动优化问题的规模大小。n_p 越大,则待求解的燃油序列维数越大,需求解的 QP 问题中的不等式约束矩阵和系数矩阵的维数也越大,增加了求解的计算量。

预测时域的增大可以改善航空发动机MPC的性能。图4为在$H = 0$ km,$Ma = 0$,慢车以上转

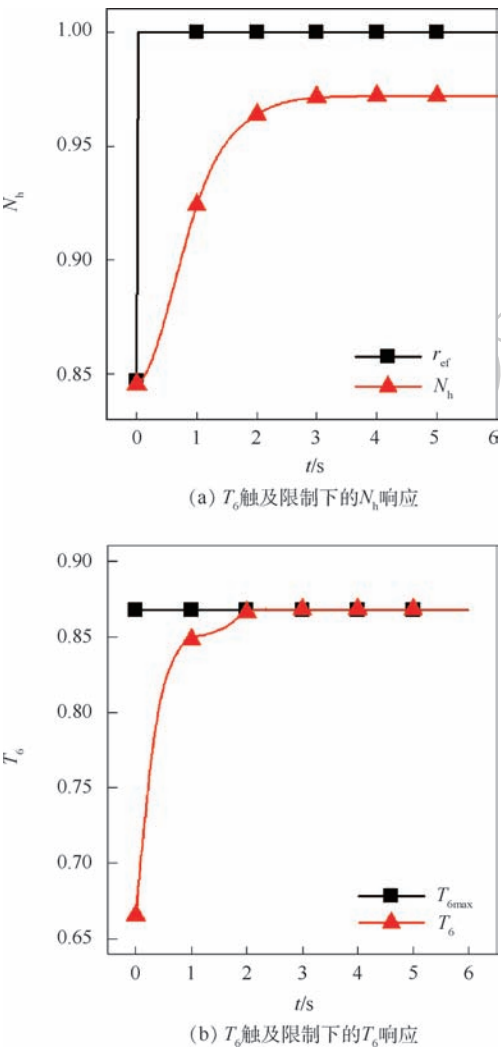


图 3　T_6 触及限制下 MPC 仿真

Fig. 3　MPC simulation with T_6 hitting limit

表 1　仿真参数

Table 1　Simulation parameters

编号	ΔN_h	n_p
1	0.03	2
2	0.08	2
3	0.15	2
4	0.18	2
5	0.18	4
6	0.18	6
7	0.18	8
8	0.18	10
9	0.18	12
10	0.18	14

表 2　两种算法完成一次控制序列优化所需时间对比

Table 2　Time consumption comparison of two methods in finishing one-time control sequence optimization

编号	所需时间/ms	
	IPM	ADMM
1	10.67	3.67
2	10.57	3.80
3	10.10	3.60
4	11.97	3.50
5	25.87	5.00
6	41.33	6.80
7	76.50	8.20
8	108.83	10.53
9	167.00	14.13
10	224.60	15.53

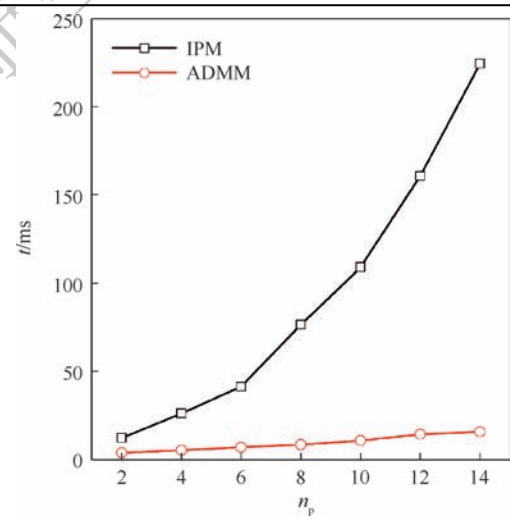


图 4　控制序列优化所需平均时间与预测时域的关系

Fig. 4　Average time consumption for control sequence optimization vs predictive horizon

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

速,给定阶跃幅值 $\Delta N_h = 0.18$,改变 MPC 的预测时域 n_p,得到的完成一次控制序列优化所需平均时间 t 与预测时域 n_p 的关系。随着 n_p 的增加,QP 的规模增加,构成的 KKT 系数矩阵的维数也增加,求解 KKT 方程的耗时增加。仿真结果表明,使用 IPM 算法的仿真耗时增加随 n_p 增加更为剧烈,而使用 ADMM 算法的仿真耗时增加幅度较小,证实了本文分析的合理性,表明了 ADMM 算法在航空发动机 MPC 中有比 IPM 更好的实时性。

5 结 论

ADMM 算法在航空发动机 MPC 的滚动优化中具有良好的应用前景。

1) 在指令跟踪控制中,N_h 与指令的相对跟踪误差均为 0;表明 ADMM 可以满足发动机指令跟踪和约束管理的精度要求。

2) ADMM 算法每次迭代过程只需计算一次矩阵分解,与 IPM 相比,计算量大大降低,实时性得到了很大的提高。

3) ADMM 算法相对 IPM 有更好的计算耗时稳定性。在 10 组仿真测试中,预测时域从 2 增加到 14,使用 IPM 算法的单次仿真耗时从 10.67 ms 增加到 224.1 ms,扩大了 20 多倍;而 ADMM 算法从 3.67 ms 增加到 15.53 ms,扩大不足 5 倍。

参考文献 (References)

[1] BRUNELL B J, BITMEAD R R, CONNOLLY A J. Nonlinear model predictive control of an aircraft gas turbine engine[C]// 41st IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2003, 4: 4649-4651.

[2] BRUNELL B J, VIASSOLO D E, PRASANTH R. Model adaptation and nonlinear model predictive control of an aircraft engine [C]// ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea, and Air, 2004: 673-682.

[3] BRUNELL B J, MATHEWS H K, KUMAR A. Adaptive model-based control systems and methods for controlling a gas turbine: US6823675[P]. 2004-11-30.

[4] RICHTER H, SINGARAJU A V, LITT J S. Multiplexed predictive control of a large commercial turbofan engine[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(2): 273-281.

[5] VROEMEN B G, VAN ESSEN H A, VAN STEENHOVEN A A, et al. Nonlinear model predictive control of a laboratory gas turbine installation[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1999, 121(4): 629-634.

[6] 杜宪. 滑模与预测控制在航空发动机限制管理中应用研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
DU X. Application of sliding mode control and model predictive control to limit management for aero-engines [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016 (in Chinese).

[7] LAU M S K, YUE S P, LING K V, et al. A comparison of interior point and active set methods for FPGA implementation of model predictive control [C]// European Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 156-161.

[8] SHAHZAD A, KERRIGAN E C, CONSTANTINIDES G A. A warm-start interior-point method for predictive control [C]// UKACC International Conference on Control. London: IET, 2010: 949-954.

[9] ECKSTEIN J. Splitting methods for monotone operators with applications to parallel optimization [D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 1989.

[10] BOYD S, PARIKH N, CHU E, et al. Distributed optimization and statistical learning via the alternating direction method of multipliers[J]. Foundations and Trends in Machine Learning, 2011, 3(1): 1-122.

[11] ECKSTEIN J, WANG Y. Understanding the convergence of the alternating direction method of multipliers: Theoretical and computational perspectives [J]. Pacific Journal of Optimization, 2015, 11(4): 619-644.

[12] GHADIMI E, TEIXEIRA A, SHAMES I, et al. Optimal parameter selection for the alternating direction method of multipliers (ADMM): Quadratic problems [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2015, 60(3): 644-658.

[13] 王曦, 党伟, 李志鹏, 等. 1 种 N-dot 过渡态 PI 控制律的设计方法[J]. 航空发动机, 2015, 41(6): 1-5.
WANG X, DANG W, LI Z P, et al. A design method of N-dot transient state PI control laws[J]. Aeroengine, 2015, 41(6): 1-5 (in Chinese).

[14] JAW L C, MATTINGLY J D. Aircraft engine controls: Design, system analysis, and health monitoring [M]. Reston: AIAA, 2009: 119-141.

[15] RICHTER H. A multi-regulator sliding mode control strategy for output-constrained systems [J]. Automatica, 2011, 47(10): 2251-2259.

[16] RICHTER H, LITT J. A novel controller for gas turbine engines with aggressive limit management [C]// 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2011: 1-17.

[17] 杜宪, 郭迎清, 孙浩, 等. 基于滑模控制的航空发动机多变量约束管理[J]. 航空学报, 2016, 37(12): 3657-3667.
DU X, GUO Y Q, SUN H, et al. Sliding mode control based multivariable limit management for aircraft engine [J]. Acta Aeronautic et Astronautica Sinica, 2016, 37(12): 3657-3667 (in Chinese).

[18] RICHTER H. Multiple sliding modes with override logic: Limit management in aircraft engine controls [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 35(4): 1132-1142.

[19] BERTSEKAS D P. Convex optimization algorithms [M]. Nushua: Athena Scientific, 2016: 280-285.

[20] BOLEY D. Local linear convergence of the alternating direction method of multipliers on quadratic or linear programs[J]. SIAM Journal on Optimization, 2013, 23(4): 2183-2207.

[21] 赵辉. 基于平衡流形展开模型的航空发动机非线性控制方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

ZHAO H. Research on nonlinear control for aeroengines based on equlibrium manifold expansion model[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011(in Chinese).

[22] NOCEDAL J, WRIGHT J. Numerical optimization[M]. Berlin: Springer, 2006: 481-485.

作者简介:

单睿斌　男,硕士研究生。主要研究方向:航空发动机控制。

李秋红　女,博士,副教授。主要研究方向:航空发动机建模、控制与故障诊断。

Model predictive control based on ADMM for aero-engine

SHAN Ruibin, LI Qiuhong*, HE Fenglin, FENG Hailong, GUAN Tingjun

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to improve the real time performance of the nonlinear model predictive control (MPC) for aero-engine, an alternating direction method of multipliers (ADMM) was applied to the receding horizon optimization of MPC. The predictive equation was constructed based on the state space model. The auxiliary variables and dual variables were introduced to rewrite the quadratic control performance index and engine constraints into a new form which could be solved by ADMM. Simulations on a component level model show that the single input variable model predictive control based on ADMM achieves both high-quality reference tracking performance and efficient limit management of aero-engine. Compared with interior point method (IPM), the real time performance of ADMM is much better than that of IPM at different magnitude control commands, and the increment of time consumption is much less than that of IPM with the increase of the predictive horizon. The effectiveness of the ADMM in MPC is valid.

Keywords: aero-engine; model predictive control; alternating direction method of multipliers (ADMM); quadratic programming (QP); real time

北京航空航天大学学报

Received: 2018-10-19; **Accepted**: 2018-11-08; **Published online**: 2019-02-20 15:25

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190220.0918.001.html

* **Corresponding author**. E-mail: lqh203@nuaa.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0555

GNSS-IR 双频数据融合的土壤湿度反演方法

全下文载

荆丽丽[1], 杨磊[1,*], 汉牟田[2], 洪学宝[2], 孙波[1], 梁勇[1]
(1. 山东农业大学 信息科学与工程学院, 泰安 271019; 2. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)

摘 要: 目前全球导航卫星系统反射信号干涉测量(GNSS-IR)土壤湿度反演研究仅针对单一频点展开,提出用熵值法将2个频点数据进行融合以改进土壤湿度反演精度。首先,利用频谱分析法分别解析出各频点的信噪比(SNR)序列的振荡频率,计算出对应的等效天线高度,并利用最小二乘法求解各频点信噪比序列相位;然后,通过熵值法进行2个频点的相位观测量融合;最后,利用融合结果与实测土壤湿度建立经验模型,实现土壤湿度反演。利用地基观测实验获得的全球定位系统(GPS)L1和L2信噪比数据对该方法进行了验证,结果表明:L1和L2双频融合反演结果平均标准差为0.6%,比L1单频反演结果提高64.73%,比L2单频反演结果提高32.12%;均方根误差为0.37%,比L1频点降低72.8%,比L2频点降低73.4%。

关 键 词: 全球导航卫星系统反射信号干涉测量(GNSS-IR); 土壤湿度反演; 双频数据融合; 熵值法; 全球定位系统(GPS)
中图分类号: P237; TB553
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2019)06-1248-08

土壤水分又称土壤湿度或土壤含水量,是联系陆-气相互作用的关键物理量之一[1]。准确测定土壤水分可以有效管理灌溉、保证作物稳产高产等[2-3],因此研究快速、实时、准确、高效、廉价的大面积农田土壤湿度监测方法是精准农业领域一个至关重要的研究方向。全球导航卫星系统反射信号干涉测量(Global Navigation Satellite Signal-Interferometer and Reflectometry, GNSS-IR)是一种新兴的地基遥感技术[4],其利用GNSS直射与地表反射信号的干涉效应,通过获取干涉信号所携带的反射面的相关特性,进行地物参数的遥感,如土壤湿度[5-7]、积雪厚度[8-11]等。

基于GNSS-IR的土壤湿度测量于2008年由Larson等[12]首次提出,该技术使用接收机记录的信噪比(Signal-to-Noise Ratio, SNR)数据进行土壤湿度测量,其物理本质是利用直射信号和反射信号之间的干涉效应,而接收机记录的SNR数据可以看作是对干涉信号的度量,Larson等[12]通过实验证明了SNR的振荡幅度、频率和相位3个观测量与土壤湿度相关。经过近年的发展,GNSS-IR技术已得到国内外专家学者的广泛关注。国外方面,2014年,Alonso-Arroyo等[13]改变接收天线的极化方式,提出通过跟踪垂直极化(V-Pol)和水平极化(H-Pol)SNR数据间的相位差进行土壤湿度测量的方法,该方法提高布鲁斯特角度估计的准确性,从而提高土壤水分探测的准确性,并进行了实验验证。2016年,Roussel等[14]使用参考站接收机,对高度角为2°~70°的全球定位系统(Globa Positioning System, GPS)和GLONASS的SNR数据进行了处理分析,并对从低仰角(2°~30°)和高

收稿日期: 2018-09-18; **录用日期**: 2019-01-18; **网络出版时间**: 2019-01-28 08:31
网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190124.1007.001.html
基金项目: 国家自然科学基金(41171351); 国家重点研发计划(2016YFC0803104); 国家"863"计划(2013AA102301); 国家农业信息化工程技术研究中心开放课题(KF2015W003); 浙江省基础公益研究计划(LGN19D040001); 山东农业大学一流学科资金(xxxy201703)
*通信作者. E-mail: yanglei_sdau@163.com

引用格式: 荆丽丽, 杨磊, 汉牟田, 等. GNSS-IR 双频数据融合的土壤湿度反演方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(6): 1248-1255. JING L L, YANG L, HAN M T, et al. Soil moisture inversion method based on GNSS-IR dual frequency data fusion [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(6): 1248-1255 (in Chinese).

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

仰角(30° ~ 70°)SNR 数据中提取出的观测量进行了融合，结果表明融合后观测量与土壤湿度间的相关性高于融合前观测量与土壤湿度间的相关性。2017 年，Yang 等[15]提出干涉信号的解析模型，并证明了从 SNR 数据中提取介电常数进而反演土壤湿度的可行性，结果表明北斗信号在土壤湿度反演方面效果明显。

国内方面，2015 年，敖敏思等[16]结合仿真和实测土壤湿度数据、GPS 观测值开展对比试验，发现 SNR 能有效跟踪土壤湿度变化，最大有效测量范围为 45 m，并指出利用指数函数能较好地描述 SNR 多径延迟相位与土壤湿度之间的关系。同年，徐晓悦等[17]通过 Lomb-Scargle 变换分析了 SNR 数据中的多径反射分量，分析结果显示，幅度与土壤湿度的相关性较强。汉牟田等[18]于 2016 年根据 GNSS 的 SNR 和干涉效应估计方法，推导出利用 GNSS 干涉信号幅度反演土壤湿度的半经验模型，并对此进行了仿真验证。2016 年，严颂华等[19]探讨并通过实验验证了北斗 B1 波段信号干涉测量土壤水分的可行性。2017 年，金双根等[20]对 GNSS-R 干涉测量的应用和植被覆盖问题进行了综合分析。2018 年，段睿等[21]针对单天线模式下土壤湿度均方根误差较差等问题，提出 SVRM 辅助的土壤湿度反演方法，并通过实验验证明该方法能有效提高土壤湿度均方根误差。

以上研究仅利用单一频点 GNSS 干涉信号反演土壤湿度，忽视了不同频点信号间的差异性及潜在的更丰富的观测信息。本文通过双频数据融合，综合双频观测信息，提升土壤湿度反演性能。

1　GNSS-IR 土壤湿度反演原理

GNSS-IR 是一种通过土壤反射的 GNSS 信号与直射信号的干涉效应实现土壤湿度反演的遥感技术[22]。GNSS 接收天线在接收直射信号的同时，因周围环境(海面、土壤表面等)的反射也会接收到反射信号，当天线架设高度较低时，反射信号同直射信号相比具有相同的频率，因此可在天线处产生较为稳定的干涉效应。干涉场景如图 1所示。

这一干涉效应体现在接收机记录的 SNR 中。SNR 可以用直射和反射信号表示为[12]

$$\mathrm{SNR}^2 = A_{\mathrm{d}}^2(\theta) + A_{\mathrm{m}}^2(\theta) + 2A_{\mathrm{d}}(\theta)A_{\mathrm{m}}(\theta)\cos\psi \tag{1}$$

式中：A_{d}、A_{m} 分别为直射、反射信号的幅度；ψ 为两信号的相位差；θ 为卫星高度角。当 GNSS 卫星高度角θ发生变化时，A_{d}、A_{m}和ψ均会发生变化，造成 SNR 的波动。

