



北航学报
赠阅

ISSN 1001-5965
CODEN BHHDE8

北京航空航天大学 学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



2016-05

Vol.42 No.5

目 次

- 机群结构耐久性分析的裂纹萌生方法 贺小帆, 隋芳媛, 王天帅, 李玉海 (865)
- 6PUS 并联机构的运动学整机标定 樊锐, 李茜, 王丹 (871)
- 基于多目标的高速列车隔热结构拓扑优化 李明高, 李明, 韩璐, 赵宏哲 (878)
- 基于混沌的改进粒子群优化粒子滤波算法 王尔申, 庞涛, 曲萍萍, 蓝晓宇 (885)
- 信息缺失的航空发动机传感器数据重构 周媛, 左洪福, 何军 (891)
- 基于恒应变率控制的椭圆凹模胀形试验方法 孙智甲, 杨希英, 郎利辉 (899)
- 多轴疲劳寿命分析方法在飞机结构上的应用 宋恩鹏, 陆华, 何刚, 王明春, 刘天奇, 鲍蕊 (906)
- 中国微藻航空煤油制备潜能及 CO₂ 减排 任海涛, 郭放, 杨晓奕 (912)
- 磁场梯度张量测量法消除卫星磁干扰 张艺腾, 李磊, 周斌, 王劲东, 冯永勇 (920)
- 基于模板的工程图生成 陈友东, 李建友, 游玮 (927)
- 基于混合动态信念传播的多无人机协同定位算法 万九卿, 布少聪, 钟丽萍 (934)
- BLI 效应下整流罩设计对翼型气动特性的影响 项洋, 吴江浩, 张艳来 (945)
- 多级导流诱导轮与叶轮一体型线优化 李嘉, 李华聪, 王淑红, 徐轩 (953)
- 高超声速飞行器平稳滑翔弹道解析解及其应用 胡锦涛川, 张晶, 陈万春 (961)
- 预腐蚀金属材料疲劳性能试验测试与表征模型 付裕, 熊峻江 (969)
- 亚临界雷诺数圆柱绕流远场气动噪声实验研究 李玲, 刘沛清, 邢宇, 郭昊, 田云 (977)
- 燃气动力弹跳机器人在不同地面弹跳能力 栾云广, 王化明, 赵东标, 汪洋, 陈峰洪 (984)
- 增强 RRAM 可靠性的热通量压缩算法 项中元, 张锋 (992)
- 特种风洞试验中气动伺服弹性失稳故障分析 唐波, 吴志刚, 杨超, 马成骥 (999)
- 导航卫星单粒子软错误影响建模与仿真方法 范基坪, 焦健, 赵海涛, 赵廷弟 (1008)
- 含孔隙基体缎纹编织复合材料面内压缩弹性性能预报
..... 边天涯, 关志东, 刘发齐, 王仁宇, 穆军武 (1016)
- 考虑 passivation 的备件库存时变凸优化 宋常浩, 郭霖瀚, 王乃超, 马麟 (1025)
- 不同工艺成型复合材料加筋板轴压破坏机理分析 徐荣章, 关志东, 王仁宇, 蒋思远 (1032)
- 基于约束优化的舰艇区域防空作战能力需求生成 许俊飞, 邢昌凤, 吴玲 (1039)
- 2198 铝合金硫酸-己二酸阳极氧化膜耐腐蚀性 王雪飞, 李松梅, 刘建华, 于美, 李英东 (1046)
- 引入多 Agent 协商的协同优化在卫星设计中的应用 董云峰, 卫晓娜, 郝朝 (1055)
- 基于层次分析法的自适应决策评价方法 张耀天, 张旭成, 贾明顺, 薛向上 (1065)
- 基于梯度分割区间优化算法的双脉冲交会优化 刘琦, 朱宏玉 (1071)
- 正丁醇/煤油混合物非预混燃烧压力振荡特性 徐赛, 许全宏, 林宇震, 霍伟业, 秦皓 (1079)
- 基于遗传编程的航天器有限推力逼近轨迹规划 卫晓娜, 董云峰, 郝朝 (1085)

CONTENTS

Crack initiation approach for durability analysis on aircraft structures of a fleet
..... HE Xiaofan, SUI Fangyuan, WANG Tianshuai, LI Yuhai (865)

Integral kinematic calibration of 6PUS parallel mechanism
..... FAN Rui, LI Xi, WANG Dan (871)

Multi-objective topological optimization of heat insulation structures used in high-speed train
..... LI Minggao, LI Ming, HAN Lu, ZHAO Hongzhe (878)

Improved particle filter algorithm based on chaos particle swarm optimization
..... WANG Ershen, PANG Tao, QU Pingping, LAN Xiaoyu (885)

Aeroengine sensor data reconstruction with missing data
..... ZHOU Yuan, ZUO Hongfu, HE Jun (891)

Test method of elliptical hydraulic bulging based on constant strain rate
..... SUN Zhijia, YANG Xiyong, LANG Lihui (899)

Application of multi-axial fatigue life estimation methods to aircraft structural components
..... SONG Enpeng, LU Hua, HE Gang, WANG Mingchun, LIU Tianqi, BAO Rui (906)

Potential production of microalgae aviation fuel and CO₂ emissions reduction in China
..... REN Haitao, GUO Fang, YANG Xiaoyi (912)

Eliminating magnetic disturbance of satellites by method of magnetic field gradient tensor measurement
..... ZHANG Yiteng, LI Lei, ZHOU Bin, WANG Jindong, FENG Yongyong (920)

Approach based on template for engineering drawing
..... CHEN Youdong, LI Jianyou, YOU Wei (927)

Cooperative localization algorithm of multi-UAVs based on dynamic hybrid belief propagation
..... WAN Jiuqing, BU Shaocong, ZHONG Liping (934)

Effects of cowling design on aerodynamic performance of airfoil with BLI
..... XIANG Yang, WU Jianghao, ZHANG Yanlai (945)

Profile optimization of multi-diversion combination inducer and impeller
..... LI Jia, LI Huacong, WANG Shuhong, XU Xuan (953)

Analytical solutions of steady glide trajectory for hypersonic vehicle and planning application
..... HU Jinchuan, ZHANG Jing, CHEN Wanchun (961)

Test and characterization model on fatigue behavior for pre-corroded metallic aircraft materials
..... FU Yu, XIONG Junjiang (969)

Far-field aeroacoustic experimental study of flow around a circular cylinder at subcritical Reynolds number
..... LI Ling, LIU Peiqing, XING Yu, GUO Hao, TIAN Yun (977)

Hopping ability of gas fuel powered hopping robot on different grounds
..... LUAN Yunguang, WANG Huaming, ZHAO Dongbiao, WANG Yang, CHEN Fenghong (984)

Thermal flux compression algorithm to enhance RRAM reliability
..... XIANG Zhongyuan, ZHANG Feng (992)

Aeroservoelastic instability failure analysis in special wind tunnel test
..... TANG Bo, WU Zhigang, YANG Chao, MA Chengji (999)

SEU soft error effect modeling and simulation method for navigation satellite
..... FAN Jiping, JIAO Jian, ZHAO Haitao, ZHAO Tingdi (1008)

Prediction on in-plane compression elastic properties of satin weave composites with pore matrix
..... BIAN Tianya, GUAN Zhidong, LIU Faqi, WANG Renyu, MU Junwu (1016)

Time-varying convex optimization for spare parts inventory considering passivation
..... SONG Changhao, GUO Linhan, WANG Naichao, MA Lin (1025)

Failure mechanism analysis of different types of manufacture for composite stiffened panels under axial compression load
..... XU Rongzhang, GUAN Zhidong, WANG Renyu, JIANG Siyuan (1032)

Combat capability requirement generation of warship area air defense based on constrained optimization
..... XU Junfei, XING Changfeng, WU Ling (1039)

Corrosion resistance of sulfuric-adipic acidic film for 2198 aluminum alloy
..... WANG Xuefei, LI Songmei, LIU Jianhua, YU Mei, LI Yingdong (1046)

A multi-Agent negotiation based collaborative optimization application in satellite design
..... DONG Yunfeng, WEI Xiaona, HAO Zhao (1055)

Adaptive evaluation method based on analytic hierarchy process
..... ZHANG Yaotian, ZHANG Xucheng, JIA Mingshun, XUE Xiangshang (1065)

Optimization of double-impulse rendezvous using gradient-splitting interval optimization algorithm
..... LIU Qi, ZHU Hongyu (1071)

Pressure oscillation characteristics of n-butanol/kerosene mixture in non-premixed combustor
..... XU Sai, XU Quanhong, LIN Yuzhen, HUO Weiye, QIN Hao (1079)

Finite thrust spacecraft approaching trajectory planning based on genetic programming
..... WEI Xiaona, DONG Yunfeng, HAO Zhao (1085)

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0368



机群结构耐久性分析的裂纹萌生方法

贺小帆^{1,*}, 隋芳媛², 王天帅¹, 李玉海^{1,3}

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083; 3. 中国航空工业集团公司, 北京 100022)

摘 要: 为采用裂纹萌生方法(CIA)进行机群结构耐久性分析,需要综合考虑载荷谱分散和结构特性分散,但是关于综合考虑结构特性和载荷谱分散的机群寿命标准差取值应如何确定并未给出明确的方法。为此,进行了某飞机某关键结构7B04 T74 铝合金模拟试件在3个单机谱下的耐久性试验,通过断口判读确定试件裂纹萌生寿命,反推得到结构细节的三参数 $P-S-N$ 曲线参数,对比分析表明载荷谱差异对 $P-S-N$ 曲线参数无影响。为描述机群载荷谱分散的影响,提出了机群“当量” $P-S-N$ 曲线的概念和参数估计方法。采用疲劳分析方法确定细节裂纹超越概率,对损伤度进行评估,建立了综合考虑结构特性分散和载荷谱分散的CIA。

关键词: 耐久性; 载荷谱; 机群; 飞机结构; 分散

中图分类号: V215.5

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)05-0865-06

耐久性评估和试验评估机群的可靠性寿命,是飞机结构设计定型阶段的重要任务^[1-3]。在结构耐久性分析的各种方法中,裂纹萌生方法(Crack Initiation Approach, CIA)^[4]可用于结构的初步和详细耐久性分析,在工程实际中得到了应用^[5]。该方法考虑了结构特性的分散和不同应力区应力水平的差异,针对的是载荷谱给定的情况。受飞机结构特性分散和载荷谱分散的影响,飞机的结构寿命具有明显的分散性^[6-7]。为了对机群结构进行耐久性分析,文献[4]将机群全部飞机的细节作为研究对象,但这种做法未考虑载荷谱的分散。另一种做法是放大结构细节的对数寿命标准差^[4],但是关于综合考虑结构特性和载荷谱分散的机群寿命标准差取值应如何确定并未给出明确的方法。

为了采用CIA进行机群结构的耐久性分析,首先应明确机群载荷谱的分散性。文献[8-10]对

外场飞机进行了大量的载荷实测和统计分析,文献[11]对202架F-15飞机的载荷谱数据进行分析,得出了疲劳载荷谱的损伤可使用对数正态分布描述的结论,文献[12]指出中国某型飞机机群载荷谱损伤也服从对数正态分布,文献[13]进行了典型结构模拟试件在若干单机谱下的疲劳对比试验,进一步验证了机群载荷谱损伤可以用对数正态分布描述的结论。在阐明了载荷谱损伤分散后,文献[14]引入取值为1.5的额外分散系数以考虑机群载荷谱的分散,文献[15]在载荷谱损伤和结构特性均服从对数正态分布的基础上,推导出机群寿命也服从对数正态,并得到机群寿命方差为载荷谱和结构损伤方差之和的结论,建立了机群安全寿命评估方法。

在明确载荷谱的分散后,需要综合考虑结构特性分散和载荷谱分散建立CIA。为此,本文在已有CIA进行的基础上,针对在考虑机群载荷谱分散时

收稿日期: 2015-06-04; 录用日期: 2015-07-03; 网络出版时间: 2016-01-05 10:30

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160105.1030.001.html

* 通讯作者: Tel.: 010-82315738 E-mail: xfhe@buaa.edu.cn

引用格式: 贺小帆, 隋芳媛, 王天帅, 等. 机群结构耐久性分析的裂纹萌生方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 865-870. HE X F, SUI F Y, WANG T S, et al. Crack initiation approach for durability analysis on aircraft structures of a fleet[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 865-870 (in Chinese).

应关注的问题,进行了某型飞机某关键结构 7B04 T74 铝合金细节在 3 个反应不同严重程度单机载荷谱下的耐久性试验,对试验结果进行分析,提出了综合考虑载荷谱分散和结构特性分散的 CIA,用于结构耐久性分析,并给出一个示例。

1 CIA 概述

1.1 CIA 原理

CIA^[4]以结构细节裂纹达到经济修理极限 a_c 对应的“裂纹萌生寿命” $P-S-N$ 曲线(存活率-应力-寿命曲线)族作为结构细节原始疲劳质量(IFQ)的表征,通过结构细节模拟试件的耐久性试验,确定结构细节裂纹萌生 $P-S-N$ 曲线族参数,进而由谱载下寿命估算的线性累积损伤理论,建立损伤度 $p(i,t)$ 随寿命 t 的函数关系,并预测经济寿命 t_e 。

1.2 CIA 步骤^[1]

1) 获取结构细节对应的一种应力比下三参数式 $P-S-N$ 曲线族,其形式为

$$S = C_p(1 + A/N_p^\alpha) \quad (1)$$

式中: A 、 α 为形状参数; C_p 为对应可靠度 P 的疲劳极限,由结构细节模拟试件成组疲劳试验结果反推得到; S 为应力水平; N_p 为指定存活率 P 下模拟试件在应力水平 S 下的安全裂纹萌生寿命。

为确定 C_p 值,通常进行 1~2 种应力水平下结构细节模拟试件成组疲劳试验,获取对应经济修理极限的裂纹萌生寿命,假定裂纹萌生寿命服从对数正态分布 $LN(\mu, \sigma^2)$, μ 为期望, σ 为标准差。估计得到分布参数,确定各指定 P 对应的安全裂纹萌生寿命为 $t_p = 10^{\mu + u_p \sigma}$, u_p 为正态分布分位点。由线性累积损伤理论计算试验载荷谱下的寿命 t ,当 $t = t_p$ 时的 C_p 即为反推得到的 C_p 值。

按线性累积损伤理论, t 的计算公式为

$$t = T / \left[\sum_{j=1}^m \frac{n_j}{(N_p)_j} \right] \quad (2)$$

式中: T 为载荷谱一个基本周期代表的寿命; n_j 为第 j 级应力水平循环数; $(N_p)_j$ 为第 j 级应力水平恒幅作用下的安全裂纹萌生寿命,利用等寿命曲线确定 $(N_p)_j$ 值。等寿命曲线可采用 Soderberg 表达式:

$$S_a = S_{-1}(1 - S_m/\sigma_y) \quad (3)$$

式中: S_a 为交变应力幅值; S_{-1} 为应力比 $R = -1$ 的疲劳极限; S_m 为应力均值; σ_y 为屈服极限。

将应力谱中的各级应力 (S_j, R_j) 等损伤折算为应力比为 R^* 、最大值为 S_j^* 的应力。

$$S_j^* = \frac{(1 - R)\sigma_y S_j}{\sigma_y(1 - R^*) + S_j(R^* - R_j)} \quad (4)$$

$(N_p)_j$ 由 $P-S-N$ 曲线确定

$$(N_p)_j = [A/(S_j^* \cdot C_p^{-1} - 1)]^\alpha \quad (5)$$

2) 指定应力区给定 $p(i,t)$ 对应的 t 为存活率 $P = p(i,t)$ 对应的安全裂纹萌生寿命。由应力区对应的结构细节名义应力谱和已知的指定应力比下结构细节裂纹萌生 $P-S-N$ 曲线族及等寿命曲线,根据 Miner 线性累积损伤理论建立各应力区 $p(i,t)-t$ 曲线。

3) 给定若干 t 值,由各应力区 $p(i,t)-t$ 曲线确定 $p(i,t)$,进而确定细节群的裂纹超越数或裂纹超越百分数的平均值与上界,从而建立损伤度随时间的变化曲线,最后根据给定的耐久性要求(裂纹超越(百分)数和可靠度),由损伤度曲线预测经济寿命。

CIA 分析流程见图 1。



图 1 CIA 分析流程

Fig. 1 Analysis process of CIA

1.3 机群结构耐久性分析的关键问题

采用 CIA 分析机群结构耐久性,需要考虑 2 个关键问题:

1) 如何量化机群载荷谱分散。已有的分析方法建立在载荷谱给定的情况下,虽然可以考虑不同细节群应力水平的差异,但无法考虑机群内不同飞机载荷谱的差异,从而无法评估机群的可靠性寿命。

2) 载荷谱分散对原始疲劳质量的影响。结构细节的 $P-S-N$ 曲线是依据试验寿命反推得到的,在考虑机群载荷谱分散时,即使机群内所有飞机按相同的使用要求(如飞行大纲和科目)进行使用,但不同飞机的载荷-时间历程存在明显的差异,对应的载荷谱也存在差别,这种差别是否会造成参数的不同,需要进行试验研究和分析。

2 多个谱下的耐久性试验

2.1 试件

模拟某型飞机外翼关键部位,加工如图 2 所示 7B04 T74 铝合金试件。

试件材料为 7B04 T74 铝合金锻件,板厚 8 mm,工作段宽 42 mm,工作段交错排列有 3 个孔,孔径 8 mm,螺栓孔加工至 H9,并滚压强化。

该铝合金材料的化学成分及基本力学性能分别如表1和表2所示。

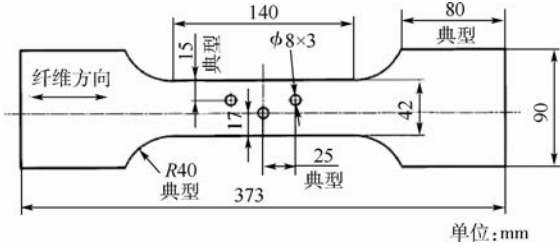


图2 7B04 T74 铝合金试件

Fig.2 7B04 T74 aluminum alloy specimen

表1 7B04 T74 铝合金化学成分

Table 1 Chemical composition of 7B04 T74 aluminum alloy

化学成分	Cu	Mg	Mn	Cr	Zn	Fe
含量/wt%	1.4 ~ 2.0	1.8 ~ 2.8	0.2 ~ 0.6	0.1 ~ 0.25	5.0 ~ 6.5	0.05 ~ 0.25

表2 7B04 T74 铝合金基本力学性能

Table 2 Basic mechanical properties of 7B04 T74 aluminum alloy

性能	E/MPa	σ_y/MPa	σ_b/MPa	ν	$K_{Ic}/(\text{MPa} \cdot \text{m}^{1/2})$
参数	69	536	598	0.3	26.28

注: E —弹性模量; σ_b —强度极限; ν —泊松比; K_{Ic} —断裂韧度。

2.2 单机过载谱和载荷谱

1) 3个单机过载谱

使用文献[13]中所提到的3个机群载荷谱进行试验,经文献[13]的成组试验验证,上述3个谱对应的损伤严重程度分别为50%、70.3239%和98.9452%,即谱1为平均谱,谱2、谱3为重谱。

2) 载荷谱

载荷水平按净截面实测面积施加,对应的1g(g 为重力加速度)应力水平为41 MPa。

2.3 试验结果

疲劳试验在MTS 880-500 kN 疲劳试验机上进行,在室温大气环境下施加轴向拉-拉载荷,正弦波,试验频率 $f=6\text{ Hz}$ 。试件数分别为:谱1共6件(1-1~1-6),谱2共7件(2-1~2-7),谱3共5件(3-1~3-5)。3种谱下的典型断口照片见图3。

疲劳载荷在断口上留下了清晰的标识线,在带刻度尺的光学显微镜下进行断口判读,获得各谱下的沿孔径方向的裂纹扩展(a, t)数据集, a 为裂纹长度, t 为寿命,单位为飞行时间(fh)。当孔两侧均有裂纹产生时,取萌生较早的作为主裂纹,将主裂纹长度 $\leq 3\text{ mm}$ 的(a, t)数据列入图4中。

取沿孔径方向的裂纹长度为0.8 mm,由(a, t)数据采用三点 Lagrange 插值确定每个谱下各试件的裂纹萌生寿命,假定裂纹萌生寿命服从对数正

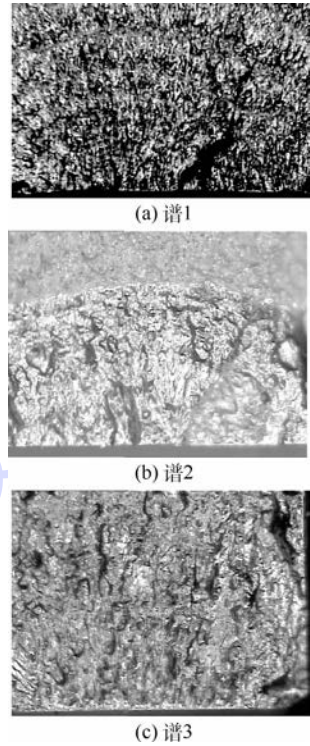


图3 7B04 T74 铝合金试件典型断口照片

Fig.3 Typical fractograph of 7B04 T74 aluminum alloy specimen

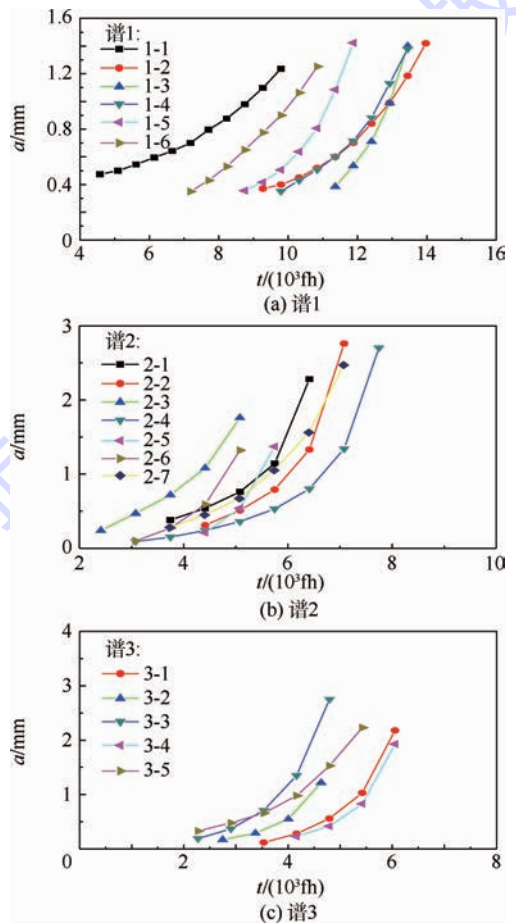


图4 3个谱下的主裂纹扩展(a, t)数据

Fig.4 Lead crack growth (a, t) data corresponding to three spectra

态分布,寿命分布特征参数见表3,可估计得到的中值寿命和对数寿命标准差。

表3 寿命分布特征参数

Table 3 Characteristic parameters of life distribution

载荷谱	试件数	中值寿命/fh	对数寿命标准差
谱1	6	10 668	0.08
谱2	7	9 688	0.06
谱3	5	4 447	0.07

3 载荷谱差异对原始疲劳质量的影响

3.1 C值反推

采用式(1)描述结构细节的原始疲劳质量,参考材料性能手册,取本次试验细节三参数式 $P-S-N$ 曲线的参数为应力比 $R=0.06$ 下,应力集中系数 $K_t=3.0$ 试件室温疲劳 $S-N$ 曲线三参数式参数以保持参数的稳定性^[5],其中: $A=9\ 641.283\ 8$, $\alpha=0.867\ 3$,屈服强度 $\sigma_y=536\ \text{MPa}$ 。

由第2节中试验给出的每个谱下所有试件的裂纹萌生寿命分别反推得到3个谱下所有试件的 C 值依次为:

谱1 73.1519,84.0019,84.6919,83.8219,81.0019,77.6119 MPa;

谱2 77.5564,79.0464,80.1064,82.9764,75.4564,82.8464,83.4064 MPa;

谱3 77.1864,88.1164,78.3264,78.4164,79.8364 MPa。

3.2 C值对比

假定每个谱下的 C 值服从对数正态分布 $\text{LN}(\mu_c, \sigma_c^2)$,估计得到3个谱下 C 分布参数分别为: $\mu_{c,1}=1.906\ 36$, $\sigma_{c,1}=0.025$; $\mu_{c,2}=1.903\ 9$, $\sigma_{c,2}=0.017$; $\mu_{c,3}=1.904\ 62$, $\sigma_{c,3}=0.023$;统计对比表明:3种谱下 C 具有方差齐性,中值无显著差异,表明载荷谱对原始疲劳质量基本无影响。综合所有的 C 值估计得到的参数为: $\mu_c=1.904\ 92$, $\sigma_c=0.020$ 。

4 结构“当量”原始疲劳质量

4.1 载荷损伤分散性

根据2.2节3个谱严重程度50%、70.3239%和98.9452%,查表得到对应的正态分布分位点 u_p ,下标 P 对应3个谱的严重程度, t_{50} 将 (u_p, t_{50}) 绘制在对数坐标纸上,见图5。

从图中可以看出, (u_p, t_{50}) 数据呈现良好的线性关系,表明载荷谱损伤分散也服从对数正态分布。 (u_p, t_{50}) 满足 $\lg t_{50}=k-\sigma_L u_p$, k 为估计得到的截距, σ_L 为载荷谱损伤标准差,由此估计得到载荷谱的对数损伤标准差为0.17。

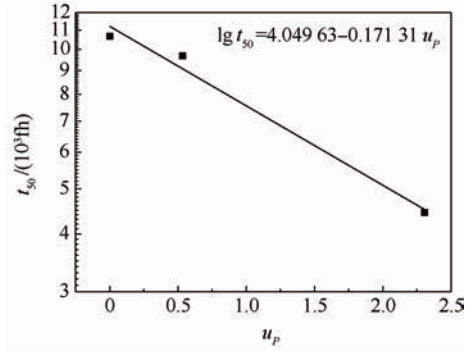


图5 $t_{50}-u_p$ 关系曲线

Fig.5 Relation curve of $t_{50}-u_p$

4.2 机群对数寿命标准差

文献[15]假定结构特性和载荷谱损伤分散均服从对数正态分布,推导得到机群寿命分布特性为对数正态分布,其方差为载荷谱损伤方差和结构特性方差之和。

$$\sigma_0^2 = \sigma_s^2 + \sigma_L^2 \quad (6)$$

对表3中3种谱下的对数寿命标准差进行统计对比,表明3种谱下的方差无明显差异,由此综合3种谱下的对数寿命标准差,估计得到反映结构特性的对数寿命标准差为 $\sigma_s = [(6-1) \times 0.08^2 + (7-1) \times 0.06^2 + (5-1) \times 0.07^2] / 6 + 7 + 5 - 3 = 0.07$,由此估计得到机群寿命对数标准差为 $\sigma_0 = \sqrt{0.07^2 + 0.17^2} = 0.183$ 。

4.3 综合考虑载荷谱和结构特性分散的机群“当量”原始疲劳质量

结构原始疲劳质量 $P-S-N$ 曲线参数是以给定谱下的可靠性寿命 t_p 反推得到的,在计算 t_p 时采用的是给定谱下结构寿命的对数寿命标准差 σ_s ,仅反映了结构特性的分散。为了反映机群载荷谱的分散性,本文提出机群“当量”原始疲劳质量的概念,即仍用 $P-S-N$ 曲线描述结构原始疲劳质量,但在由 t_p 反推 C_p 时,计算 t_p 的对数寿命标准差取综合考虑载荷谱和结构特性分散的机群寿命对数标准差 σ_0 。

以平均谱下的寿命为基础,取中值寿命为10 668 fh,取结构对数寿命标准差和机群对数寿命标准差反推计算得到的典型 C_p 值,见表4。

表4 典型 C_p 值

Table 4 Typical values of C_p

序号	$P/\%$	结构 C_p/MPa	机群“当量” C_p/MPa
1	50	80.66	80.66
2	90	75.80	67.01
3	95	74.46	63.27
4	99	71.92	56.37
5	99.9	69.40	49.63
6	99.99	69.18	49.05

5 裂纹超越概率和损伤度评估

给定 $p(i, t)$ 对应的 t 值等于存活率 $P = 1 - p(i, t)$ 对应的使用载荷谱下结构细节安全裂纹萌生寿命。根据指定应力区对应的应力谱和存活率 P 对应的结构细节裂纹萌生 $P-S-N$ 曲线,由线性累积损伤理论,按式(2)计算对应的寿命。

在指定使用时间 t 预期超过规定的裂纹尺寸限制的耐久性关键件中结构细节数及标准差可用二项分布确定:

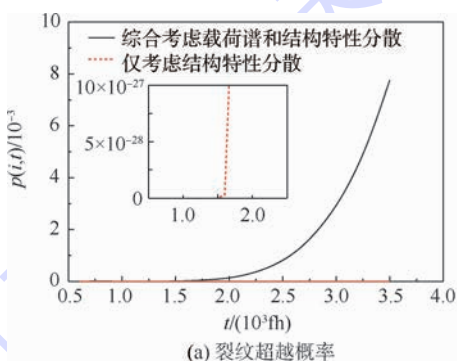
$$\bar{N}(i, t) = N_i \cdot p(i, t) \quad (7)$$

$$\sigma_N(i, t) = [N_i \cdot p(i, t) \cdot (1 - p(i, t))]^{1/2} \quad (8)$$

对应可靠度 R' 的裂纹超越数为

$$L_{R'}(i, t) = \bar{N}(i, t) + u_{R'} \cdot \sigma_N(i, t) \quad (9)$$

式中: $u_{R'}$ 为对应 R' 的标准正态分位点。



6 示 例

1) 分析对象

设某型飞机机群有 100 架飞机,机群所有飞机该部位细节共 3 800 个,应力水平与试验应力水平相同。分析时取反映机群平均使用情况的载荷谱,为本次试验用谱 1。

2) 关键参数

$P-S-N$ 曲线参数: $A = 9\ 641.283\ 8$, $\alpha = 0.867\ 3$; $\sigma_y = 536\ \text{MPa}$ 。典型的 C_p 值见表 4。

3) 经济修理极限

取经济修理极限为 $a_e = 0.8\ \text{mm}$ 。

4) 损伤度评估

计算得到的损伤度评估结果见图 6。

5) 经济寿命预测

取允许裂纹超越数 $[L_{95}] = 2$, 机群该结构的经济寿命 $t_e = 2\ 050\ \text{fh}$ 。

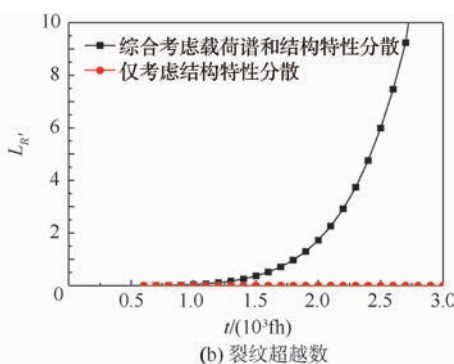


图 6 损伤度评估结果

Fig. 6 Assessment results of damage degree

7 结 论

进行了 7B04 T74 铝合金含孔试件在某型飞机 3 个单机谱下的耐久性试验,研究了载荷谱分散对结构原始疲劳质量的影响,建立了综合考虑载荷谱分散和结构特性分散的裂纹萌生(CIA)方法,得到:

1) 3 个谱下的耐久性试验结果与分析表明,在采用三参数式 $P-S-N$ 曲线描述结构的原始疲劳质量时,载荷谱的差异对结构原始疲劳质量基本无影响。

2) 提出了综合考虑结构特性和载荷谱分散的机群“当量”原始疲劳质量的概念,在反推三参数式 $P-S-N$ 曲线 C_p 值时,取对数寿命标准差为综合考虑载荷谱和结构特性分散的机群对数寿命标准差。

3) 通过评估机群载荷谱损伤分散性,建立了综合考虑载荷谱分散和结构特性分散的 CIA。

参考文献 (References)

- [1] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机强度规范: 重复载荷, 耐久性和损伤容: GJB 67.6A—2008[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2008.
PLA General Armaments Department. Military airplane strength specification; Repeated loads, durability and damage tolerance: GJB 67A. 6—2008 [S]. Beijing: PLA General Armaments Department, 2008 (in Chinese).
- [2] ANON. Joint service specification guide: Aircraft structures (The second edition): SG-2006; 1998[S]. Washington, D. C.: Department of Defense of USA, 2002.
- [3] ANON. Partment of defense standard practice for ASIP: MIL-STD-1530C [S]. Washington, D. C.: Department of Defense of USA, 2005.
- [4] 刘文斑, 郑旻仲, 费斌军. 概率断裂力学与概率损伤容限/耐久性 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998: 182-194.
LIU W T, ZHENG M Z, FEI B J. Probabilistic fracture mechanics and probabilistic damage tolerance and durability [M]. Bei-

- jing:Beihang University Press,1998:182-194(in Chinese).
- [5] 刘文珽. 结构可靠性设计手册[M]. 北京:国防工业出版社, 2008:590-723.
- LIU W T. Design handbook for structural reliability[M]. Beijing:National Defense Industry Press,2008:590-723(in Chinese).
- [6] SCHIJVE J. Statistical distribution functions and fatigue of structures[J]. International Journal of Fatigue,2005,27(9):1031-1039.
- [7] SCHIJVE J. Fatigue of structures and materials in the 20th century and the state of the art[J]. International Journal of Fatigue,2003,25(8):679-702.
- [8] DE JONGE J B. Load experience variability of fighter aircraft [C]//Australian Aeronautical Conference,1989:Research and Technology, the Next Decade. Barton, ACT:Institution of Engineers,1989:102-108.
- [9] ALAN M K. Statistical review of counting accelerometer data for navy and a marine fleet aircraft from 1 Jan 1962 to 30 Jun 1977;RCS NADC 13920-2[R]. Washington, D. C. :Naval Air Systems Command Department of the Navy,1977.
- [10] ABELKIS P R, POTTER J M. Service fatigue loads monitoring, simulation and analysis: STP671-EB[S]. Philadelphia, PA: American Society for Testing and Materials,1977.
- [11] LINCOLN J W, MELLIERE R A. Economic life determination for a military aircraft[J]. Journal of Aircraft,1999,36(5):737-742.
- [12] 王智,刘文珽,王磊. 单机疲劳分散系数研究[J]. 机械强度,2009,31(1):150-154.
- WANG Z, LIU W T, WANG L. Study on the fatigue scatter factor for individual aircraft structure[J]. Journal of Mechanical Strength,2009,31(1):150-154(in Chinese).
- [13] HE X F, SUI F C, ZHAI B, et al. Probabilistic and testing analysis for the variability of load spectrum damage in a fleet[J]. Engineering Failure Analysis,2013,33(10):419-429.
- [14] ANON. Design and airworthiness requirement for service aircraft;Defense Standard 00-970 Part 1 Issue 3[S]. London:UK Ministry of Defense,2003.
- [15] 贺小帆,董彦民,刘文珽. 结构和载荷分散性分离的寿命可靠性分析方法[J]. 航空学报,2010,31(4):732-737.
- HE X F, DONG Y M, LIU W T. Reliability analysis on fatigue life with separated structural and load spectrum scatters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2010,31(4):732-737(in Chinese).

作者简介:

贺小帆 男,博士,副教授。主要研究方向:耐久性与损伤容限、载荷谱编制方法、腐蚀条件下可靠性寿命。

Tel.: 010-82315738

E-mail: xfhe@buaa.edu.cn

Crack initiation approach for durability analysis on aircraft structures of a fleet

HE Xiaofan^{1,*}, SUI Fangyuan², WANG Tianshuai¹, LI Yuhai^{1,3}

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

3. Aviation Industry Corporation of China, Beijing 100022, China)

Abstract: The variability of structural properties and load spectra should be accounted for to evaluate the durability life for a fleet by the crack initiation approach (CIA), but the method to determine the life standard deviation considering the variability of structural properties and load spectra is not clear. Therefore, a durability test was conducted for the specimens of 7B04 T74 aluminum alloys stimulating the structure details of a fighter under three individual load spectra of a fleet, from which the lead crack growth data have been observed in fractograph. As a result, the parameters of $P-S-N$ curve for this structural detail are back-extrapolated. Statistical analysis shows that the variability of load spectra has no obvious influence on the $P-S-N$ parameters corresponding to those three load spectra. An equivalent $P-S-N$ curve and parameter estimated method have been presented to describe the influence of load spectra in a fleet. The probability of crack exceedance is derived and the extent of damage is evaluated. Consequently, a CIA is developed accounting for both the variability of load spectra and of structural properties.

Key words: durability; load spectrum; fleet; aircraft structure; scatter

Received: 2015-06-04; Accepted: 2015-07-03; Published online: 2016-01-05 10:30

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160105.1030.001.html

* Corresponding author. Tel.: 010-82315738 E-mail: xfhe@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0331

6PUS 并联机构的运动学整机标定



樊锐, 李茜, 王丹*

(北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083)

摘 要: 首先建立了 6PUS 并联机构包括虎克铰链点、球铰链点、杆长以及导轨方向向量在内的 54 结构参数的误差雅可比矩阵。在 MATLAB 中使用最小二乘法建立了其标定模型, 通过仿真验证了雅可比矩阵的正确性和最小二乘法参数辨识的有效性。其次采用正交试验选取位姿, 用激光跟踪仪进行整机标定实验。根据标定结果, 在 MATLAB 中采用建立的标定模型进行参数辨识, 得到 54 结构参数。最后进行误差补偿, 观察标定补偿效果。该整机标定可使单方向最大位置误差在 0.030 mm, 最大姿态误差在 0.0007 rad; 三方向最大位置误差在 0.046 mm, 最大姿态误差在 0.0008 rad。由标定效果可知, 整机标定可明显地提高运动学精度。

关键词: 并联机构; 最小二乘法; 正交试验; 标定; 运动学精度

中图分类号: TH113

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)05-0871-07

并联机构可以看作一个闭环运动链机构^[1]。影响并联机构精度的因素主要有制造和装配误差及驱动误差^[2]。一些学者在分析误差时, 通常考虑关节误差和支链误差对末端位姿的影响, 忽略关节内部结构参数或导轨方向误差对运动学精度的影响^[3-5]。Judd 和 Knasinski^[6]指出在众多误差当中几何参数误差是降低并联机构精度的主要因素。目前提高并联机构精度的主要方法有 2 种^[7]: 第 1 种为直接提高并联结构各零部件的制造及安装精度, 但这会大幅度地提高加工成本, 对装配人员的能力也具有很大的要求; 第 2 种为对已装配好的并联机构进行参数标定, 一般为运动学标定。这种方法成本低、效率高, 是人们目前普遍采用的方法。标定分为误差建模、误差测量、参数辨识和误差补偿这 4 个步骤。

郭江真等^[8]基于螺旋理论, 以 3PRS/UPS 为模型, 建立了机构的全雅可比矩阵。Rauf 等^[9]通过测量部分位姿完成了并联机器人的运动学标

定。黄田等^[10]提出了一种三平动自由度并联机构的误差建模方法, 并揭示了几何误差对末端位姿误差的影响规律, 对同类装备的设计和制造具有重要意义。Lin 等^[11]基于 Stewart 机构, 采用误差影响因子法确定了结构参数对执行端位姿误差的影响。宋晓飞等^[12]采用激光跟踪仪对 6-PSS 并联机构进行运动学标定, 并用实际算例对所提出方法进行了验证, 得到了更准确的杆长误差标定值。Abtani 等^[13]采用测距仪测量并联机构末端位置误差, 进行运动学标定, 此方法成本低且简单有效。周万勇^[14]对 6PUS 并联机构建立了 42 参数的误差雅可比矩阵, 标定后精度提高了 10 倍, 但其并未考虑导轨安装带来的误差。He 等^[15]提出基于指数模型 (POE) 建立串联机器人的误差模型, 进行运动学参数辨识的方法。于凌涛等^[16]提出三平面测量法辨识机构的误差参数, 并在六自由度并联机器人进行了实验验证, 结果表明标定后运动精度有明显的改善。刘志杰^[17]

收稿日期: 2015-05-25; 录用日期: 2015-08-26; 网络出版时间: 2015-10-19 15:19

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151019.1519.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(51305013)

* 通讯作者: E-mail: wangpick@163.com

引用格式: 樊锐, 李茜, 王丹. 6PUS 并联机构的运动学整机标定[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 871-877.

FAN R, LI X, WANG D. Integral kinematic calibration of 6PUS parallel mechanism[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 871-877 (in Chinese).

在位姿误差分析的基础上,提出了基于蚁群算法的并联机器人位姿误差的补偿方法。孙华德等^[18]以 Stewart 并联机构为例提出了2种采用激光跟踪仪测量长度的整机标定方法。刘欢^[19]采用机构拆分测量的方式对含有平行四边形支链结构的三平动并联机构进行了标定。

1 误差建模及仿真验证

1.1 6PUS 并联机构的结构参数

如图1所示,6PUS 并联机构由6根结构完全相同的支链通过下复合虎克铰 $B_i (i=1,2,\dots,6)$ 和上复合球铰 $A_i (i=1,2,\dots,6)$ 将静平台 OC_1C_2 上直线模组 C_iD_i 和动平台 $O'A_1A_2$ 连接起来。模组导轨方向向量 $t_i (i=1,2,\dots,6)$ 与静平台平面夹角 $\beta = \pi/6$, 点 C_{34} 和 A_{16} 为 C_3C_4 和 A_1A_6 的中点,按图1方式在静、动平台上分别建立固定坐标系 $Oxyz$ 和连体坐标系 $O'x'y'z'$ 。 t_i 与 Oz 轴夹角为 θ_i , t'_i 与 Ox 轴夹角为 ψ_i 。即导轨的方向向量可表示为

$$t_i = [\sin \theta_i \cos \psi_i \quad \sin \theta_i \sin \psi_i \quad \cos \theta_i]^T \quad (1)$$

对式(1)取微分得

$$dt_i = \Delta_i d_e t_i \quad (2)$$

$$\Delta_i = \begin{bmatrix} \cos \theta_i \cos \psi_i & -\sin \theta_i \sin \psi_i \\ \cos \theta_i \sin \psi_i & \sin \theta_i \cos \psi_i \\ -\sin \theta_i & 0 \end{bmatrix}$$

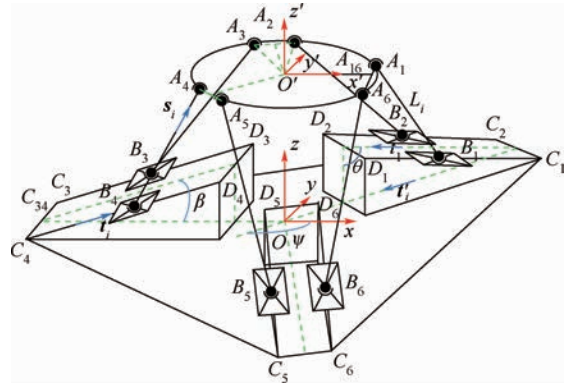


图1 6PUS 并联机构示意图

Fig.1 Schematic of 6PUS parallel mechanism

$$d_e t_i = \begin{bmatrix} d\theta_i \\ d\psi_i \end{bmatrix}$$

其中: $d_e t_i$ 为导轨方向误差。

以6个驱动滑块在最低端时为初始位置。任取第 $i (i=1,2,\dots,6)$ 个 PUS 串联支链分析得

$$L_i s_i = p + Ra_i - \lambda_i t_i - b_i \quad (3)$$

式中: L_i 为杆长; s_i 为支链在 $Oxyz$ 坐标系下的方向向量; b_i 为 B_i 点在 $Oxyz$ 坐标系下的坐标; λ_i 为驱动; p 为 $O'x'y'z'$ 坐标系到 $Oxyz$ 坐标系的相对位置; R 为 $O'x'y'z'$ 坐标系到 $Oxyz$ 坐标系的旋转矩阵; a_i 为 A_i 点在 $O'x'y'z'$ 坐标系下的坐标。

由式(1)~式(3)可知,每根支链上影响动平台位姿的结构参数有: $a_{ix}, a_{iy}, a_{iz}, b_{ix}, b_{iy}, b_{iz}, \theta_i, \psi_i, L_i$ 。故6PUS 并联机构共 $6 \times 9 = 54$ 项结构参数。在无误差的情况下,即理论上结构参数如表1所示。

表1 理论结构参数

Table 1 Theoretical structural parameters

i	a_{ix}/mm	a_{iy}/mm	a_{iz}/mm	b_{ix}/mm	b_{iy}/mm	b_{iz}/mm	θ_i/rad	ψ_i/rad	L_i/mm
1	95.101	34.200	-53.431	243.448	275.664	104.298	$\pi/3$	$-2\pi/3$	340
2	-17.932	99.460	-53.431	117.008	348.664	104.298	$\pi/3$	$-2\pi/3$	340
3	-77.168	65.260	-53.431	-360.456	73.000	104.298	$\pi/3$	0	340
4	-77.168	-65.260	-53.431	-360.456	-73.000	104.298	$\pi/3$	0	340
5	-17.932	-99.460	-53.431	117.008	-348.664	104.298	$\pi/3$	$2\pi/3$	340
6	95.101	-34.200	-53.431	243.448	-275.664	104.298	$\pi/3$	$2\pi/3$	340

1.2 参数误差建模

误差模型即建立关于结构参数误差与执行端位姿误差的雅可比矩阵。

对式(3)两端取微分得

$$dL_i s_i + L_i ds_i = dp + dRa_i + Rda_i - db_i - \lambda_i dt_i \quad (4)$$

两端左点乘 s_i^T , 由微分关系^[17]可知: $s_i^T L_i ds_i = 0$, $s_i^T dRa_i = ((Ra_i) \times s_i)^T d\omega$, ω 为 $O'x'y'z'$ 坐标系到 $Oxyz$ 坐标系的相对姿态角。

整理式(4)可得

$$dL_i = s_i^T dp + ((Ra_i) \times s_i)^T d\omega + s_i^T Rda_i - s_i^T db_i - \lambda_i s_i^T \Delta_i d_e t_i \quad (5)$$

将式(5)整理为矩阵的形式可得

$$\delta l = J_x \delta c + J_m \delta m \quad (6)$$

式中:

$$J_x = \begin{bmatrix} s_1^T & ((Ra_1) \times s_1)^T \\ s_2^T & ((Ra_2) \times s_2)^T \\ \vdots & \vdots \\ s_6^T & ((Ra_6) \times s_6)^T \end{bmatrix}$$

$$J_m = \text{diag}([J_1 \quad J_2 \quad J_3 \quad J_4 \quad J_5 \quad J_6])$$

其中: $J_i = [-s_i^T \quad s_i^T R \quad -\lambda_i s_i^T \Delta_i]$, $i=1,2,\dots,6$ 。

$$\delta l = [dL_1 \quad dL_2 \quad \dots \quad dL_6]^T$$

$\delta c = [d\mathbf{p} \quad d\boldsymbol{\omega}]^T$
 $\delta \mathbf{m} = [db_1^T \quad da_1^T \quad d_e t_1^T \quad db_2^T \quad da_2^T \quad d_e t_2^T \quad \dots \quad db_6^T \quad da_6^T \quad d_e t_6^T]^T$
 δl 为支链杆长误差; δc 为动平台的位姿误差; $d\mathbf{p} = [dx \quad dy \quad dz]$ 为动平台沿 xyz 坐标轴移动位置误差; $d\boldsymbol{\omega} = [d\alpha \quad d\beta \quad d\gamma]$ 为动平台绕 xyz 坐标轴的姿态角误差; $\delta \mathbf{m}$ 中 db_i 为静平台虎克铰铰链点误差, da_i 为动平台球铰铰链点误差。

由于并联机构的可控性要求机构非奇异,即雅可比矩阵 J_x 可逆,从而式(6)可整理得

$$\delta c = J[\delta l \quad \delta \mathbf{m}]^T \quad (7)$$

式中: $J = [J_x^{-1} \quad -J_x^{-1} J_m]$, J 为误差雅可比 6×54 阶实矩阵。

1.3 算法验证

在工作空间中有无穷多个位姿,在仿真和标定实验中,为了减少实验量且保证较大的工作空间,采用正交试验法。每个位姿包含沿坐标轴的移动 x, y, z 和绕坐标轴的转动 α, β, γ 六因素。

在参数辨识过程中采用最小二乘法,此方法简单有效,常用于曲线拟合。最小二乘法可表示为: $\tau = K\theta + n$, k 为 θ 到 τ 的关系矩阵, n 为随机误差。最小二乘法估计可表示为: $\tau = K\theta$, 经过 m 次测量,获得 m 组测量数据,使各次测量的估计值与测量值之差的平方和最小。即: $\min \sum_{i=1}^m (\tau_i - \hat{\tau}_i)^2$, 求得辨识参数的估计值为

$$d\theta = (W^T W)^{-1} W^T Z$$

式中: $W = \begin{bmatrix} K(1) \\ K(2) \\ \vdots \\ K(m) \end{bmatrix}$; $Z = \begin{bmatrix} \tau(1) \\ \tau(2) \\ \vdots \\ \tau(m) \end{bmatrix}$ 。

在参数辨识过程中需满足 $W^T W$ 可逆。在仿真中需满足 $e \leq 6m$, e 为待辨识的结构参数数目。即在仿真和实验中需满足实验位姿数目最小为 9。如表 2 所示,在仿真中每个因素选为五水平,按正交表可得到 25 组位姿。

表 2 五水平六因素

Table 2 Five levels of six factors

编号	x/mm	y/mm	z/mm	α/rad	β/rad	γ/rad
1	-40	-20	520	0.08	0.2	0.2
2	-20	-10	490	0.05	0.1	0.1
3	0	0	460	0	0	0
4	20	10	430	-0.05	-0.1	-0.1
5	40	20	400	0.08	0.2	0.2

如图 2 所示,对 25 组位姿 Q_1 在理论参数 E 下反解求得驱动。给定参数等于 $E + \delta E$, δE 为

给定的结构参数误差值。在给定参数下正解求得动平台位姿,实验中激光跟踪仪测量精度为 0.015 mm,引入随机测量误差得到实际位姿 Q_2 ,由误差雅可比可知:

$$\delta P = J \delta E$$

$$\delta P = \begin{bmatrix} \delta P_1 \\ \delta P_2 \\ \vdots \\ \delta P_{25} \end{bmatrix} \quad J = \begin{bmatrix} J_1 \\ J_2 \\ \vdots \\ J_{25} \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中: δP_i 为各组实际位姿与理想位姿的差,即 $\delta P_i = Q_{2i} - Q_{1i}$; J_i 为各组位姿对应的误差雅可比,由最小二乘法可知:

$$\delta E' = (J^T J)^{-1} J^T \delta P \quad (9)$$

式中: $\delta E'$ 为辨识的结构参数误差。

此时辨识得到的结构参数为 $E + \delta E'$,在辨识参数下正解求得迭代位姿 Q_3 ,以 $\|Q_2 - Q_3\| < \sigma$ 作为判据, σ 趋近 0。通过迭代计算求得结构参数误差 $\sum \delta E'$,与给定的参数误差 δE 进行比较。

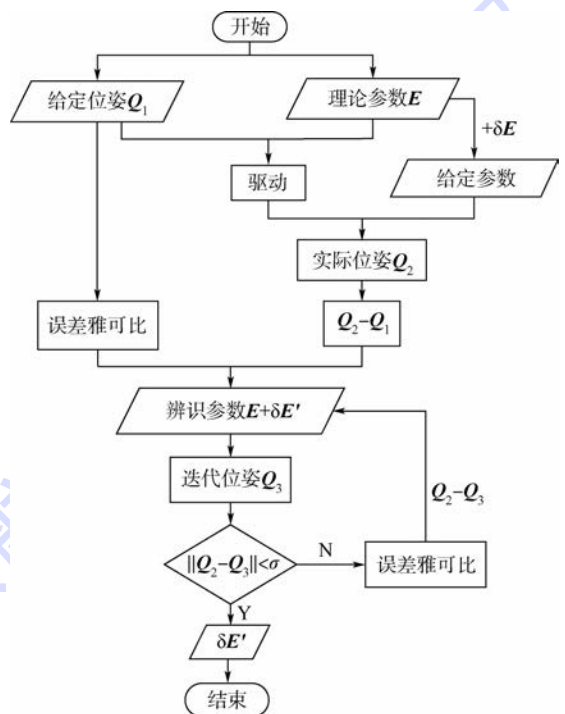


图 2 仿真流程图

Fig. 2 Simulation flowchart

由于 6PUS 并联机构的对称性,以支链 1 的结构参数为例,观察仿真辨识结果,如表 3 所示,辨识出的结构参数误差与给定的结构参数误差的最大误差精度在 0.000 1,可认为在误差范围内,二者相等。标定模型可准确辨识出结构参数误差,反映出标定模型建立的正确性。

表3 支链1误差辨识结果

Table 3 Identification results of Pole 1 errors

误差对比	假设值	辨识值	差值
$\delta\alpha_{ix}/\text{mm}$	1	1.000	2×10^{-4}
$\delta\alpha_{iy}/\text{mm}$	-1	-1.000	2×10^{-4}
$\delta\alpha_{iz}/\text{mm}$	1	1.000	7×10^{-4}
$\delta b_{ix}/\text{mm}$	1	1.000	2×10^{-4}
$\delta b_{iy}/\text{mm}$	-1	-1.000	2×10^{-4}
$\delta b_{iz}/\text{mm}$	1	1.000	2×10^{-4}
$\delta\theta_i/\text{rad}$	0.01	0.010	10^{-6}
$\delta\psi_i/\text{rad}$	0.01	0.010	2×10^{-6}
$\delta L_i/\text{mm}$	1	1.000	4×10^{-4}

注:辨识值为误差的近似值。

2 整机标定实验

不同于传统的拆分标定实验,整机标定依托于误差雅可比矩阵,由控制柜控制驱动使并联机构达到预定位姿,激光跟踪仪测量位姿,直接由位姿误差辨识出结构参数。实验中,激光跟踪仪、控制柜及6PUS并联机构相对位置如图3所示。

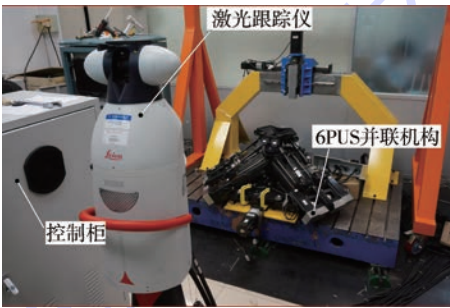


图3 标定位置

Fig. 3 Locations in calibration

实验开始前,将机构驱动至零位。在实验过程中,为了排除由于激光跟踪仪移动和并联机构移动产生的测量误差,分别设置了3个外界参考点如图4所示,3个并联机构静平台参考点如图5所示。

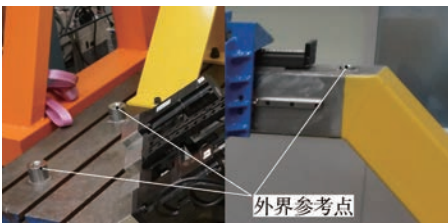


图4 外界参考点

Fig. 4 External reference points

如图6所示,静平台有1、2、3、4靶标孔,分别放置靶镜,用激光跟踪仪测量4个位置的坐标。令1为原点 O ,由1、2连线为 Ox 轴,1、2、3(4)组成平面法线向上为 Oz 轴,建立固定坐标系。如图7所示,动平台上有1、2、3靶标孔,分别放置靶镜,用激光跟踪仪测量3个位置的坐标。以3点

拟合的圆心为原点 O' , $O'x'$ 轴指向1,以 O' 、1、2(3)组成平面法线向上为 $O'z'$ 轴,建立连体坐标系。由图7可以看到,为确定连体坐标系相对于固定坐标系的位姿,动平台上固连4、5、6、7这4个靶标座。

实验采用八水平六因素如表4所示,按正交表可得到64组位姿。针对每组位姿,在理论参数



图5 静平台参考点

Fig. 5 Fix-base reference points

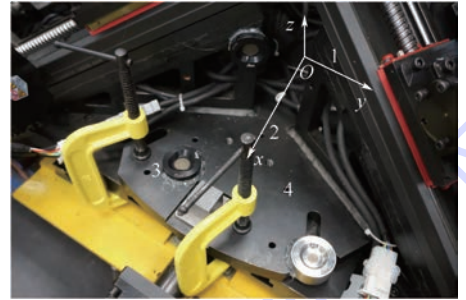


图6 固定坐标系的建立

Fig. 6 Establishment of a fixed coordinate

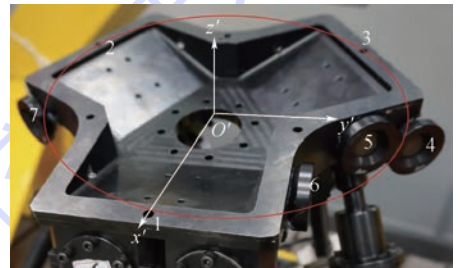


图7 连体坐标系的建立

Fig. 7 Establishment of a moving coordinate

表4 八水平六因素

Table 4 Eight levels of six factors

编号	x/mm	y/mm	z/mm	α/rad	β/rad	γ/rad
1	-50	-50	495	0.15	0.20	0.20
2	-40	-40	490	0.10	0.15	0.15
3	-20	-20	485	0.08	0.10	0.10
4	-10	-10	480	0.05	0.05	0.05
5	0	0	465	0	0	0
6	20	20	460	-0.08	-0.10	-0.10
7	40	40	450	-0.10	-0.15	-0.15
8	50	50	440	-0.15	-0.30	-0.30

下驱动滑块达到指定位置,待控制稳定之后,采用激光跟踪仪测量 4 个固连的靶标座的坐标。在 Spatial Analyzer 中求解得到实际位姿,从而获得位姿误差。在 MATLAB 中,根据建立的标定模型辨识结构参数。

由于激光跟踪仪的辨识精度在 0.015 mm,故无法测量得到精确的实际位姿。进而在辨识过程中 $\|Q_2 - Q_3\|$ 无法收敛到 0,此时只需达到收敛即可终止迭代。经 MATLAB 计算, $\|Q_2 - Q_3\|$ 收敛到 0.08。为证明辨识结构参数的正确性,在 MATLAB 中,采用辨识结构参数在相同驱动下进行运动学正解求解,计算得到的位姿与测量的实际位姿最大位置误差在 0.015 mm 左右,刚好为激光跟踪仪的辨识精度。辨识的结构参数如