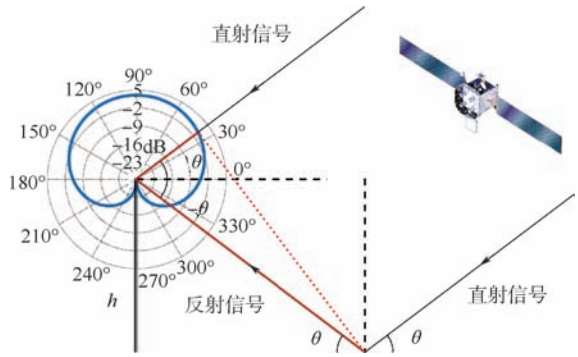


图 1　GNSS-R 干涉测量原理图

Fig. 1　Schematic diagram of GNSS-R interferometry

根据式(1)，将二阶多项式拟合法的结果作为直射分量，并将其从 SNR 序列中分离得到 SNR 的反射分量。通过频谱分析法得到 SNR 序列的频率，进而求得等效天线高度，选取值最大的等效天线高度值作为等效天线高度的估计值。

去除直射分量后，SNR 的反射分量可表示为

$$\mathrm{SNR}_{\mathrm{m}} = A_{\mathrm{m}}\cos\left(\frac{4\pi h}{\lambda}\sin\theta + \phi\right) \tag{2}$$

式中：h 为等效天线高度；λ 为波长；ϕ 为相位。

根据式(2)所述的形式，对 SNR 的反射分量序列进行最小二乘拟合，得到相位观测量，建立其与实测土壤湿度之间的映射关系，即可用来反演土壤湿度。

2　基于熵值法的双频数据融合

根据香农信息论，信息熵可以量化地衡量信息的不确定性。在 GNSS-IR 土壤湿度反演中，不同频点 SNR 序列的相位观测量所含的土壤湿度信息不同，可以根据文献[23]所述的熵值法计算各频点 SNR 序列相位观测量的信息熵来确定其权值，加权作差后得到融合相位观测量。

具体地，对于频点 $k(k=1,2)$，第 i 颗卫星的第 j 天相位观测量为 $x_{ij}^{(k)}$ $(i=1,2,\cdots,M;j=1,2,\cdots,N)$，其在整个观测过程中的相位观测量序列为 $\boldsymbol{X}_i^{(k)}$。

首先计算相位观测量序列 $\boldsymbol{X}_i^{(k)}$ 与实测土壤湿度 SM 的正负相关性 $r_i^{(k)}$：

$$r_i^{(k)} = \frac{\mathrm{cov}(\boldsymbol{X}_i^{(k)},\mathrm{SM})}{\sqrt{\mathrm{Var}(\boldsymbol{X}_i^{(k)})\mathrm{Var}(\mathrm{SM})}} \tag{3}$$

并根据计算结果选择式(4)求得第 i 颗卫星第 j 天相位观测量的指标：

$$y_{ij}^{(k)} = \begin{cases} \dfrac{x_{ij}^{(k)} - \min(\boldsymbol{X}_i^{(k)})}{\max(\boldsymbol{X}_i^{(k)}) - \min(\boldsymbol{X}_i^{(k)})} & r_i^{(k)} > 0 \\ \dfrac{\max(\boldsymbol{X}_i^{(k)}) - x_{ij}^{(k)}}{\max(\boldsymbol{X}_i^{(k)}) - \min(\boldsymbol{X}_i^{(k)})} & r_i^{(k)} < 0 \end{cases} \tag{4}$$

北航学报 赠阅

将第 i 颗卫星第 j 天相位观测量代入式(5),共 N 天的数据,计算得到第 i 颗卫星第 j 天相位观测量的比重 $z_{ij}^{(k)}$:

$$z_{ij}^{(k)} = \frac{y_{ij}^{(k)}}{\sum_{j=1}^{N} y_{ij}^{(k)}} \tag{5}$$

分别将第 i 颗卫星第 j 天相位观测量的比重 $z_{ij}^{(k)}$ 代入式(6),计算得到第 i 颗卫星相位观测量的指标熵:

$$e_i^{(k)} = -\frac{1}{\ln N}\sum_{j=1}^{N}(z_{ij}^{(k)} \ln z_{ij}^{(k)}) \tag{6}$$

将第 i 颗卫星相位观测量的指标熵代入式(7),求得第 i 颗卫星相位观测量的熵值法冗余度:

$$d_i^{(k)} = 1 - e_i^{(k)} \tag{7}$$

根据第 i 颗卫星相位观测量熵值法冗余度和所有卫星冗余度和的比值,计算得到第 i 颗卫星相位观测量的指标熵的权重:

$$w_i^{(k)} = d_i^{(k)} \Big/ \sum_{i=1}^{M} d_i^{(k)} \tag{8}$$

将第 i 颗卫星相位观测量的指标熵的权重代入式(9)计算指标评价得分,得到第 i 颗卫星第 j 天的相位观测量的指标评价得分:

$$s_{ij}^{(k)} = w_i^{(k)} x_{ij}^{(k)} \tag{9}$$

按上述方法求得第 i 颗卫星第 j 天各个频点相位观测量的指标评价得分后,分别与相应的原始相位观测量相乘并代入式(10)进行数据融合,得到融合后的相位观测量:

$$X_{ij} = s_{ij}^{(1)} x_{ij}^{(1)} - s_{ij}^{(2)} x_{ij}^{(2)} \tag{10}$$

式中:X_{ij}为融合后的相位观测量。

根据式(10)进行 2 个频点相位观测量的融合,将数据分为训练集与测试集,用训练集建立相位观测量与土壤湿度间的经验模型,并进行土壤湿度反演。

3 实验数据处理及结果分析

3.1 实验概况

本文使用 2014-02-04—2014-03-21 在法国图卢兹(Toulouse)市的 Lamasquere(43°29′14.45″N, 1°13′44.11″E)采集的 GPS L1 和 L2 SNR 数据。实验场地四周空旷无遮蔽,整个实验期间为裸土,现场如图 2 所示。

实验使用 Leica GR25 接收机和 AR10 基准站天线,天线指向天顶,天线架设高度为 1.70 m,采样频率为 1 Hz。距离天线相位中心在地表投影约 2 m的位置布置 2 枚 ML3 Theta Probe 土壤湿度传感器采集原位土壤湿度数据,精度为 ±1%,深度分别为 2 cm 和 5 cm,采样间隔为 10 min。



图 2 GNSS-IR 土壤湿度地基实验场地信息

Fig. 2 Information of GNSS-IR soil moisture ground-based experiment site

3.2 实验数据处理

数据处理流程如图 3 所示。

具体过程如下:①获取实验数据。从采集的数据中提取 SNR、时间、卫星高度角、方位角等信息,将 L1 和 L2 频点的 SNR 定义为 $SNR^{(1)}$、$SNR^{(2)}$。②数据预处理。截取卫星高度角在 2°~30°范围的 SNR 数据,同时删除 SNR 为零的数据。③数据分离。将数据分为训练集和测试集。④去除趋势项。对 $SNR^{(1)}$、$SNR^{(2)}$ 的卫星高度角正弦值进行二阶多项式拟合,并以此作为直射分量的

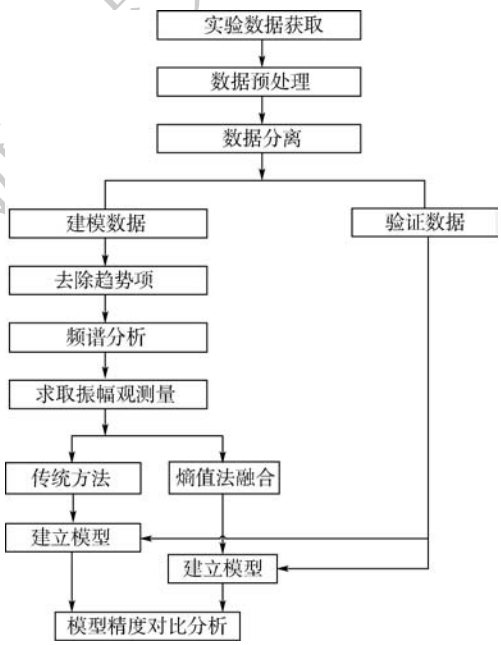


图 3 数据处理过程

Fig. 3 Flow of data processing

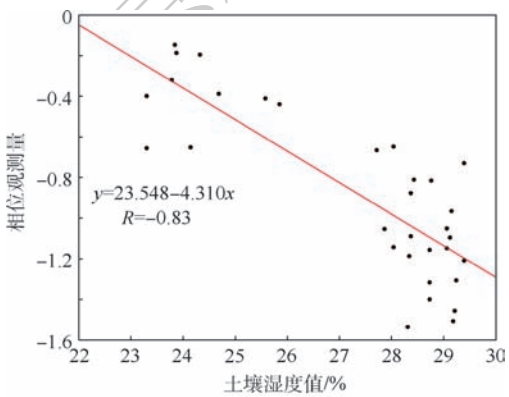
北航学报 赠阅

近似值，去除直射分量，得到反射分量 $SNR_m^{(1)}$、$SNR_m^{(2)}$。⑤频谱分析。利用 Lomb-Scargle 方法对反射分量进行频谱分析，求得频率 $f^{(1)}$ 和 $f^{(2)}$，进而求得等效天线高度 $h^{(1)}$ 和 $h^{(2)}$。⑥求相位观测量。根据式(2)对 SNR_m 进行最小二乘拟合求得相位观测量 $P^{(1)}$ 和 $P^{(2)}$。⑦数据融合。根据式(10)进行融合处理，得到融合后的相位观测量 P。⑧建模并验证。选取融合前后的相位观测量分别与对应的土壤湿度观测值进行模型建立，将测试数据代入模型进行验证。

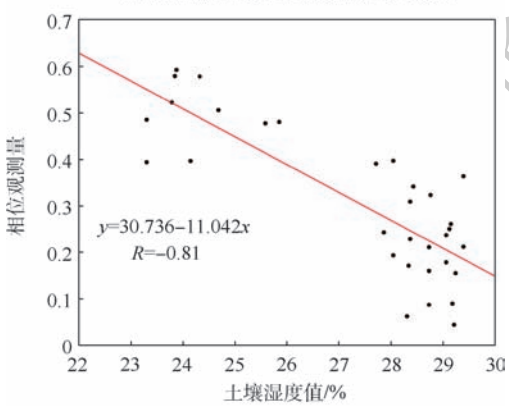
3.3　实验结果分析

根据 3.2 节处理过程，将 L1 和 L2 的 SNR 序列相位观测量进行融合，分别建立 L1、L2 及融合的相位观测量与同比土壤湿度间的一元线性回归模型，结果如图 4 ~ 图 7 所示。

图 4 ~ 图 7 分别为 PRN4、PRN7、PRN12 及 PRN24 的建模结果，其中图 4(a)、图 5(a)、图 6(a)、图 7(a)为融合后的相位观测量与同比土壤湿度的建模结果，图 4(b)、图 5(b)、图 6(b)、图 7(b)为单频点(以 L1 频点为例)的相位观测量与同比土壤湿度的建模结果。从图中可以直观地看出融合后的相位观测量与土壤湿度间的相关性更高。



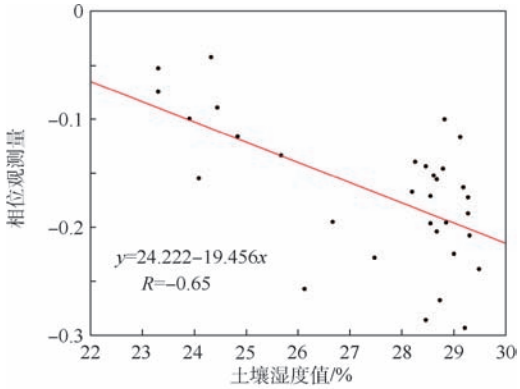
(a) 熵值法相位值与土壤湿度回归模型



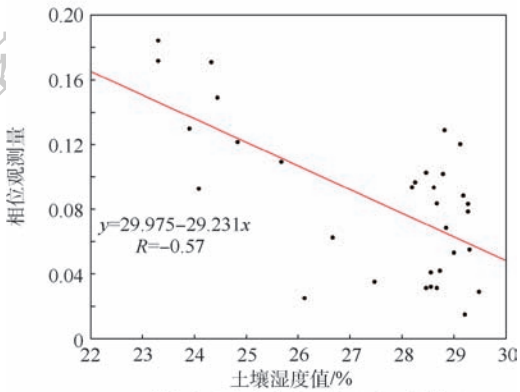
(b) 传统方法相位值与土壤湿度回归模型

图 4　PRN4 建模结果

Fig. 4　Modeling results of PRN4



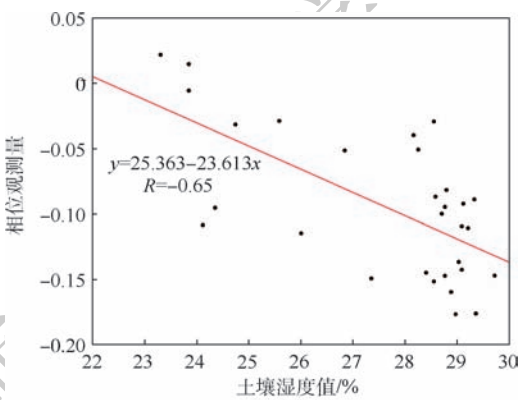
(a) 熵值法相位值与土壤湿度回归模型



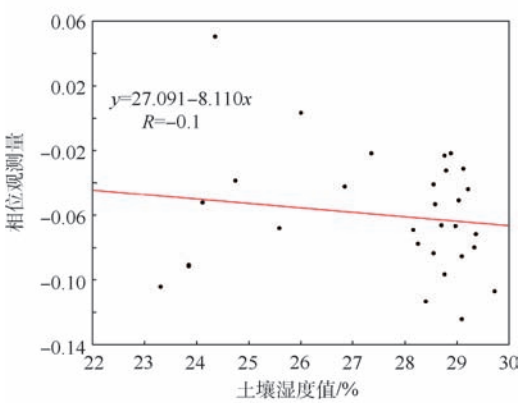
(b) 传统方法相位值与土壤湿度回归模型

图 5　PRN7 建模结果

Fig. 5　Modeling results of PRN7



(a) 熵值法相位值与土壤湿度回归模型



(b) 传统方法相位值与土壤湿度回归模型

图 6　PRN12 建模结果

Fig. 6　Modeling results of PRN12

北航学报 赠阅

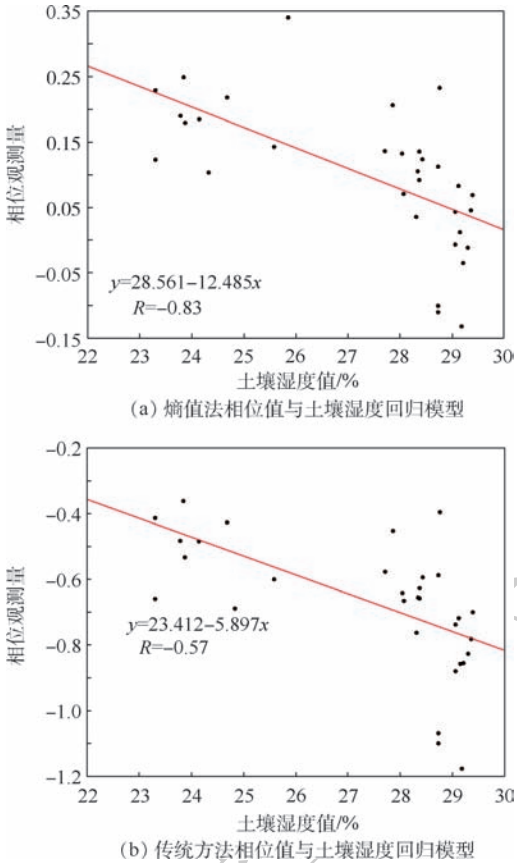


图 7 PRN24 建模结果

Fig. 7 Modeling results of PRN24

模型建立完成后,将测试数据代入模型得到反演结果。同时,对单频 SNR 序列做同样处理得到单频反演结果。图 8 给出了 PRN4、PRN7、PRN12、PRN24 4 颗卫星的处理结果。

图 8 为各颗卫星反演结果对比,其中融合后 PRN4 的标准差为 0.68 %,比 L1 提高 42.93%,比 L2 提高 43.23%;均方根误差(RMSE)为 0.49%,比 L1 降低81.58%,比 L2 降低 77.52%;PRN7 的标准差为 0.62 %,比 L1 提高 43.85%,比 L2 提高 47.01%;RMSE 为 0.98%,比 L1 降低 58.82%,比 L2 降低 58.47%;PRN12 的标准差为 0.81%,比 L1 提高 51.30%,比 L2 提高 41.03%;RMSE 为 1.28%,比 L1 降低 13.51%,比 L2 降低 46.67%;PRN24 的标准差为 0.92 %,比 L1 提高 3.14%,比 L2 降低 3.84%;RMSE 为 0.95%,比 L1 降低 64.15%。