表 5 所示。

采用五水平六因素的正交试验,按正交表得到 25 组位姿,对其进行误差补偿,观察标定效果。针对每组位姿,分别在理论参数和辨识参数下驱动滑块,采用激光跟踪仪测量实际位姿。比较 2 次实际位姿与给定位姿的位置误差和姿态误差。如图 8 和图 9 所示,标定后,位置精度提高了 3 个数量级,姿态精度提高了 2 个数量级。

如表 6 所示,选取了标定后位置误差和姿态误差较大的 3 组典型位姿误差进行比较,可以看到单方向位置精度在 0.030 mm,姿态精度在 0.0007 rad;三方向位置精度在 0.046 mm,姿态精度在 0.0008 rad。激光跟踪仪的辨识度为 0.015 mm,由数据处理结果可以看到标定效果显著。

表 5 辨识结构参数

Table 5 Identified structural parameters

i	a_{ix}/mm	a_{iy}/mm	a_{iz}/mm	b_{ix}/mm	b_{iy}/mm	b_{iz}/mm	θ_i/rad	ψ_i/rad	L_i/mm
1	94.796	34.153	-53.367	239.240	269.024	108.955	1.0414	-2.0964	339.816
2	-18.039	99.319	-53.400	112.966	-341.515	108.212	1.0405	-2.0971	340.544
3	-77.044	65.261	-53.435	-345.858	-73.462	113.912	1.0484	0.0041	340.167
4	-77.079	-65.226	-53.307	-341.796	-72.226	116.785	1.0484	3.7×10^{-4}	340.785
5	-18.007	-99.142	-53.263	112.938	-340.372	112.367	1.0505	2.0930	340.047
6	95.021	-34.090	-53.392	239.279	-268.456	111.576	1.0511	2.0947	340.337

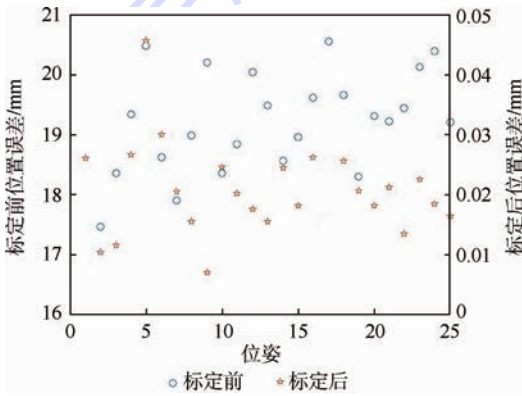


图 8 标定前后的位置误差

Fig. 8 Position errors before and after calibration

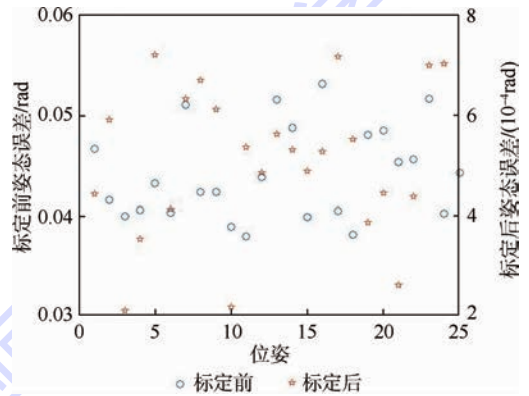


图 9 标定前后的姿态误差

Fig. 9 Angle errors before and after calibration

表 6 典型位姿误差

Table 6 Typical position errors

序号	$\Delta x/\text{mm}$		$\Delta y/\text{mm}$		$\Delta z/\text{mm}$		$\Delta \alpha/\text{rad}$		$\Delta \beta/\text{rad}$		$\Delta \gamma/\text{rad}$	
	理论值	补偿值	理论值	补偿值	理论值	补偿值	理论值	补偿值	理论值	补偿值	理论值	补偿值
5	9.4313	-0.0267	1.1640	0.0301	18.1404	-0.0217	-0.0382	0.0003	0.0099	0.0001	0.0177	0.0007
17	10.4221	0.0090	1.7794	0.0051	17.6188	-0.0107	-0.0344	0.0002	-0.0138	-0.0006	0.0161	0.0004
24	13.3283	-0.0001	2.6458	0.0012	15.2029	-0.0184	-0.0355	0	-0.0126	-0.0004	0.0141	0.0006

3 结 论

本文针对 6PUS 并联机构建立了 54 结构参数的误差雅可比矩阵,并在 MATLAB 中进行了仿真实验,最后进行了整机标定研究,得到了如下结论:

1) 在 MATLAB 中采用最小二乘法进行参数辨识,建立了标定模型,通过仿真证明辨识结果误差在 10^{-6} 以上,说明了标定模型的正确性。

2) 整机标定实验后,单方向位置精度达到了 0.030 mm,姿态精度达到了 0.0007 rad;三方向位置精度达到了 0.046 mm,姿态精度达到了 0.0008 rad。通过标定,并联机构的运动学精度得到了明显的提高。

3) 首次提出整机形式标定 54 结构参数,对比传统的拆分标定实验,整机标定操作简单、标定效果良好。同时,整机标定具有很强的适应性,可针对其他类型的并联机构进行标定,为以后的运动学标定实验提供了一种准确方便的方法。

参考文献 (References)

- [1] MERLET J P. Parallel robots [M]. Berlin: Springer Netherlands, 2006:1.
- [2] 裴葆青,陈五一,王田苗. 6UPS 并联机构杆长误差标定及其对动平台运动的影响分析[J]. 组合机床与自动化加工技术, 2005(9):45-51.
- PEI B Q, CHEN W Y, WANG T M. Calibration of the 6PUS parallel grinding machine by vector method [J]. Modular Machine Tool & Automatic Manufacturing Technique, 2005(9): 45-51 (in Chinese).
- [3] FAN K C, ZHAO J W, CHANG T H, et al. Error analysis of a serial-parallel type machine tool [J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2002, 19(3): 174-179.
- [4] RYU J, CHA J. Volumetric error analysis and architecture optimization for accuracy of HexaSlide type parallel manipulators [J]. Mechanism and Machine Theory, 2003, 38(3): 227-240.
- [5] HUANG T, CHETWYND D G, WHITEHOUSE D J, et al. A general and novel approach for parameter identification of 6-DOF parallel kinematic machines [J]. Mechanism and Machine Theory, 2005, 40(2): 219-239.
- [6] JUDD R P, KNASINSKI A B. A technique to calibrate industrial robot with experimental verification. Robotics and automation [J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 1990, 6(1): 20-30.
- [7] 顾云鹭. 六自由度并联地震模拟振动台全误差分析及标定研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2012: 13.
- GU Y L. Research on the total error analysis and calibration of a parallel 6-DOF earthquake simulator [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2012: 13 (in Chinese).
- [8] 郭江真, 王丹, 樊锐, 等. 3PRS/UPS 冗余驱动并联机器人刚度特性分布 [J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(4): 500-506.
- GUO J Z, WANG D, FAN R, et al. Stiffness characteristics distribution of a 3PRS/UPS parallel manipulator with actuation redundancy [J]. Journal of Beijing University Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(4): 500-506 (in Chinese).
- [9] RAUF A, PERVEZ A, RYU J. Experimental results on kinematic calibration of parallel manipulators using a partial pose measurement device [J]. IEEE Transactions on Robotics, 2006, 22(2): 379-384.
- [10] 黄田, 李亚, 李思维, 等. 一种三自由度并联机构几何误差建模、灵敏度分析及装配工艺设计 [J]. 中国科学 (E 辑), 2002, 32(5): 628-636.
- HUANG T, LI Y, LI S W, et al. Geometric error modeling, sensitivity analysis and assembly process design of a 3-DOF parallel mechanism [J]. Science in China (Series E), 2002, 32(5): 628-636 (in Chinese).
- [11] LIN H, MENG C, CHUAN H. Error analysis of parallel manipulators based on differential operators [C] // 2009 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 1302-1306.
- [12] 宋晓飞, 石万凯, 刘开友. 6-PSS 并联机构误差标定方法 [J]. 重庆理工大学学报 (自然科学版), 2012, 26(6): 45-49.
- SONG X F, SHI W K, LIU K Y. Kinematic calibration of 6-PSS parallel mechanism [J]. Journal of Chongqing Institute of Technology (Natural Science), 2012, 26(6): 45-49 (in Chinese).
- [13] ABTANHI M, PENDAR H, ALASTY A, et al. Experimental kinematic calibration of parallel manipulators using a relative position error measurement system [J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2010, 26(6): 799-804.
- [14] 周万勇. 并联机构几何精度研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2015: 111-118.
- ZHOU W Y. Research on geometric accuracy of parallel mechanism [D]. Beijing: Beihang University, 2015: 111-118 (in Chinese).
- [15] HE R B, ZHAO Y J, YANG S N, et al. Kinematic-parameter identification for serial-robot calibration based on POE formula [J]. IEEE Transactions on Robotics, 2010, 26(3): 411-423.
- [16] 于凌涛, 孙立宁, 杜志江, 等. 并联机器人误差检测与补偿的三平面法 [J]. 哈尔滨工程大学学报, 2006, 27(5): 671-675.
- YU L T, SUN L N, DU Z J, et al. Three planes method on measuring and compensation of parallel robot [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2006, 27(5): 671-675 (in Chinese).
- [17] 刘志杰. 并联机器人位姿误差分析与补偿方法研究 [D]. 秦皇岛: 燕山大学, 2010: 37-45.
- LIU Z J. Study on pose error analysis and compensation of par-

- allel robot [D]. Qinhuangdao: Yanshan University, 2010: 37-45 (in Chinese).
- [18] 孙华德, 陈五一, 陈鼎昌. 用激光跟踪仪标定并联机床的理论探讨 [J]. 机床与液压, 2002(5): 16-19.
SUN H D, CHEN W Y, CHEN D C. Theoretical investigation about PKM calibration using laser tracker [J]. Machine Tool & Hydraulics, 2002(5): 16-19 (in Chinese).
- [19] 刘欢. 用于三轴机床的广义并联加载机构的设计与研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2014: 70-77.
LIU H. Design and research of generalized parallel loading

mechanism used for three-axis machine tool [D]. Beijing: Beihang University, 2014: 70-77 (in Chinese).

作者简介:

樊锐 男, 博士, 教授。主要研究方向: 数控技术、传感器技术、机电控制及自动化。

E-mail: fanrui@buaa.edu.cn

王丹 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 并联机构理论与装备。

E-mail: wangpick@163.com

Integral kinematic calibration of 6PUS parallel mechanism

FAN Rui, LI Xi, WANG Dan*

(School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Firstly, the error Jacobi matrix of 54 parameters including the centers of U-joints and S-joints, the length of each link and the guide's position vectors was derived for the target 6PUS parallel mechanism. And the calibration model was established based on least squares method in MATLAB. The correctness of Jacobi matrix and the validity of the identification method using least squares method can be proved with MATLAB simulation. Secondly, the poses were selected based on orthogonal experiment and the integral mechanism calibration experiment was carried out by a laser tracker. The 54 parameter data were obtained through parameter identification using calibration model in MATLAB based on the calibrated results. Finally, the calibrated consequence can be obtained through error compensation. The results show that after compensation, in one direction, the maximum position error of the target mechanism is 0.030 mm and the maximum angle error is 0.0007 rad, while in three directions, the maximum position error of the target mechanism is 0.046 mm and the maximum angle error is 0.0008 rad. Therefore, we did a significant improvement in kinematic precision by integral mechanism calibration.

Key words: parallel mechanism; least squares method; orthogonal experiment; calibration; kinematic precision

Received: 2015-05-25; Accepted: 2015-08-26; Published online: 2015-10-19 15:19

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151019.1519.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51305013)

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

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0539

基于多目标的高速列车隔热结构拓扑优化

李明高^{1,*}, 李明¹, 韩璐¹, 赵宏哲²

(1. 唐山轨道客车有限责任公司, 唐山 063035; 2. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083)

摘 要: 车体隔热结构的特性是评价高速列车车体质量的一个重要性能参数。以刚度、隔热与质量为指标, 针对地板、侧墙及平顶等车体结构, 通过参数优化降低型材厚度(增加玻璃棉毡的厚度)来提高隔热性能, 通过拓扑优化改善传力路径, 提高刚度性能, 给出了各结构的优化结果。在可制造化处理的基础上, 通过有限元仿真, 刚度、隔热与质量性能均得到了提高, 验证了所提出方案和方法的有效性。本文为高速列车车体隔热结构的设计提供了一种新途径。

关键词: 高速列车; 隔热结构; 拓扑优化; 刚度; 可制造化处理

中图分类号: TH111; U270

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)05-0878-07

车体的隔热结构不仅是采暖、空调等设备选型和车体优化设计的重要依据, 而且, 其特性是评价高速列车车体质量的一个重要性能参数和综合经济性指标^[1-2]。一方面, 若隔热效果欠佳, 不仅会消耗更多的加热(或制冷)设备的能量, 增加运行成本, 也会影响列车的舒适性。另一方面, 隔热结构也承受载荷, 不仅要符合刚度、强度指标, 而且要满足车体的轻量化要求^[3-4]。但是, 由于车体隔热结构的隔热、强度与质量指标相互耦合, 在设计方面存在较大的难度。目前, 对车体结构的研究大多为刚度和强度的优化, 涉及隔热的文献较少^[5-7]。因此, 研究新型高性能隔热结构, 进而探索其相应的设计方法和工程措施, 具有重要的现实意义。

随着基础理论^[8-9]和其他相关技术的发展, 拓扑优化作为一种新兴的结构优化技术, 已被广泛应用于各领域, 例如汽车^[10-12]、重型机械^[13]和机器人^[14]等。同时, 拓扑优化为工程设计和分析人员提供了一条新的结构优化技术途径。这种方

法自动化程度高, 可以大大降低工程技术人员的工作量, 同时也避免了因多次的重复设计所带来的不必要的开支, 在工程中也已经得到了广泛的应用。因此, 本文将利用拓扑优化技术对车体的隔热结构进行设计。

1 多目标拓扑优化方案

1.1 整体思路

以如图1所示的结构为例, 车体结构的型材部分主要用来承受载荷, 而玻璃棉毡主要用来隔热。因此, 假设铝型材仅参与传力, 玻璃棉毡仅参与传热; 由于沥水板不参与传热和传力, 本文对其不予考虑。

如图1所示, 在实际应用中, 由于安装要求, 型材、沥水板和玻璃棉毡的总厚度为定值。如果型材的整体厚度增加, 刚度提高, 但玻璃棉毡的厚度减小, 隔热性能将变差; 反之, 刚度降低。另一方面, 如果简单地增加型材内部的材料, 刚度提高的同时质量增加, 不满足车体结构轻量化的要求。

收稿日期: 2015-08-24; 录用日期: 2015-10-30; 网络出版时间: 2015-12-17 11:33

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151217.1133.011.html

基金项目: 国家科技支撑计划(2013BAG24B02)

* 通讯作者: Tel.: 0315-3089497 E-mail: sjc-limingao@tangche.com

引用格式: 李明高, 李明, 韩璐, 等. 基于多目标的高速列车隔热结构拓扑优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 878-884. LI M G, LI M, HAN L, et al. Multi-objective topological optimization of heat insulation structures used in high-speed train [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 878-884 (in Chinese).

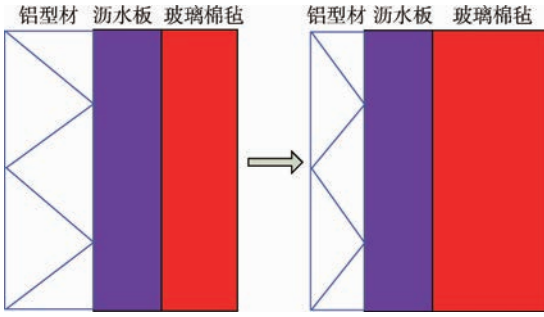


图1 优化思路

Fig. 1 Scheme of optimization

因此,车体隔热结构的优化是隔热、刚度和质量之间的折中。

本文的思路是在减小型材厚度、增加玻璃棉毡厚度的基础上,在型材质量降低的情况下,改变内部材料的分布,优化其传力特性,使得刚度增加。而由于玻璃棉毡厚度的增加,隔热性能也将得到提高。

由于玻璃棉毡厚度的增加较为简单,可用参数优化进行设计。而型材内部材料分布的改变较为复杂,必须采用拓扑优化技术。为此,本文将拓扑优化与参数优化相结合,参数优化主要目标是降低型材的厚度(增加玻璃棉毡的厚度),每一步降低厚度之后进行拓扑优化,使得在此型材厚度和质量限制下,得到最优的拓扑结构。

当然,多目标优化存在多个目标的折中问题。根据实际应用需要,本文主要以提高隔热性能为主,因此在拓扑优化中可设定优化后的刚度只要不小于优化前的结构即可,质量方面,要减小5%以上。

基于上述分析,项目的优化流程图如图2所示,详细的技术方案将在1.2节介绍。

1.2 材料插值模型

拓扑优化中,有多种拓扑材料插值理论和拓扑结构描述方法,密度法材料插值模型在工程中得到了广泛研究。其中,固体各向同性材料惩罚(Solid Isotropic Material with Penalization, SIMP)模型对中间密度单元的惩罚效果好,能够尽可能地减少中间密度单元的数目,从而可避免多孔介质等现象^[15]。本文选择SIMP材料插值模型。

设 E_0 和 E_e 分别为单元初始弹性模量和优化后弹性模量, k_0 和 k_e 分别为单元优化前和优化后的刚度矩阵,则存在以下关系式:

$$E_e = \rho_e^p E_0 \quad k_e = \rho_e^p k_0$$

式中: ρ_e 为单元的材料相对密度,在(0,1]范围内取值; p 为惩罚因子。

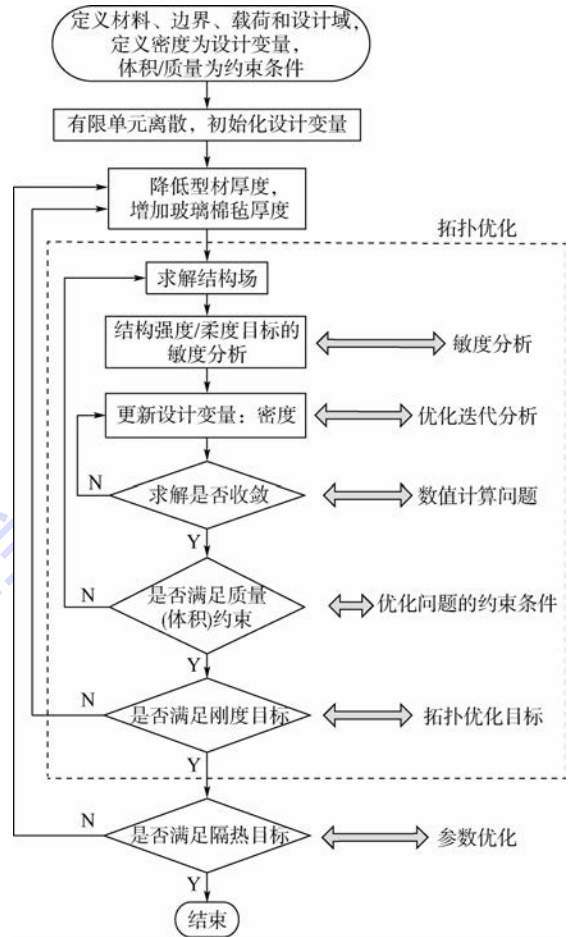


图2 优化流程图

Fig. 2 Flowchart of optimization

1.3 拓扑优化问题的描述

本文的拓扑优化以刚度最大,即柔度最小为优化目标;优化变量为各离散单元的密度;约束不仅要满足结构的平衡方程,而且需要限定结构的质量——即实体部分的体积。另外,单元相对密度也必须在(0,1]范围内。因此,离散优化问题就可变化为如下的连续型拓扑优化问题:

$$\begin{aligned} \text{find } \rho_e &= \begin{cases} 1 & \rho_e \in \Omega_s \\ 0 & \rho_e \notin \Omega_s \end{cases} \\ \text{min: } C &= \mathbf{U}^T \mathbf{K} \mathbf{U} = \sum_{e=1}^N \mathbf{u}_e^T \mathbf{k}_e \mathbf{u}_e = \sum_{e=1}^N \rho_e^p \mathbf{u}_e^T \mathbf{k}_0 \mathbf{u}_e \\ \text{s. t. } &\begin{cases} \mathbf{F} = \mathbf{K} \mathbf{U}(x, y) \\ \int_{\Omega} \rho_e d\Omega \leq f V_0 \\ 0 < \rho_{e \min} \leq \rho_e \leq \rho_{e \max} \leq 1 \end{cases} \end{aligned} \quad (1)$$

式中:目标函数 C 定义为结构的总体柔度; \mathbf{F} 为力向量; \mathbf{K} 为结构总刚度矩阵; \mathbf{U} 为位移列阵; \mathbf{u}_e 为单元位移列矢量; N 为结构离散单元总数目; V_0 为整个设计域的初始体积; f 为优化体积比; $\rho_{e \min}$ 和 $\rho_{e \max}$ 分别为单元相对密度的最小极限值和最大极限值,引入的目的是防止单元刚度矩阵的奇

异; Ω 为初始给定设计域; Ω_s 为优化后实体材料所占的区域。

由于在载荷 F 给定的条件下, K 与 U 均为变量 ρ_e 的函数。因此对式(1)的第1个等式求导, 可得到如下关系:

$$\frac{\partial K}{\partial \rho_e} U = -K \frac{\partial U}{\partial \rho_e} \quad (2)$$

在优化算法进行求解时, 需要求解目标函数敏度值, 以得到最快的收敛算法。由式(1)和式(2)可得结构总体柔度的敏度方程为

$$\begin{aligned} \frac{\partial C}{\partial \rho_e} &= \frac{\partial U^T}{\partial \rho_e} K U + U^T \frac{\partial K}{\partial \rho_e} U + U^T K \frac{\partial U}{\partial \rho_e} = \\ &= -U^T \frac{\partial K}{\partial \rho_e} U = -\sum_{e=1}^N u_e^T \frac{\partial k_e}{\partial \rho_e} u_e = \\ &= -p \rho_e^{p-1} \sum_{e=1}^N u_e^T k_0 u_e \end{aligned} \quad (3)$$

1.4 优化准则算法

建立了拓扑优化的模型之后, 在求解时需要采用合适的优化求解数值算法, 如优化准则算法、数学规划算法等。根据问题的特点, 本文采用优化准则 (Optimality Criteria, OC) 算法进行优化。

对于1.3节中拓扑优化问题, 由目标函数和约束条件构成的 Lagrangian 函数为^[15-16]

$$L = C + \lambda_1 (V - fV_0) + \lambda_2 (KU - F) + \lambda_3 (\rho_{\min} - \rho - b^2) + \lambda_4 (\rho - \rho_{\max} + c^2) \quad (4)$$

式中: V 为优化后的结构体积; $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ 和 λ_4 为 Lagrangian 乘子, λ_1 为标量, $\lambda_2, \lambda_3, \lambda_4$ 为标量 λ_e^c ; λ_3^c, λ_4^c 组成的列向量; b 和 c 为 b_i 和 c_i 组成的列向量, b_i 和 c_i 为松弛因子; ρ_{\min} 和 ρ_{\max} 为 $\rho_{e \min}$ 和 $\rho_{e \max}$ 组成的列向量; ρ 为 ρ_e 组成的列向量, 当 ρ_e 取极值 ρ_e^* 时, 式(4)需满足如下的 Kuhn-Tucker 条件:

$$\begin{cases} \frac{\partial L}{\partial \rho_e} = \frac{\partial C}{\partial \rho_e} + \lambda_1 \frac{\partial V}{\partial \rho_e} + \lambda_2 \frac{\partial (KU)}{\partial \rho_e} + \lambda_3^c + \lambda_4^c = 0 \\ KU = F \\ \int_{\Omega} \rho_e d\Omega \leq fV_0 \\ \lambda_3 (\rho_{\min} - \rho) = 0 \\ \lambda_4 (\rho - \rho_{\max}) = 0 \\ \lambda_3^c > 0, \lambda_4^c > 0 \quad e = 1, 2, \dots, N \\ \rho_{e \min} \leq \rho_e \leq \rho_{e \max} \end{cases} \quad (5)$$

将表达式 $C = U^T K U$, $k_e = \rho_e^p k_0$ 和 $V = \sum_{e=1}^N \rho_e v_e$ 代入式(5)的第1个等式中, 并且根据结构刚度阵的对称性可得

$$\frac{\partial U^T}{\partial \rho_e} (2KU + K\lambda_2) + \lambda_2^T \frac{\partial K}{\partial \rho_e} U +$$

$$p \rho_e^{p-1} u_e^T k_0 u_e + \lambda_1 v_e = 0 \quad (6)$$

式中: v_e 为单元体积。令 $\lambda_2 = -2U$, 将式(3)代入式(6), 可得

$$-p \rho_e^{p-1} u_e^T k_0 u_e + \lambda_1 v_e = 0 \quad (7)$$

由式(7)可得优化设计准则:

$$C_e^k = \frac{p \rho_e^{p-1} u_e^T k_0 u_e}{\lambda_1 v_e} = 1 \quad (8)$$

考虑式(8)及设计变量的上下限, 可得到优化变量的迭代公式:

$$\rho_e^{k+1} = \begin{cases} (C_e^k)^\eta \rho_e^k & \rho_{e \min} < (C_e^k)^\eta \rho_e^k < 1 \\ \rho_{e \min} & (C_e^k)^\eta \rho_e^k \leq \rho_{e \min} \\ 1 & (C_e^k)^\eta \rho_e^k \geq \rho_{e \max} \end{cases} \quad (9)$$

式中: η 为阻尼系数, 引入阻尼系数的目的是为了确保优化计算的稳定性和收敛性。用优化准则方法进行设计变量不断更新, 采用式(10)进行收敛性判定, 确定最终拓扑结构。

$$\left| \frac{\max \rho_e^{k+1} - \max \rho_e^k}{\max \rho_e^k} \right| < \varepsilon \quad (10)$$

式中: ε 为设定的收敛容差。

1.5 拓扑优化中的数值计算不稳定现象

由1.2节~1.4节可进行拓扑优化计算, 但有可能出现多孔、棋盘格等计算结果以及数值不稳定等问题, 不能应用于实际工程中。本项目将采用网格过滤方法来消除拓扑优化数值计算不稳定现象。

网格过滤方法由 Diaz 和 Sigmund^[17] 提出, 用于修改目标函数的敏度信息:

$$\frac{\partial \hat{C}}{\partial \rho_e} = \frac{1}{\rho_e \sum_{i=1}^N H_i} \sum_{i=1}^N H_i \rho_e \frac{\partial C}{\partial \rho_e} \quad (11)$$

式中: \hat{C} 为网格过滤后的目标函数; $H_i = r_{\min} - \text{dist}(i, k)$, $\{i \in N \mid \text{dist}(i, k) \leq r_{\min}\}$, r_{\min} 为预先定义的最小单元直径的一半, $\text{dist}(i, k)$ 为邻近单元 i 和 k 的距离。

2 隔热结构拓扑优化模型的建立

2.1 工程化假设

高速列车的车体隔热结构具有自身的特点, 针对铝型材、玻璃棉毡等结构的传热和传力特点, 本文也提出了相应的解决方法:

1) 车体的很多部位, 其受力与传热情况不同。本文将针对车体几个典型部位 (如侧墙、地板和平顶等) 进行拓扑优化, 每个部位提出2种结构, 以满足不同的使用环境和应用需要。

2) 考虑高速列车的实际应用, 隔热结构必须

满足外部的安装条件。因此,在拓扑优化的设计初始求解域中给予体现。同时,部分安装条件还需要在约束条件中给出,其中包括尺寸条件、边界环境条件等。例如,某结构需要留有线缆的通过孔,必须在约束条件中给予考虑。

3) 考虑高速列车的制造成本,隔热结构内部的加工必须满足可制造性优良、成本低廉的要求。为此,拓扑优化之后的结构要进行可制造化处理。首先,通过自动轮廓提取程序提取并建立模型。在此基础上,利用设计人员的工程经验,对模型进行修正。

2.2 传热与受力情况

如图1所示,玻璃棉毡仅参与传热,传热方式仅考虑热传导。

如图3所示,在高速运行过程中,车体受到的载荷可根据工程经验,做如下简化:

1) 车体受到 6 000 Pa 的气密性载荷,方向垂直于车体各壁面。

2) 沿车身长度方向,受到 1 500 kN 的面内载荷。假设车体结构截面的面积为 A_s ,沿车身长度方向的面内应力为 $1\,500/A_s \times 10^3$ Pa。

3) 车体地板要承受旅客与货物的质量,此质量为 53 t。假设地板的面积为 A_f ,其将额外受到竖直向下的应力为 $53/A_f \times 10^4$ Pa。

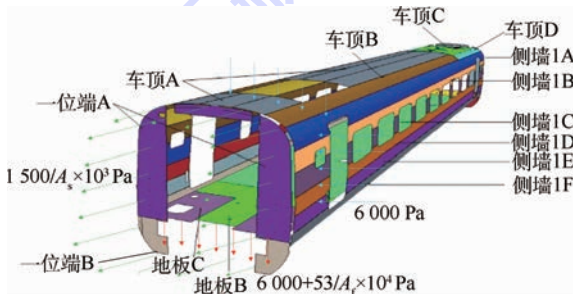


图3 车体受力情况示意图

Fig.3 Diagrammatic sketch of load case on a train

2.3 拓扑优化的载荷、位移边界条件

本文以地板结构为例说明拓扑优化设计的载荷及位移边界。

首先,目前使用的地板型材结构为类似三角波的周期结构,本文根据此特点,选定拓扑优化的设计域为3个周期,结构总长度约为490 mm。同时参考现有结构,设定型材的初始厚度为70 mm;假设型材的宽度为1 m。其中结构两端的4个端点均为固支约束;如2.2节所述,地板所受的载荷有2种,如图4所示:①车体受到6 000 Pa的气密性载荷,方向垂直于车体各壁面。②车体地板要承受旅客与货物的质量,受到竖直向下的载荷为 $53/A_f \times 10^4$ Pa。