对所有卫星同一时间段(13:00—15:00)的反演结果取平均,结果如图 9 所示。

图 9(a)为融合前 L1 频点、L2 频点和融合后反演结果以及 FDR 采集的同比数据随时间变化的对比结果,从对比中可以清晰显示融合后的反

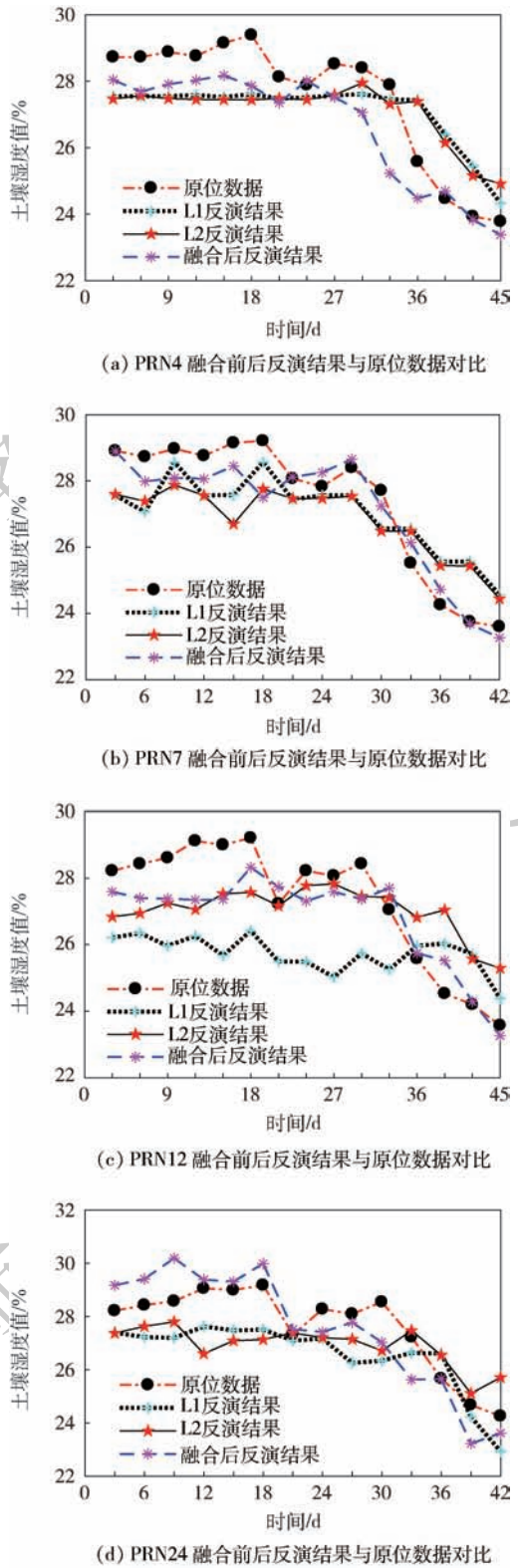
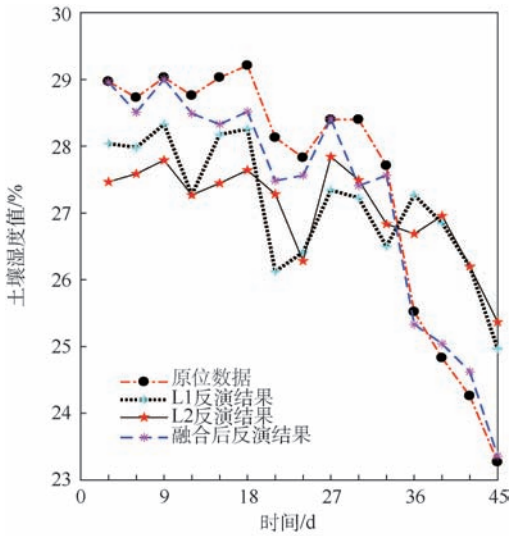


图 8 不同卫星反演结果对比

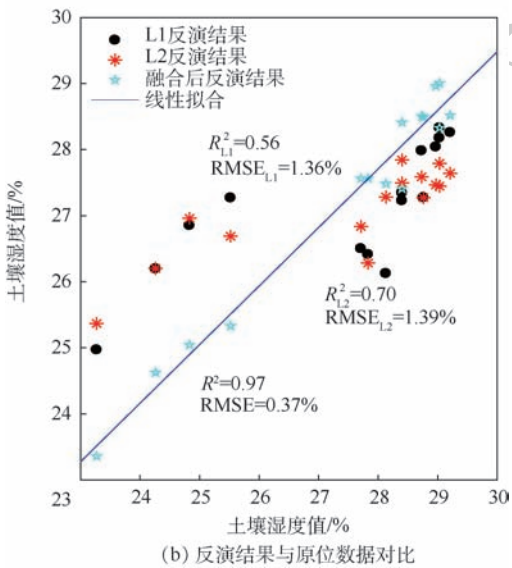
Fig. 8 Comparison of different satellite inversion results

演结果与 FDR 的匹配度更高。图 9(b)为反演结果线性对比,图中计算了融合前两频点的反演结果、融合后的反演结果与同比数据间的决定系数 R_{L1}^2、R_{L2}^2、R^2 及均方根误差 $RMSE_{L1}$、$RMSE_{L2}$、RMSE。通过计算得到如下结果:融合后的决定

北航学报 赠阅



(a) 融合前后反演结果与原位数据时间序列对比



(b) 反演结果与原位数据对比

图 9　反演结果平均对比分析

Fig. 9　Inversion results average comparison analysis

系数 R^2 为 0.97，RMSE 为 0.37%，R^2 比 L1 频点结果提高 73.2%，比 L2 频点提高 38.5%；RMSE 比 L1 频点降低 72.8%，比 L2 频点降低 73.4%。

通过统计所有卫星的标准差，得到平均结果如下：L1 和 L2 双频融合反演结果平均标准差为 0.6%，精度比 L1 单频反演结果提高 64.73%，比 L2 单频反演结果提高 32.12%。

4　结　论

本文提出了一种基于 GNSS-IR 双频数据融合的土壤湿度反演方法，该方法以不同频点 SNR 序列相位观测量所对应的指标评价得分作为融合的权重标准，通过熵值法对 2 个频点 SNR 相位观测量进行融合处理。利用地基观测获取的实验数据对该方法的性能进行了验证，结果表明该方法可显著提高土壤湿度反演精度。从处理结果中可得到如下结论：

1）不同频点间所含的土壤信息存在差异。熵值法不仅能够克服主观确定权值的随机性和臆断性，而且作为多指标评价方法能够避免不同频点间信息的重复性，综合考虑信息间的差异性，两频点中质量好的数据能得以保留，从而使反演结果得到提高。

2）综合反演结果分析，熵值法在双频数据融合处理中能够有效提高反演结果的准确性，不仅反演精度有所提高，融合后数据的变化趋势也更加趋近于同比数据。最终结果也表明融合后的反演结果对比单一频点的反演结果有显著提高，且融合后的平均标准差为 0.6%。

致谢　感谢北京航空航天大学杨东凯教授在学术上给予的指导和帮助，感谢 F. Baup 和 K. Boniface 收集气象数据，以及 Roussel. N 和 F. Frappart 收集 GNSS 观测数据，感谢 J. Darrozes 为本文提供的数据。

参考文献（References）

[1] AUBER J C, BIBAUT A, RIGAL J M. Characterization of multipath on land and sea at GPS frequencies[C]// Proceedings of the 7th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GPS 1994), 1994: 1155-1171.

[2] GARRISON J L, KATZBERG S, HILL M. Effect of sea roughness on bistatically scattered range coded singals from the global positioning system[J]. Geophysical Research Letters, 1998, 25(13): 2257-2260.

[3] KOMJATHY A, ZAVOROTNY V, AXELRAD P, et al. GPS signal scattering from sea surface: Comparison between experimental data and theoretical model[C]// Proceeding of the 5th International Conference on Marine and Coastal Environments, 1998: 1-10.

[4] 丁金才. GPS 气象学及其应用[M]. 北京：气象出版社，2009.
DING J C. GPS meteorology and its application[M]. Beijing: Meteorological Publishing Press, 2009 (in Chinese).

[5] RODRIGUEZ-ALVAREZ N, BOSCH-LLUIS X, CAMPS A, et al. Review of crop growth and soil moisture monitoring from a ground-based instrument implementing the interference pattern GNSS-R technique[J]. Radio Science, 2016, 46(6): 1-11.

[6] CAMPS A, PARK H, PABLOS M, et al. Soil moisture and vegetation impact in GNSS-R TechDemoSat-1 observations[C]// 36th IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium. NJ: IEEE Press, 2016: 1982-1984.

[7] PALOSCIA S, MACELLONI G, SANTI E, et al. A multifrequency algorithm for the retrieval of soil moisture on a large scale using microwave data from SMMR and SSM/I satellites [J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2001,

北航学报 赠阅

39(8):1655-1661.

[8] NIEVINSKI F G. Forward and inverse modeling of GPS multipath for snow monitoring[D]. Boulder:University of Colorado Boulder,2013.

[9] RODRIGUEZ-ALVAREZ N, AGUASCA A, VALENCIA E, et al. Snow thickness monitoring using GNSS measurements[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2012, 9(6): 1109-1113.

[10] LARSON K M, NIEVINSKI F G. GPS snow sensing: Results from the earth scope plate boundary observatory[J]. GPS Solutions, 2013, 17(1): 41-52.

[11] BINBIN L I, ZHANG Y, YANG S, et al. Snow depth altimetry using GNSS signal with single antenna[J]. GNSS World of China, 2016, 41(6): 37-41.

[12] LARSON K M, SMALL E E, GUTMANN E, et al. Using GPS multipath to measure soil moisture fluctuations: Initial results[J]. GPS Solutions, 2008, 12(3): 173-177.

[13] ALONSO-ARROYO A, CAMPS A, AUGUASCA A, et al. Improving the accuracy of soil moisture retrievals using the phase difference of the dual-polarization GNSS-R interference patterns[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2014, 11(12): 2090-2094.

[14] ROUSSEL N, FRAPPART F, RAMILLIEN G, et al. Detection of soil moisture variations using GPS and GLONASS SNR data for elevation angles ranging from 2° to 70°[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2016, 9(10): 4781-4794.

[15] YANG T, WAN W, CHEN X W, et al. Using BDS SNR observations to measure near-surface soil moisture fluctuations: Results from low vegetated surface[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2017, 14(8): 1308-1312.

[16] 敖敏思,朱建军,胡友健,等. 利用 SNR 观测值进行 GPS 土壤湿度监测[J]. 武汉大学学报(信息科学版),2015,40(1):117-120.
AO M S, ZHU J J, HU Y J, et al. Comparative experiments on soil moisture monitoring with GPS SNR observations[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2015, 40(1): 117-120(in Chinese).

[17] 徐晓悦,郑南山,谭兴龙. GPS-R 技术辅助的土壤水含量变化监测[J]. 测绘科学技术学报,2015,32(5):465-468.
XU X Y, ZHENG N S, TAN X L. Monitoring of soil moisture fluctuation in mining areas based on GPS-R [J]. Journal of Geomatics Science and Technology, 2015, 32(5): 465-468(in Chinese).

[18] 汉牟田,张波,杨东凯,等. 利用 GNSS 干涉信号振荡幅度反演土壤湿度[J]. 测绘学报,2016,45(11):1293-1300.
HAN M T, ZHANG B, YANG D K, et al. Soil moisture retrieval utilizing GNSS interference signal amplitude[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2016, 45(11): 1293-1300(in Chinese).

[19] YAN S H, ZHAO F, CHEN N C, et al. Soil moisture estimation based on BeiDou B1 interference signal analysis[J]. Science China Earth Sciences, 2016, 59(12): 2427-2440.

[20] 金双根,张勤耘,钱晓东. 全球导航卫星系统反射测量(GNSS + R)最新进展与应用前景[J]. 测绘学报,2017,46(10):1389-1398.
JIN S G, ZHANG Q Y, QIAN X D. New progress and application prospects of global navigation satellite system reflectometry (GNSS + R)[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2017, 46(10): 1389-1398(in Chinese).

[21] 段睿,张波,汉牟田,等. SVRM 方法的单天线 GNSS-R 土壤湿度反演[J]. 导航定位学报,2018,6(1):34-39.
DUAN R, ZHANG B, HAN M T, et al. Inversion of soil moisture with singal-antenna GNSS-R signal using SVRM[J]. Journal of Navigation and Positioning, 2018, 6(1): 34-39(in Chinese).

[22] 杨磊. GNSS-R 农田土壤湿度反演方法研究[D]. 泰安:泰安农业大学,2017.
YANG L. Study of GNSS-R cropland soil moisture retrieval method[D]. Tai'an: Shandong Agricultural University, 2017(in Chinese).

[23] 王富喜,毛爱华,李赫龙,等. 基于熵值法的山东省城镇化质量测度及空间差异分析[J]. 地理科学,2013,33(11):1323-1329.
WANG F X, MAO A H, LI H L, et al. Quality measurement and regional difference of urbanization in shandong province based on the entropy method[J]. Scientia Geographica Sinica, 2013, 33(11): 1323-1329(in Chinese).

作者简介:

荆丽丽 女,硕士研究生。主要研究方向:3S 技术集成与应用。

杨磊 男,博士,副教授。主要研究方向:GNSS-R、集成电路。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Soil moisture inversion method based on GNSS-IR dual frequency data fusion

JING Lili[1], YANG Lei[1,*], HAN Moutian[2], HONG Xuebao[2], SUN Bo[1], LIANG Yong[1]

(1. College of Information Science and Engineering, Shandong Agricultural University, Tai'an 271019, China;
2. School of Electronic and Information Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: At present, the study of soil moisture inversion in the field of global navigation satellite signal-interferometer and reflectometry (GNSS-IR) is only for single frequency deployment. In the paper, we propose a method that uses the entropy method to fuse two frequency to improve the accuracy of soil moisture inversion. First, the spectrum analysis method is used to analyze the oscillation frequency of the signal-to-noise ratio (SNR) sequence of each frequency point, and calculate the corresponding equivalent antenna height. The different frequency phase of SNR sequence can be solved by least square method. Then, the phase observation of two frequencies is fused by the entropy method. Finally, an empirical model was established by using the fusion results and the measured soil moisture to achieve soil moisture inversion. The method was verified by global positioning system (GPS) SNR ratio data obtained in frequency L1 and L2 by ground-based observation experiments. The results show that the average standard deviation of the L1 and L2 inversion results after dual frequency fusion is 0.6%, which is 64.73% higher than the L1 frequency inversion results and 32.12% higher than the L2 frequency inversion results. And the RMSE is 0.37%, 72.8% lower than L1 frequency and 73.4% lower than L2 frequency.

Keywords: global navigation satellite signal-interferometer and reflectometry (GNSS-IR); soil moisture inversion; dual frequency data fusion; entropy method; global positioning system (GPS)

北京航空航天大学学报

Received: 2018-09-18; **Accepted**: 2019-01-18; **Published online**: 2019-01-28 08:31

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190124.1007.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (41171351); National Key R & D Program of China (2016YFC0803104); National High-tech Research and Development Program of China (2013AA102301); Open Project of National Engineering Research Center for Information Technology in Agriculture (KF2015W003); The Basic Public Welfare Research Project in Zhejiang Province (LGN19D040001); Shandong Agricultural University Top Disciplines Foundation (xxxy201703)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0602

基于凯恩方程的无人机伞降回收动力学建模与仿真

吴翰，王正平*，周洲，王睿
（西北工业大学 无人机特种技术国防科技重点实验室，西安 710065）

摘 要：在无人机的伞降回收过程中，无人机与降落伞一直都处于实时的动平衡状态，两者在伞降回收过程中的耦合关系及其复杂，因此很难建立精准的无人机伞降回收动力学模型。针对该问题，将伞降回收系统划分为降落伞和无人机分别进行处理。针对时变对象降落伞，通过阻力面积随充气时间的变化关系建立其动力学模型。针对无人机，首先，基于多体动力学思路，将其划分为左右机翼和机身的多体系统，通过平板绕流系数优化其伞降过程中的大迎角动力学模型；然后，通过偏速度矩阵将各体的动力学模型引入伞降回收系统质心；最终，基于凯恩方程推导并建立了伞降回收系统六自由度模型，并引入海拔高度和风力对无人机伞降回收的影响。通过数值仿真与实验数据的对比，可以发现两者具有较好的一致性，该动力学模型能够为无人机的伞降回收提供指导。

关 键 词：伞降回收；飞翼无人机；凯恩方程；多体系统；动力学建模
中图分类号：V249
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2019)06-1256-10

随着美国 X47b、欧洲“神经元”等无人机的问世，飞翼类[1-2]无人机已逐步成为国内外研究的热点，飞翼类无人机具有升阻比高等特性，这些特性在无人机起飞时具有较大优势，但飞翼无人机在着陆时尤其对于低翼载飞翼无人机而言，其着陆轨迹容易受到风力的影响，而飞翼无人机本身又不是很稳定，因此将会对此类无人机的安全回收造成阻碍。目前无人机常采用 3 种回收方式，即伞降回收、滑跑着陆回收和拦网回收，为了将飞翼无人机机翼面积较大的特性转化为其回收时的优势，即将飞翼无人机的机翼当成阻力板以减小飞翼无人机的着陆速度，选取伞降方式对此类无人机进行回收。

降落伞在工程领域应用较多，目前已有较为成熟的气动研究[3]和附加质量[4]研究，但是关于伞降回收系统动力学建模的研究更多集中在航天领域，国外文献[5-7]和国内文献[8]提出了两种建立航天器伞降回收动力学模型的方法。由于无人机的伞降回收与航天器的伞降回收具有较大差异，因此上述模型对于无人机的伞降回收有不适用之处。针对这样的情况提出以下需要解决的问题：①无人机在伞降回收过程中和降落伞一直处于动态平衡状态，由于两者之间的耦合关系较为复杂，因此很难建立精确的无人机伞降回收动力学模型，如何采用较为简单的方式得到能表征无人机伞降回收运动趋势的动力学模型，值得研究。②目前大部分关于降落伞回收的动力学模型，都是将回收物看成单刚体进行处理，对于低翼载飞翼无人机的伞降回收，飞翼无人机对整个伞降回收系统有一定的影响，因此能否采用新的建模方

收稿日期：2018-10-22；**录用日期**：2018-11-23；**网络出版时间**：2018-12-03 16:13
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181130.1651.001.html
基金项目：航空科学基金（2016ZA53002）；陕西省重点研发计划（2018ZDCXL-GY-03-04）
* **通信作者**. E-mail：ad502@nwpu.edu.cn

引用格式：*吴翰，王正平，周洲，等. 基于凯恩方程的无人机伞降回收动力学建模与仿真[J]. 北京航空航天大学学报，2019，45(6)：1256-1265. WU H，WANG Z P，ZHOU Z，et al. Dynamics modeling and simulation of UAV parachute recovery based on Kane equation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2019，45(6)：1256-1265 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

法，更为精确地引入无人机的影响，值得研究。③大型降落伞在充气阶段，其质心会发生较为明显的变化，因此在建立该过程降落伞动力学模型时需要大量的实验数据进行拟合，较为复杂；对于无人机伞降回收，特别是小型无人机，其采用的降落伞一般较小，因此降落伞在拉直以后的充气过程中质心位置变化不大，能否采用更为简单的方式建立此类降落伞充气阶段的动力学模型，值得研究。④对于无人机伞降回收，无人机由稳定平飞过渡到稳定下降，其实是一个迎角变化很大的运动过程，如果直接采用 CFD 进行数值模拟得到该阶段无人机的非定常气动力模型将是较为复杂的，能否基于合理的假设快速建立该阶段的非定常气动力模型，以满足工程的需要，值得研究。关于以上问题的解决方法与思路将是本文的创新点所在。

为了解决上述问题，建立准确的无人机伞降回收动力学模型，首先，采用平板绕流与迎角之间的耦合关系建立无人机从平飞过渡到稳定下降阶段的非定常气动力和力矩模型；其次，通过降落伞的阻力面积随其充气时间的变化，建立降落伞充气过程中的动力学模型；最终，基于多体动力学和凯恩方程[9-10]建立低翼载飞翼无人机伞降回收六自由度模型，并分析了伞降回收位置海拔高度和风力对伞降回收的影响。需要强调的是，本模型是将各系统的力和力矩引入整个伞降回收系统的质心建立动力学模型，该模型能够描述无人机伞降回收的趋势，但无法描述降落伞与无人机之间的相对运动，该模型主要描述的是降落伞从完全拉直到和无人机一起稳定下降的运动过程。

1　伞降回收系统运动学描述

1.1　坐标系建立

低翼载飞翼无人机伞降回收系统主要由低翼载飞翼无人机和回收降落伞两部分组成，如图 1 所示。

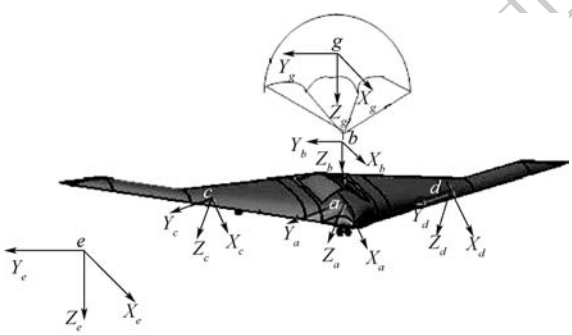


图 1　伞降回收坐标系示意图

Fig. 1　Schematic diagram of parachute recovery coordinate systems

将伞降回收系统分为降落伞和无人机，基于多体动力学的思路[11-12]将无人机离散为无人机左机翼 d、右机翼 c 和机身 a 的多体系统，其中由于垂尾、舵面以及动力装置在回收过程中影响不大，将其并入无人机机身进行分析。由于无人机伞降回收的降落伞较小，因此可以假设降落伞拉直后，这一时变系统在充气过程中的质心与其气动合力作用点位于同一点。以各体质心为原点建立右手坐标系。首先基于机身坐标系 $\boldsymbol{F}_a$ 求得整个伞降回收系统质心 b 的位置，然后基于整个伞降系统质心 b 进行建模。伞降回收系统质心 b 的位置为

$$\begin{cases} x_b = \dfrac{l_x m_g + x_{ca} m_c + x_{da} m_d}{m_g + m_a + m_c + m_d} \\ y_b = \dfrac{l_y m_g + y_{ca} m_c + y_{da} m_d}{m_g + m_a + m_c + m_d} \\ z_b = \dfrac{l_z m_g + z_{ca} m_c + z_{da} m_d}{m_g + m_a + m_c + m_d} \end{cases} \tag{1}$$

式中：l_x、l_y 和 l_z 分别为降落伞质心 g 到机身质心 a 的位移在机身坐标系 X、Y 和 Z 轴方向的投影；x_{da}、x_{ca} 分别为左右机翼质心 d、c 到机身质心 a 的位移在机身坐标系 X 轴方向的投影；y_{da} 和 y_{ca} 分别为左右机翼质心 d 和 c 到机身质心 a 的位移在机身坐标系 Y 轴方向的分量；z_{da} 和 z_{ca} 分别为左右机翼质心 d 和 c 到机身质心 a 的位移在机身坐标系 Z 轴方向的分量；m_g、m_a、m_d 和 m_c 分别为降落伞、机身和左右机翼的质量。需要强调的是，伞降回收系统质心位置 b 会随着降落伞的充气而发生变化，在实际情况中由于降落伞质量相对于无人机而言较小，因此降落伞质量的变化对全机质心的影响较小。本文最终采用迭代的方式进行动力学模型的仿真，因此可以在每一时刻采用式(1)得到伞降回收系统质心，然后将力和力矩引入该质心处进行动力学建模。

1.2　广义坐标与速度矩阵建立

选取四元数[13]作为描述伞降回收系统质心姿态的广义坐标，具体形式为

$$\boldsymbol{q} = [x_b \quad y_b \quad z_b \quad a_0 \quad a_1 \quad a_2 \quad a_3]^{\mathrm{T}} \tag{2}$$

$$\begin{cases} \phi = \arctan\left(\dfrac{2(a_0 a_1 + a_2 a_3)}{1 - 2(a_1^2 + a_2^2)}\right) \\ \theta = -\arcsin(2(a_0 a_2 - a_1 a_3)) \\ \psi = \arctan\left(\dfrac{2(a_0 a_3 + a_1 a_2)}{1 - 2(a_2^2 + a_3^2)}\right) \end{cases} \tag{3}$$

式中：ϕ、θ 和 ψ 为伞降回收系统质心处的姿态角；a_0、a_1、a_2 和 a_3 为四元数分量；x_b、y_b 和 z_b 为伞降回收系统质心位置。

北航学报 赠阅

接下来 1.1 节文求得的伞降系统质心 b 为基准建立降落伞以及各体质心处的线速度、角速度、线加速度和角加速度矩阵，各体质心处的线速度和角速度矩阵具体形式为

$$\begin{cases} \boldsymbol{V}_b = [\dot{x}_b \quad \dot{y}_b \quad \dot{z}_b]^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{V}_c = \boldsymbol{V}_b + \boldsymbol{\omega}_b \times \boldsymbol{r}_{bc} \\ \boldsymbol{V}_d = \boldsymbol{V}_b + \boldsymbol{\omega}_b \times \boldsymbol{r}_{bd} \\ \boldsymbol{V}_g = \boldsymbol{V}_b + \boldsymbol{\omega}_b \times \boldsymbol{r}_{bg} \\ \boldsymbol{V}_a = \boldsymbol{V}_b + \boldsymbol{\omega}_b \times \boldsymbol{r}_{ba} \end{cases} \tag{4}$$

$$\boldsymbol{\omega}_b = \boldsymbol{\omega}_c = \boldsymbol{\omega}_d = \boldsymbol{\omega}_g = \boldsymbol{\omega}_a \tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{r}$ 为体与体质心间的位移向量；$\boldsymbol{V}$ 为各体质心处的线速度；$\boldsymbol{\omega}$ 为各体质心处的角速度；下标 c、d、a 和 g 分别代表右机翼、左机翼、机身以及降落伞，无特别说明，下文一致。除此之外需要强调的是，各体质心的角速度近视是与伞降回收系统质心处角速度一致的，但各体质心处的角加速度不一定相同，具体公式由下文给出。

同理各体质心处的线加速度和角加速度矩阵分别为

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{V}}_b = \dfrac{\partial \boldsymbol{V}_b}{\partial t} + \boldsymbol{\omega}_b \times \boldsymbol{V}_b \\ \dot{\boldsymbol{V}}_c = \dfrac{\partial \boldsymbol{V}_c}{\partial t} + \boldsymbol{\omega}_b \times \boldsymbol{V}_c \\ \dot{\boldsymbol{V}}_d = \dfrac{\partial \boldsymbol{V}_d}{\partial t} + \boldsymbol{\omega}_b \times \boldsymbol{V}_d \\ \dot{\boldsymbol{V}}_g = \dfrac{\partial \boldsymbol{V}_g}{\partial t} + \boldsymbol{\omega}_b \times \boldsymbol{V}_g \\ \dot{\boldsymbol{V}}_a = \dfrac{\partial \boldsymbol{V}_a}{\partial t} + \boldsymbol{\omega}_b \times \boldsymbol{V}_a \end{cases} \tag{6}$$

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\omega}}_b = \dfrac{\partial \boldsymbol{\omega}_b}{\partial t} \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_c = \dfrac{\partial \boldsymbol{\omega}_c}{\partial t} + \boldsymbol{\omega}_b \times \boldsymbol{\omega}_c \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_d = \dfrac{\partial \boldsymbol{\omega}_d}{\partial t} + \boldsymbol{\omega}_b \times \boldsymbol{\omega}_d \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_g = \dfrac{\partial \boldsymbol{\omega}_g}{\partial t} + \boldsymbol{\omega}_b \times \boldsymbol{\omega}_g \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_a = \dfrac{\partial \boldsymbol{\omega}_a}{\partial t} + \boldsymbol{\omega}_b \times \boldsymbol{\omega}_a \end{cases} \tag{7}$$

式中：$\dot{\boldsymbol{V}}$为各体质心处线加速度；$\dot{\boldsymbol{\omega}}$ 为各体质心处角加速度。上文所得到的速度与加速度矩阵式(4)～式(7)将方便伞降回收系统广义惯性力和广义惯性力矩模型的建立。

1.3 质量和附加质量描述

接下来对伞降回收系统各体的质量、转动惯量、附加质量和附加质量惯性矩进行介绍。

图 2 展示了降落伞整个充气过程中的容积变化，其实降落伞在充气过程当中是一个时变系统，其时变性主要由两部分体现，即其质心处的力和力矩随充气时间而发生变化；其质量、转动惯量、附加质量和附加质量惯性矩随充气时间而变化。其质心处的力和力矩随充气时间的变化公式将在后文给出，在此先给出其质量、转动惯量、附加质量和附加质量惯性矩随充气时间的变化公式。I_R 为降落伞与无人机的连接点到降落伞伞衣边缘的距离；R_0 为降落伞伞衣顶端到伞衣底部的弧线距离。

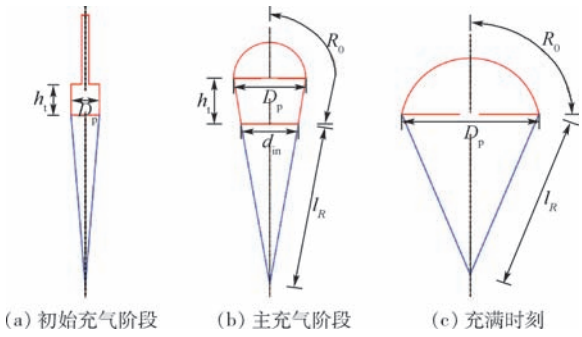


图 2 降落伞充气过程容积变化示意图

Fig. 2 Schematic diagram of parachute volume variation during inflation process

降落伞容积、质量和转动惯量随充气时间的变化公式为[14]

$$\Delta = \begin{cases} 0.009\,568\left(\dfrac{D_p}{2}\right)^3 \dfrac{1}{t} & 0 \leqslant t < t_{m1} \\ \dfrac{2}{3}\pi\left(\dfrac{D_p}{2}\right)^3 + \dfrac{1}{12}\pi h_t\left(D_p^2 + d_{in}^2 + D_p d_{in}\right) & t_{m1} \leqslant t \leqslant t_m \\ \dfrac{2}{3}\pi\left(\dfrac{D_p}{2}\right)^3 & t_m < t \end{cases} \tag{8}$$

$$\begin{cases} \boldsymbol{m}_g = \mathrm{diag}(m_1 + m_2, m_1 + m_2, m_1 + m_2) \\ \boldsymbol{J}_g = \mathrm{diag}(J_{x1} + J_{x2}, J_{y1} + J_{y2}, J_{z1} + J_{z2}) \end{cases} \tag{9}$$

式中：Δ 为降落伞的容积；ρ 为大气密度；D_p 为降落伞投影直径；t 为降落伞充气时间；t_{m1}为降落伞初始充气阶段结束时的充气时间；t_m 为降落伞主充气阶段结束时的充气时间；h_t 为降落伞伞衣未充满部分的高度；d_{in}为降落伞伞衣未充满部分底部的直径；m_1 和 m_2 分别为降落伞伞衣和伞绳的质量；$\boldsymbol{m}_g$ 为降落伞质量矩阵；$\boldsymbol{J}_g$ 为降落伞转动惯量矩阵；J_{x1}、J_{y1}和 J_{z1}为降落伞伞衣转动惯量矩阵的分量；J_{x2}、J_{y2}和 J_{z2}为降落伞伞绳转动惯量的矩阵分量。

降落伞附加质量和附加质量惯性矩随充气时间的变化关系式为

$$I_f = \frac{\rho \Delta D_p^2}{16} \tag{10}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$\begin{cases} A_{ii} = k_{ii}\rho\Delta & i = 1,2,3 \\ A_{jj} = k_{jj}I_{\mathrm{f}} & j = 4,5 \end{cases} \tag{11}$$

$$\begin{cases} \boldsymbol{N}_g = \mathrm{diag}(A_{11},A_{22},A_{33}) \\ \boldsymbol{I}_g = \mathrm{diag}(A_{44},A_{55},0) \end{cases} \tag{12}$$

式中：ρ 为大气密度；k_{ii} 和 k_{jj} 均为降落伞附加质量和附加质量惯性矩系数；I_{f} 为降落伞所带动周围运动空气的体积；$\boldsymbol{N}_g$ 和 $\boldsymbol{I}_g$ 分别为降落伞的附加质量和附加质量惯性矩矩阵；A_{ii} 和 A_{jj} 分别为降落伞附加质量和附加质量惯性矩矩阵分量。无人机各体的质量和转动惯量矩阵与常规形式一样，因此不再进行介绍。

1.4　广义惯性力和广义惯性力矩模型建立

将上述得到各体的线加速度矩阵、角加速度矩阵以及各体的质量和转动惯量矩阵代入广义惯性力和广义惯性力矩方程当中，可以得到无人机伞降回收系统的广义惯性力和广义惯性力矩模型[15]为

$$\boldsymbol{K}^* = \sum_j \left(\left(\frac{\partial \boldsymbol{V}_j}{\partial \dot{\boldsymbol{q}}} \right) [-(\boldsymbol{m}_j + \boldsymbol{N}_j)\dot{\boldsymbol{V}}_j] + \left(\frac{\partial \boldsymbol{\omega}_j}{\partial \dot{\boldsymbol{q}}} \right) [-(\boldsymbol{J}_j + \boldsymbol{I}_j)\dot{\boldsymbol{\omega}}_j] \right) \quad j = a,c,d,g \tag{13}$$

式中：$\boldsymbol{m}_j$ 为各体的质量矩阵；$\boldsymbol{N}_j$ 和 $\boldsymbol{I}_j$ 分别为降落伞附加质量矩阵和附加质量惯性矩矩阵，只有当 j 取 g 时，其值才不为零；$\boldsymbol{J}_j$ 为各体转动惯量矩阵；$\left(\frac{\partial \boldsymbol{V}_j}{\partial \dot{\boldsymbol{q}}} \right)$ 和 $\left(\frac{\partial \boldsymbol{\omega}_j}{\partial \dot{\boldsymbol{q}}} \right)$ 分别为各体质心处的偏线速度和偏角速度矩阵。

2　伞降回收系统动力学描述

2.1　降落伞动力学模型建立

对于降落伞充气过程的气动力和力矩模型，目前大多采用半实验半理论的方法进行建模。为了建立降落伞在充气过程中的动力学模型，首先将降落伞从拉直到稳定下降划分为 3 个阶段，如图 3 所示，即初始充气阶段、主充气阶段和稳定下降阶段，求得降落伞每个阶段所需充气时间，根据

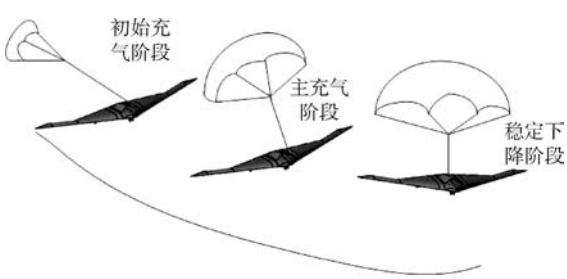


图 3　无人机伞降回收示意图

Fig. 3　Schematic diagram of UAV parachute recovery

降落伞充气时间表征降落伞阻力面积，最终基于降落伞阻力面积随充气时间的变化公式来建立降落伞的动力学模型。

采用充气时间法[16]得到降落伞前 2 个充气阶段所用时间分别为

$$\begin{cases} t_{m1} = \dfrac{\lambda D_0}{V_l} \\ t_m = \dfrac{kD_0}{V_{\mathrm{p}}} \end{cases} \tag{14}$$