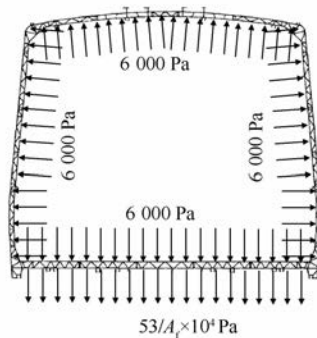


图4 车体断面受力示意图

Fig.4 Diagrammatic sketch of load case on cross-section of train

地板的尺寸近似取为 20 m × 2.4 m (长 × 宽)。进一步将地板所受的均布载荷集中施加,得到的集中载荷为

$$F = \frac{1}{4} \left(6\,000 + \frac{53 \times 10^4}{2.4 \times 20} \right) \times 0.49 = 2\,087 \text{ N}$$

因此,拓扑优化的边界条件如图5所示。

同理,可以得到另一种地板及2种侧墙、2种平顶的边界条件,如图6所示。

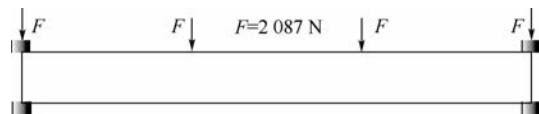


图5 地板1的边界条件示意图

Fig.5 Diagrammatic sketch of boundary condition of floor 1

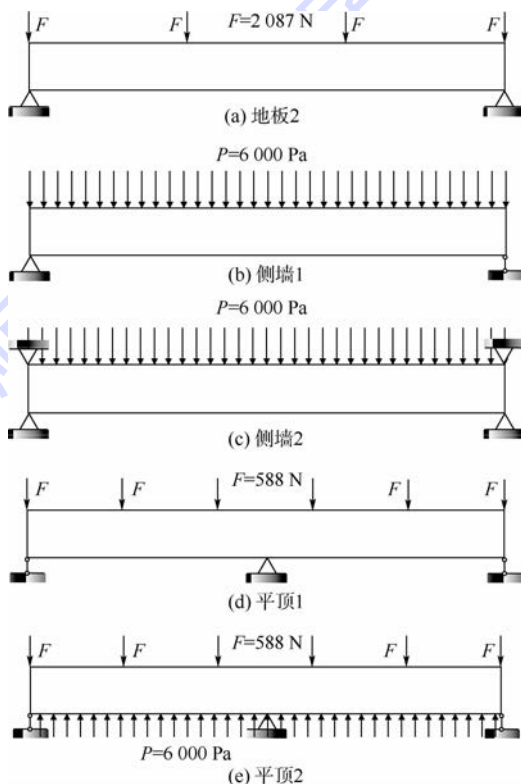


图6 其他结构的边界条件示意图

Fig.6 Diagrammatic sketch of boundary condition of other structures

3 拓扑优化结果

根据第1节提出的拓扑优化模型与求解算法,得到了6种结构的拓扑优化结果,如图7所示。

从图7可以看出,6个优化后的结构,都已不是优化前的类似三角波的周期循环结构,其传力路径得到了优化。如前所述,本文的优化目标为:优化后的刚度不小于优化前的结构,质量要减小5%以上;在此基础上,尽可能得降低型材厚度。各结构型材厚度的变化如表1所示,可知,各优化后结构的型材厚度均得到了降低。

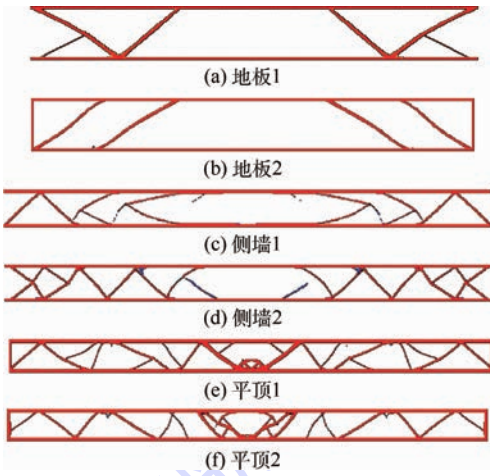


图7 拓扑优化结果

Fig. 7 Results of topological optimization

表1 各结构型材厚度的变化

Table 1 Thickness change of profiles for all structures

结构	型材厚度/mm					
	地板1	地板2	侧墙1	侧墙2	平顶1	平顶2
原结构	70	70	50	50	50	50
优化后结构	60	61	42	41	40	39

需要说明的是,如图7所示的部分拓扑优化结果很难加工制造,需要进行可制造化处理。例如,尽量采用直线结构取代拓扑优化结果中曲线结构,尽可能组成三角形、封闭结构,尽可能减少连接点,填补棋盘格及多孔结构,删除部分短小且不封闭的结构等。这里以图7(f)的平顶2为例,进行局部的处理,得到的结构如图8所示。

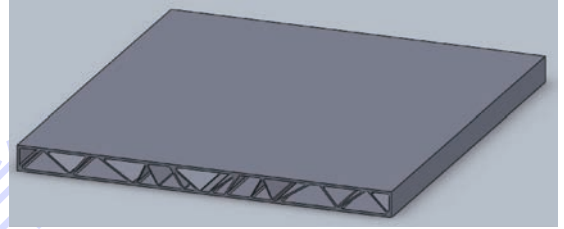


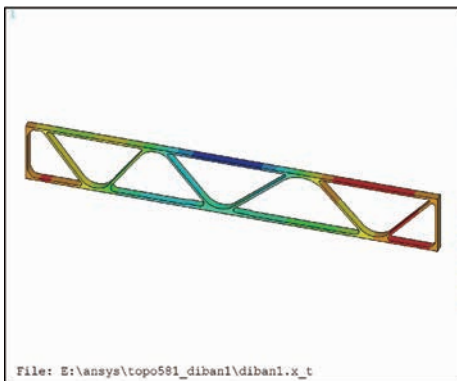
图8 平顶2的可制造化处理结果

Fig. 8 Manufacturability processing result of ceiling 2

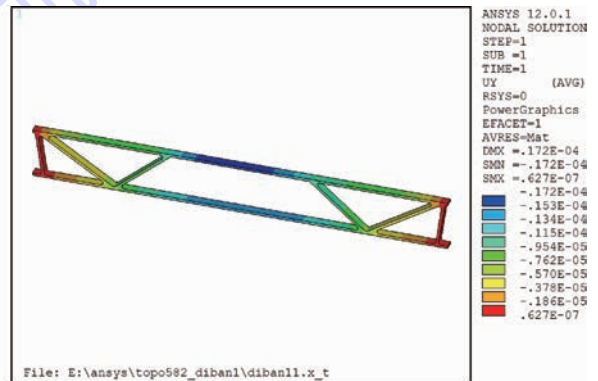
4 有限元仿真实证

以地板1为例,对拓扑优化后的结构进行有限元仿真,并与优化前的原结构进行刚度和应力性能对比。比较时,原结构和优化后的结构外部尺寸(除厚度外)、材料参数及边界条件设置均相同。因此,仅需要对比结构在受载情况下最大挠度和最大应力即可。为了提高计算速度,隔热结构的宽度取10mm。

如图9和图10所示的仿真结果表明,优化后的结构,在刚度和强度性能方面都得到了提高。另外,由于玻璃棉毡的厚度增加,隔热性能得到增强。结构最终的总体性能对比如表2所示,地板结构的整体性能得到了提高。



(a) 原结构



(b) 优化后结构

图9 优化前后的刚度对比

Fig. 9 Stiffness comparison between pre and post optimization

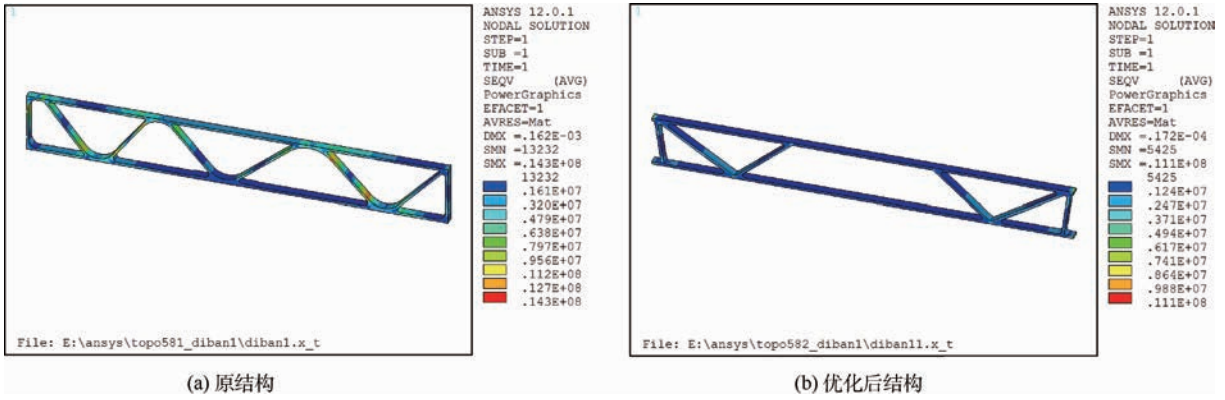


图 10 优化前后的应力对比

Fig. 10 Stress comparison between pre and post optimization

表 2 总体性能对比

Table 2 Comparison of overall performance

结构	整体厚度/ mm	上边界厚度/ mm	下边界厚度/ mm	玻璃棉毡厚度/ mm	相对质量/ %	最大挠度/ mm	最大应力/ MPa	传热系数/ ($W \cdot (m^2 \cdot ^\circ C)^{-1}$)
原结构	70	2.8	3	40	14.6	0.162	14.3	0.875
优化后结构	60	3.0	3	50	15.7	0.017	11.1	0.700

5 结 论

1) 车体的型材部分主要用来承受载荷,而玻璃棉毡主要用来隔热。因此,通过参数优化降低型材厚度(增加玻璃棉毡的厚度)来提高隔热性能,通过拓扑优化改善传力路径,提高刚度性能的设计方法是合理的。

2) 本文采用的 SIMP 材料插值模型、优化准则算法在车体隔热结构多目标拓扑优化的应用中可有效改善相关性能。

3) 根据设计人员的经验,可进行拓扑优化结果的可制造化处理,从而可应用于工程实际中。

在将来的工作中,将深入探索强度与隔热的耦合机理,建立更精确的模型,为高速列车提供性能更优的车体隔热结构。

参考文献 (References)

[1] 马晓娟. 铝型材与多隔热层组合板传热特性的实验与数值研究[D]. 兰州:兰州交通大学,2014:7-20.
MA X J. Experimental and numerical studies of heat transfer characteristics of the layer combined with aluminum extrusion and multi insulation material layers [D]. Lanzhou: Lanzhou Jiaotong University, 2014:7-20 (in Chinese).

[2] 尤芳,陈建军,曹鸿钧,等. 随机变量下的热传导结构拓扑优化设计[J]. 西安电子科技大学学报,2014,41(6):127-134.
YOU F, CHEN J J, CAO H J, et al. Topology optimization design of heat conduction structures with random variables [J]. Journal of Xidian University, 2014, 41 (6): 127-134 (in Chinese).

[3] 李红霞,杨弘,李德才. 高速列车车体断面优化数值分析[J]. 铁道车辆,2007,45(2):8-10.
LI H X, YANG H, LI D C. Analysis of optimized values of the cross section of the carbodies of high speed trains [J]. Rolling Stock, 2007, 45 (2): 8-10 (in Chinese).

[4] 戚林,张海柱,黎荣,等. 基于特征的高速列车铝合金车体断面参数化建模[J]. 兰州交通大学学报,2015,34(1):109-113.
QI L, ZHANG H Z, LI R, et al. Parametric modeling of aluminum alloy body section of high-speed trains base on features [J]. Journal of Lanzhou Jiaotong University, 2015, 34 (1): 109-113 (in Chinese).

[5] 张军,兆文忠,李永华,等. 基于 APDL 高速铝合金车体参数化建模[J]. 大连交通大学学报,2009,30(4):13-17.
ZHANG J, ZHAO W Z, LI Y H, et al. Research on parameter modeling for aluminum alloy rail vehicle body [J]. Journal of Dalian Jiaotong University, 2009, 30 (4): 13-17 (in Chinese).

[6] 邹远. 高速列车车体断面优化设计[D]. 成都:西南交通大学,2011:22-32.
ZOU Y. Optimization design of carbody cross section for high speed trains [D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2011:22-32 (in Chinese).

[7] 李欣伟,刘宇,范乐天,等. 基于拓扑优化的有轨电车车体设计技术研究[J]. 铁道机车车辆,2015,35(增刊1):121-123.
LI X W, LIU Y, FAN L T, et al. Tram design technology study based on topology optimization [J]. Railway Locomotive & Car, 2015, 35 (Suppl 1): 121-123 (in Chinese).

[8] 何智成,陈少伟,李光耀,等. 基于面光滑有限元的复杂三维结构拓扑优化[J]. 中国机械工程,2015,26(7):864-870.
HE Z C, CHEN S W, LI G Y, et al. Topology optimization using FS-FEM for complex three-dimensional models [J]. China Mechanical Engineering, 2015, 26 (7): 864-870 (in Chinese).

[9] 杜家政,卢立晗,赵振洋. 基频约束的框架结构拓扑优化[J]. 北京工业大学学报,2015,41(4):534-541.

- DU J Z, LU L H, ZHAO Z Y. Topology optimization for frame structures with base frequency constraint[J]. Journal of Beijing University of Technology, 2015, 41(4): 534-541 (in Chinese).
- [10] 范文杰, 范子杰, 苏瑞意. 汽车车架结构多目标拓扑优化方法研究[J]. 中国机械工程, 2008, 19(12): 1505-1508.
- FAN W J, FAN Z J, SU R Y. Research on multi-objective topology optimization on bus chassis frame[J]. China Mechanical Engineering, 2008, 19(12): 1505-1508 (in Chinese).
- [11] 刘宇, 张生芳, 宋雪萍, 等. 动力平板车车架结构的拓扑优化设计[J]. 中国机械工程, 2014, 12(1): 34-37.
- LIU Y, ZHANG S F, SONG X P, et al. Topological optimization design on frame structure of power platform trailers[J]. China Mechanical Engineering, 2014, 12(1): 34-37 (in Chinese).
- [12] 臧晓蕾, 谷正气, 米承继, 等. 矿用卡车车架结构的静动态多目标拓扑优化[J]. 汽车工程, 2015, 37(5): 566-570.
- ZANG X L, GU Z Q, MI C J, et al. Static/dynamic multi-objective topology optimization of the frame structure in a mining truck[J]. Automotive Engineering, 2015, 37(5): 566-570 (in Chinese).
- [13] 焦洪宇, 周奇才, 吴青龙, 等. 桥式起重机箱型主梁周期性拓扑优化设计[J]. 机械工程学报, 2014, 50(23): 134-139.
- JIAO H Y, ZHOU Q C, WU Q L, et al. Periodic topology optimization of the box-type girder of bridge crane[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(23): 134-139 (in Chinese).
- [14] 李清伟. 焊接机器人手臂有限元分析及拓扑优化[J]. 组合机床与自动化加工技术, 2014(11): 63-64.
- LI Q W. The finite element analysis and topological optimization design for welding robot's arm[J]. Modular Machine Tool & Automatic Manufacturing Technique, 2014(11): 63-64 (in Chinese).
- [15] 左孔天. 连续体结构拓扑优化理论与应用研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2004: 31-35.
- ZUO K T. Research of theory and application about topology optimization of continuum structure[J]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2004: 31-35 (in Chinese).
- [16] LI D M, ZHANG X M, GUAN Y S, et al. Multi-objective topology optimization of thermo-mechanical compliant mechanisms[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2011, 24(6): 1123-1129.
- [17] DIAZ A, SIGMUND O. Checkerboard patterns in layout optimization[J]. Structure Optimization, 1995, 10(1): 40-45.
- 作者简介:
李明高 男, 博士, 教授级高工。主要研究方向: 高速列车设计、仿真技术。
Tel.: 0315-3089497
E-mail: sjc-liminggao@tangche.com

Multi-objective topological optimization of heat insulation structures used in high-speed train

LI Minggao^{1,*}, LI Ming¹, HAN Lu¹, ZHAO Hongzhe²

(1. Tangshan Railway Vehicle Co., Ltd., Tangshan 063035, China;

2. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: For the high-speed train, the characteristics of heat insulation structures are the significant consideration in performance evaluation. The structures utilized in floor, side-wall, and ceiling are researched. The objective of this paper is to improve their performances of stiffness, heat insulation and weight. The thickness of profile would be reduced (the thickness of blanket of glass wool would increase) by parameter optimization in order to improve the heat-insulating property. The topological optimization is implemented to change the load transfer path and to enhance the stiffness of structures. The optimized result is hence achieved, and the manufacturability process is carried out. Finally, the performances of stiffness, heat insulation and weight are improved. And the effectiveness of the analysis is validated by finite element simulation. Consequently, this paper can provide quick calculations for the heat insulation structures of high-speed train.

Key words: high-speed train; heat insulation structures; topological optimization; stiffness; manufacturability processing

Received: 2015-08-24; **Accepted:** 2015-10-30; **Published online:** 2015-12-17 11:33

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151217.1133.011.html

Foundation item: National Key Technology Research and Development Program of China (2013BAG24B02)

* **Corresponding author.** Tel.: 0315-3089497 E-mail: sjc-liminggao@tangche.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0670

基于混沌的改进粒子群优化粒子滤波算法



王尔申*, 庞涛, 曲萍萍, 蓝晓宇

(沈阳航空航天大学 电子信息工程学院, 沈阳 110136)

摘 要: 针对基本粒子滤波(PF)算法存在的粒子退化和重采样引起的粒子多样性丧失,导致粒子样本无法精确表示状态概率密度函数真实分布,提出了一种基于混沌的改进粒子群优化(PSO)粒子滤波算法。通过引入混沌序列产生一组混沌变量,将产生的变量映射到优化变量的区间提高粒子质量,并利用混沌扰动克服粒子群优化局部最优问题。利用单变量非静态增长模型(UNGM)在高斯噪声和非高斯噪声环境下将该算法与基本粒子滤波和粒子群优化粒子滤波(PSO-PF)的性能进行仿真比较。结果表明:该算法的性能在有效粒子数和均方根误差(RMSE)等参数都优于基本粒子滤波和粒子群优化粒子滤波,改善了算法的精度和跟踪性能。

关键词: 混沌理论; 粒子群优化(PSO); 粒子滤波(PF); 粒子退化; 非线性系统; 非高斯噪声

中图分类号: V271.4; TP273

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)05-0885-06

粒子滤波(Particle Filter, PF)是由粒子及其权重组成的离散随机测度近似概率分布^[1]。由于其在处理非线性非高斯系统的状态滤波问题的优势^[2-3],在目标跟踪、卫星导航和故障检测等方面得到了广泛的应用^[4-7]。

PF的主要问题是随着迭代次数增加,存在粒子退化现象。Gordon等^[8]提出改进方法,解决了粒子退化部分问题,但也带来粒子多样性丧失和计算复杂等问题。为解决这些问题,目前已有的改进PF算法有:改进重采样的PF算法,将PSO(Particle Swarm Optimization, PSO)算法与PF算法结合的PSO-PF算法,将自适应PSO与PF结合的改进算法等^[9-13]。将PSO引入到PF算法中,使得粒子分布向高后验概率区域分布,改善粒子退化问题,提高滤波精度。但PSO存在陷入局部最优、计算量大等问题。

本文利用混沌的遍历性、随机性的特点进行搜索,将变量从混沌空间映射到解空间,对当前粒子个体产生混沌扰动,使粒子跳出局部极值区间,提高粒子样本的质量。并给出混沌粒子群优化改进粒子滤波(Chaos Particle Swarm Optimization Particle Filter, CPSO-PF)算法,在高斯噪声和非高斯噪声环境下对算法的性能进行验证,提高了滤波的精度和稳定性,减少了迭代次数。

1 PF 算法

设非线性系统的状态方程和量测方程为

$$x_k = f(x_{k-1}, u_k) \quad (1)$$

$$z_k = h(x_k, v_k) \quad (2)$$

式中: x_k 为 k 时刻的状态; z_k 为 k 时刻的量测值; $f(\cdot)$ 为状态转移函数; $h(\cdot)$ 为量测函数; u_k 和

收稿日期: 2015-10-16; 录用日期: 2015-11-20; 网络出版时间: 2016-01-04 10:04

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160104.1004.010.html

基金项目: 国家自然科学基金(61571309, 61101161)

* 通讯作者: Tel.: 024-89723755 E-mail: wanges_2016@126.com

引用格式: 王尔申, 庞涛, 曲萍萍, 等. 基于混沌的改进粒子群优化粒子滤波算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 885-890. WANG E S, PANG T, QU P P, et al. Improved particle filter algorithm based on chaos particle swarm optimization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 885-890 (in Chinese).

v_k 为相互独立的噪声^[14]。

基本 PF 算法的步骤如下:

步骤 1 初始化,产生粒子集 $\{x_0^i\}_{i=1}^N$,粒子的权值为 $1/N$, N 为粒子数目。

步骤 2 重要性采样,在 k 时刻,更新粒子权值

$$w_k^i = w_{k-1}^i p(z_k | x_k^i) \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (3)$$

步骤 3 状态预测,利用状态方程预测下一时刻状态参数 x_{k+1}^i 。

步骤 4 权值归一化

$$w_k^i = \frac{w_k^i}{\sum_{i=1}^N w_k^i} \quad (4)$$

步骤 5 重采样,计算得到新的粒子集为 $\{x_k^i, i=0, 1, \dots, N\}$ 。

步骤 6 计算状态估计值 \hat{x}_k 。

步骤 7 时刻 $k = k + 1$,转到步骤 2。

2 CPSO-PF 算法

混沌运动具有随机性、遍历性和对初始条件敏感的依赖性等特点^[15-16]。Logistic 映射是一个典型的混沌系统:

$$z_{i+1} = \mu z_i (1 - z_i) \quad i = 0, 1, \dots; \mu \in (2, 4] \quad (5)$$

式中: μ 为控制参数,令 $\mu = 4, 0 \leq z_0 \leq 1$,利用产生的混沌序列进行优化搜索。优化搜索是利用 Logistic 映射系统产生一组混沌序列,将其序列映射到样本空间中,使样本呈现为混沌状态,然后利用混沌变量进行搜索。

2.1 CPSO 算法

将混沌引入到 PSO 算法中,得到改进的 PSO 算法——CPSO 算法。求解最优问题的函数为

$$\min f(x_1, x_2, \dots, x_n) \quad (6)$$

混沌粒子群优化算法步骤如下:

While(迭代次数 $k <$ 最大迭代次数)

For $i = 1 : N$

1) 按式(5)将随机产生的 n 组序列混沌化处理,记为 u 。

2) 将 u 的各个分量引入扰动,混沌扰动范围为 $[a, b]$,扰动量记为 Δx 。将扰动量和原分量结合在一起。

$$\Delta x = a + bu \quad (7)$$

$$x' = x + \Delta x \quad (8)$$

3) 将式(7)产生的值通过式(5)进行比较,找出最优的一组解,即混沌初始化。

若 $f' < f$,则 $x'_k = x_k$,否则 x'_k 不变。

End For

$k = k + 1$,计算第 i 个粒子的适应度值 f ,若粒子的适应度值大于原来的个体极值,设置当前适应度值为个体极值 p_{best} ,根据个体极值找出全局极值 g_{best} 。

End While

最后,输出全局极值 g_{best} 。

2.2 CPSO-PF 算法步骤

为优化 PF 的采样过程,将 CPSO 算法融入到 PF 算法中。将最新的观测值引入采样过程,并定义适应度函数为

$$Y = \exp\left[-\frac{1}{2R}(z_{new} - z_{pre})^2\right] \quad (9)$$

式中: R 为观测噪声; z_{new} 为最新量测值; z_{pre} 为预测值。文中采用 CPSO 算法对 PF 算法进行优化。CPSO-PF 算法的步骤如下。

步骤 1 初始化,令 $k = 0$ 时刻,粒子数目为 N ,用 $\{x_{0,k}^i, w_k^i\}_{i=1}^N$ 表示,令每个样本的初始的权值为 $\{w_k^i = 1/N, i = 1, 2, \dots, N\}$ 。

步骤 2 利用状态模型计算重要性权值。

步骤 3 执行 CPSO 算法。

① 利用随机数产生函数,产生 N 个粒子,通过 Logistic 映射系统进行混沌搜索,并将其映射到解空间,得到 N 个混沌赋值后的粒子集 $\{x_k^i, 1/N\}_{i=1}^N$ 。

② 利用目标函数式(6),计算出一组最优解作为当前初始粒子集。

③ 计算每个粒子的适应度值,并更新各个粒子的个体极值和全局极值。

④ 更新每个粒子的状态,使粒子逼近真实状态。

$$v_{id}(t+1) = wv_{id}(t) + c_1 r_{1d} [p_{id}(t) - x_{id}(t)] + c_2 r_{2d} [p_{gd}(t) - x_{id}(t)]$$

$$x_{id}(t+1) = x_{id}(t) + v_{id}(t+1)$$

式中: v_{id} 为粒子的速度; w 为惯性因子; c_1 和 c_2 为加速度; r_{1d} 和 r_{2d} 为 $[0, 1]$ 间的随机数; P_{id} 为最优状态值; P_{gd} 为种群中的目标函数值最大的粒子状态值; x_{id} 为粒子的位置。

⑤ 优化是否完成。若没有,则返回第③步。

步骤 4 状态预测,利用状态方程预测下一时刻状态参数 x_{k+1}^i 。

步骤 5 权值更新,在 k 时刻更新粒子的权值:

$$w_k^i = w_{k-1}^i p(z_k/x_k^i)$$

归一化权值为

$$w_k^i = w_k^i / \sum_{i=1}^N w_k^i$$

步骤 6 重采样,当有效粒子数 $N_{\text{eff}} =$

$$\frac{1}{N} < N_{\text{thr}}$$

时,进行重采样, N_{thr} 为重采样阈

$$\sum_{i=1}^N (w_k^i)^2$$

值,得到新的粒子集为: $\{x_k^{i'}, 1/N\}_{i=1}^N$ 。

步骤 7 计算状态估计值。

步骤 8 程序是否结束,若是,结束;否则,

$k = k + 1$,返回执行步骤 2。

3 算法验证与结果分析

算法引用单变量非静态增长模型(Univariate Nonstationary Growth Model, UNGM)进行验证,该模型是研究比较各种 PF 算法性能的典型验证模型。实验环境为 Lenovo E47A,内存为 DDR2-4GB, Inter Core i5-2450M。状态模型和量测模型如下:

$$x_{k+1} = 0.5x_k + \frac{25x_k}{1+x_k} + 8\cos[1.2(k-1)] + w_k \quad (10)$$

$$y_k = x_k^2/20 + v_k \quad (11)$$

式中: y_k 为量测量; w_k 为噪声。文中用 PF、PSO-PF 和 CPSO-PF 不同算法对该非线性系统进行状态估计和跟踪。为验证算法的可行性和有效性,采用均方根误差(RMSE):

$$E_{\text{RMSE}} = \left[\frac{1}{T} \sum_{t=1}^T (x(t) - x^*(t))^2 \right]^{\frac{1}{2}} \quad (12)$$

式中: T 为仿真时间长度; $x(t)$ 为 t 时刻真实的状态值; $x^*(t)$ 为 t 时刻算法估计的状态值。

3.1 高斯噪声下算法仿真验证

1) 令粒子数 $N = 50$,过程噪声 $w_k \sim (0, 1)$,测量噪声 $v_k \sim (0, 1)$,均服从零均值高斯分布。仿真结果如图 1 所示,跟踪误差曲线如图 2 所示。

2) 令粒子数 $N = 100$,过程噪声 $w_k \sim (0, 1)$,测量噪声 $v_k \sim (0, 1)$,均服从零均值高斯分布。仿真结果如图 3 所示,跟踪误差曲线如图 4 所示。

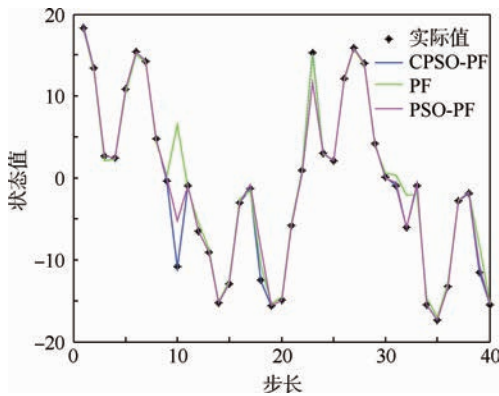


图 1 $N = 50$ 时高斯噪声下不同算法跟踪结果比较
Fig. 1 Comparison of different algorithms' tracking results under Gaussian noise at $N = 50$