式中：λ 和 k 分别为初始充气阶段与主充气阶段的修正因子；D_0 为降落伞名义直径；V_l 为伞衣拉直速度；V_{p} 为主充气过程中的平均速度。

通过式(14)得到的充气时间可建立降落伞阻力面积随充气时间的变化公式为

$$(\mathrm{CA}) = \begin{cases} \dfrac{(\mathrm{CA})_1}{t_{m1}} t & 0 \leqslant t < t_{m1} \\ (\mathrm{CA})_1 + [(\mathrm{CA})_{\mathrm{s}} - (\mathrm{CA})_1] \left(\dfrac{t - t_{m1}}{t_m - t_{m1}} \right)^2 & t_{m1} \leqslant t \leqslant t_m \\ (\mathrm{CA})_{\mathrm{s}} = A_0 C_{\mathrm{T}} & t_m < t \end{cases} \tag{15}$$

式中：$(\mathrm{CA})_1$ 为降落伞初始充气阶段完成时的阻力面积；$(\mathrm{CA})_{\mathrm{s}}$ 为降落伞主充气阶段结束时的阻力面积；C_{T} 为降落伞轴向力系数；A_0 为降落伞名义面积。

将式(15)得到的(CA)代入 $A_0(t) = \dfrac{(\mathrm{CA})}{C_{\mathrm{T}}}$，可以得到降落伞的力模型[16]为

$$\boldsymbol{F}_g = \boldsymbol{C}_{bg} \begin{bmatrix} -C_{\mathrm{N}} \dfrac{1}{2}\rho V_g^2 A_0(t) \dfrac{u_g}{\sqrt{u_g^2 + v_g^2}} \\ -C_{\mathrm{N}} \dfrac{1}{2}\rho V_g^2 A_0(t) \dfrac{v_g}{\sqrt{u_g^2 + v_g^2}} \\ -A_0(t) C_{\mathrm{T}} \dfrac{1}{2}\rho V_g^2 \end{bmatrix} + \boldsymbol{C}_{be} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ m_g g \end{bmatrix} \tag{16}$$

$$\alpha_g = \arctan\left(\frac{\sqrt{u_g^2 + v_g^2}}{w_g} \right) \tag{17}$$

$$C_{\mathrm{N}} = 0.511\,5\alpha_g^3 - 0.265\,2\alpha_g \tag{18}$$

式中：C_{bg} 表示坐标系 g 向坐标系 b 的转换矩阵；v_g、u_g 和 w_g 为降落伞沿 X 轴、Y 轴和 Z 轴的速度分量；V_g 为降落伞质心合速度；C_{N} 为降落伞法向力系数；m_g 为降落伞质量。

2.2　无人机动力学模型建立

基于多体动力学，将无人机进行离散化处理，由于轻型飞翼无人机的特殊性，左右机翼以及机

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

身的建模思路一致只是力和力矩系数稍有不同，下面以右机翼为例建立其动力学模型。

首先按照无人机的失速迎角将其力和力矩划分为两部分，当无人机迎角小于失速迎角时，其气动力和力矩模型与正常飞行时一样，本文不再给出；当其迎角大于失速迎角时，由于降落伞的作用，无人机的迎角会很快达到大迎角状态，此时流过飞翼无人机机翼的气流将会发生流动分离，故可以采用平板扰流系数[17-18]与此阶段迎角的关系来建立这一阶段的无人机气动力模型，具体右机翼力模型为

$$\boldsymbol{F}_c = \boldsymbol{C}_{bc}\begin{bmatrix}0\\0\\-\frac{1}{2}\rho V_c^2 S_c C_p \sin\alpha_c\end{bmatrix} + \boldsymbol{C}_{be}\begin{bmatrix}0\\0\\m_c g_c\end{bmatrix} \tag{19}$$

式中：C_p 为平板扰流系数；$\boldsymbol{C}_{bc}$ 和 $\boldsymbol{C}_{be}$ 分别为右机翼坐标系和地面坐标系向系统质心坐标系的转换矩阵；α_c 为无人机右机翼质心处的迎角；S_c 为右机翼面积；m_c 为右机翼质量；g_c 为重力加速度。

无人机在运动过程当中的力矩模型主要由3部分叠加产生，即无人机运动过程当中各体所产生的非定常力矩、各体质心处气动力相对伞降回收系统质心所产生的力矩和各体气动合力作用点处的气动力相对于各体质心所产生的力矩。无人机各刚体质心处的气动力相对伞降回收系统质心的力矩，由其力模型乘以其质心偏速度矩阵得到，无人机右机翼非定常力矩模型和右机翼气动合力作用点处气动力相对于右机翼质心所产生的力矩之和为

$$\boldsymbol{M}_c = \begin{bmatrix}(C_{lp}\bar{p} + C_{lr}\bar{r})q_c S_c c_c\\(C_{m\dot{\theta}}\dot{\theta} + C_{m\theta}\theta)q_c S_c l\\(C_{np}\bar{p} + C_{nr}\bar{r})q_c S_c c_c\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}0 & -z_{c_q} & y_{c_q}\\z_{c_q} & 0 & -x_{c_q}\\-y_{c_q} & x_{c_q} & 0\end{bmatrix}\boldsymbol{F}_{c_q} \tag{20}$$

$$\begin{cases}\bar{p} = \dfrac{p_c c_c}{2V_c}\\ \bar{r} = \dfrac{r_c c_c}{2V_c}\end{cases} \tag{21}$$

式中：c_c 和 l 分别为右机翼展长与弦长；p_c 和 r_c 为右机翼角速度分量；C_{lp}、C_{lc}、C_{np}、C_{nr}、$C_{m\theta}$ 和 $C_{m\dot{\theta}}$ 均为无人机动导数，其表征的是无人机横向、航向和纵向阻尼特性。同理可得无人机机身质心处的力和非定常力矩模型分别为 $\boldsymbol{F}_a$ 和 $\boldsymbol{M}_a$；左机翼质心处的力和非定常力矩模型为 $\boldsymbol{F}_d$ 和 $\boldsymbol{M}_d$；$\boldsymbol{F}_{c_q}$ 为无人机右机翼的气动合力作用点处的气动力，$(x_{c_q}, y_{c_q}, z_{c_q})$ 为无人机右机翼气动合力作用点到无人机右机翼质心处位移的分量。

2.3 广义主动力和广义主动力矩模型建立

将上述得到各体的力和非定常力矩模型导入广义主动力和广义主动力矩方程，可得低翼载飞翼无人机伞降回收系统的广义主动力和广义主动力矩模型为

$$\boldsymbol{K} = \sum_j \left[\left(\frac{\partial \boldsymbol{V}_j}{\partial \dot{\boldsymbol{q}}}\right)\boldsymbol{F}_j + \left(\frac{\partial \boldsymbol{\omega}_j}{\partial \dot{\boldsymbol{q}}}\right)\boldsymbol{M}_j\right] \quad j = a,c,d,g \tag{22}$$

式中：$\boldsymbol{F}_j$ 为伞降系统各体质心处的力模型；$\boldsymbol{M}_j$ 为伞降系统各体质心处的力矩模型；需要注意的是伞降回收系统的广义主动力矩模型是由两部分构成的，一部分是各体自身运动绕其自身质心所产生的非定常力矩和各体气动合力作用点处气动力相对于各体质心所产生的力矩之和，已由式(20)和式(21)直接给出。另一部分为各体质心广义主动力相对于伞降回收系统质心所产生的力矩，该部分由 $\left(\frac{\partial \boldsymbol{V}_j}{\partial \dot{\boldsymbol{q}}}\right)\boldsymbol{F}_j$ 这一项引入。

3 无人机伞降回收动力学模型建立

凯恩方程由动力学普遍方程演化而来，其形式为

$$\sum (F_i - m_i a_i)\delta r_i = 0 \tag{23}$$

式中：F_i 为系统广义主动力；m_i 为各体质量；δr_i 为力作用点到所选参考点的虚位移；a_i 为各体质心处的加速度，将式(23)化简可得

$$\sum (F_i \delta r_i - m_i a_i \delta r_i) = 0 \tag{24}$$

因此可以得到凯恩方程的具体形式为

$$\begin{cases}K^* + K = 0\\ K^* = -m_i a_i \delta r_i\\ K = F_i \delta r_i\end{cases} \tag{25}$$

式中：K^* 称为广义惯性力和广义惯性力矩模型；K 称为广义主动力和广义主动力矩模型。凯恩方程建模的基准为：系统的广义主动力、广义主动力矩与系统的广义惯性力、广义惯性力矩之和为零。

将2.1节和2.2节所求伞降回收系统广义主动力、广义主动力矩模型和广义惯性力、广义惯性力矩模型代入凯恩方程[19]可得

$$\sum_j \left(\left(\frac{\partial \boldsymbol{V}_j}{\partial \dot{\boldsymbol{q}}}\right)[-(\boldsymbol{m}_j + \boldsymbol{N}_j)\dot{\boldsymbol{V}}_j + \boldsymbol{F}_j] + \left(\frac{\partial \boldsymbol{\omega}_j}{\partial \dot{\boldsymbol{q}}}\right)[-(\boldsymbol{J}_j + \boldsymbol{I}_j)\dot{\boldsymbol{\omega}}_j + \boldsymbol{M}_j]\right) = \boldsymbol{0} \quad j = a,c,d,g \tag{26}$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

式(26)即为飞翼无人机伞降回收系统六自由动力学模型,式中共有 6 个方程,13 个变量,再加上伞降回收系统质心角速度与四元数的关系式以及质心位移与速度的关系式,共计 13 个方程,13 个变量,可直接采用 MATLAB 进行数值仿真。

4　伞降回收仿真实验

基于四阶龙格库塔方法进行数值仿真并与实验结果进行对比。本次实验过程为:海拔高度 1 300 m,无人机完成由稳定前飞到开伞,再到无人机和降落伞共同稳定下降的实验。为了验证本文模型的准确性,所选取实验数据的初始时刻为:降落伞已经被拉直并且刚好开始充气,无人机飞行高度 56 m,其前飞速度 11 m/s,同时具有 1 m/s 的上升速度。在此对仿真结果与实验结果的对比做以下几点说明:①由于建模所用坐标系为欧美坐标系,为了与实验结果进行对比,沿 z 轴方向的物理量在仿真结果展示时均乘以 -1。②由于实验仅得到无人机数据,因此仿真结果已经通过式(4)和式(5),由伞降回收系统质心转换到无人机质心处,方便进行对比。③由于实验得到的数据是基于地面坐标系的,因此仿真数据以由无人机机体坐标系转换到地面坐标系。具体仿真结果与实验结果对比如图 4 所示。

通过图 4 的对比可以发现:数值仿真与实验结果吻合较好,验证了本文模型的准确性。但是由开伞到稳定下降阶段的动态变化过程中,两者略有差异,归结其原因主要在于:①采用平板扰流建立无人机该阶段的非定常气动力模型,虽然较为便利,但是精度却相对不足。②所建模型无法表征该阶段降落伞与无人机之间的相对运动关系,而降落伞与无人机之间的相对运动关系,会进一步影响降落伞和无人机所受气动力的大小,进而影响该阶段的仿真精度。正是上述原因导致了该阶段的数值仿真与实验结果的差异,进一步优化模型时可从这两方面入手。

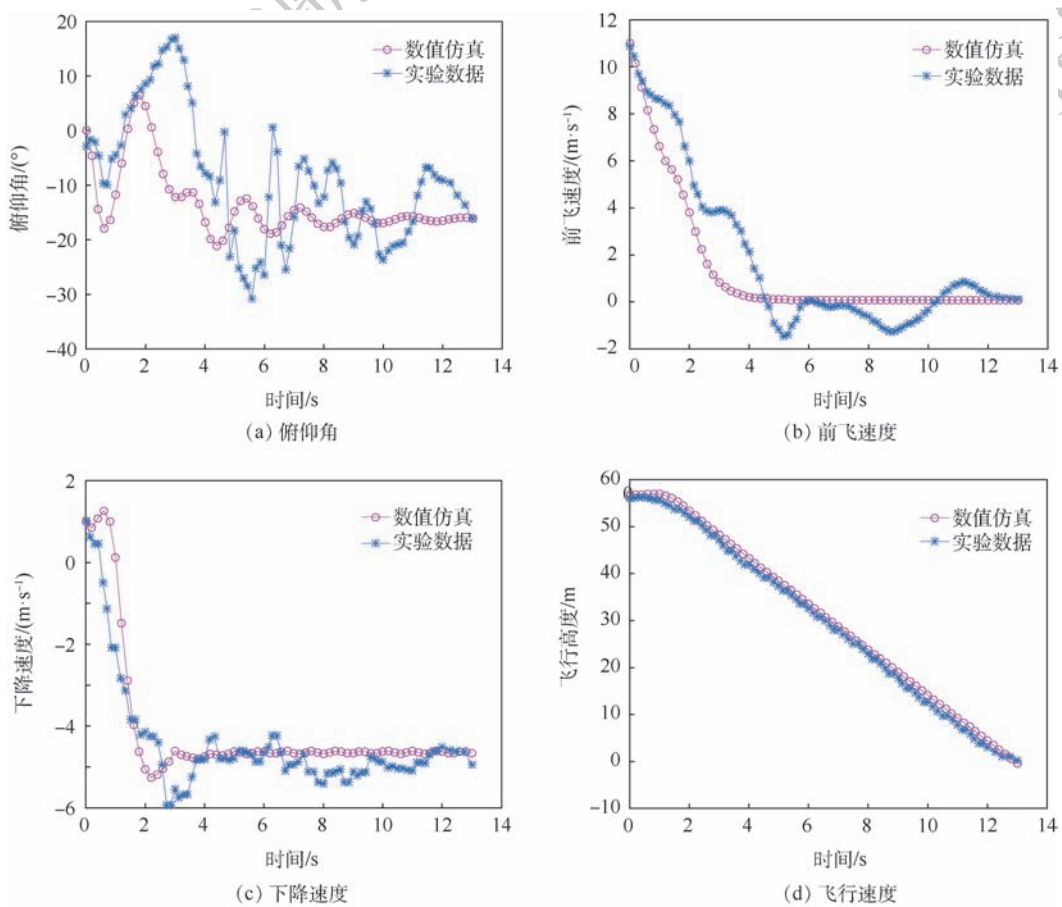


图 4　无人机俯仰角、前飞速度、下降速度和飞行高度仿真结果与实验结果对比

Fig. 4　Comparison of UAV angle of pitch, forward velocity, descent velocity and flight height between simulation and experimental results

北航学报 赠阅

5 海拔高度与风力对伞降回收影响

无人机伞降回收位置的海拔高度以及伞降过程中的风力都将对无人机的伞降回收产生一定的影响,接下来引入海拔高度和风力对无人机伞降回收系统的影响,并对其进行分析。

为了得到无人机稳定下降速度随回收位置海拔高度的变化曲线,从海平面开始,海拔高度每增加 500 m 进行一次伞降仿真,通过数值仿真得到无人机最终稳定下降速度随海拔高度的变化曲线如图 5 所示。

通过图 5 可以发现:无人机伞降回收系统的稳定下降速度随回收位置海拔高度的增加而增大,其主要原因是海拔的变化将影响密度的变化,进而影响降落伞与无人机的气动力。海拔 5 500 m 与海拔 0 m 相比,其稳定下降速度由 4.7 m/s变为了 5.51 m/s,增加了约 17%,这意味着随着海拔高度的增加,将对无人机伞降回收的安全性提出更高要求。

无人机在伞降回收过程中常会受到风力的影响,因此通过数值仿真得到无人机伞降回收系统在降落伞充气完成后(4 s 后),分别受到 1 m/s 的顺风、逆风、正侧风和逆侧风的影响,无人机伞降回收速度变化的曲线,该仿真的初始条件为:海拔 2 500 m,开伞高度 100 m,无人机前飞速度 9 m/s,同时具有 1 m/s 的上升速度,0 s 时刻降落伞已经被拉直并且开始充气,其中规定沿 Y 轴正方向的风为正侧风,沿 Y 轴反方向的风为逆侧风,沿 X 轴正向的为顺风,沿 X 轴反向为逆风,具体仿真结果如图 6 所示。