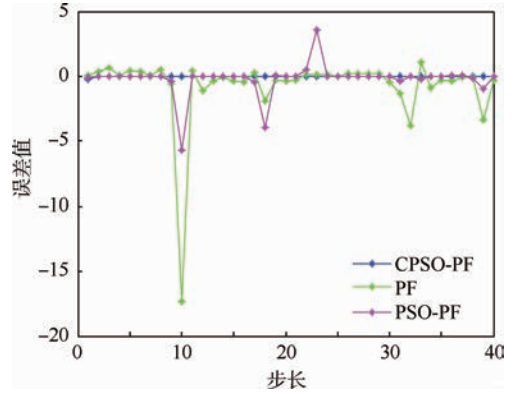


图 2 $N = 50$ 时高斯噪声下不同算法跟踪误差比较
Fig. 2 Comparison of different algorithms' tracking error under Gaussian noise at $N = 50$

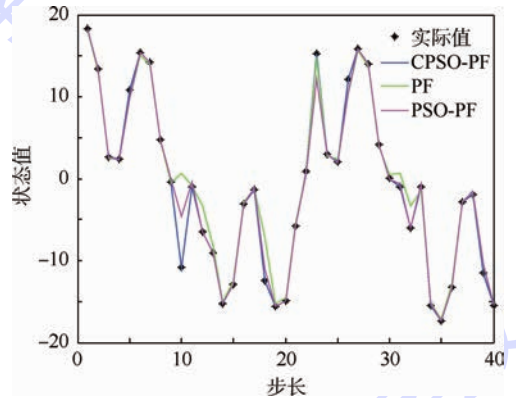


图 3 $N = 100$ 时高斯噪声下不同算法跟踪结果比较
Fig. 3 Comparison of different algorithms' tracking results under Gaussian noise at $N = 100$

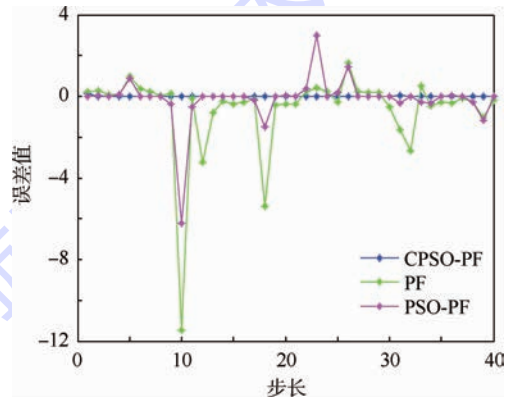


图 4 $N = 100$ 时高斯噪声下不同算法跟踪误差比较
Fig. 4 Comparison of different algorithms' tracking error under Gaussian noise at $N = 100$

从仿真结果可以看出,PF 算法跟踪不是很稳定,在第 10 个时刻时,PF 算法出现了跟踪错误。PSO-PF 算法虽然跟踪总体是正确的,但是精度性能不是很理想,CPSO-PF 算法跟踪稳定,误差最小。

表 1 为高斯噪声下不同算法性能比较,从表中可以看出,PSO-PF 算法和 CPSO-PF 算法的误

差明显小于 PF 算法, CPSO-PF 算法的误差较小, 且 CPSO-PF 算法与 PSO-PF 算法相比减少了运算时间。此外, 随着粒子数目的增加, 算法跟踪的效果有一定的改善。由于 PSO 和 CPSO 算法对迭代的次数敏感, 算法通过增加粒子数提高精度会大量增加算法的计算量, 应适当选取粒子样本数目。

表 1 高斯噪声下不同算法性能比较

Table 1 Comparison of different algorithms' performance under Gaussian noise

参数	算法	E_{RMSE}	运行时间/s
$N = 50$	PF	2.8034	0.1410
	PSO-PF	1.2528	0.3476
	CPSO-PF	0.0229	0.1958
$N = 100$	PF	2.1727	0.1605
	PSO-PF	1.1728	0.6404
	CPSO-PF	0.0224	0.2626

3) 算法的有效粒子数是用来衡量算法是否出现粒子退化现象的一个标准。Doucet^[9]证明退化现象是不可避免的, 随着算法的递推, 大部分粒子的权值都接近于零而被淘汰。有效粒子数, 即有效采样尺度 N_{eff} , 通常取其近似值, 定义为

$$N_{eff} = \frac{1}{\sum_{i=1}^N (w_k^i)^2} \quad (13)$$

在 $N = 50$ 时, 不同算法每个时刻的有效粒子数如图 5 所示。

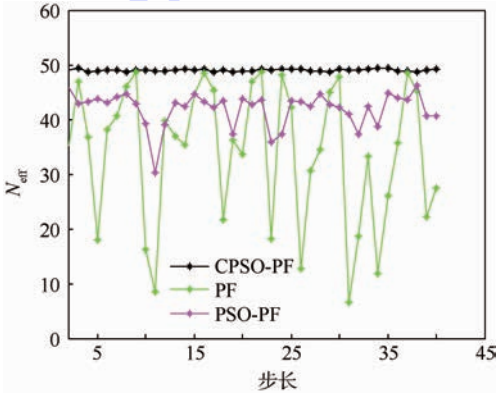


图 5 不同算法每个时刻的有效粒子数目
Fig. 5 Effective particle number of different algorithms for each step

从图 5 中可以看出, PF 算法的有效粒子数较少, PSO-PF 算法和 CPSO-PF 算法的有效粒子数目虽然很接近, 但从动态的有效粒子数目可以看出 PSO-PF 算法的有效粒子数出现明显的波动, 而 CPSO-PF 算法的有效粒子数目更稳定。

3.2 非高斯噪声下算法仿真验证

为验证提出的算法具有更普遍的应用范围以及算法的有效性。采用非高斯 Alpha 稳定分布噪声仿真验证算法的性能。

1) 非高斯 Alpha 稳定分布

Alpha 稳定分布又称为非高斯稳定分布、重尾分布。在实际应用中通常用于描述高斯分布无法描述的噪声。Alpha 稳定分布 $S(\alpha, \beta, \gamma, \delta)$ 具有 4 个参数: 特征因子 α , 偏斜因子 β , 尺度参数 γ , 中心位置偏移参数 δ 。图 6 为不同 α 的 Alpha 分布, α 越小噪声分布拖尾越严重。

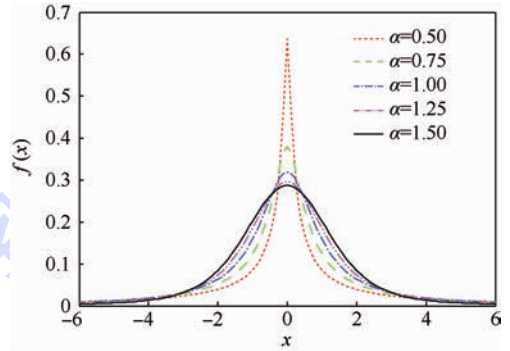


图 6 不同特征因子的 Alpha 稳定分布曲线
Fig. 6 Alpha stable distribution curves of different characteristic factors

2) 算法仿真验证

状态模型和量测模型采用式 (10) 和式 (11) 的非线性模型, 仿真时选取各参数的值为 $\alpha = 1, \beta = 0, \gamma = 1, \delta = 0$, 即 $S(1, 0, 1, 0)$ 。

① 令粒子数 $N = 50$, 过程噪声 w_k 和测量噪声 v_k 符合上述的 Alpha 稳定分布。仿真结果如图 7 所示, 跟踪误差曲线如图 8 所示。

② 令粒子数 $N = 100$, 过程噪声 w_k 和测量噪声 v_k 符合上述的 Alpha 稳定分布。仿真结果如图 9 所示, 跟踪误差结果如图 10 所示。

从图 7~图 10 的结果可以看出, 在非高斯噪声下 3 种算法受到了影响, 但与高斯噪声下的结论基本一致。表 2 为非高斯噪声下不同算法性能比较, 从表中可以看出, 在非高斯噪声下 PF 算法的跟踪误差较大, CPSO-PF 算法的均方根误差最

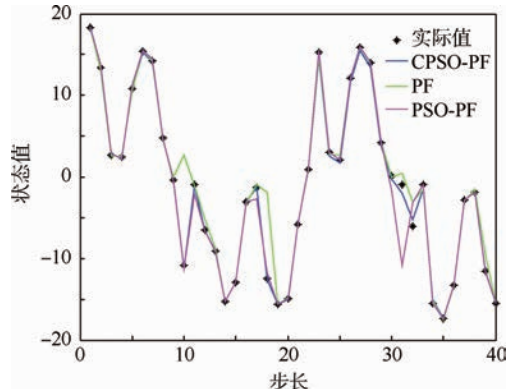


图 7 $N = 50$ 时非高斯噪声下不同算法跟踪结果比较
Fig. 7 Comparison of different algorithms' tracking results under non-Gaussian noise at $N = 50$

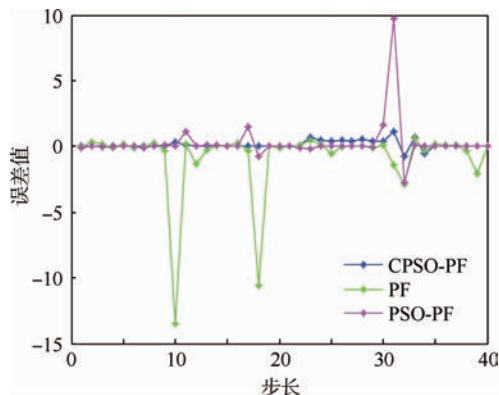


图8 $N = 50$ 时非高斯噪声下不同算法跟踪误差比较

Fig.8 Comparison of different algorithms' tracking error under non-Gaussian noise at $N = 50$

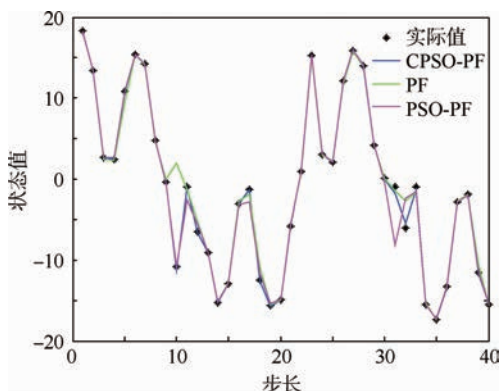


图9 $N = 100$ 时非高斯噪声下不同算法跟踪结果比较

Fig.9 Comparison of different algorithms' tracking results under non-Gaussian noise at $N = 100$

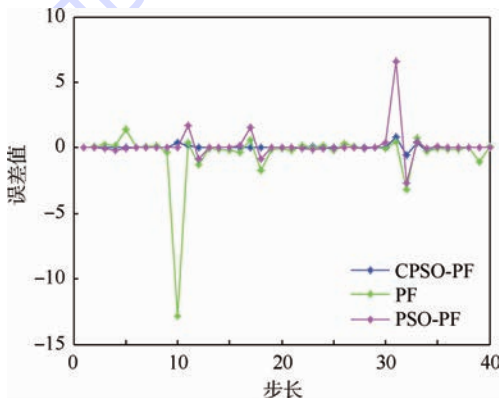


图10 $N = 100$ 时非高斯噪声下不同算法跟踪误差比较

Fig.10 Comparison of different algorithms' tracking error under non-Gaussian noise at $N = 100$

小;在运算时间方面,PF 算法是最小的,算法的复杂度较小;PSO-PF 算法需要迭代多次来寻优,运算时间较长;CPSO-PF 算法加入了混沌扰动,减少了迭代次数,运算时间相应的减少。总的来说,CPSO-PF 算法跟踪误差较高,稳定性较好。从表中还可以看出,随着粒子数的增加,跟踪误差明显降低,但粒子数 N 的增加会影响算法的运行效率。

表2 非高斯噪声下不同算法性能比较

Table 2 Comparison of different algorithms' performance under non-Gaussian noise

参数	算法	RMSE	运行时间/s
$N = 50$	PF	3.3084	0.1409
	PSO-PF	1.6521	0.3343
	CPSO-PF	0.2896	0.1784
$N = 100$	PF	2.5425	0.1420
	PSO-PF	1.1965	0.6517
	CPSO-PF	0.2159	0.2742

4 结论

本文将混沌序列引入到粒子群算法中,提出了一种混沌粒子群优化粒子滤波算法,利用在粒子群的每次迭代过程中,引入混沌提高样本的质量,通过混沌扰动增加算法的全局寻优能力。在高斯噪声和非高斯噪声下算法仿真验证表明:

- 1) 提出的算法克服了 PSO-PF 算法存在的问题,提高了 PF 算法的跟踪性能,降低了运算时间。
- 2) 提出的算法提高了有效粒子数目,降低了均方根误差,其整体性能优于基本 PF 算法和 PSO-PF 算法。
- 3) PF 算法在 Alpha 稳定分布的非高斯估计问题中是有效的。

参考文献 (References)

[1] CARPENTER J, CLIFFORD P, FEARNHEAD P. Improved particle filter for nonlinear problems [J]. IEEE Proceedings-Radar Sonar and Navigation, 1999, 146 (1): 1-7.

[2] 余黎煌,张石,王鸿雁.非高斯条件下基于粒子滤波的 T 波交替检测算法 [J].电子学报,2014,42(2):223-229.

SHE L H, ZHANG S, WANG H Y. A T-wave alternans detection algorithm based on particle filtering in non-Gaussian environment [J]. Acta Electronica Sinica, 2014, 42 (2): 223-229 (in Chinese).

[3] 张玲霞,刘志仓,王辉,等.非线性系统故障诊断的粒子滤波方法 [J].电子学报,2015,43(3):615-619.

ZHANG L X, LIU Z C, WANG H, et al. Particle filter method for fault diagnosis in nonlinear system [J]. Acta Electronica Sinica, 2015, 43 (3): 615-619 (in Chinese).

[4] GUSTAFSSON F, BERGMAN N, FORSELL U, et al. Particle filters for positioning, navigation, and tracking [J]. IEEE Transaction on Signal Processing, 2002, 50 (2): 425-437.

[5] IBARGUREN A, MAURTUA I, PEREZ M A, et al. Multiple target tracking based on particle filtering for safety in industrial robotic cells [J]. Robotics and Autonomous Systems, 2015, 72: 105-113.

[6] 张华,张有光,李国彦.基于混合粒子滤波的载波估计算法 [J].北京航空航天大学学报,2013,39(2):184-189.

- ZHANG H,ZHANG Y G,LI G Y. Carrier estimation algorithm based on novel hybrid particle filtering[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2013,39(2):184-189(in Chinese).
- [7] KADIRKAMANATHAN V,LI P,JAWARD M H,et al. Particle filtering based fault detection in nonlinear stochastic systems[J]. International Journal of Systems Science,2002,33(4):259-265.
- [8] GORDON N,SALMOND D,SMITH A. Novel approach to nonlinear/non-Gaussian Bayesian state estimation[J]. IEEE Proceedings on Radar, Sonar and Navigation, 1993, 140(2):107-113.
- [9] DOUCET A,GODSILL S, ANDRIEU C. On sequential Monte Carlo sampling methods for Bayesian filtering[J]. Statistics and Computing,2000,10(3):197-208.
- [10] FU X Y,JIA Y M. An improvement on resampling algorithm of particle filters[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2010,58(10):5414-5420.
- [11] ZHAO J,LI Z Y. Particle filter based on particle swarm optimization resampling for vision tracking[J]. Expert Systems with Applications,2010,37(12):8910-8914.
- [12] ZHAO Z S,FENG X,LIN Y Y, et al. Improved rao-blackwellized particle filter by particle swarm optimization[J]. Journal of Applied Mathematics,2013(4):1-6.
- [13] 陈志敏,薄煜明,吴盘龙,等. 基于自适应粒子群优化的新型粒子滤波在目标跟踪中的应用[J]. 控制与决策,2013,28(2):193-200.
- CHEN Z M,BO Y M,WU P L,et al. Novel particle filter algorithm based on adaptive particle swarm optimization and its application to radar target tracking[J]. Control and Decision, 2013,28(2):193-200(in Chinese).
- [14] ARULAMPALAM M S,MASKELL S,GORDON N,et al. A tutorial on particle filters for online nonlinear/non-Gaussian Bayesian tracking[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2002,50(2):174-188.
- [15] LORENZ E N. The essence of chaos[M]. Seattle:University of Washington Press,1993:3-7.
- [16] WAKANO J Y,HAUERT C. Pattern formation and chaos in spatial ecological public goods games[J]. Journal of Theoretical Biology,2011,268(1):30-38.
- 作者简介:
王尔申 男,博士,副教授。主要研究方向:卫星导航、智能信号处理。
Tel.: 024-89723755
E-mail: wanges_2016@126.com

Improved particle filter algorithm based on chaos particle swarm optimization

WANG Ershen*, PANG Tao, QU Pingping, LAN Xiaoyu

(School of Electronic and Information Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: To solve the degeneracy phenomenon and the sample impoverishment problem of basic particle filter (PF) algorithm, which makes the particles of PF algorithm unable to express the real distribution of probability density function, a novel PF algorithm based on chaos particle swarm was proposed. Chaos sequence was adopted in this proposed algorithm. The chaos sequence was used to generate a set of chaotic variables, which was mapped to the interval of optimization variables to improve the quality of particles. And chaos perturbation was utilized to overcome the search being trapped in local optimum for particle swarm optimization (PSO) algorithm. The univariate nonstationary growth model (UNGM) was used for simulation to compare the proposed algorithm with basic PF and particle swarm optimization particle filter (PSO-PF). Under the conditions of Gaussian and non-Gaussian noise, the performances of the proposed algorithm had been verified by the simulation. The results show that the performances of the number of effective particles and root mean square error (RMSE) in the algorithm are better than the performances of the basic PF and the PSO-PF algorithm. Therefore, the accuracy and tracking performance of PF are improved.

Key words: chaos theory; particle swarm optimization (PSO); particle filter (PF); particle degeneracy; nonlinear system; non-Gaussian noise

Received: 2015-10-16; Accepted: 2015-11-20; Published online: 2016-01-04 10:04

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160104.1004.010.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61571309,61101161)

* Corresponding author. Tel.: 024-89723755 E-mail: wanges_2016@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0350



信息缺失的航空发动机传感器数据重构

周媛^{1,2}, 左洪福^{2,*}, 何军¹

(1. 南京信息工程大学 电子与信息工程学院, 南京 210044; 2. 南京航空航天大学 民航学院, 南京 210016)

摘 要: 为处理传感器数据缺失问题, 利用子空间表示系统演化特征, 提出了基于极化增量矩阵填充(PIMC)的航空发动机传感器数据的在线重构模型。该模型通过历史数据获得当前的数据特征表示, 并用新增的数据不断更新子空间以跟踪并表示数据发展特征。将本文模型用于仿真数据进行验证, 重构结果和无噪数据的归一化均方误差(MSE)均小于 1×10^{-5} , 实验结果显示本文模型对于航空发动机传感器数据重构有很好的应用价值, 对缺失数据和噪声是鲁棒的。

关键词: 航空发动机; 信息缺失; 传感器数据重构; 子空间; 极化增量矩阵填充(PIMC)

中图分类号: V239; TP274

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)05-0891-08

航空发动机是航空飞行器的重要系统, 航空发动机状态监视是健康管理的第一步, 根据状态监视结果进行故障诊断、故障隔离和剩余寿命周期预测等。状态监视离不开状态参数数据, 目前主要使用的有气路数据、滑油数据和孔探数据等, 将这些信息融合能够进一步提高健康管理效率和质量。随着传感器技术的发展, 面临着传感器数据维度增大、存在观测噪声和传感器失效导致数据缺失等问题, 所以需要传感器数据进行数据证实, 降低数据维度减少后续计算量, 解决数据缺失、传感器失效或噪声干扰引起的异常数据问题。正确处理被噪声污染的传感器数据, 及时检测识别发生故障的传感器并重构失效传感器数据, 从中提取发动机实际工作状况的真实信息, 构成发动机状态测量系统传感器数据证实(Sensor Data Validation, SDV)的主要研究内容^[1]。有不少学者研究发动机试车系统的传感器数据处理和证实^[2-3], 对传感器数据进行滤波、针对传感器失效故

障(如漂移和信号缺失等)进行数据证实, 利用自联想神经网络(Auto-Associative Neural Network, AANN)对数据进行预测用于缺失信号填充、预测; 也有学者研究航空发动机传感器的故障识别^[4]。

在现实工程应用中, 解决传感器数据缺失问题一般有3种途径: ①去掉含缺失值的样本; ②用期望来替代缺失值; ③通过建立合适的模型进行预测并用预测值取代缺失值。去掉含缺失值的样本或用期望值代替缺失值的做法容易丢失样本信息, 很可能丢弃的样本就是对发动机监视至关重要的一个样本或者平均值掩盖了发动机的当前状态真实情况。用合适的模型如回归模型、神经网络等, 都是利用传感器之间的相关性, 利用数据融合思想, 用其他传感器信息提供缺失的传感器数据。这些模型的合理性和可用性是解决数据重构的关键所在^[5]。针对航空发动机在线数据处理的实时性需求, 需要一种高效、实时的方法对数据进行特征表示, 完成数据重构。

收稿日期: 2015-05-29; 录用日期: 2015-06-26; 网络出版时间: 2015-08-03 14:23

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150803.1423.010.html

基金项目: 国家自然科学基金(61203273, 61402236, 61079013)

* 通讯作者: Tel.: 025-84891098 E-mail: rms@nuaa.edu.cn

引用格式: 周媛, 左洪福, 何军. 信息缺失的航空发动机传感器数据重构[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 891-898.
ZHOU Y, ZUO H F, HE J. Aeroengine sensor data reconstruction with missing data[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 891-898 (in Chinese).

子空间思想长久以来作为一个有力的工具用于数据建模和分析,被用于通信^[6]、雷达和声呐目标定位和追踪^[7]以及医学图像^[8]中的子空间建模以恢复感兴趣的信号并且去除噪声,其基本思想是采用低秩子空间代替高维的原始空间,从而数据处理时减少复杂度,并且能够最大程度上表示原始空间的特征,属于压缩感知领域。栗茂林等^[9]用非负稀疏表示的敏感特征提取方法(Non-negation SPCA, NSPCA)对滚动轴承试验数据进故障特征提取;耿宏等^[10]考虑的快速存储记录器(Quick Access Recorder, QAR)数据在某种正交基下具有稀疏性性质,利用 Cosamp 算法对 QAR 数据进行随机测量,重构出原始 QAR 数据。文献[9]中的 NSPCA 方法只是对数据特征进行压缩提取,并不能处理数据缺失情况;文献[10]中使用的 Cosamp 算法^[11]是对某时刻某一信号进行重构,没有考虑不同时刻同一信号的自相关性,并且对有缺失的多数据重构鲁棒性差。

本文首先对民航飞机的仿真数据进行分析,发现航空发动机各参数之间有着很强的相关性,且数据拥有很大的条件数,此时观测矩阵就是一个病态矩阵。如果利用传统的主成分分析、压缩感知方法如 Cosamp,或鲁棒性子空间跟踪算法(如 GRASTA^[12])来处理就会对噪声非常敏感,会导致在数据重构过程中,主成分的一点点扰动都会对其他成分造成很大偏差。所以,本文利用极化增量矩阵填充(Polar Incremental Matrix Completion, PIMC)算法^[13],针对条件数特别大的航空发动机数据进行重构,用子空间表述系统特征,实现数据重构和一定程度的降噪。将本文模型和文献[1]提出的变异 AANN 模型应用于仿真数据和真实数据,实验结果证明本文模型适用于航空发动机气路数据在线重构,有较好的降噪效果,且稳定、快速。

1 问题模型及数据说明

1.1 问题模型

稳态工作条件下,健康或缓慢退化的发动机性能数据可由一个子空间表示数据特征,子空间记为 $U \in \mathbf{R}^{m \times d}$, m 为实际观测参数个数, d 为数据特征值的个数, $d < m$ 。 t 时刻的航空发动机传感器观测数据 $v_t \in \mathbf{R}^{m \times 1}$, 每次观测值 v_t 可由子空间 U 和子空间系数 $w_t \in \mathbf{R}^{1 \times d}$ 以及误差 $e_t \in \mathbf{R}^{m \times 1}$ 表示:

$$v_t = U \cdot w_t^T + e_t \quad (1)$$

假设已有一组观测矩阵 $A = [v_1, v_2, \dots, v_n] \in \mathbf{R}^{m \times n}$, A 可表示为

$$A = UW^T + e \quad (2)$$

式中:系数矩阵 $W = [w_1; w_2; \dots; w_n] \in \mathbf{R}^{n \times d}$; 误差矩阵 $e = [e_1, e_2, \dots, e_n] \in \mathbf{R}^{m \times n}$ 。

则 t 时刻的观测量可估计为

$$\tilde{v}_t = U w_t \quad (3)$$

式中: \tilde{v}_t 为对 t 时刻的观测量的估计值。

因此,可以通过截止到 t 时刻的一组可能存在缺失信息的观测数据计算出发动机的特征子空间 U_t 和系数矩阵 W_t , 通过特征子空间和对观测值(包括缺失信息)进行重构(见式(4)), 可得到去除一定噪声的完整估计值。

$$\hat{A}_t = U_t W_t^T \quad (4)$$

式中: \hat{A}_t 为观测矩阵的估计。

当新来一批观测值, 可将新观测值输入模型再次更新特征子空间及系数, 实现在线重构数据及降噪。

1.2 数据说明及分析

本文采用雅典国家技术大学的仿真软件 Laboratory of Thermal Turbo machine (LTT) 生成 2 组缓慢性能退化数据, 分别是: 风扇叶片污垢 (fan fouling) 数据和风扇叶尖间隙 (fan tip clearance) 数据。

LTT 仿真软件生成的气路参数不含噪声, 但实际工程应用中传感器数据会含有测量噪声, 所以为使仿真数据更符合实际应用, 本文在 2 组退化数据上都添加高斯噪声来模拟实际测量噪声, 即各测量参数的高斯噪声的 3 倍标准差 (3σ)。典型涡扇发动机气路参数测量噪声见表 1^[14]。

表 1 典型涡扇发动机气路参数测量噪声^[14]

Table 1 Measurement noise of typical turbofan engine gas path parameters^[14]

测量噪声	参数						
	$N_L/$ ($r \cdot \min^{-1}$)	$N_H/$ ($r \cdot \min^{-1}$)	$P_{13}/$ Pa	$T_{13}/$ K	$P_3/$ kPa	$T_3/$ K	$T_6/$ K
3σ	6	12	300	2	5	2	2

注: N_L —低压转子转速; N_H —高压转子转速; P_{13} —风扇出口压力; T_{13} —风扇出口温度; P_3 —高压压气机出口压力; T_3 —高压压气机出口温度; T_6 —尾气排气温度。

利用 MATLAB 的 SVD 命令对含噪数据进行奇异值分解后, 得到 LTT 仿真数据 SVD 结果, 如表 2 所示(表中: δ_i 为第 i 个主成分的奇异值, $i = 1, 2, \dots, 7$)。观察奇异值情况: 如果取前 3 个主成分的话, 观测矩阵的条件数达到 10^2 级, 意味着对子空间及系数的求解会使观测数据的噪声扰动非常敏感, 同时可能也会导致有些算法收敛慢, 这些

表2 LTT 仿真数据 SVD 结果

Table 2 Results of LTT simulation data by SVD

数据集	δ_1	δ_2	δ_3	δ_4	δ_5	δ_6	δ_7
fan fouling	9.5556×10^3	82.5552	0.2970	0.2158	0.1176	0.0091	0.00191
fan tip clearance	9.4607×10^3	97.0538	0.4283	0.2731	0.1935	0.0121	0.0021

在工程应用中是不可接受的。所以,采用 PIMC 算法来解决病态矩阵的子空间和系数求解问题。

2 PIMC 算法

PIMC 算法是 Balzano 等^[15]为了解决病态矩阵的重构问题而提出的一种算法,它基于格拉斯曼秩-1 子空间估计 (Grassmanian Rank-One Update Subspace Estimation, GROUSE) 算法和极化分解。GROUSE 算法在某一特定步长情况下等价于增量奇异值分解 (Incremental Singular Value Decomposition, ISVD)^[16-17],通过 GROUSE 算法的增量分解形式,可以得到子空间和系数的迭代更新公式。但是 GROUSE 算法、ISVD 方法对病态矩阵进行恢复时可能不收敛^[13],在有数据缺失情况下进行增量奇异值分解得到的奇异值可能不是最优的,且增量奇异值分解要求系数矩阵也是正交的,而在 GROUSE 算法中没有对系数矩阵加以正交的约束。因此, Balzano 等^[15]将子空间缩放权重和极化分解引入 GROUSE 算法以解决上述问题,对观测矩阵的重构不再使用式(4),而是在迭代过程中将系数矩阵进行极化分解以求解子空间。式(5)就是利用极化分解形式表示的数据估计:

$$\hat{A}_t = U_t W_t^T = U_t (\tilde{V}_t \tilde{S}_t)^T = U_t \tilde{S}_t^T \tilde{V}_t^T \quad (5)$$

对照矩阵的奇异值分解式,可知 \tilde{S}_t 就是空间奇异值的估计。

在 t 时刻,通过前 $t-1$ 组观测数据可得到更新的子空间记为 U_t , r_t 为实际观测值和重构值的残差, s_t 为子空间缩放权重, γ 是一个常数。 $t+1$ 时刻的观测矩阵可表示为

$$A_{t+1} = [A_t \quad v_t] = \begin{bmatrix} U_t & \frac{r_t}{\|r_t\|} \left[\begin{array}{cc} \frac{\gamma s_t}{\|S_t\|_F} S_t & w_t \\ 0 & \|r_t\| \end{array} \right] \left[\begin{array}{cc} \frac{\|S_t\|_F}{\gamma s_t} W_t^T & 0 \\ 0 & 1 \end{array} \right] \end{bmatrix} \quad (6)$$

具体算法步骤参看文献[13]。

3 基于 PIMC 算法的数据重构

3.1 数据重构模型

PIMC 算法是一个在线算法,因此可以利用此

算法在线快速重构航空发动机的数据。航空发动机传感器数据重构模型如图1所示。

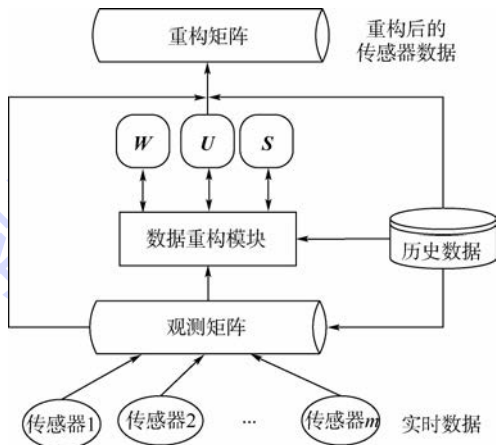


图1 航空发动机传感器数据重构模型

Fig.1 Aeroengine sensor data reconstruction model

设初始有 n 个观测序列组成了观测矩阵 A , 设置常数 γ , 降维后的秩 d , 最大迭代次数 l_{max} , 迭代变量 $i=1$, 观测序号 $t=1:n$; 初始化一个正交矩阵为系数矩阵 W , 一个 $d \times d$ 的单位阵作为 S_0 , 一个随机正交阵作为初始子空间 U_0 , 子空间缩放权重 $s_0=0$, 顺序按列从观测矩阵取观测向量 v_t , 即 $v_t = A(:, t)$, $\Omega_t \in \{1, 2, \dots, m\}$ 为观测到的传感器序号, v_{Ω_t} 表示实际观测到的数据, 子空间系数 w_t 为

$$w_t = U_{\Omega_t}^T v_{\Omega_t} \quad (7)$$

若是离线数据重构, 直接按照文献[13]所述算法步骤即可对数据重构。若是在线数据, 首先初始化一个正交的系数矩阵 $W \in \mathbf{R}^{p \times d}$, 其中设置 $p \gg n$ 是为后面的在线数据预留; 然后将截止到 t 时刻的观测矩阵构成的历史数据输入数据重构模块, 通过文献[13]的算法步骤迭代得到目前系统的子空间 U_t 、系数矩阵 W_t 和奇异值 S_t , 这3个参数同时又被保存在数据重构模块; 在 $t+1$ 时刻, 将 t 时刻观测到的传感器实时数据 v_t 输入到数据重构模块, 继续迭代更新子空间、系数矩阵和观测矩阵奇异值。然后, 根据最新的子空间, 按照式(7)求得系数, 按照式(5)即可得到最新的重构数据。

3.2 实验结果分析

3.2.1 重构性能分析

将加噪后的仿真数据作为实际观测数据, 将 AANN 模型和本文模型重构后的数据和原始的干

净数据比较以分析2种算法对数据的重构和降噪性能。

实验中2种算法的参数设置见表3。

用 Case 1 ~ Case 7 分别表示 N_L 、 N_H 、 P_{13} 、 T_{13} 、 P_3 、 T_3 和 T_6 传感器失效情况,即相应的传感器数据缺失或异常情况;不同的传感器故障,对仿真数据分别按照总数据的 50%、60%、70%、80%、90% 和 100% 划分出历史数据,将剩余的数据作为在线数据进行在线数据重构。

为了比较本文模型和 AANN 方法性能,本文分别选取不同数据比例设置、不同气路参数数据缺失情况下,AANN 模型和本文模型对含噪数据进行重构,由于篇幅所限,此处仅列出若干情况下的重构结果图,如图 2 ~ 图 4 所示。

表 3 算法参数设置

Table 3 Algorithm parameters setting

算法	参数	参数数值
PIMC	d	3
	γ	0.001
	l_{max}	20
AANN	映射层神经元个数	26
	瓶颈层神经元个数	6
	解映射层神经元个数	26

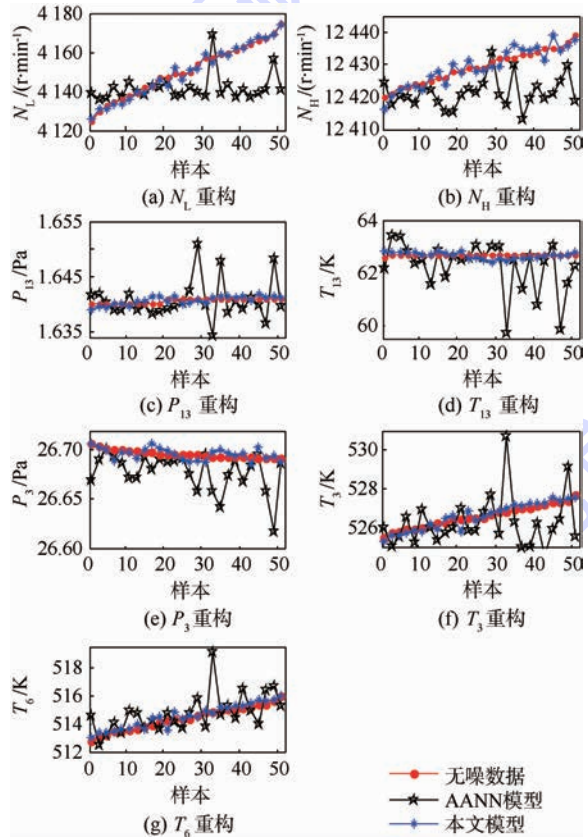


图 2 Case 1, 50% 风扇叶片污垢数据重构结果

Fig. 2 Reconstruction results of 50% fan fouling data under Case 1

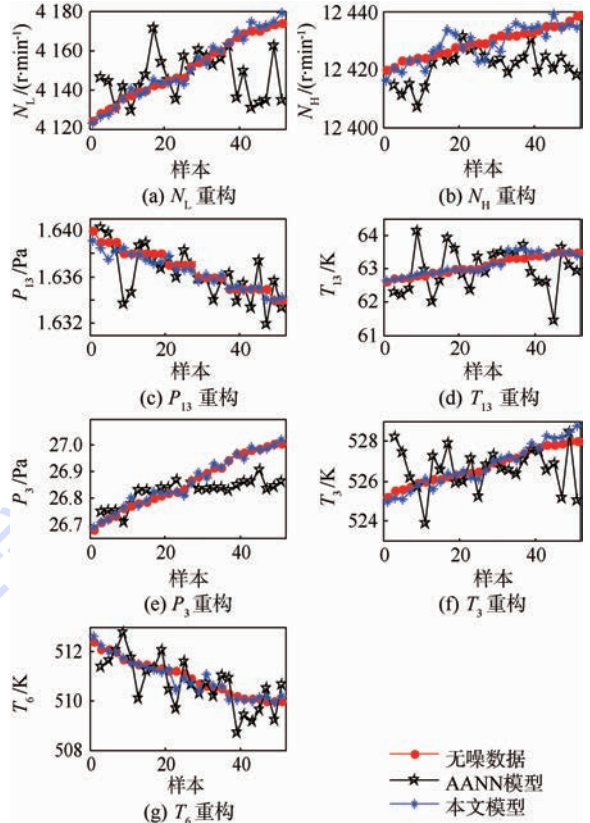


图 3 Case 3, 60% 风扇叶尖间隙退化数据重构结果

Fig. 3 Reconstruction results of 60% fan tip clearance degradation data under Case 3

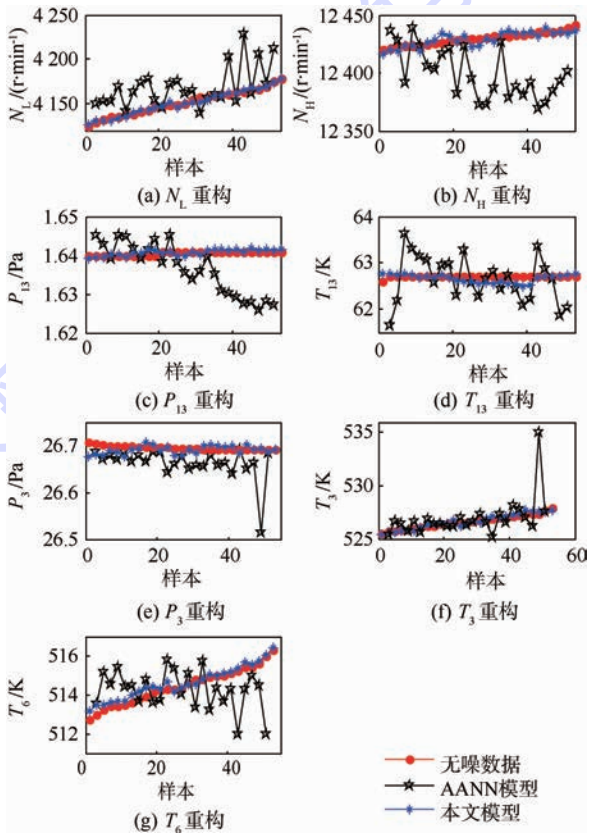


图 4 Case 4, 80% 风扇叶片污垢数据重构结果

Fig. 4 Reconstruction results of 80% fan fouling data under Case 4

图2描述了2种算法对风扇叶片污垢数据的重构结果,采用50%的数据作为历史数据。明显的,本文模型重构的结果比AANN模型的结果更接近于无噪数据,这说明对于风扇叶片污垢数据,本文模型的降噪效果要优于AANN模型且能真实地反映发动机退化趋势。因为本文模型能够利用所有的数据估计出模型的子空间,并且它是一种在线算法,所以它能够利用新来的观测数据跟踪发动机的退化趋势;虽然NL数据有缺失,但是AANN模型只是将没有数据缺失的其他6个参数(N_H 、 P_{13} 、 T_{13} 、 P_3 、 T_3 和 T_6)作为模型输入,而完全抛弃了观测到的部分NL数据,这样没有充分利用已有信息。AANN模型只是根据前50%的历史数据挖掘7个传感器之间的相关性,它反映的只是前50%数据的趋势,而无法反映发动机整体性能退化特征,所以对后面新来的观测数据重构效果差。

当P13数据有缺失时,2种模型利用60%的历史数据对高压压气机风扇叶尖间隙退化数据进行重构的结果如图3所示。图3(d)、图3(f)显示本文模型对T13和T3重构后能很好地逼近无噪数据,其他5个气路参数的重构均能反映退化状态趋势。

再选取80%的数据作为历史数据,看到2种模型对T13有缺失的风扇叶片污垢数据进行重构的结果,如图4所示。本文模型对 N_L 、 T_{13} 、 T_3 和 T_6 的重构体现了该退化状态下的数据特征,尤其是 T_{13} 、 T_3 和 T_6 这3个参数,随着在线数据的增加对子空间的不断修正,第35个样本后的估计值越来越接近无噪数据。

对于全部数据,本文按照数据量的2%随机设置了参数缺值,因为AANN模型无法对随机缺值情况进行处理,所以此处只给出本文模型对所有数据进行重构的结果,如图5和图6所示。

所有退化数据在随机缺值情况下,对 N_L 、 N_H 、 P_{13} 和 P_3 的重构较观测数据都要平滑些,对 T_{13} 、 T_3 和 T_6 3个数据降噪效果很好,重构值接近无噪数据。

因为7个传感器数据的数量级不一样,所以对数据进行归一化后,利用重构数据和无噪数据的均方误差来评价算法的准确率,又因为均方误差数量级非常小,所以本文对归一化均方误差(MSE)取对数给出2个模型的均方误差图,关于风扇叶尖间隙和风扇叶片污垢数据的性能比较如图7和图8所示。

对于这2组退化数据,AANN模型的均方误

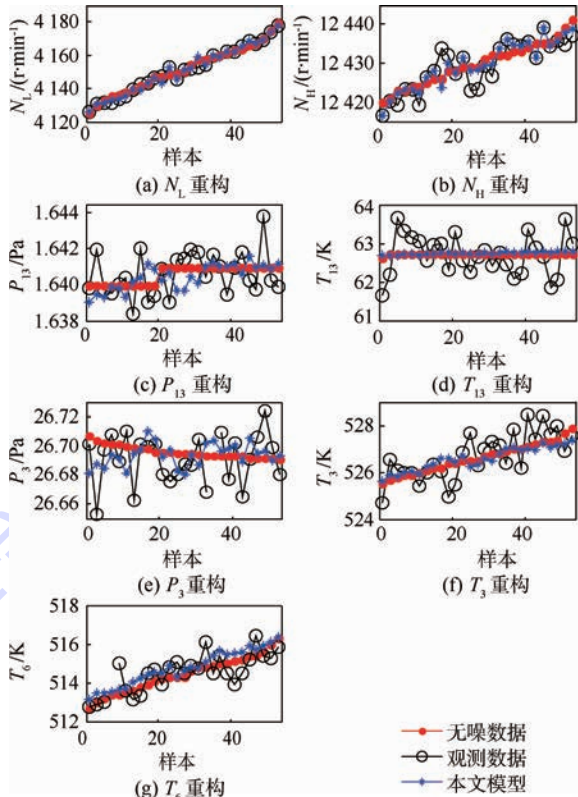


图5 风扇叶片污垢数据(随机数据缺失)重构结果
Fig. 5 Reconstruction results of fan fouling data (with randomized missing data)

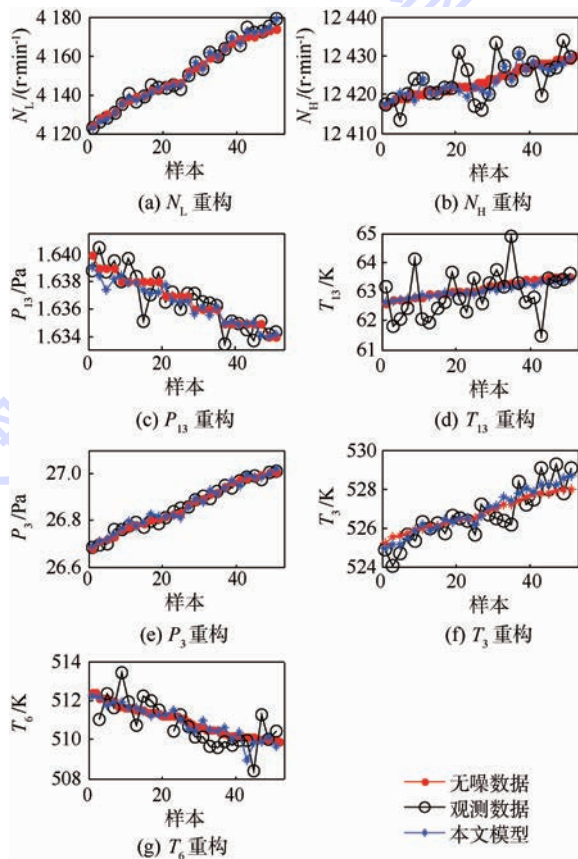


图6 风扇叶尖间隙退化数据(随机数据缺失)重构结果
Fig. 6 Reconstruction results of fan tip clearance degradation data (with randomized missing data)

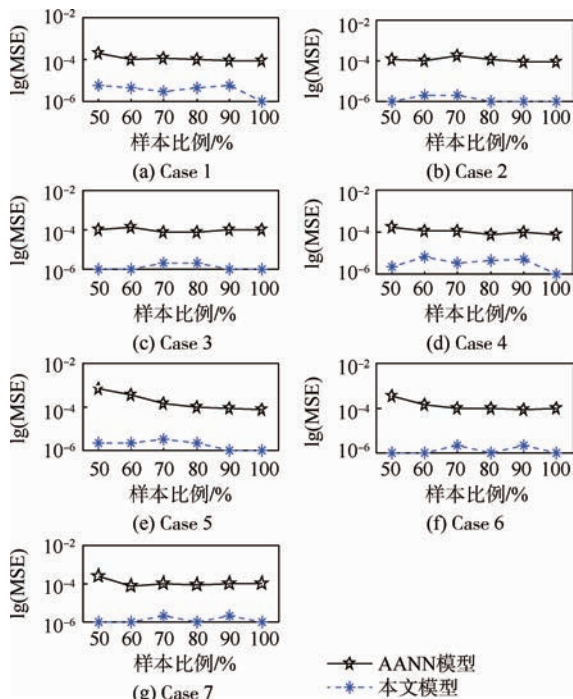


图7 风扇叶尖间隙数据的性能比较

Fig. 7 Performance comparison of fan tip clearance data

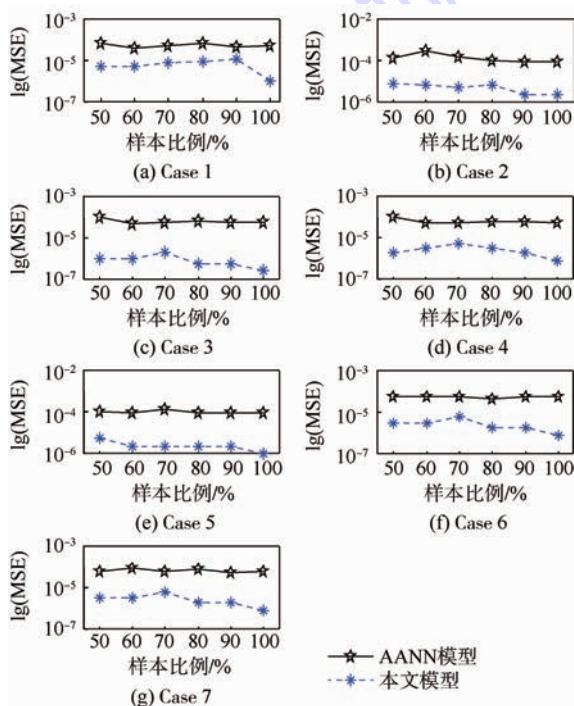


图8 风扇叶片污垢数据的性能比较

Fig. 8 Performance comparison of fan fouling data

差是 10^{-4} 级而本文模型的均方误差是 10^{-6} 级。在各种数据缺失情况下,随着历史数据的增加(比例提高),AANN 模型的数据重构性能有所提高,因为 AANN 模型是通过历史数据确定的,所以该模型性能受制于历史数据的多少,又因无法利用新观测到的信息来更新网络参数,所以在线重构数据性能较差;但是 PIMC 算法在各种情况

下,数据重构性能稳定,这和它的在线学习特性有关:它首先利用历史数据得到合适的子空间,当有新的观测数据到来时,会对新的观测数据进行在线计算以更新子空间,通过不断更新子空间和系数实现在线恢复数据。

3.2.2 实时性分析

在不同的传感器数据失效、不同比例的历史数据情形下,训练 AANN 模型和本文模型平均耗时 t_1 、对历史和实时数据重构所用平均耗时 t_2 如表 4 所示。

表4 模型训练及数据重构平均耗时

Table 4 Average time-consumption of model training and data reconstruction

模型	风扇叶尖间隙		风扇叶片污垢	
	t_1/s	t_2/s	t_1/s	t_2/s
AANN 模型	1.6262	0.0534	1.3362	0.0523
本文模型	0.1197	0.0404	0.1235	0.0418

无论是风扇叶尖间隙数据还是风扇叶片污垢数据,就模型训练平均耗时 t_1 而言,本文模型比 AANN 模型减少了 90% 多;对历史数据和在线数据重构平均耗时 t_2 来说,虽然 2 个模型相差不多,但是本文模型仍然耗时比 AANN 模型缩短 0.01 s。在随机缺值情况下,风扇叶尖间隙数据和风扇叶片污垢数据,训练本文模型耗时分别是 0.1535 s 和 0.1654 s,对数据重构耗时分别是 0.0022 s 和 0.002 s。这些表明本文模型无论是在模型训练上还是对实时数据进行在线重构或对历史数据进行重构,所花时间均比 AANN 模型少,尤其是对不断更新的实时数据进行在线重构平均只需 0.04 s,这个性质能够很好地满足工程应用需求。

4 结论

本文研究了传感器数据证实中的数据重构问题,提出了利用子空间对发动机数据进行在线重构模型。经过实验,将本文模型重构结果对比无噪数据,发现:

1) 利用 PIMC 算法可解决信息缺失情况下的航空发动机传感器数据进行重构问题,该方法对数据重构降噪效果好、重构结果接近干净数据;并且,该算法收敛快耗时少,对仿真数据在线重构平均耗时 0.04 s。

2) 提出的航空发动机传感器数据重构模型能够利用航空发动机各参数间的相关性,用子空间表示系统演化特征,并利用历史数据和新获得的数据进行子空间更新,从而可实时跟踪并表示

系统特征,快速在线重构数据,对工程应用有很大的实用价值。下一步继续研究快速、准确地确定模型最优参数以及尝试通过子空间表示的数据特征来对不同退化数据进行分类。

参考文献 (References)

- [1] 唐雅娟. 发动机试验传感器数据证实的软计算方法与系统实现研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2007:1.
TANG Y J. Study on methods and system realization of sensor data validation by soft computing technique for engine test[D]. Changsha:National University of Defense Technology, 2007:1 (in Chinese).
- [2] 黄向华,孙建国. 基于自联想网络的发动机传感器解析冗余度技术[J]. 航空动力学报,1999,14(4):433-436.
HUANG X H, SUN J G. Analytical redundancy based on autoassociative neural network for aeroengine sensors[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(4):433-436 (in Chinese).
- [3] 单晓明,宋云峰,黄金泉,等. 基于神经网络和模糊逻辑的航空发动机状态监视[J]. 航空动力学报,2009,24(10):2356-2361.
SHAN X M, SONG Y F, HUANG J Q, et al. Condition monitoring of aero-engine based on neural network and fuzzy logic [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10):2356-2361 (in Chinese).
- [4] 仇小杰,黄金泉,鲁峰,等. 基于云关联度的航空发动机传感器、部件故障识别系统设计[J]. 航空动力学报,2012,26(11):2584-2592.
QIU X J, HUANG J Q, LU F, et al. Fault diagnosis system design for the sensors and components of aircraft engine based on cloud relational analysis [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 26(11):2584-2592 (in Chinese).
- [5] 任淑红. 民航发动机性能可靠性评估与在翼寿命预测方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2010:19-20.
RENG S H. Research on methods of performance reliability assessments and life on wing prediction for civil aeroengine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010:19-20 (in Chinese).
- [6] MOULINES E, DUHAMEL P, CARDOSO J F, et al. Subspace methods for the blind identification of multichannel FIR filters [J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 1995, 43(2):516-525.
- [7] KRIM H, VIBERG M. Two decades of array signal processing research; The parametric approach [J]. IEEE Signal Processing Magazine, 1996, 13(4):67-94.
- [8] AUDETTE M A, FERRIE F P, PETERS T M. An algorithmic overview of surface registration techniques for medical imaging [J]. Medical Image Analysis, 2000, 4(3):201-217.
- [9] 栗茂林,梁霖,王孙安. 基于稀疏表示的故障敏感特征提取方法[J]. 机械工程学报,2013,49(1):73-80.
LI M L, LIANG L, WANG S A. Sensitive feature extraction of machine faults based on sparse representation [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2013, 49(1):73-80 (in Chinese).
- [10] 耿宏,李萍萍,刘家学,等. 基于压缩感知的QAR数据重构[J]. 计算机测量与控制,2013,21(5):1351-1353.
GENG H, LI P P, LIU J X, et al. QAR data sampling and reconstruction based on compressive sensing [J]. Computer Measurement and Control, 2013, 21(5):1351-1353 (in Chinese).
- [11] NEEDELL D, TROPP J A. CoSaMP: Iterative signal recovery from incomplete and inaccurate samples [J]. Applied and Computational Harmonic Analysis, 2009, 26(3):301-321.
- [12] HE J, BALZANO L, LUI J. Online robust subspace tracking from partial information [J]. Mathematics, 2011: arXiv: 1109.3827.
- [13] KENNEDY R, TAYLOR C J, BALZANO L. Online Completion of III -conditioned low-rank matrices [C] // IEEE Global Conference on Signal and Information Processing (GlobalSIP). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014:507-511.
- [14] MATHIOUDAKIS K, KAMBOUKOS P, STAMATIS A. Gas turbine component fault detection from a limited number of measurements [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy, 2004, 218(8):609-618.
- [15] BALZANO L, NOWAK R, RECHT B. Online identification and tracking of subspaces from highly incomplete information [C] // 2010 48th Annual Allerton Conference on Communication, Control, and Computing (Allerton). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010:704-711.
- [16] BRAND M. Incremental singular value decomposition of uncertain data with missing values [M] // Computer Vision—ECCV 2002. Berlin, Springer, 2002:707-720.
- [17] BUNCH J R, NIELSEN C P. Updating the singular value decomposition [J]. Numerische Mathematik, 1978, 31(2):111-129.

作者简介:

周媛 女,博士研究生,讲师。主要研究方向:模式识别、航空发动机健康管理。

Tel.: 025-58731196

E-mail: zhoyuan@nuist.edu.cn

左洪福 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:可靠性工程、维修理论、故障诊断与监控等。

Tel.: 025-84891098

E-mail: rms@nuaa.edu.cn

Aeroengine sensor data reconstruction with missing data

ZHOU Yuan^{1,2}, ZUO Hongfu^{2,*}, HE Jun¹

(1. College of Electronic and Information Engineering, Nanjing University of Information Science and Technology, Nanjing 210044, China;

2. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Aiming at handling incomplete sensor data, we propose an online-reconstruction model based on the polar incremental matrix completion (PIMC) algorithm for aeroengine sensor data, which can represent the evolving features of system by subspace. The model extracts the current data feature from the history data and updates the subspace to track the evolving features via new data. The proposed model was validated and compared on two simulated datasets and the normalized mean square errors (MSE) between the reconstruction by PIMC and the ground truth are all less than 1×10^{-5} . The experimental results show that the proposed model is practical for aeroengine sensor data reconstruction, which is robust to missing data and noise.

Key words: aeroengine; missing data; sensor data reconstruction; subspace; polar incremental matrix completion(PIMC)

Received: 2015-05-29; **Accepted:** 2015-06-26; **Published online:** 2015-08-03 14:23

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150803.1423.010.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61203273,61402236,61079013)

* **Corresponding author.** Tel. : 025-84891098 E-mail: rms@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0653

基于恒应变率控制的椭圆凹模胀形试验方法

孙智甲^{1,2,*}, 杨希英³, 郎利辉³

(1. 兰州理工大学 机电工程学院, 兰州 730050; 2. 河南理工大学 机械与动力工程学院, 焦作 454000;
3. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083)



摘 要: 为确定 2A16-O 铝合金板材在不同温度及应变率下的成形极限曲线 (FLCs), 应用改进 Hollomon 公式获取满足外插可靠度的拟合应力应变, 通过有限元分析 (FEA) 不同椭圆度的椭圆凹模胀形破裂位置, 优化工艺参数得到指定应变路径下的成形极限点, 建立了液体压力与等效应变及应变率的公式, 推导出压力变化率与应变率的定量关系。以应变率控制的椭圆凹模胀形与单拉试验相结合, 获得 2A16-O 铝合金板材在不同温度及应变率下的 FLCs, 为定量分析应变率的影响规律和评判理论预测方法的准确性提供了依据。

关键词: 铝合金板; 成形极限曲线; 椭圆凹模胀形; 应变率; 压力变化率

中图分类号: V260.1; TG394

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)05-0899-07

在航空航天及汽车制造领域, 随着节能减排及零部件轻量化、整体化需求的提出, 铝合金等轻质合金得到广泛关注和应[1]。其中, 超高强铝合金占飞机钣金零件的比重越来越高, 由于该类合金板材在常温下塑性较差, 常需在热态下进行加工[2]。文献[3]表明, 铝合金板的断后延伸率随温度升高而增大, 随应变率增加而降低。如何准确得到温度和应变率对板材成形性能的影响成为工程中普遍关心的问题。

成形极限是板材成形中判断和评定板材成形性能最直观和有效的方法[4], 其获取途径分为理论和试验两大类。理论方法包括 Swift 分散性失稳理论[5]和 Hill 集中性失稳理论[6]、MK 凹槽理论[7]和损伤准则[8]等, 且仍在不断补充和完善。成形极限曲线的试验方法有刚性球头凸模胀形[9]、刚性平底凸模胀形[10]、双轴拉伸[11]和椭圆凹模胀形。

与前 3 种方法相比, 椭圆凹模胀形具有不受

板材摩擦影响、试件形状简单、工作量小等优点[12]。李春峰[12]、Lăzărescu[13]和 Barata da Rocha[14]等分别采用该方法得到了低碳钢、黄铜、DC04 钢板和 AA6016-T4 铝合金在室温下的成形极限曲线的右半区。Mitukiewicz 等[15]以气体为胀形介质确定出 AZ31 镁合金在高温下的成形极限曲线。上述研究在确定左半区的成形极限时, 均应用同一温度下的单拉极限点, 与椭圆凹模胀形所得数据点构成完整的成形极限曲线, 而未考虑应变率的影响。这既导致左、右半区成形极限曲线在连接时存在误差, 无法定量获取影响板材成形性能的因素; 也使预测成形极限的理论方法没有准确的试验评判依据。

本文采用改进的 Hollomon 公式拟合得到 2A16-O 铝合金在不同温度及应变率下的应力应变曲线; 通过有限元分析确定了不同椭圆度的椭圆凹模胀形破裂位置, 优化工艺参数从而得到指定应变路径下的成形极限点。为实现恒定应变率

收稿日期: 2015-10-09; 录用日期: 2015-12-31; 网络出版时间: 2016-01-21 15:47

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160121.1547.009.html

基金项目: 国家自然科学基金(51175024)

* 通讯作者: E-mail: sunzhijia2004@163.com

引用格式: 孙智甲, 杨希英, 郎利辉. 基于恒应变率控制的椭圆凹模胀形试验方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 899-905. SUN Z J, YANG X Y, LANG L H. Test method of elliptical hydraulic bulging based on constant strain rate[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 899-905 (in Chinese).