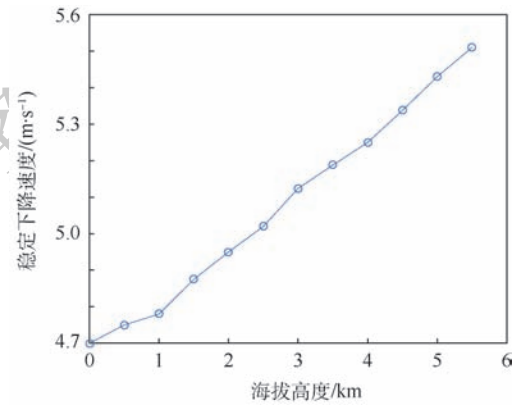


图 5 无人机稳定下降速度随海拔高度的变化

Fig. 5 Variation of UAV steady descent velocity with altitude

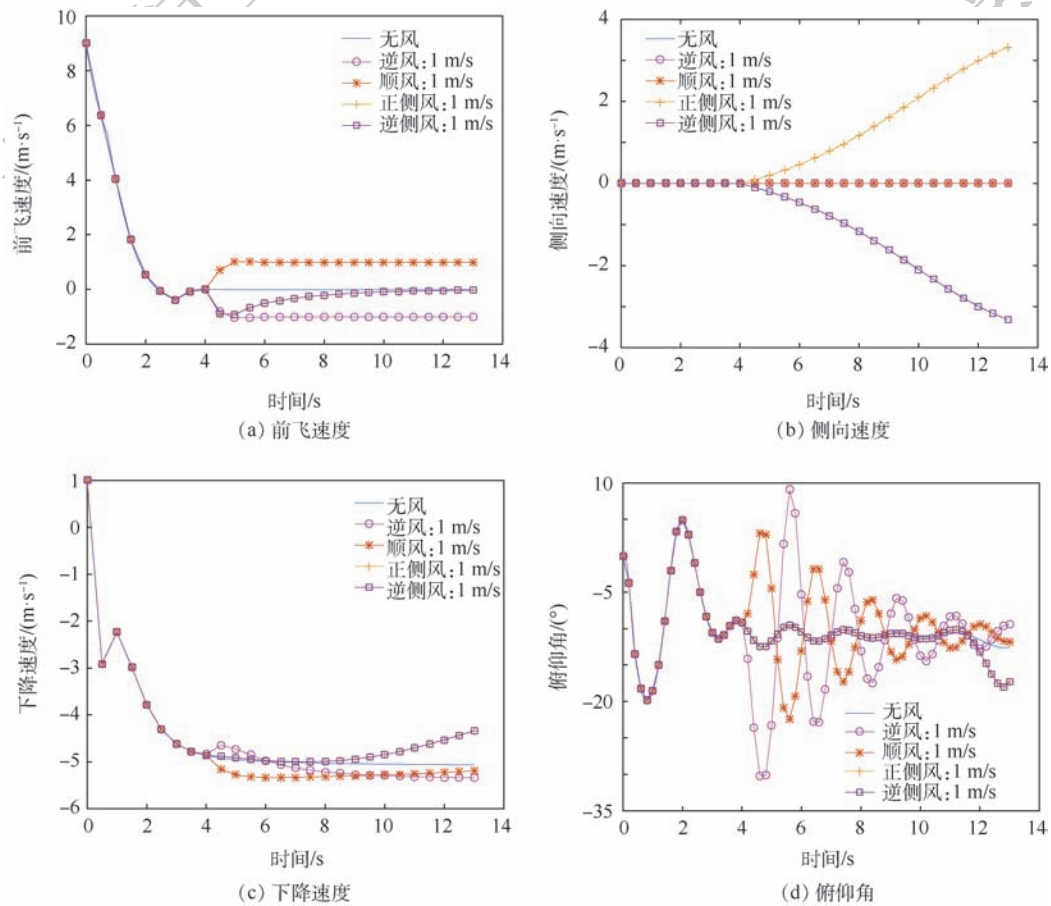


图 6 受 1 m/s 顺风、逆风、正侧风和逆侧风时,无人机前飞速度、侧向速度、下降速度和俯仰角的变化

Fig. 6 Variation of UAV forward velocity, side velocity, descent velocity and angle of pitch under 1 m/s down wind, against wind, positive side wind and reverse side wind

北航学报 赠阅

通过图 6(c)以及无人机的开伞高度可以得到无人机由开伞到着陆的总时间，通过图 6(a)、(b)以及得到的无人机由开伞到着陆的总时间可以得到无人机在伞降过程中沿其 X 轴方向的最大位移和沿 Y 轴方向的最大位移，具体结果如表 1所示，选取无人机的开伞点作为参考点。

通过图 6 可以发现，无人机伞降回收系统速度会受到风力的影响而发生变化。以图 6(c)为例，当无人机伞降回收系统受到 1 m/s 的顺风或逆风时，其稳定下降速度由 5.05 m/s 变为了 5.16 m/s和 5.22 m/s，分别增加了 2.2% 和3.4%，这是由于顺风或者逆风导致无人机与降落伞间夹角减小，虽然无人机迎角增加将导致无人机升力增大，但是该过程中降落伞阻力减小占主导地位，因此其稳定下降速度会增大；受到1 m/s的正侧风或者逆侧风时其稳定下降速度均由 5.05 m/s 变为了 4.23 m/s，均减小约 16%，这是由于在侧风作用下无人机与降落伞共同发生侧向运动，虽然降落伞竖直方向阻力分量减少，但在该过程中无人机竖直方向升力增大占主导地位，因此其下降速度减小。图 6(d)展示了无人机的俯仰角随降落伞充气完成后风力变化的曲线。通过曲线可以看出，无人机的俯仰角在降落伞充气完成后风力的作用下仍然处于稳定的状态，其中顺风与逆风对无人机的俯仰角影响较大，正侧风与逆侧风对无人机俯仰角影响较小，可以通过本文模型预估无人机在着陆时的姿态进而确保无人机在着陆时不会损伤机头、机翼等部件，保证无人机的安全回收。除此之外，无人机伞降受风力影响后的相关计算结果如表 1 所示。

通过表 1 可以发现，本文模型及仿真曲线能够得到无人机的稳定下降速度，进而确保无人机在着陆时不会由于冲击载荷太大而破坏无人机的结构；本文模型能够得到无人机在伞降过程中沿其 X 轴、Y 轴的最大位移(相对于开伞点)，这些量可以作为参考值进而为无人机回收着陆地点的选取提供指导。

表 1　受 1 m/s 顺风、逆风、正侧风和逆侧风时，无人机伞降回收相关结果

Table 1　Related results of UAV parachute recovery under 1 m/s down wind, against wind, positive side wind and reverse side wind

风力状况	无人机稳定下降速度/(m·s^{-1})	沿 X 轴最大位移/m	沿 Y 轴最大位移/m	由开伞到着陆总时间/s
无风	5.05	17.10	0	22.82
顺风:1 m/s	5.16	34.04	0	21.44
逆风:1 m/s	5.22	0.36	0	21.24
正侧风:1 m/s	4.23	15.20	40.56	25.28
逆侧风:1 m/s	4.23	15.20	-40.56	25.28

综上所述，风力和回收位置的海拔高度对于无人机的伞降回收有一定影响，应当实时考虑风力和海拔高度影响，进而保证无人机伞降回收的安全。

6　结　论

通过无人机伞降回收动力学建模与仿真实验可以得到如下结论：

1）本文采用多体动力学的方法引入了无人机对伞降回收系统的影响，基于平板扰流与迎角的耦合关系建立了无人机大迎角非定常气动力模型，采用凯恩方程参照无人机伞降回收系统质心建立了无人机伞降回收六自由度模型。通过仿真结果与实验数据的对比可以发现，该模型能够较好地反映无人机伞降回收过程中的运动趋势，能够为无人机的伞降回收提供指导。

2）分析了回收位置海拔高度和伞降回收过程当中风力对无人机伞降回收的影响，通过相应仿真曲线可以得出结论：风力与回收位置海拔高度对无人机伞降回收有一定影响，应当在伞降回收初期予以考虑，以保证伞降回收过程的稳定性和安全性。

3）在无人机伞降回收过程中，无人机的稳定下降速度、无人机所承受的最大冲击载荷、无人机的姿态变化以及无人机开伞后的最大水平位移均对无人机伞降回收的设计有重要意义。无人机所承受的冲击载荷在伞降过程中可分为两部分：即射伞过程中的冲击载荷以及无人机着陆时的冲击载荷，射伞过程中的冲击载荷主要由相应的射伞装置以及降落伞的大小决定，无人机着陆时的冲击载荷主要由无人机的稳定下降速度决定；通过无人机伞降回收过程中的姿态变化曲线能够推断无人机在着陆时的姿态，进而保证无人机在着陆时不会损伤无人机的机头、机翼等部位；开伞后无人机的最大水平位移将受到无人机所选用降落伞的大小、伞降过程中的风力、回收位置的海拔高度等因素的影响，开伞后无人机的最大水平位移对无人机伞降回收着陆地点的选取具有指导意义；本文所建模型能够仿真得到无人机伞降回收过程中的稳定下降速度、姿态变化、无人机回收位置海拔高度以及无人机伞降回收过程中风力变化对无人机伞降回收的影响，进而通过速度仿真曲线得

北航学报 赠阅

到无人机伞降回收过程中的最大水平位移,通过稳定下降速度确定无人机伞降过程中的冲击载荷,在无人机的伞降回收设计初期可采用该模型进行大量的数值仿真以确定在不同的情况下、对于不同的无人机应如何选取降落伞才能达到设计要求,进而保证无人机的安全回收。

针对接下来的研究,其主要可以分为两部分:①继续完善无人机和降落伞动态过渡过程的动力学模型,以便能够更为准确地描述无人机伞降系统由降落伞完全拉直到降落伞和无人机一起稳定下降阶段的运动过程;②针对无人机伞降系统,可以将降落伞和无人机单独拿出来进行研究,建立无人机伞降回收系统更高自由度模型,以描述无人机与降落伞的相对运动,为无人机的伞降回收提供更为精确的指导。

参考文献(References)

[1] WU M J, XIAO T H, ANG H S, et al. Optimal flight planning for a z-shaped morphing-wing solar-powered unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2018, 41(2): 497-504.

[2] 张健,张德虎. 高空长航时太阳能无人机总体设计要点分析[J]. 航空学报,2016,37(S1):S1-S7.
ZHANG J, ZHANG D H. Essential of configuration design of HALE solar-powered UAVs[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinca, 2016, 37(S1): S1-S7(in Chinese).

[3] GARRARD W L. Application of inflation theories to preliminary parachute force and stress analyses: AIAA-91-0862[R]. Reston: AIAA, 1991.

[4] YAVUZ T. The Equation of motion for a parachute system descending through a real fluid[J]. Aeronautical Journal, 1985, 89(889): 334-348.

[5] IBRAHIM S K, ENGDAHL R A. Parachute dynamics and stability analysis: NASA-CR-120326[R]. Washington, D. C.: NASA, 1974.

[6] FALLON II E J. Parachute dynamics and stability analysis of the queen match recovery system: AIAA-91-0879-CP[R]. Restor: AIAA, 1991.

[7] WOLF D. Dynamic stability of a nonrigid parachute and payload system[J]. Journal of Aircraft, 1971, 8(8): 604-609.

[8] 程文科,杨小伟,秦子增. 物伞系统动力学特性研究[J]. 国防科技大学学报,1998,20(4),27-30.
CHENG W K, YANG X W, QIN Z Z. Analysis of the dynamic performance of a parachute and payload system[J]. Journal of National University of Defense Technology, 1998, 20(4), 27-30(in Chinese).

[9] TOWNSEND M A. Kane's equations, Lagrange's equations, and virtual work[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1992, 15(1): 277-280.

[10] KANE T R, LIKENS P W, LEVINSON D A. Spacecraft dynamics[M]. New York: McGraw-Hill Book Company, 1983.

[11] ZHAO Z J, REN G X. Multibody dynamic approach of flight dynamics and nonlinear aeroelasticity of flexible aircraft[J]. AIAA Journal, 2011, 49(1): 41-53.

[12] HOGAN F R, FORBES J R. Modeling of spherical robots rolling on generic surfaces[J]. Multibody System Dynamics, 2015, 35(1): 91-109.

[13] CHANG L B, HU B Q, CHANG G B. Modified unscented quaternion estimator based on quaternion averaging[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(1): 305-308.

[14] 郭鹏. 大型降落伞开伞过程研究[D]. 长沙:国防科技大学,2012:72-80.
GUO P. Research on the opening process of large parachute system[D]. Changshan: National University of Defense Technology, 2012: 72-80(in Chinese).

[15] 夏丹,程维山,刘考军,等. 基于 Kane 方法的仿鱼机器人波状游动的动力学建模[J]. 机械工程学报,2009,45(6):41-49.
XIA D, CHEN W S, LIU K J, et al. Dynamic modeling of a fish-like robot with undulatory motion based on Kane's method[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2009, 45(6): 41-49(in Chinese).

[16] 荣伟,包进进. 火星大气对降落伞充气性能影响的初步探讨[J]. 航天返回与遥感,2017,38(4):1-4.
RONG W, BAO J J. The primary studies on the effect of martian atmosphere on parachute inflation performances[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2017, 38(4): 1-4(in Chinese).

[17] 姜海波,曹树良,程忠庆. 平板大攻角扰流升力和阻力系数的计算[J]. 应用力学学报,2011(5):518-520.
JIANG H B, CAO S L, CHENG Z Q. Lift and drag coefficients of flow around a flat plate at high attack angles[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2011(5): 518-520(in Chinese).

[18] 陈迎春,张攀峰,王晋军. 绕流片分离流动特性的数值研究[J]. 北京航空航天大学学报,2004,30(12):1221-1224.
CHEN Y C, ZHANG P F, WANG J J. Numerical simulation of separation flow around flaps with varied gap size[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(12): 1221-1224(in Chinese).

[19] TARN T J, SHOULTS G A, YAHG S P. A dynamic model of underwater vehicle with a robotics manipulator using Kane's method[J]. Autonomous Robotics, 1996, 3(2-3): 269-283.

作者简介:

吴翰 男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计与无人机多体动力学建模。

王正平 男,教授,硕士生导师。主要研究方向:飞行器总体设计与结构设计。

周洲 女,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行器总体设计与气动布局设计。

王睿 男,副教授。主要研究方向:飞行器动力学建模与控制。

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Dynamics modeling and simulation of UAV parachute recovery based on Kane equation

WU Han, WANG Zhengping*, ZHOU Zhou, WANG Rui

(National Key Laboratory of Special Technology on UAV, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710065, China)

Abstract: In the UAV parachute recovery process, the UAV and parachute are always in real-time dynamic balance state, and the coupling relationship between the two in the parachute recovery process is very complicated, so it is difficult to establish accurate dynamics model of UAV parachute recovery. For solving this problem, the UAV parachute recovery system was divided into the parachute and UAV, and the dynamics model of the parachute was established by the relationship between the drag area and the inflating time. First, based on the method of multibody dynamics, the UAV was divided into a multibody system, including the left wing, right wing and fuselage, and its high angle of attack dynamics model was optimized by the coefficient of flow around a flat plate. Second, the models of each body were introduced into the center of mass of the entire parachute recovery system by the partial velocity matrices. Finally, based on Kane equation, a six-degree-of-freedom model of the parachute recovery system was derived and established and the effects of the altitude and wind on the parachute recovery system dynamics were considered. Through the comparison of numerical simulation and experimental data, it is found that the two have good consistency, and this dynamics model can provide guidance for the UAV parachute recovery.

Keywords: parachute recovery; flying-wing UAV; Kane equation; multibody system; dynamics modeling

北京航空航天大学学报

Received: 2018-10-22; **Accepted**: 2018-11-23; **Published online**: 2018-12-03 16:13

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20181130.1651.001.html

Foundation items: Aeronautical Science Foundation of China (2016ZA53002); Key R & D Program of Shaanxi Province, China (2018ZDCXL-GY-03-04)

* **Corresponding author**. E-mail: ad502@nwpu.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2018.0626

一种新型路径共享真时延波束合成架构的设计

全下文载

党艳杰，梁煜，张为*
（天津大学 微电子学院，天津 300072）

摘 要：为满足宽带天线通信系统多输入多输出的要求，提出了一种新型路径共享真时延波束合成架构。通过真时延单元提供的一定延时差弥补信号到达天线的时间差，合成多路信号来提高输出能力。相比于传统的波束合成架构，该架构通过真时延单元共享，节省芯片面积。该架构具有中心对称性与可扩展性，可支持 $2M$ 个输入和 $2K$ 个输出。基于 HHNEC 0.18 μm CMOS 工艺设计四入四出波束合成器单元，对提出的架构加以验证。仿真结果表明，工作频带为 0.5～1.5 GHz，延时分辨率为 80 ps，最大延时为 720 ps。在天线间距为 10.5 cm 的情况下，能够提供 ±43°和 ±13°四个扫描角度。输入输出回波损耗≤ −10 dB，带内整体增益为约 26 dB，增益平坦度≤3 dB。版图面积（包括 I/O 焊盘和 ESD）为 3.69 mm × 3.62 mm。

关 键 词：多波束；路径共享；真时延；群延时；超宽带
中图分类号：TN927；TN432
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2019)06-1266-07

多波束合成天线阵列已经广泛应用于雷达、射电天文和卫星通信等宽带无线通信中[1]。在接收信号时，有用信号方向相长干涉，而在其他角度信号相消干涉，接收机的灵敏度被明显提高。多波束合成技术可以产生多个同时存在，方向各自独立的高增益波束，通过多个波束共同作用实现一定区域范围的覆盖，提高灵活性[2-3]。在无线通信中，多路信号干扰是不可避免的，并且限制了通信的质量，因此平稳、精确的群延时对相控阵来说极其重要。

窄带相控阵中，不同方向的入射波到达每个天线的相位差较小，采用移相器调整固定的相位就能使得接收端信号同相加强[4-5]。但是，超宽带通信系统采用短时脉冲进行信号传输，产生了宽带频率响应[2,6-7]，使用移相器则会导致形成的波束产生偏移，影响系统的性能。因此，需采用真时延单元取代移相器来实现超宽带信号的建设性叠加[6-9]。基于真时延单元的传统波束合成架构有许多，比如，Brute-force 架构和 Blass 架构[6,10-11]，在四入四出时，总延时数均为 48τ。Chu 和 Hashemi[12] 提出的路径共享真时延结构，通过对延时单元的复用，总延时数为 24τ。虽然均适用于超宽带通信系统，但是由于大的延时时间会占用大量芯片面积。

本文提出一种新型路径共享真时延波束合成架构，总延时数仅为 20τ，较现有波束合成架构有很大提升，进一步提高了延时复用程度，降低了芯片面积。同时，该架构具有良好的中心对称性和可扩展性。基于新型波束合成架构设计并实现四入四出波束合成器，在 0.5～1.5 GHz 频带内，能够对超带宽信号合成叠加，具有面积小、集成度高、方向性好等优点。

收稿日期：2018-10-31；**录用日期**：2018-12-29；**网络出版时间**：2019-01-24 13:46
网络出版地址：kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190122.0913.002.html
基金项目：国家重点研发计划（2016YFE0100400）
* **通信作者**. E-mail：tjuzhangwei@tju.edu.cn

引用格式：党艳杰，梁煜，张为. 一种新型路径共享真时延波束合成架构的设计[J]. 北京航空航天大学学报，2019，45(6)：1266-1272. DANG Y J，LIANG Y，ZHANG W. Design of a new path-sharing true-time-delay beamformer architecture[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2019，45(6)：1266-1272 (in Chinese).