加载,建立液体压力与等效应变及应变率的公式,推导出压力变化率与应变率的定量关系。以应变率控制的椭圆凹模胀形试验获得 2A16-O 铝合金板材在不同温度及应变率下的成形极限图的右半区,结合单拉试验极限点,得到完整的成形极限曲线,对于定量分析应变率的影响规律和评判理论预测方法的准确性提供了依据。

1 椭圆凹模胀形适用性论证

1.1 试验原理

板材在椭圆凹模胀形时,其顶点处微元体如图 1 所示。设面内第一、二主应力分别为 σ_1 、 σ_2 ,椭圆长、短轴对应主曲率半径为 ρ_1 、 ρ_2 ,瞬时厚度及液体压力分别为 t 、 P 。为简化解析计算,设材料为各向同性,则顶点处应力为^[12]

$$\sigma_1 = (P/2t) \cdot \rho_2 \cdot (1 + 2\rho)/(1 + \rho + \rho^2) \quad (1)$$

$$\sigma_2 = (P/2t) \cdot \rho_2 \cdot (2 + \rho)/(1 + \rho + \rho^2) \quad (2)$$

$$\rho = \rho_2/\rho_1 \quad (3)$$

据式(1)~式(3)可知,通过改变液压胀形时的椭圆度 χ ($\chi = b/a$, 表示椭圆短、长轴直径之比),可以得到不同的应力状态,且能保持线性加载。由于在椭圆凹模胀形时,应变比 $\beta = \varepsilon_2/\varepsilon_1 \geq 0$ (ε_1 、 ε_2 分别为面内第一、二主应变),需结合单拉试验得到完整的成形极限曲线。

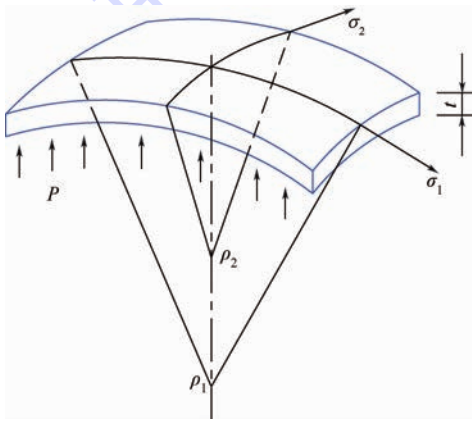


图 1 胀形顶点处微元体示意图

Fig.1 Schematic of infinitesimal unit at dome apex

1.2 真实应力-应变曲线

本文所用试验材料为 2A16-O 铝合金板材,厚度为 1.0 mm,不同温度 T (20、160、210 和 300℃) 和应变率 (0.01、0.001 和 0.0001 s^{-1}) 下的单拉试验在国产 CSS-88000 电子万能试验机上进行,真实应力-真实应变曲线如图 2 所示。图中虚线为基于 Hollomon 应变幂函数 $\sigma = K\varepsilon^n$ ^[16] (K 为强化系数, n 为应变硬化指数, σ 为真实应力, ε 为真实应变) 改进后拟合得到。与传统方法不

同,此处只对 $\varepsilon \geq 0.1$ 的试验数据进行拟合,复合公式为

$$\sigma = \begin{cases} \text{试验数据} & \varepsilon < 0.1 \\ K\varepsilon^n & \varepsilon \geq 0.1 \end{cases} \quad (4)$$

如图 2 所示,式(4)既可以充分利用已有试验数据,又能体现应力-应变曲线的外插延伸的可靠度。

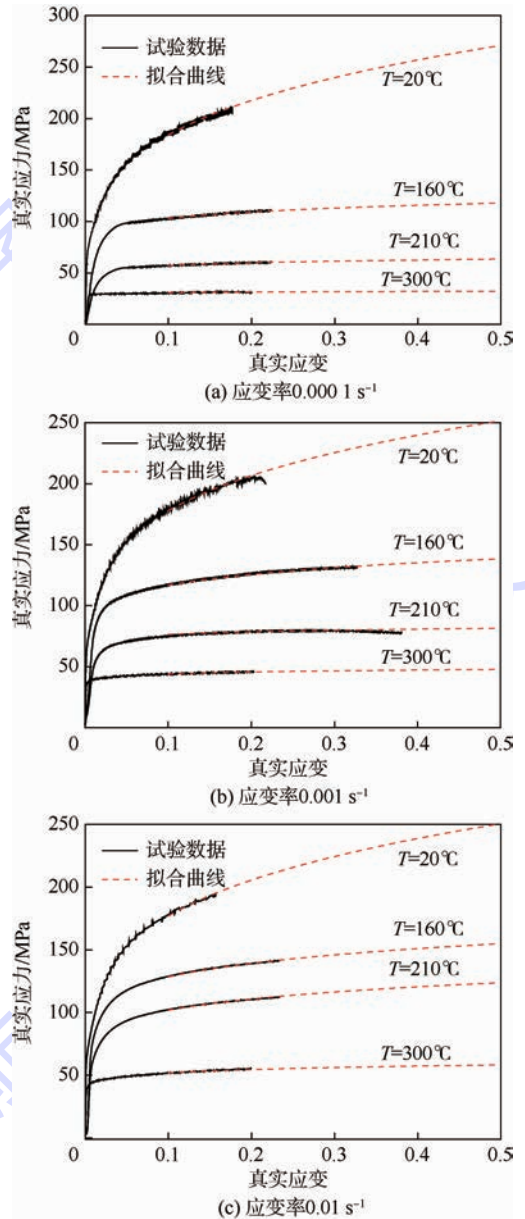


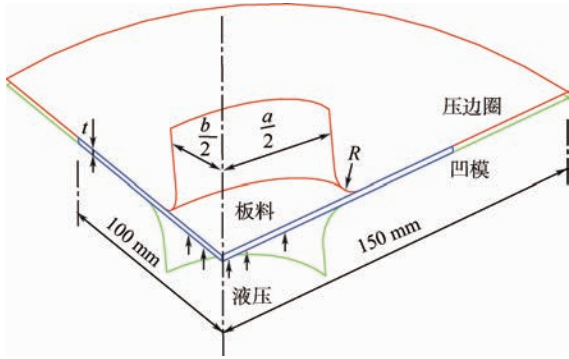
图 2 不同温度和应变率下真实应力-真实应变曲线

Fig.2 True stress-true strain curves at different temperatures and strain rates

1.3 工艺参数选取

为验证椭圆凹模胀形对 2A16-O 铝合金板材成形极限测定的适用性,本文建立其 1/4 的有限元模型如图 3 所示。仿真采用板料成形专用软件 Dynaform 进行分析,坯料与凹模、压边圈间的摩擦系数设置为 0.12,并选择适合铝合金板的

Barlat89屈服准则,由于2A16-O的面内各向异性不明显,此处仅考虑板材厚向异性。不同 T 下的厚向异性指数 r 如表1所示。



R —凹模圆角半径。

图3 1/4椭圆凹模胀形有限元模型示意图

Fig.3 Schematic of finite element method in 1/4 elliptical hydro-bulging

表1 不同温度下的厚向异性指数

Table 1 Anisotropic coefficients at different temperatures

$T/^\circ\text{C}$	20	160	210	300
r	0.69	0.77	0.85	1.04

在椭圆凹模胀形中,影响板材破裂的主要因素为椭圆度 χ 和凹模圆角半径 R 。在 210°C 、应变率 0.001 s^{-1} 、 $R=8\text{ mm}$ 条件下,分析得到不同椭圆度的等效应变分布趋势如图4所示, X 、 Y 分别表示椭圆凹模胀形短、长轴对称截面。图5为 X 对称截面上的等效应变值分布, H 表示瞬时胀形高度。

由图4可知, $\chi=1,0.8,0.6,0.4$ 时,最大等效应变均出现在胀形顶点处,与理论分析相符;而

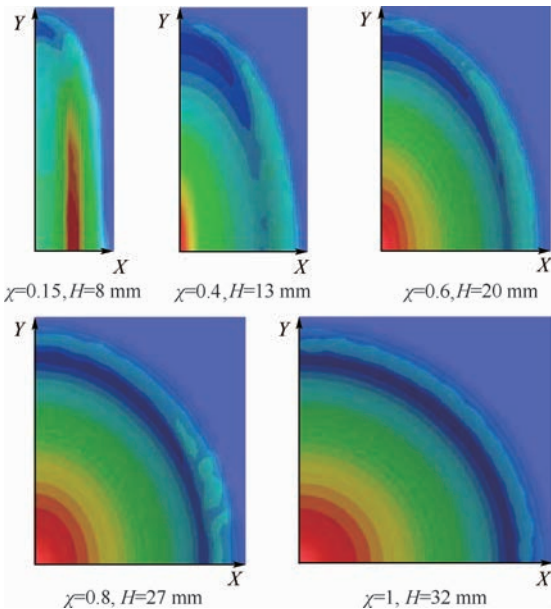


图4 等效应变分布趋势

Fig.4 Distribution trends of equivalent strain

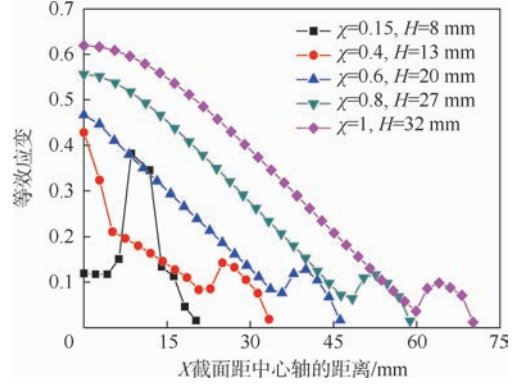


图5 不同椭圆度的等效应变分布

Fig.5 Distribution of equivalent strain with different ovalities

$\chi=0.15$ 时,等效应变的最大值出现在椭圆凹模胀形面的侧壁部位,分析中应以此作为危险破裂点进行处理。同时,在凹模圆角处,不同椭圆度下的等效应变均存在一个峰值,并且在胀形前期即达到0.1。经分析,此处应力状态为近平面应变,对于韧性较差的2A16-O铝合金,容易提前破裂而影响成形极限曲线的获取。

在凹模圆角处,板材主要受弯拉作用,以 210°C 、 0.001 s^{-1} 、 $\chi=1$ 为例,图6为通过改变凹模圆角半径进行有限元分析,得到的该位置最大等效应变值,右上角为板材受力示意图,向上的4个箭头表示液体压力。

如图6所示,当 $R \geq 15\text{ mm}$ 时,等效应变不再随凹模圆角半径的增加而降低。由于本文试验中液体密封采用法兰面密封形式,为增大法兰接触面积,后续将以 $R=15\text{ mm}$ 进行有限元和试验分析。

根据以上分析,分别对 $\chi=1,0.8,0.6,0.4$ 的胀形顶点及 $\chi=0.15$ 的侧壁提取第一、二主应变路径如图7所示,说明经优化后的椭圆凹模胀形方法可以实现2A16-O铝合金板材在简单加载下的成形极限曲线的测定。

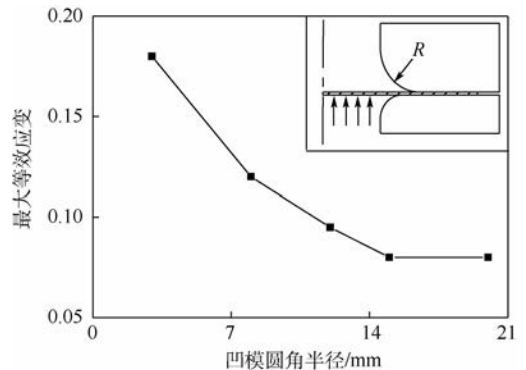


图6 凹模圆角半径对最大等效应变的影响

Fig.6 Influence of die corner radius on maximum equivalent strain

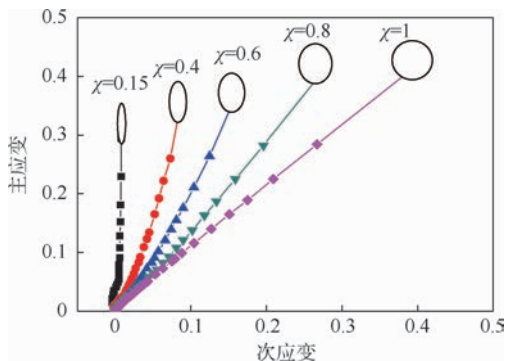


图7 不同椭圆度的第一、二主应变路径

Fig.7 Major and minor strain paths with different ovalities

2 应变率与压力变化率转换

在椭圆凹模胀形试验中,需要确定应变率与压力变化率的关系,通过控制压力变化率,以获得与单拉极限点同一应变率下的成形极限数据,从而绘制不同温度、不同应变率下的成形极限曲线。

以 $\chi = 0.6$ 为例,拟合的液体压力-等效应变曲线与模拟结果比较如图8所示,在胀形过程中,液体压力与等效应变呈单调增函数,且符合幂指数形式。

为此,建立液体压力、等效应变及应变率的关系,即

$$P = \Lambda \bar{\epsilon}^\theta \dot{\bar{\epsilon}}^q \tag{5}$$

式中: $\bar{\epsilon}$ 为等效应变; $\dot{\bar{\epsilon}}$ 为等效应变率; Λ 、 θ 和 q 为温度的函数。

基于图8所示有限元数据,通过最小二乘法对式(5)在各个 T 下进行曲面拟合,得到不同温度下 Λ 、 θ 和 q 常数,并将其拟合为温度的函数。则 $\chi = 0.6$ 的胀形过程中,液体压力可表示为

$$\begin{cases} P = \Lambda \bar{\epsilon}^\theta \dot{\bar{\epsilon}}^q \\ \Lambda = 14.80084 - 0.01951T - 3.26091 \times 10^{-5}T^2 \\ \theta = 0.60256 - 2.97351 \times 10^{-4}T + 5.63084 \times 10^{-7}T^2 \\ q = -0.00816 + 5.25022 \times 10^{-4}T + 1.65665 \times 10^{-7}T^2 \end{cases} \tag{6}$$

式(6)计算得到的比较结果如图8所示,可见两者符合程度较高。在胀形过程中设定应变率恒定,式(5)两侧对时间求导,有

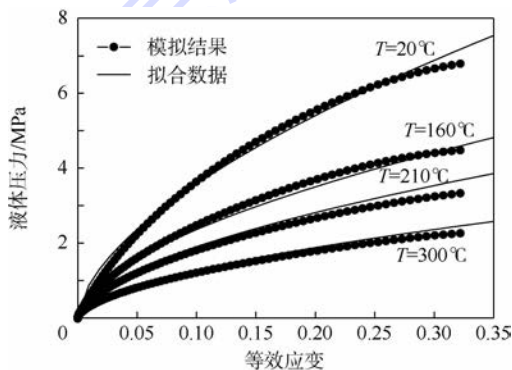
$$\dot{P} = \Lambda \theta \bar{\epsilon}^{\theta-1} \dot{\bar{\epsilon}}^{1+q} \tag{7}$$

由 $\bar{\epsilon} = \dot{\bar{\epsilon}} t_i$,代入式(7)中,得到

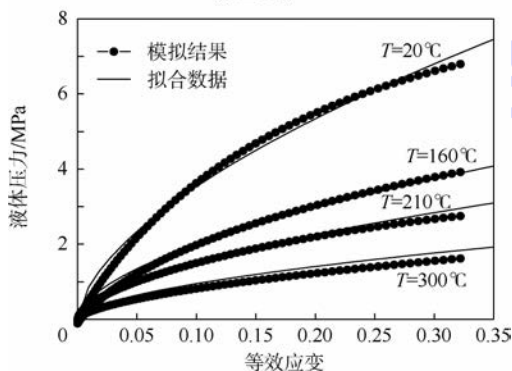
$$\dot{P} = \Lambda \theta \dot{\bar{\epsilon}}^{\theta+q} t_i^{\theta-1} \tag{8}$$

式中: t_i 为胀形时间。

压力变化率与应变率关系如图9所示,为保持应变率恒定,在胀形前期,压力变化率迅速降



(a) 应变率 0.01 s^{-1}

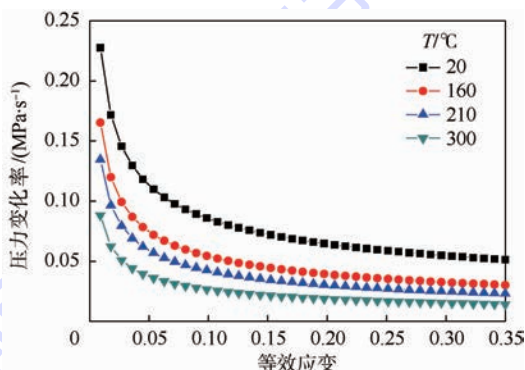


(b) 应变率 0.001 s^{-1}

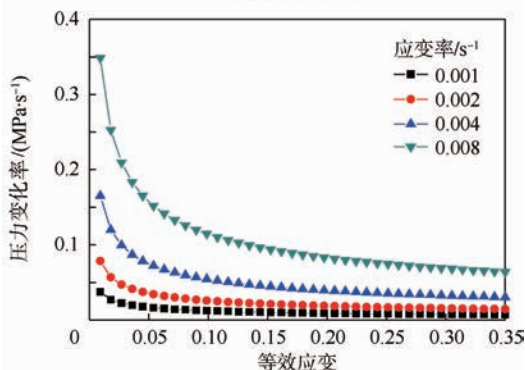
图8 拟合的液体压力-等效应变曲线与模拟结果比较

Fig.8 Comparison of fitted results and simulation results

for fluid pressure-equivalent strain



(a) 应变率 0.004 s^{-1}



(b) 温度 160°C

图9 压力变化率与应变率关系

Fig.9 Relation between pressure variation rate and strain rate

低;随着变形继续,压力变化率趋于平缓。应变率不变情况下,温度越高,压力变化率变化区间相对较小。在同一温度下,应变率越大,胀形前期的压力变化率调整越剧烈,所需的压力变化率明显高于应变率小的情况。

3 试验分析

本试验所用液压胀形工装及凹模如图 10 所示。通过更换不同椭圆度的凹模,并在胀形过程中控制压力变化率,从而得到不同温度和应变率下的 2A16-O 铝合金板材的成形极限曲线。

图 11 为 210℃ 和 0.001 s⁻¹ 时不同椭圆度下的胀形试验件,并在试验件上表面印有网格。 $\chi = 1, 0.8, 0.6, 0.4$ 时,破裂点均出现在胀形顶点处;而 $\chi = 0.15$ 时,破裂发生在短轴对称面的侧壁位置,破裂处的测量应变与相同高度下的有限元分析结果一致,应变分布与试验结果吻合,验证了有限元模型的正确性及试验方案的可行性。

结合椭圆凹模胀形和单拉试验,在 20℃、210℃、300℃ 和应变率 0.001 s⁻¹、0.01 s⁻¹ 下的 2A16-O 铝合金成形极限曲线如图 12 所示。

由图 12 可知,随着温度的升高,板材的极限应变值增大;对比图 12 (a) 和图 12 (b) 可知,在 20℃ 时,应变率对成形极限曲线的影响不大,在 210℃ 和 300℃ 下,随着应变率的降低,成形极限

曲线均有所提高;且随着温度的增加,应变率影响作用更大。综上可知,在高温低应变率的情况下,可以得到更高的板材成形性能。

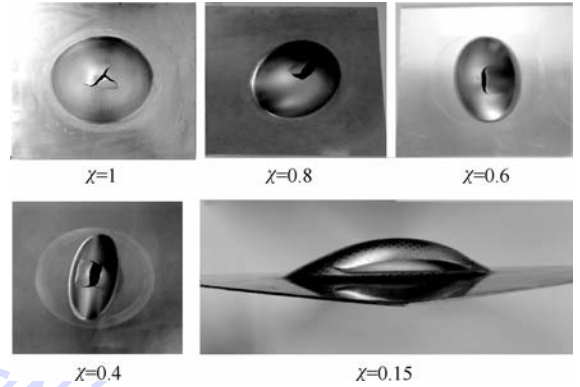
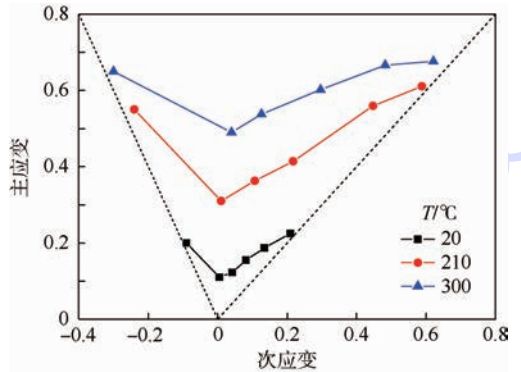
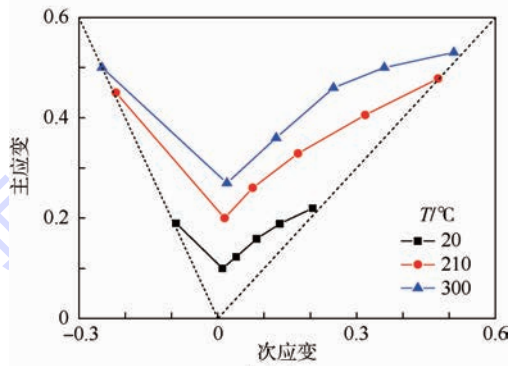


图 11 不同椭圆度下胀形试验件 (210℃、应变率 0.001 s⁻¹)

Fig. 11 Bulged samples with different ovalities (210℃, strain rate 0.001 s⁻¹)



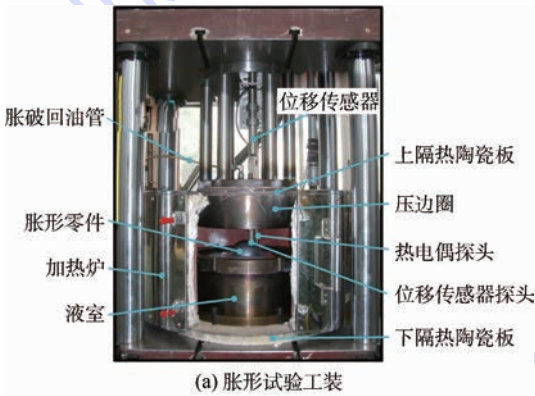
(a) 应变率 0.001 s⁻¹



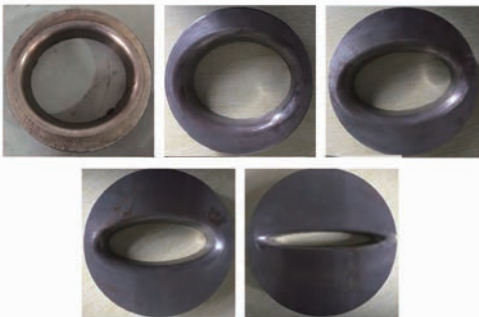
(b) 应变率 0.01 s⁻¹

图 12 不同温度和应变率下的 2A16-O 铝合金成形极限曲线

Fig. 12 Forming limit curves for 2A16-O aluminum alloy sheet at different temperatures and strain rates



(a) 胀形试验工装



(b) 不同椭圆度凹模

图 10 椭圆凹模胀形用试验工装和凹模

Fig. 10 Test setup and die for elliptical hydraulic bulging

4 结论

1) 改进 Hollomon 公式如式 (4) 所示,该式可获取满足外插可靠度的拟合应力应变,提高有限元分析的精度。

2) $\chi = 1, 0.8, 0.6, 0.4$ 时,最大等效应变均出现在胀形顶点处,与理论分析相符;而 $\chi = 0.15$ 时,等效应变的最大值出现在椭圆凹模胀形曲面的侧壁部位。为避免试件提前破裂而影响成形极限获取,椭圆凹模胀形应满足 $R \geq 15 \text{ mm}$ 。

3) 建立了应变率与压力变化率的关系,如式(8)所示,通过控制压力变化以实现板材的恒定应变率加载。同时,结合椭圆凹模胀形和单拉试验,得到不同温度和应变率下的 2A16-O 铝合金板材成形极限曲线,验证了恒应变率控制的适用性。

参考文献 (References)

- [1] 张珏. 铝合金在航天航空中的应用[J]. 铝加工, 2009(3): 50-52.
ZHANG Y. The application of aluminum alloy in aerospace field [J]. Aluminum Fabrication, 2009(3): 50-52 (in Chinese).
- [2] KIM H S, KOC M, NI J, et al. Analysis of warm forming of aluminum alloys-validation through comparisons with experiment and determination of a failure criterion[J]. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 2006, 128(3): 613-621.
- [3] LI D M, GHOSH A. Tensile deformation behavior of aluminum alloys at warm forming temperature[J]. Materials Science and Engineering A, 2003, 352(1-2): 279-286.
- [4] 杨希英, 郎利辉, 刘康宁, 等. 基于修正 M-K 模型的铝合金板材成形极限图预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(4): 675-679.
YANG X Y, LANG L H, LIU K N, et al. Prediction of forming limit diagram of AA7075-O aluminum alloy sheet based on modified M-K model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(4): 675-679 (in Chinese).
- [5] SWIFT H W. Plastic instability under plane stress[J]. Journal of the Mechanics and Physics of Solid, 1952, 1(1): 1-18.
- [6] HILL R. On discontinuous plastic states with special reference to localized necking in thin sheets[J]. Journal of Mechanics and Physics of Solids, 1952, 1(1): 19-31.
- [7] MARCINIAK Z, KUCZYNSKI K. Limit strains in the processes of stretch-forming sheet metal[J]. International Journal of Mechanical Science, 1967, 9(3): 609-620.
- [8] 陈劫实, 周贤宾. 成形极限预测韧性断裂准则及屈服准则的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(8): 969-973.

- CHEN J S, ZHOU X B. Suitability of some ductile fracture criteria and yield criteria in forming limit prediction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(8): 969-973 (in Chinese).
- [9] 万敏, 胡运斌, 谢英, 等. 飞机蒙皮铝合金板材成形极限及应用[J]. 中国有色金属学报, 2002, 12(AL Special): 180-183.
WAN M, HU Y B, XIE Y, et al. Forming limit of aircraft skin aluminum alloy sheets and its applications [J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2002, 12(AL Special): 180-183 (in Chinese).
- [10] RAGHAVAN K S. A simple technique to generate in-plane forming limit curve and selected applications[J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 1995, 26A(8): 2075-2084.
- [11] FERRON G, MAKINDE A. Design and development of a biaxial strength testing device[J]. Journal of Testing and Evaluation, 1988, 16(3): 253-256.
- [12] 李春峰, 李雪春, 杨玉英. 椭圆凹模液压胀形法制作成形极限图[J]. 材料科学与工艺, 1996, 4(2): 101-105.
LI C F, LI X C, YANG Y Y. Study on forming limit diagram by bulging with elliptic die[J]. Material Science & Technology, 1996, 4(2): 101-105.
- [13] LĂZĂRESCU L, COMȘA D S, NICODIM I, et al. Characterization of plastic behaviour of sheet metals by hydraulic bulge test [J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2012, 22(S2): 275-279.
- [14] BARATA DA ROCHA A, SANTOS A D, TELXEIRA P, et al. Analysis of plastic flow localization under strain paths changes and its coupling with finite element simulation in sheet metal forming[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2009, 209(11): 5097-5109.
- [15] MITUKIEWICZA G, ANANTHESHWARA K, ZHOU G, et al. A new method of determining forming limit diagram for sheet materials by gas blow forming[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2014, 214(12): 2960-2970.
- [16] KOC P, STOK B. Computer-aided identification of the yield curve of a sheet metal after onset of necking[J]. Computational Materials Science, 2004, 31(1-2): 155-168.

作者简介:

孙智甲 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 数值模拟在金属材料动态损伤及金属成形加工中的应用。

E-mail: sunzhijia2004@163.com

Test method of elliptical hydraulic bulging based on constant strain rate

SUN Zhijia^{1,2,*}, YANG Xiyang³, LANG Lihui³

(1. Mechanical and Electrical Engineering Institute, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China;

2. School of Mechanical and Power Engineering, Henan Polytechnic University, Jiaozuo 454000, China;

3. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To determine the forming limit curves (FLCs) of 2A16-O aluminum alloy sheet at various temperatures and strain rates, a modified Hollomon equation is put forward to acquire the fitted true stress-true strain curve. Through finite element analysis (FEA), the fracture position in elliptical hydraulic bulging with different ovality was obtained. The forming limit data in specified strain path were determined by optimizing the process parameters. The quantitative relation between pressure rate and strain rate was derived by establishing the formula of liquid pressure, equivalent strain and strain rate. By combining the uniaxial tensile with elliptical hydraulic bulging which is controlled by the constant strain rate, the FLCs of 2A16-O aluminum alloy sheet at different temperatures and strain rates were acquired. The above method provides the criterion for quantitatively analyzing the influence rule of strain rate on FLCs and evaluating which theoretical method is more accurate to predict FLCs.