北航学报 赠阅

1　系统架构

图 1 所示为本文提出的新型波束合成架构。低噪声放大器放置在多波束矩阵的前端，对来自空间的信号进行放大并降低噪声，缓冲放大器补偿插入损耗并起到隔离作用，通过控制延时路径长短产生精确延时，对每个天线的 RF 信号进行一定延时，弥补信号到达天线的延时差，在输出端口合成并增强 RF 信号。图 2(a)、图 2(b)展示了来自空间中的 RF 信号入射到天线阵列后的流动情况。信号从天线 1、2、3、4 到输出端口 1 的延时分别为 2τ、3τ、4τ、5τ，相邻天线间的延时差是 τ；信号从天线 1、2、3、4 到输出端口 2 的延时分别为 0τ、3τ、6τ、9τ，相邻天线间的延时差是 3τ。因此，来自某一固定方向的 RF 信号可以通过线性天线阵列在输出端口进行同相相干叠加，来自其他方向的 RF 信号被破坏性叠加。相邻天线间的延时差 τ：

$$\tau = (d\sin\theta)/c \tag{1}$$

式中：θ 为入射角度；d 为天线间距；c 为光速。本文考虑系统尺寸和工作频率，选择10.5 cm的天线间距。因此，本文提出的具有 80 ps 和 240 ps 延时的波束合成器能够提供 ±43°和 ±13°四个方向的扫描角度。

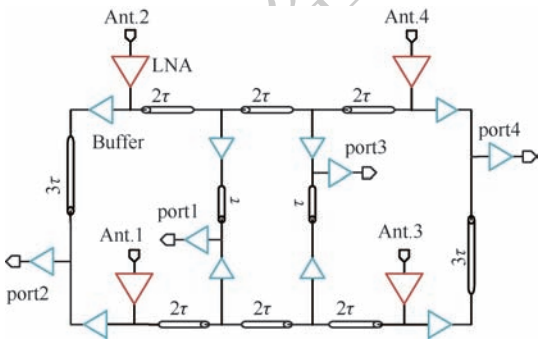


图 1　新型波束合成架构

Fig. 1　New beamformer architecture

该新型多波束架构具有可扩展性，如图 3 所示，支持 $2M$ 个天线输入和 $2K$ 个波束输出，每条横向延时线由 $2K-1$ 个 $M\tau$ 组成，纵向延时线由 $(2K-1)\tau$ 组成，通过横向和纵向延时线产生精确时延进而实现相邻天线到输出端口的恒定延时差，从而对相干信号进行同相叠加。具有中心对称性，在多输入多输出时，利于版图合理布局，减小面积消耗。

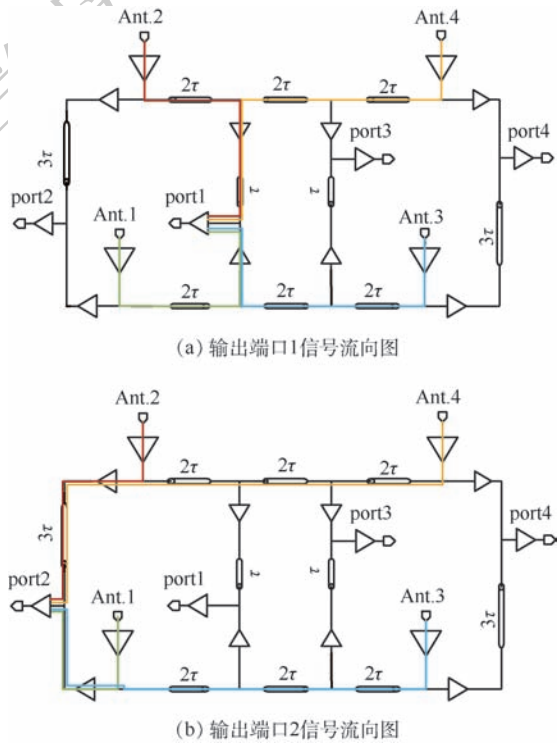


图 2　新型波束合成架构信号流向图

Fig. 2　Signal flow diagram of new beamformer architecture

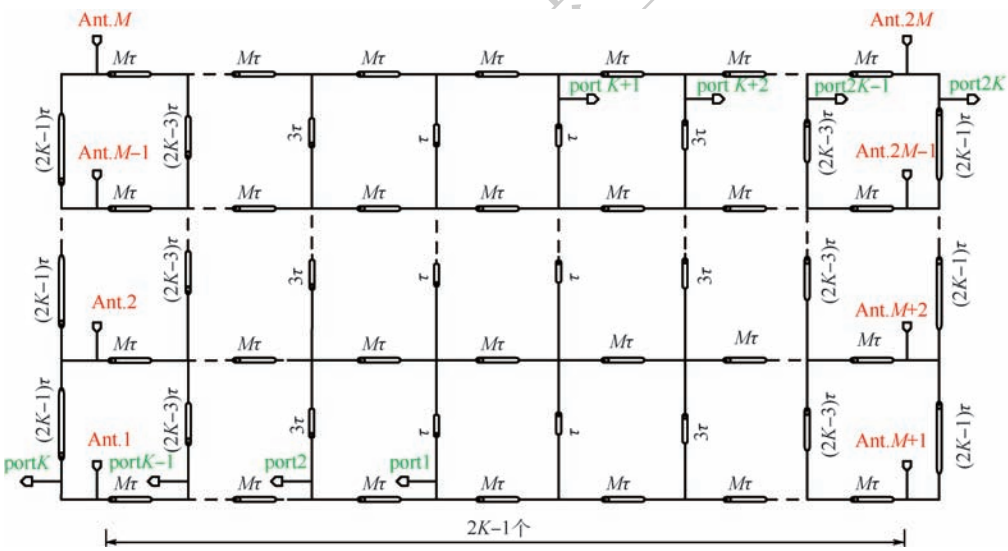


图 3　新型波束合成架构的可拓展性

Fig. 3　Extensibility of new beamformer architecture

北航学报 赠阅

2 电路结构

2.1 低噪声放大器

采用噪声抵消技术的宽带低噪声放大器降低噪声,提高增益以及减弱后级模块噪声的影响。低噪声放大器左右对称,半电路等效电路图如图4所示,在半电路等效电路中,噪声抵消原理[13-15]是利用共源并联反馈,晶体管 M1 的热噪声在电阻 R_1 和 R_s 间分压,使得节点 Y 和节点 X 的噪声电压比为

$$V_{y,\mathrm{noi}}/V_{x,\mathrm{noi}} = (R_1 + R_s)/R_s \tag{2}$$

式中:$V_{x,\mathrm{noi}}$ 与 $V_{y,\mathrm{noi}}$ 是同相的。然而,只要满足 $g_{m1}R_1 > 1$,有用信号在节点 X 和节点 Y 的电压是反相的。V_x 分别经过 M4 与 M7 共源反相放大输出,V_y 经过 M6 共漏同相变换输出,输出端的有用信号为

$$V_{\mathrm{out,sig}} = -(g_{m4} + g_{m7})V_{x,\mathrm{sig}} - V_{y,\mathrm{sig}} \tag{3}$$

式中:$V_{x,\mathrm{sig}}$ 和 $V_{y,\mathrm{sig}}$ 分别为图 4 中节点 X 和节点 Y 的信号电压值。

M1 的热噪声电压在输出端为

$$V_{\mathrm{out,noi}} = -(g_{m4} + g_{m7})V_{x,\mathrm{noi}} + V_{y,\mathrm{noi}} \tag{4}$$

式中:g_{m4} 与 g_{m7} 分别为晶体管 M4 与晶体管 M7 的跨导。只要 R_1、g_{m4} 与 g_{m7} 的值调整的合适,M1 的热噪声电压会在输出端被成功抵消。此外,晶体管 M1 和 M2 采用了电流复用技术,能够降低功耗。

低噪声放大器的 S 参数如图 5 所示,可以很明显看出,在频带 0.5 ~ 1.5 GHz 范围内,噪声性能较好,噪声系数 NF≤3.8 dB。输入端口的反射系数≤ -12 dB,可实现与源阻抗的良好匹配,功率增益稳定,为 8.5 dB ±0.5 dB。

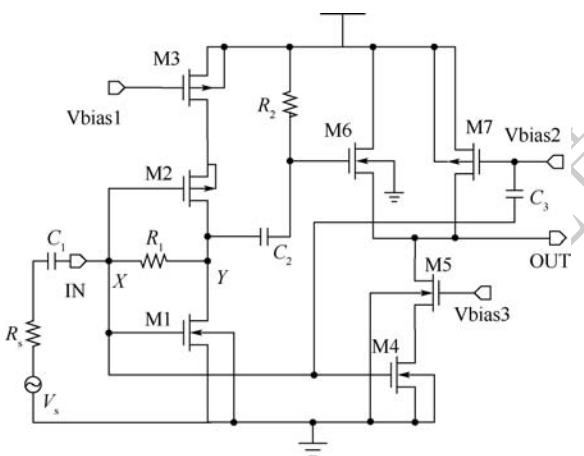


图 4 低噪声放大器半电路等效电路图

Fig. 4 Equivalent half circuit diagram of low noise amplifier

2.2 真时延架构

真时延技术包括有源方式 Gm-RC、Gm-C 全通滤波器[16-17]与无源方式传输线、LC 网络等。本文提出的路径共享波束合成架构是对称的,信号能双向流动。延时单元也应满足对称性与双向性,所以本次设计采用无源 LC 延时。由于无源 LC 真时延单元的频率特性,阻抗的变化会引起延迟响应的波动。因此,输入和输出阻抗应该匹配到 50 Ω,以保证在 0.5 ~ 1.5 GHz 实现稳定的群延时。本文采用的真时延架构[6]如图 6(a)和图 6(b)所示。与传统的 LC 梯形传输线相比,在满足相似的群延时基础上,该 LC 真时延单元所用电容数目明显降低,有效地降低面积[6]。插入损耗是不可避免的,可以采用高 Q 电感尽可能减小插入损耗。

基本延时单元等效电路图如图 6(c)所示,等效成并联的 2 个二端口网络,导纳矩阵分别表示为 $\boldsymbol{Y}_1$ 和 $\boldsymbol{Y}_2$,则基本延时单元的导纳矩阵为 $\boldsymbol{Y} = \boldsymbol{Y}_1 + \boldsymbol{Y}_2$。

$$\boldsymbol{Y}_{11} = \boldsymbol{Y}_{22} = \mathrm{j}\omega C_1 + \frac{1 + (\mathrm{j}\omega)^2 L_1 C_2 + (\mathrm{j}\omega)^2 L_2 C_2}{2\mathrm{j}\omega L_1 + (\mathrm{j}\omega)^3 L_1^2 C_2 + 2(\mathrm{j}\omega)^3 L_1 L_2 C_2} \tag{5}$$

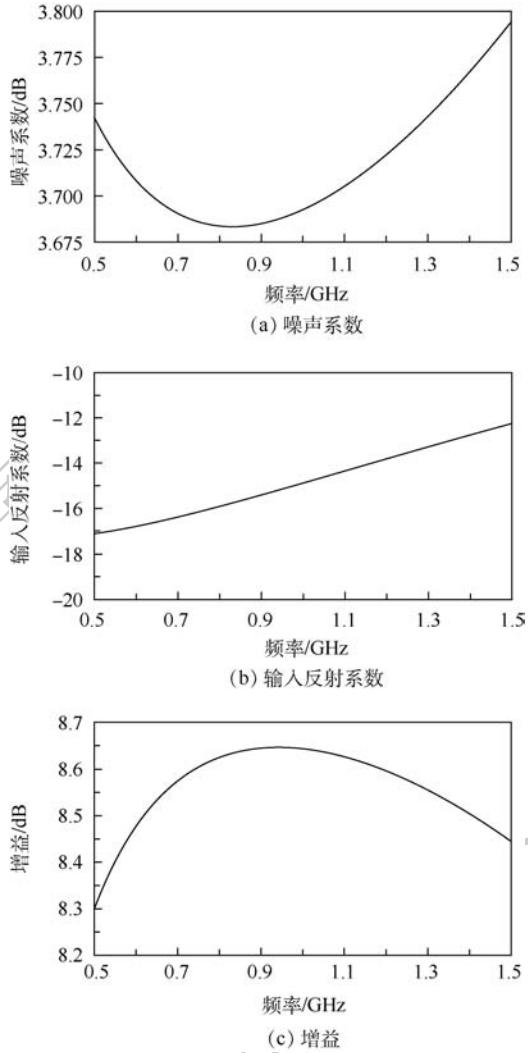


图 5 低噪声放大器的仿真结果

Fig. 5 Simulation results of low noise amplifier

北航学报 赠阅

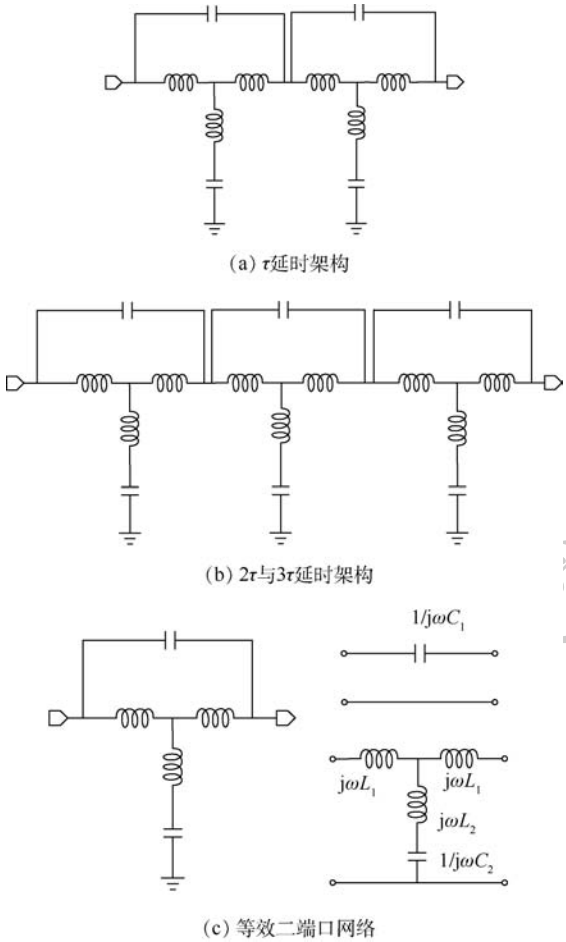


图 6　真时延架构和等效网络

Fig. 6　True-time-delay architecture and equivalent network

式中:ω 为角频率;C_1、C_2 和 L_1、L_2 为电容和电感值。

$$\boldsymbol{Y}_{12} = \boldsymbol{Y}_{21} = -\mathrm{j}\omega C_1 - \frac{1+(\mathrm{j}\omega)^2 L_2 C_2}{2\mathrm{j}\omega L_1 + (\mathrm{j}\omega)^3 L_1^2 C_2 + 2(\mathrm{j}\omega)^3 L_1 L_2 C_2} \tag{6}$$

$\boldsymbol{S}_{21}$ 参数可表示为

$$\boldsymbol{S}_{21} = \frac{-2\boldsymbol{Y}_{21}(1/\boldsymbol{Z}_0)}{(\boldsymbol{Y}_{11}+1/\boldsymbol{Z}_0)(\boldsymbol{Y}_{22}+1/\boldsymbol{Z}_0) - \boldsymbol{Y}_{12}\cdot\boldsymbol{Y}_{21}} = A + B\mathrm{j} \tag{7}$$

式中:$\boldsymbol{Z}_0$ 为特性阻抗,群延时 GD 为

$$\mathrm{GD} = \frac{\mathrm{d}\left(2\pi\arctan\left(\frac{B}{A}\right)\right)}{\mathrm{d}\omega} \tag{8}$$

综合考虑级间匹配等多种因素,优化参数 C_1、C_2、L_1 和 L_2,能得到所需的群延时。

2.3　缓冲放大器

真时延单元的插入损耗会降低电压增益,因此为了获得较大且平坦度高的增益,需要进行增益补偿。本文采用的缓冲放大器如图 7 所示,晶体管 M1、电阻 R_1 和电感 L 组成共源结构以补偿在高频时的增益下降,共漏结构起到阻抗变换的作用。图 8 是缓冲放大器增益与输出端口反射系数的仿真结果,可以看出在0.5 ~ 1.5 GHz范围

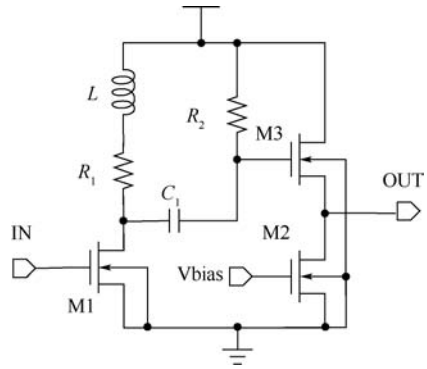


图 7　缓冲放大器电路图

Fig. 7　Circuit diagram of buffer amplifier

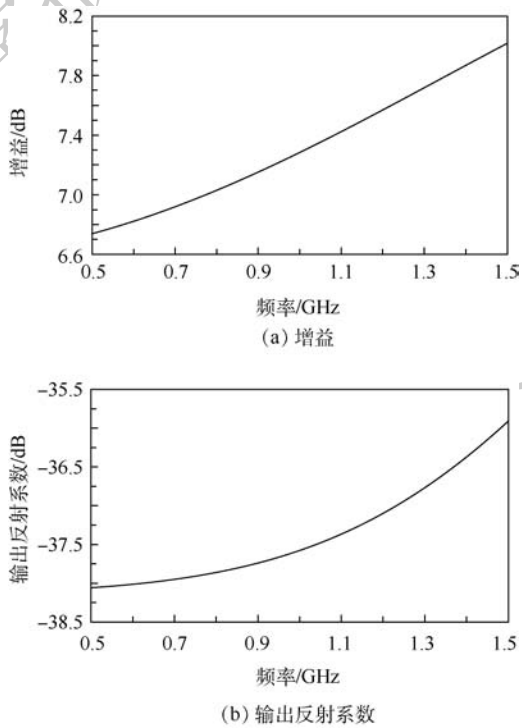


图 8　缓冲放大器的仿真结果

Fig. 8　Simulation results of buffer amplifier

内,增益随频率的增加而增大,有效补偿了插入损耗带来的增益衰减。输出端口反射系数 < -35 dB,可以很好地实现与真时延单元的匹配。同时,缓冲放大器有很好的隔离作用,使各个端口之间不会相互影响。

3　版图设计与仿真结果

本文提出的波束合成器版图如图 9 所示,在所有端口添加了静电放电(Electrostatic Discharge,ESD)保护电路,包含 I/O 焊盘与 ESD 的版图尺寸为 3.69 mm × 3.62 mm。采用 HHNEC 0.18 μm CMOS 工艺。使用 Cadence Spectre RF 仿真器进行后仿真。在供电电压为 1.8 V 时,功耗为 544 mW。工作频率为 0.5 ~ 1.5 GHz,图 10 表明输入端口的反射系数 S_{11} 和输出端口反射系

北航学报 赠阅

数 S_{22}，反射系数均低于 -11 dB。对于同一端口输出，不同路增益随着延时路径延长而逐渐减小，因为较大的延时导致较大的插入损耗，但图 11 表明四输入到输出 1 和 2 的总增益，在整个带宽中几乎是恒定的。整体增益约为 26 dB，增益起伏不超过 3 dB。在输出 1 和 2 上，每个波束的群延时仿真如图 12 所示，相邻波束的时延差分别为80 ps 和 240 ps。由于结构的中心对称性，到输出 3 的群延时与到输出 1 的群延关系为：IO11 = IO43、IO21 = IO33、IO31 = IO23、IO41 = IO13。到输出4的群延时与到输出 2 的群延时关系同理。图 13 是用仿真数据在 MATLAB 中生成的波束合成器的辐射图。其中，同心圆数值表示输出信号的幅

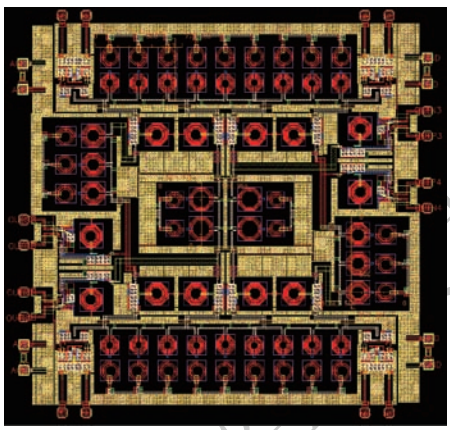


图 9 波束合成器版图

Fig. 9 Layout of beamformer

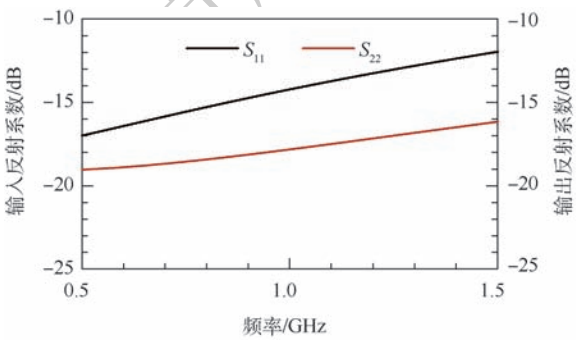


图 10 波束合成器 S_{11} 与 S_{22} 仿真结果

Fig. 10 Simulated S_{11} and S_{22} of beamformer

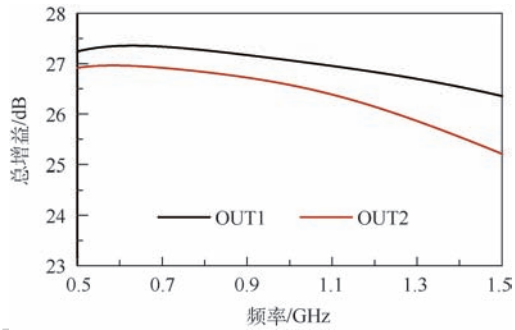
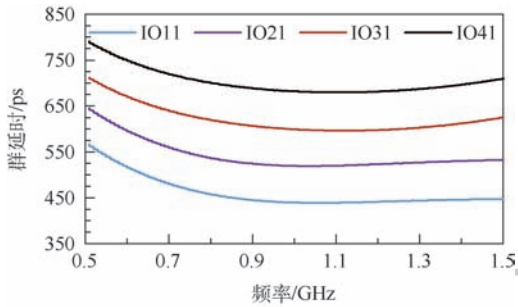
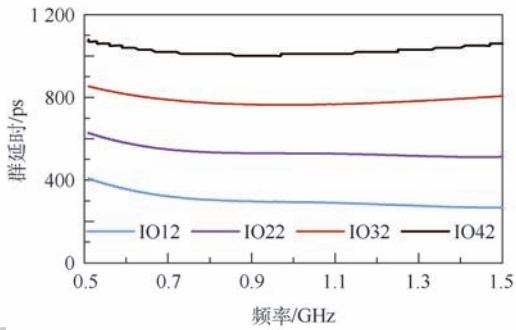


图 11 波束合成器总增益仿真结果

Fig. 11 Simulated total gain of beamformer



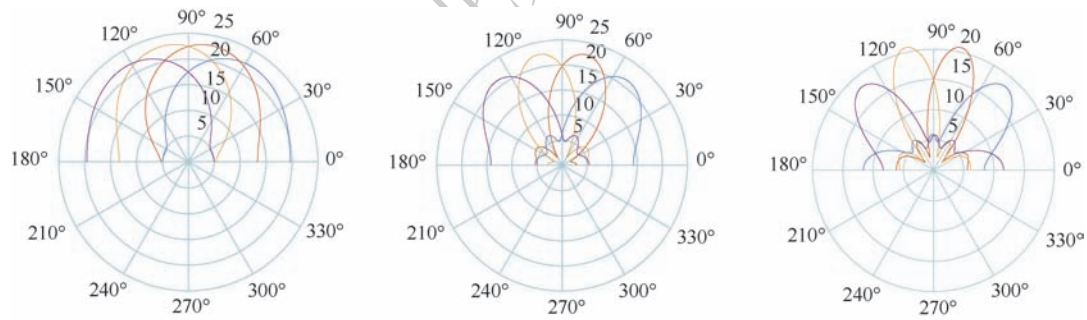
(a) 输出端口1延时情况



(b) 输出端口2延时情况

图 12 波束合成器群延时仿真结果

Fig. 12 Simulated group delay of beamformer



(a) 频率为0.5 GHz方向图 (b) 频率为1 GHz方向图 (c) 频率为1.5 GHz方向图

图 13 波束合成器方向性仿真结果

Fig. 13 Simulated direction of beamformer

北航学报 赠阅

度值,单位是 V。从图中明显看出,随着工作频率的增加,天线阵的方向性更好。实现了空间信号的同相叠加增强。

表 1 为本文提出的波束合成器与近几年来报道的几种性能优良的波束合成器的主要性能对比,本文采用无源 LC 实现延时,由于提出的波束合成架构路径高度共享,中心对称性强,所以与同种延时方式相比面积优势明显。采用有源 Gm-C 全通滤波器实现延时,能够具有很好的面积优势,但是存在功耗大的问题。综上所述,本文提出的波束合成器克服了功耗大的问题,实现了小面积,达到了良好的综合性能。

表 1　本文与其他文献的波束合成器性能对比

Table 1　Performance comparison with other references of beamformer

参数	文献[6]	文献[9]	文献[16]	文献[17]	本文
工艺	0.18 μm CMOS	0.13 μm CMOS	0.13 μm CMOS	0.14 μm CMOS	0.18 μm CMOS
带宽/GHz	0.35 ~ 1	1 ~ 15	0.1 ~ 2	1 ~ 2.5	0.5 ~ 1.5
延时通道	4	4	1	4	4
输出端口个数	4	1	1	1	4
延时范围/ps	0 ~ 720	0 ~ 225	250 ~ 1 700	0 ~ 550	0 ~ 720
分辨率/ps	80	15	10	14	80
增益/dB	18.5	24	0.6	12*	26
功耗/mW	234	555	112 ~ 364	450	544
面积/mm^2	20.0	9.9	0.6	1	13.4
真时延技术	LC	LC	Gm-C	Gm-C	LC

注:* 表示每通道增益。

4　结　论

1) 本文提出了一种新型路径共享真时延波束合成架构,通过对真时延单元共享节省了芯片面积。此外,该架构结构具有中心对称性,可扩展性等特点。

2) 在此基础上,基于 HHNEC 0.18 μm CMOS 工艺设计了一种全集成四入四出波束合成器,工作频段为 0.5 ~ 1.5 GHz。延时分辨率为 80 ps、最大延时为 720 ps。

3) 在天线间距为 10.5 cm 的情况下,波束合成器能够提供 ±43°和 ±13°四个扫描角度。方向性好,能够很好地对空间信号叠加合成。

4) 具有低成本、高集成和小面积等特点,综合性能良好,适用于雷达、射电天文和卫星通信等多输入输出宽带无线通信系统。

参考文献 (References)

[1] DUATRE V C, DRUMMOND M V, NOGUEIRA R N. Coherent photonic true-time-delay beamforming system for a phased array antenna receiver[C]// International Conference on Transparent Optical Networks. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 1-5.

[2] MOSLLRMI S, WELKER R, KITCHEN J. Wide band programmable true time delay block for phased array antenna applications[C]// Dallas Circuits and Systems Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017.

[3] 肖永轩,薛永,曾小金. GEO 移动通信卫星合成多波束天线仿真分析[J]. 航天器工程,2010,19(3):74-79.
XIAO Y X, XUE Y, ZENG X J. Simulation analysis of composite multi-beam antenna on the GEO mobile communication satellite[J]. Spacecraft Engineering, 2010, 19(3): 74-79(in Chinese).

[4] MOALLEMI S, WELKER R, KITCHEN J. Wide band programmable true time delay block for phased array antenna applications[C]// Dallas Circuits and Systems Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017.

[5] AHMADI P, BELOSTOTSKI L, MADANAYAKE A, et al. 0.96-to-5.1GHz 4-element spatially analog IIR-enhanced delay-and-sum beamformer[C]// International Microwave Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 1610-1613.

[6] LIU Y, ZHANG W, LIU Y. A fully integrated 4-channel beamformer based on TTD phased array in 0.18 μm CMOS[J]. Microelectronics Journal, 2018, 80: 81-86.

[7] ARIYARATHNA V, UDAYANGA N, MADANAYAKE A, et al. Design methodology of an analog 9-beam squint-free wideband IF multi-beamformer for mmW applications[C]// Moratuwa Engineering Research Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2017: 236-240.

[8] 高浩,周以国,郭征. L 波段宽带相控阵天线真延时网络的设计[J]. 电子元件与材料,2013,32(6):14-17.
GAO H, ZHOU Y G, GUO Z. Design of a true time delay network for the L-band wideband phased array antenna[J]. Electronic Components and Materials, 2013, 32(6): 14-17(in Chinese).

[9] CHU T S, RODERICK J, HASHEMI H. An integrated ultra-wideband timed array receiver in 0.13 μm CMOS using a path-sharing true time delay architecture[J]. IEEE Journal of Solid-State Circuits, 2007, 42(12): 2834-2850.

[10] CHU T S, HASHEMI H. A CMOS UWB camera with 7 × 7 simultaneous active pixels[C]// International Solid-State Circuits Conference-Digest of Technical Papers. Piscataway, NJ: IEEE

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Press,2008:120-121.

[11] CHU T S,HASHEMI H. True-time-delay-based multi-beam arrays[J]. IEEE Transactions on Microwave Theory & Techniques,2013,61(8):3072-3082.

[12] CHU T S,HASHEMI H. A true time-delay-based bandpass multi-beam array at mm-waves supporting instantaneously wide bandwidths[C]// International Solid-State Circuits Conference. Piscataway,NJ:IEEE Press,2010:38-39.

[13] MA L,WANG Z,XU J,et al. A 500 kHz-1.4 GHz push-pull differential noise cancellation LNA[C]// IEEE International Conference on Communication Software and Networks. Piscataway,NJ:IEEE Press,2015:182-185.

[14] BRUCCOLERI F,KLUMPERINK E A M,NAUTA B. Wideband CMOS low-noise amplifier exploiting thermal noise cancelling[J]. IEEE Journal of Solid-State Circuits,2004,39(2):275-282.

[15] 邵翔鹏,张万荣,丁春宝,等. 基于噪声抵消技术的超宽带低噪声放大器[J]. 电子器件,2015(1):74-77.
SHAO X P,ZHANG W R,DING C B,et al. An ultra-wideband low noise amplifier based on noise cancellation technique[J]. Chinese Journal of Electron Devices,2015(1):74-77(in Chinese).

[16] MONDAL I,KRISHNAPURA N. A 2 GHz bandwidth,0.25 ~ 1.7 ns true-time-delay element using a variable-order all-pass filter architecture in 0.13 μm CMOS[J]. IEEE Journal of Solid-State Circuits,2017,52(8):2180-2193.

[17] GARAKOUI S K,KLUMPERINK E A M,NAUTA B,et al. Compact cascadable g_m-C all-pass true time delay cell with reduced delay variation over frequency[J]. IEEE Journal of Solid-State Circuits,2015,50(3):693-703.

作者简介:

党艳杰 女,硕士研究生。主要研究方向:射频集成电路设计。

梁煜 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:射频集成电路设计、数字信号处理。

张为 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:射频集成电路设计、数字信号处理与图像分析与模式识别。

Design of a new path-sharing true-time-delay beamformer architecture

DANG Yanjie, LIANG Yu, ZHANG Wei*

(School of Microelectronics, Tianjin University, Tianjin 300072, China)

Abstract: In order to meet the requirement of multi-input and multi-output of broadband wireless communication system, a new path-sharing true-time-delay beamformer architecture is proposed in this paper. The output capability is improved by synthesizing multiple signals, compensating the time difference in reaching the antenna with a certain delay difference provided by the true-time-delay unit. Compared with the traditional beamformer architecture, this architecture can save the area of chip by true-time-delay unit sharing. It is not only extensional, supporting 2M antennas and synthesizing 2K signal beams, but also symmetrical. Based on HHNEC 0.18 μm CMOS process, four-in-four-out beamformer is designed to verify the proposed architecture. The simulation results show that this beamformer works over 0.5 – 1.5 GHz and has four antennas, with delay resolution of 80 ps and maximum delay of 720 ps. It can provide four scanning angles of ±43° and ±13° for four antennas with 10.5 cm spacing. The input-output return loss is not more than –10 dB, the gain is about 26 dB, and gain flatness is not more than 3 dB. The layout area (including I/O pad and ESD) is 3.69 mm × 3.62 mm.

Keywords: multi-beam; path-sharing; true-time-delay; group delay; ultra wide band

Received: 2018-10-31; **Accepted**: 2018-12-29; **Published online**: 2019-01-24 13:46

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20190122.0913.002.html

Foundation item: National Key R & D Program of China (2016YFE0100400)

* **Corresponding author**. E-mail: tjuzhangwei@tju.edu.cn

北京航空航天大学学报

北航学报
赠 阅

《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,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,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 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:100083 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 405,407,409 房间
电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426
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

北航学报
赠 阅

《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

（以下按姓氏笔划为序）

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45卷 第6期　2019年6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　100083
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　北航文化传媒集团
发行范围　国内外发行
联系电话　(010) 82315594　82338922　82314839
电子信箱　jbuaa@buaa.edu.cn

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)
(Monthly, Started in 1956)
Vol.45 No.6　June 2019

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 100083, P. R. China)
Chief Editor　ZHAO Qinping
Edited and Published by　Editorial Board of JBUAA
Printed by　Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by　BUAA Culture Media Group Limited
Telephone　(010) 82315594　82338922　82314839
E-mail　jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

刊　　号　ISSN 1001-5965 / CN 11-2625/V
国内定价　50.00元／期

ISSN 1001-5965
9 771001 596199 06>

北京航空航天大学学报