Key words: aluminum alloy sheet; forming limit curve; elliptical hydraulic bulging; strain rate; pressure variation rate

Received: 2015-10-09; **Accepted:** 2015-12-31; **Published online:** 2016-01-21 15:47

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160121.1547.009.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51175024)

* **Corresponding author.** E-mail: sunzhijia2004@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0322

多轴疲劳寿命分析方法在飞机结构上的应用

宋恩鹏^{1,*}, 陆华¹, 何刚¹, 王明春¹, 刘天奇², 鲍蕊²

(1. 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035; 2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对飞机结构上常见的处于多轴应力应变(比例多轴)状态下的典型结构, 采用3种多轴疲劳寿命分析模型, 对该结构的疲劳危险部位进行疲劳寿命分析, 并与单轴寿命分析方法的分析结果、疲劳试验结果进行了对比分析。首先对该结构进行细节有限元计算, 确定结构的应力分布与应力水平, 当载荷施加到88%的最大一级的峰值载荷时, 疲劳危险部位的孔边即出现显著的塑性应变, 因此, 选用低周疲劳(LCF)寿命预测模型进行分析。选取的3种分析模型均是基于临界面的分析模型, 分别是Wang-Shang模型、Smith-Watson-Topper(SWT)模型以及Morrow-Brown-Miller模型。为验证分析模型工程适用性, 开展了该结构的多轴疲劳试验。与试验结果相比, 3种分析模型的预测结果均偏大, 其中Wang-Shang模型的预测结果最接近试验值, 适用于本文这类结构; SWT模型和Morrow-Brown-Miller模型的预测结果误差相对较大。对于处于多轴载荷状态下的结构, 应按照多轴疲劳寿命分析方法进行寿命预测, 单轴疲劳寿命分析方法将给出过于危险的评定结果。

关键词: 疲劳; 多轴疲劳; 应用; 飞机结构; 寿命分析

中图分类号: V215.5

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)05-0906-06

飞机结构在飞机服役过程中大部分承力构件都承受复杂载荷的作用。由于复杂载荷的作用, 这些承力构件(例如起落架梁、起落架半轴、机翼壁板和发动机悬挂梁等)的受力状态多是典型的多轴应力状态, 包括比例多轴和非比例多轴^[1-2], 其中比例多轴载荷状态是多轴中的一种特殊情况, 也是比较常见的一种。采用传统的单轴应力状态的疲劳寿命分析方法来评估这些结构的疲劳寿命将产生较大的误差, 因此必须采用基于多轴疲劳失效准则上建立的疲劳寿命分析方法对这些结构进行寿命预测。

早期对多轴疲劳的研究, 一般是基于一维应力状态的疲劳数据而得出的经验公式, 对于疲劳破坏机理却很少考察。研究者一般是将静强度理论推广到多轴疲劳中去, 因此出现了等效应力和

等效应变的概念, 其中应用最广的是Von Mises准则与Tresca准则。多轴高周疲劳破坏准则一般是基于应力分析的; 而多轴低周疲劳破坏准则一般基于应变分析。本文中所给出的对飞机某典型结构的多轴疲劳寿命分析是基于应变的比例多轴低周疲劳破坏准则。

近些年来, 对多轴低周疲劳损伤累积和寿命分析方法的研究取得了很大的进展^[3-11], 提出了许多比较有效的多轴疲劳寿命预测模型^[3-5, 7, 10], 并对其工程应用进行了研究^[9, 11-14], 此外对于变幅载荷下的多轴疲劳问题同样开展了大量研究^[6, 8]。当前对多轴低周疲劳破坏的损伤累积和寿命预测主要有3种方法: 等效应变法、能量法和临界面法^[3-4, 7]。

等效应变法是将某点处的各应变等效为一个

收稿日期: 2015-05-20; 录用日期: 2015-08-29; 网络出版时间: 2015-10-14 16:08

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151014.1608.007.html

* 通讯作者: Tel.: 024-26784215 E-mail: sep_s@sohu.com

引用格式: 宋恩鹏, 陆华, 何刚, 等. 多轴疲劳寿命分析方法在飞机结构上的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 906-911. SONG E P, LU H, HE G, et al. Application of multi-axial fatigue life estimation methods to aircraft structural components [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 906-911 (in Chinese).

应变值。等效应变可以是八面体剪应变、最大剪应变、Von Mises 等效应变等。等效应变法在估算比例加载疲劳寿命方面比较一致,简单实用,易为工程接受。能量法认为塑性功的累积使材料产生了不可逆的损伤,该方法可以成功地处理一些试验数据,但塑性功是标量,不能反映多轴疲劳的破坏面;而且进行塑性功计算需要的精确本构关系很难得到;当塑性功较小时,也很难用于寿命分析。因此在工程实际中,能量法并不实用。Brown 和 Miller 最早提出临界面法的概念^[3-4],该方法是建立在裂纹萌生或扩展机理之上的,认为裂纹扩展第1阶段沿最大剪切面形成,第2阶段沿垂直于最大剪应变方向扩展,因此该方法有一定的物理意义,被普遍认为是分析多轴疲劳一种比较有效的方法。虽然临界面法的各计算模型中临界面的定义不同,但该方法在定义临界面后主要认为多轴载荷下裂纹的萌生扩展与3个参量有关,即临界面上的剪应变、正应变以及正应力。

本文选用3种临界面分析模型,对飞机典型机身框结构进行分析,并将分析结果与试验结果和基于单轴疲劳寿命分析方法的分析结果进行对比,研究临界面法在该类型飞机结构中的适用性,为该类结构疲劳寿命评定提供依据。

1 多轴疲劳寿命分析模型

1.1 Wang-Shang 模型

Wang-Shang 模型^[3-4]利用最大剪应变幅平面上最大剪应变变幅 $\Delta\gamma_{\max}/2$ 与最大剪应变相邻折返点之间正应变变程 $\Delta\varepsilon_{\max}$ 来建立寿命预测模型,该模型的计算公式为

$$\left[\Delta\varepsilon_{\max}^2 + \frac{1}{3} \left(\frac{\Delta\gamma_{\max}}{2} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} = \frac{\sigma'_f}{E} (2N_f)^b + \varepsilon'_f (2N_f)^c \quad (1)$$

式中: N_f 为疲劳寿命; σ'_f 、 ε'_f 、 b 和 c 均为应变疲劳的材料常数, σ'_f 为疲劳强度系数, ε'_f 为疲劳塑性系数, b 为疲劳强度指数, c 为疲劳塑性指数; E 为材料的弹性模量。

在完成结构细节有限元应力分析后,提取结构细节各危险点处的应力、应变值,根据材料力学知识即可计算得到各危险点处在各循环加载下的最大剪应变幅平面。由此计算得到各危险点处 $\Delta\gamma_{\max}/2$ 与 $\Delta\varepsilon_{\max}$ 。将各点处得到的参数代入 Wang-Shang 模型计算各点的 N_f 。

1.2 Smith-Watson-Topper 模型

Smith-Watson-Topper (SWT) 模型^[3-4,10] 利用

垂直于最大主应变平面的最大正应力与最大正应变变幅来建立疲劳寿命分析模型,该模型的计算公式为

$$\frac{\sigma_{\max}^1 \Delta\varepsilon_{\max}^1}{2} = \varepsilon'_f \sigma'_f (2N_f)^{b+c} + \frac{\sigma_{\max}^1{}^2}{E} (2N_f)^{2b} \quad (2)$$

式中: $\Delta\varepsilon_{\max}^1$ 为最大正应变变幅; σ_{\max}^1 为垂直于最大主应变平面的最大正应力。

计算方法同第1.1节中过程相同,计算得到各节点参数后代入计算模型得到疲劳寿命。

1.3 Morrow-Brown-Miller 模型

Morrow-Brown-Miller 模型^[3-4] 同 Wang-Shang 模型近似,是以 $\Delta\gamma_{\max}$ 所在的平面作为临界平面,并将临界平面上所对应的正应变变幅 $\Delta\varepsilon_n$ 作为参考参数来计算得到一个等效应变,代入 Manson-Coffin 方程进行疲劳寿命估算。其计算公式为

$$\frac{\Delta\gamma_{\max}}{2} + S\Delta\varepsilon_n = A \frac{\sigma'_f - 2\sigma_{n,\text{mean}}}{E} (2N_f)^b + B\varepsilon'_f (2N_f)^c \quad (3)$$

式中: S 为正应变变幅影响系数; $A = 1.3 + 0.7S$, $B = 1.5 + 0.5S$; $\sigma_{n,\text{mean}}$ 为最大剪应变幅平面上的平均应力。

Morrow-Brown-Miller 模型中考虑了最大剪应变幅平面上的平均应力 $\sigma_{n,\text{mean}}$,并将其作为参数代入寿命预测模型。

2 某飞机典型结构疲劳寿命分析

2.1 结构概述

本文研究的对象为飞机机体结构典型的机身框腹板,它能够承受框平面内的弯矩和剪力,其上的大开孔通常为各类系统所需的通孔或减重所开的减轻孔,上下边的缺口为垂直面内方向构件通过所设计。本文的实例主要承受对称面上的集中载荷和由其产生的弯矩,由于开孔和缺口的存在,很多部位的应力状态表现出复杂的比例多轴状态。该结构的材料为7B04铝合金,其机械性能见表1。

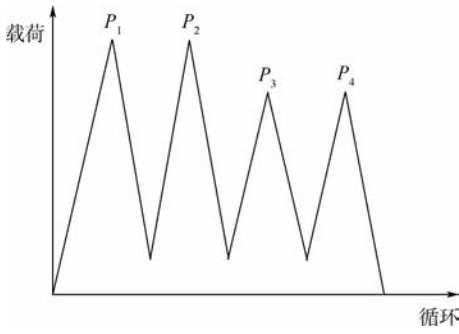
表1 7B04 铝合金的机械性能

Table 1 Mechanical properties of 7B04 aluminum alloy

性能参数	E/GPa	σ_b/MPa	$\sigma_{p0.2}/\text{MPa}$	μ
数值	70	490	449	0.3

注: σ_b —拉伸破坏强度; $\sigma_{p0.2}$ —材料屈服强度; μ —泊松比。

为方便试验,按等损伤的原则,将该部位的载荷谱简化为仅有4个峰谷值的载荷谱块,每一谱块的载荷历程见图1。



$P_1 \sim P_4$ —4个峰值的载荷值。

图1 结构的载荷历程

Fig.1 Load history of structure

2.2 细节应力分析

为得到该结构破坏的可能危险部位,采用有限元法对结构进行细节应力分析^[15]。该结构件左右对称,根据实际的受力特点,在建立有限元模型(FEM)时,对其两端进行固定约束,单元以六面体元为主,建立该结构件的有限元模型,将载荷谱最大一级的峰值载荷施加在结构件的对称轴线上。其模型和应力云图如图2所示。

通过计算结果的应力云图可以看到,结构的危险区处于靠近中心对称线的小孔边,孔边放大的疲劳危险部位应力分布如图3所示。通过进

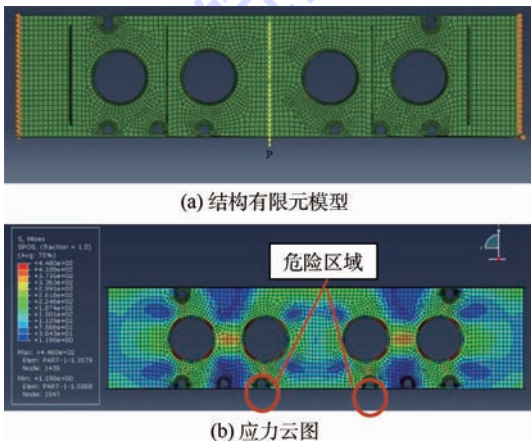


图2 结构有限元模型及应力云图

Fig.2 FEM of structural component and stress nephogram

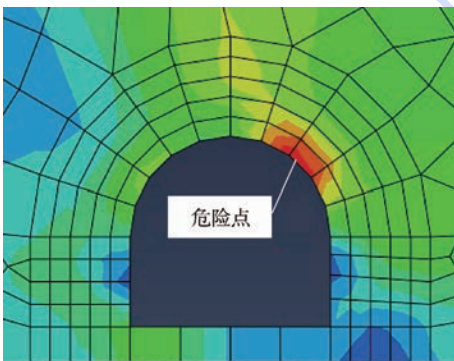


图3 疲劳危险部位应力分布

Fig.3 Stress distribution of fatigue critical site

一步分析和查阅,孔边的几个节点均处于危险区域。为不遗漏所有的疲劳危险点,提取了孔边危险区域所有各节点处的应力、应变分量。在图3中标出了应力最大点(危险点)位置。

2.3 疲劳寿命分析结果

根据应力分析结果,可以判断该结构失效模式为拉伸失效,能够采用本文选取的3种不同的拉伸失效寿命预测模型对结构疲劳寿命进行预测。7B04铝合金材料的单轴疲劳材料常数如表2所示。本节利用这些单轴材料参数进行多轴疲劳寿命分析,并分析了各材料参数对疲劳寿命分析结果的影响。

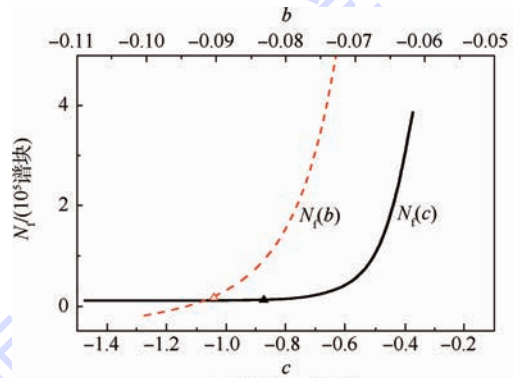
表2 7B04铝合金材料的单轴疲劳材料常数

Table 2 Uni-axial fatigue constants of 7B04 aluminum alloy

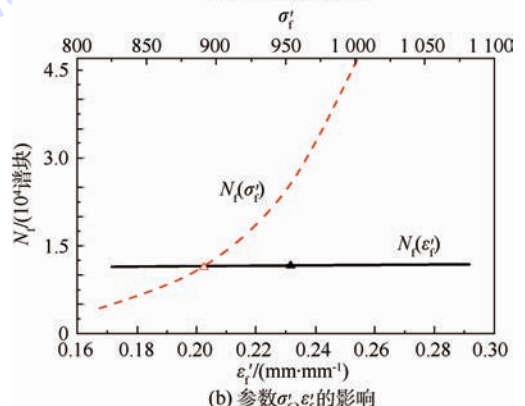
参数	σ'_f/MPa	b	$\epsilon'_f/(\text{mm} \cdot \text{mm}^{-1})$	c
数值	916.0	-0.0803	0.2316	-0.8734

2.3.1 Wang-Shang模型的预测结果

将各危险点处得到的应力、应变参数代入到Wang-Shang模型,计算各点的 N_f ,找出各节点中寿命最小的节点。计算得到最危险节点处疲劳寿命为10216谱块。图4为材料参数对疲劳寿命分析结果的影响。



(a) 参数 b, c 的影响



(b) 参数 σ'_f, ϵ'_f 的影响

图4 材料参数对疲劳寿命分析结果的影响

Fig.4 Effects of material constants on fatigue life estimation results

通过分析可知,在等效应变取 5.872×10^{-3} 时(对应于 P_1 载荷时的应变),当参数 b 增大时,结构疲劳寿命呈指数增加(见图4(a)),其对预测的疲劳寿命的影响较大;参数 c 对疲劳寿命分析结果的影响与参数 b 对疲劳寿命的影响基本一致(见图4(a));疲劳寿命结果与参数 ε'_f 基本呈线性关系,且影响相对较小(见图4(b)),疲劳寿命结果与参数 σ'_f 的关系呈指数关系(见图4(b)),且参数 σ'_f 对疲劳寿命的影响很大。因此在测定单轴疲劳系数时,参数 b 、 c 以及 σ'_f 需要精确地测得。图中三角符号表示本分析实例参数所处的位置,可以看出,所选择的参数均处于曲线变化的平缓段,其误差对本文的寿命预测结果不会产生显著的影响。

2.3.2 SWT模型的预测结果

计算方法与第2.3.1节的相同,计算得到各节点参数后代入计算模型,得到最危险点的疲劳寿命为23453谱块。

为了分析各参数对预测结果的影响,同样将该模型等式左边项认为是“等效应变”。参数 b 、 c 、 ε'_f 和 σ'_f 对疲劳寿命分析结果的影响与 Wang-Shang 模型基本一致, b 、 c 和 σ'_f 值变化时会对预测结果产生较大的影响, ε'_f 影响较小。

2.3.3 Morrow-Brown-Miller模型的预测结果

计算方法与第2.3.1节的相同,计算得到各节点参数后代入计算模型进行疲劳寿命分析,由于没有该材料的 S 值,因此,参考不锈钢材料 S 值的取值(1.5~2.0之间),本文取几个不同的 S 值计算得到了几组分析结果,见表3。

表3 Morrow-Brown-Miller模型疲劳寿命分析结果

Table 3 Results of fatigue life calculated on Morrow-Brown-Miller's model

S	寿命/谱块
1.8	44 671
2.0	43 815
2.4	42 350
2.8	41 157

当用 Morrow-Brown-Miller 模型对结构寿命进行预测,随着系数 S 的增加,其寿命值减小。但是在用该模型对寿命进行预测时,由于其增加一个参数 S ,针对不同的材料可通过参数 S 修正预测结果,利于提高预测精度。由于该方法计算寿命时的公式与 Wang-Shang 模型相似,这里不再对其各参数的影响进行赘述。

2.4 单轴疲劳寿命分析方法的计算结果

为了更好地比较多轴载荷对结构件疲劳寿命的影响,此处给出单轴载荷时的疲劳寿命预测结

果。利用单轴低周疲劳的 Mason-Coffin 方程对结构件疲劳寿命进行预测。Manson-Coffin 方程是等温低周疲劳寿命计算的基础模型之一。Manson-Coffin 描述 ε - N 曲线的公式为

$$\frac{\Delta\varepsilon_1}{2} = \frac{\sigma'_f}{E}(2N_f)^b + \varepsilon'_f(2N_f)^c \quad (4)$$

式中: $\Delta\varepsilon_1$ 为正应变变程。

同多轴低周疲劳寿命预测的过程相似,利用该方法对结构件进行疲劳寿命预测时,首先提取出危险点的应力应变,之后找到危险区各节点处最大的正应变变程 $\Delta\varepsilon_1$,将其代入寿命预测模型,得到结构失效时所经历的谱块数为 342 945。

3 与试验结果的对比分析

3.1 试验结果

试验件材料及构型与分析算例中相同,试验件通过特制的试验夹具安装在疲劳试验机上,见图5。试验件上粘贴应变片,用于校验计算结果、有限元模型的修正、试验件安装是否对称和正确。根据测量得到的应变数据进行分析,试验件安装正确,结果有效。

试验在 INSTRON 疲劳试验机上进行。施加的载荷谱(见图1)与疲劳寿命分析使用的相同。

试验在室温大气环境下进行,采用正弦波,试验频率为 6 Hz。试验结束后,在光学显微镜下对试验件的断口进行判读,以获取裂纹长度与循环谱块的成组(c, N)信息。经测量和断口判读得到试件的裂纹萌生寿命 N_{0i} 和总寿命 N_{ci} , $i = 1, 2, \dots, n$,见表4。



图5 试验装置与试验件

Fig.5 Test setup and specimen

表4 疲劳试验结果

Table 4 Results of fatigue testing

序号	N_{0i} /谱块	N_{ci} /谱块
1	13 200	19 300
2	10 100	13 000
3	6 700	8 200

假设试验件的裂纹萌生寿命服从对数正态分布,即可按式(5)由寿命样本 N_{0i} 估计试验件中值寿命与对数标准差:

$$\begin{cases} \hat{\mu} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \lg N_{0i} \\ \hat{\sigma} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\lg N_{0i} - \hat{\mu})^2} \\ N_{50} = 10^{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \lg(N_{0i})} \end{cases} \quad (5)$$

式中: $\hat{\mu}$ 为对数平均值; $\hat{\sigma}$ 为对数标准差; N_{50} 为中值寿命。

计算得到试验件裂纹萌生时 $N_{50} = 9\ 631$ 谱块, $\hat{\sigma} = 0.149$ 。

3.2 对比分析

以试验结果的9631谱块为基准,对3种预测模型的寿命预测结果进行对比分析。结果显示,3种预测模型的计算值均偏大。其中 Wang-Shang 模型的预测结果较好,误差小于10%,SWT模型的误差为144%,而 Morrow-Brown-Miller模型的误差最大,达到320%以上($S = 1.8 \sim 2.8$)。另按单轴低周疲劳的 Mason-Coffin 方程预测疲劳寿命为342945谱块,其误差更大。

由以上的对比分析结果可以看到,若承受多轴载荷的构件按单轴疲劳寿命分析方法进行寿命预测,计算得到的疲劳寿命误差远大于多轴计算模型的预测结果。

分析3种多轴疲劳寿命预测模型计算结果产生误差的主要原因有:

1) 缺少多轴疲劳的材料参数,计算中采用的单轴疲劳参数 b 、 c 及 σ'_f 对预测结果有较大的影响,由分析可知,某些情况下,单轴疲劳参数测试结果的很小误差就可能对多轴预测结果带来较大的变化。

2) 有限元模型简化带来的应力应变误差对疲劳分析结果也会有较大影响。

3) 试验件只有3件,疲劳试验结果的分散性也是产生误差的主要原因之一。

4 结 论

从疲劳寿命计算与试验结果对比分析后可以得出:

1) 对于该类型承受多轴载荷的构件,若按单轴疲劳寿命分析方法对其进行疲劳寿命预测,其结果将会产生较大的误差。

2) Wang-Shang 模型预测结果对于本文研究的这类结构是适用的,计算结果的精度在工程上

是可以接受的,其结果好于 SWT 模型和 Morrow-Brown-Miller 模型。

3) 采用 Morrow-Brown-Miller 模型需要确定合适的 S ,才能得到较好的预测结果,对于本文的实例, S 值的影响不大,但在材料参数缺乏情况下,不便于工程应用。

对于多轴疲劳寿命分析方法研究,在充分进行多轴疲劳理论分析与计算的同时,应加强试验研究,尤其是基础性的材料参数研究,同时也要加强单轴疲劳材料参数在多轴疲劳分析中的应用研究。

参考文献 (References)

- [1] WANG C H, BROWN M W. Life prediction techniques for variable amplitude multi-axial fatigue-Part 2: Comparison with experimental results[J]. ASME Journal of Engineering Materials and Technology, 1996, 118(1): 371-374.
- [2] 王雷, 王德俊. 一种随机多轴疲劳的寿命预测方法[J]. 机械强度, 2003, 25(2): 204-206.
WANG L, WANG D J. Life prediction approach for random multi-axial fatigue[J]. Journal of Mechanical Strength, 2003, 25(2): 204-206 (in Chinese).
- [3] 尚德广, 王德俊. 多轴疲劳强度[M]. 北京: 科学出版社, 2007: 118-129.
SHANG D G, WANG D J. Multi-axial fatigue strength[M]. Beijing: Science Press, 2007: 118-129 (in Chinese).
- [4] DARRELL F S, GARY B M. Multi-axial fatigue[M]. Warrendale: SAE Publication Press, 2000: 79-97.
- [5] 王英玉. 金属材料的多轴疲劳行为与寿命估算[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005: 4-9.
WANG Y Y. Fatigue behavior and fatigue life prediction of metals under multi-axial cyclic loading[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005: 4-9 (in Chinese).
- [6] WANG C H, BROWN M W. Life prediction techniques for variable amplitude multi-axial fatigue-Part 1: Theories[J]. ASME Journal of Engineering Materials and Technology, 1996, 118(1): 367-370.
- [7] 时新红, 张建宇, 鲍蕊, 等. 材料多轴高低周疲劳失效准则的研究进展[J]. 机械强度, 2008, 30(3): 515-521.
SHI X H, ZHANG J Y, BAO R, et al. Development of failure criterion on high-cycle and low-cycle multiaxial fatigue[J]. Journal of Mechanical Strength, 2008, 30(3): 515-521 (in Chinese).
- [8] 张莉, 唐立强, 付德龙. 基于损伤累积理论的多轴疲劳寿命预测方法[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2009, 41(4): 123-125.
ZHANG L, TANG L Q, FU D L. An evaluation method of fatigue life under multi-axial loading based on damage accumulation theory[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2009, 41(4): 123-125 (in Chinese).
- [9] 吴志荣, 胡绪腾, 宋迎东. 多轴载荷下缺口件的疲劳寿命估算方法[J]. 工程力学, 2014, 31(10): 216-221.

- WU Z R, HU X T, SONG Y D. Estimation method for fatigue life of notched specimen under multi-axial loading [J]. *Engineering Mechanics*, 2014, 31(10): 216-221 (in Chinese).
- [10] 尚德广, 姚卫星. 基于临界面法的多轴疲劳损伤参量的研究[J]. *航空学报*, 1999, 20(4): 295-298.
- SHANG D G, YAO W X. Study on multiaxial fatigue damage parameters based on the critical plane approach [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1999, 20(4): 295-298 (in Chinese).
- [11] 吴志荣, 胡绪腾, 宋迎东. 基于最大剪切应变幅和修正 SWT 参数的多轴疲劳寿命预测模型[J]. *机械工程学报*, 2013, 49(2): 59-66.
- WU Z R, HU X T, SONG Y D. Multiaxial fatigue life prediction model based on maximum shear strain amplitude and modified SWT parameter [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2013, 49(2): 59-66 (in Chinese).
- [12] PARK J, NELSON D. Evaluation of an energy-based approach and a critical plane approach for predicting constant amplitude multiaxial fatigue life [J]. *International Journal of Fatigue*, 2000, 22(1): 23-39.
- [13] 邱宝象, 高增梁, 王效贵, 等. 基于有限元法的 16MnR 缺口件疲劳寿命预测方法[J]. *工程力学*, 2010, 27(8): 21-26.
- QIU B X, GAO Z L, WANG X G, et al. A fatigue life prediction method for 16MnR steel notched components based on the finite element method [J]. *Engineering Mechanics*, 2010, 27(8): 21-26 (in Chinese).
- [14] 吴光强, 李运超, 盛云. 后悬架多轴疲劳寿命预测[J]. *同济大学学报*, 2010, 36(6): 881-884.
- WU G Q, LI Y C, SHENG Y. Multiaxial fatigue life prediction of rear suspension [J]. *Journal of Tongji University*, 2010, 36(6): 881-884 (in Chinese).
- [15] 张成成. 复杂应力场下结构高周疲劳寿命分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010: 60-71.
- ZHANG C C. Fatigue life prediction of structures in HCF region under complex stress field [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010: 60-71 (in Chinese).

作者简介:

宋恩鹏 男, 学士, 研究员。主要研究方向: 结构疲劳分析与试验。

Tel.: 024-26784215

E-mail: sep_s@sohu.com

Application of multi-axial fatigue life estimation methods to aircraft structural components

SONG Enpeng^{1,*}, LU Hua¹, HE Gang¹, WANG Mingchun¹, LIU Tianqi², BAO Rui²

(1. Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China;

2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The fatigue life of a typical aircraft structural component, which is subjected to a representative proportional multi-axial stress state, was evaluated using three different multi-axial fatigue life estimation models. Comparisons between the evaluation results obtained by multi- and uni-axial fatigue models and those with the test results were performed. Finite element analysis indicates that plasticity strain is significant on the fatigue critical details when the structure endurance reaches 88% of the peak load, therefore, low-cycle fatigue (LCF) life prediction models are reasonable. Three LCF models based on critical plane theory are selected to estimate the fatigue life of the structure, i. e., Wang-Shang's model, Smith-Watson-Topper (SWT)'s model and Morrow-Brown-Miller's model. Multi-axial fatigue test was also conducted to investigate the validity of the models for engineering application. The comparison results are as follows. The estimated results of the three multiaxial models are all conservative, in which Wang-Shang's model gives a relatively smaller error and is acceptable for such structures. The errors of SWT's model and Morrow-Brown-Miller's model are much greater. For the fatigue assessment of such structural components subjected to multi-axial loading, multi-axial fatigue life estimation methods must be used since the uni-axial fatigue life method will give too dangerous estimation.

Key words: fatigue; multi-axial fatigue; application; aircraft structure; life estimation

Received: 2015-05-20; Accepted: 2015-08-29; Published online: 2015-10-14 16:08

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151014.1608.007.html

* Corresponding author. Tel.: 024-26784215 E-mail: sep_s@sohu.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0359

中国微藻航空煤油制备潜能及 CO₂ 减排



任海涛¹, 郭放¹, 杨晓奕^{1,2,*}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083; 2. 能源与环境国际中心, 北京 100083)

摘 要: 综合考虑中国各地温度变化、水资源和 CO₂ 的供给能力等因素, 分析了中国适合微拟球藻规模化养殖的地区; 根据 2013 年沿海地区燃煤发电排放 CO₂ 量, 结合蓬莱地区微拟球藻规模化养殖的实际数据, 预测了中国微藻的年产量潜力及在现有技术水平下利用这些微藻原料可制备航空煤油的潜力; 并采用全生命周期模型 GREET 计算了微藻航空煤油相比传统石油基航空煤油在全生命周期内可减少 CO₂ 的排放量。结果表明: 目前中国具有每年 8894 万 t 的微藻养殖潜力, 这些微藻共可制备航空煤油 1917 万 t; 与传统航煤相比, 制备 1 t 微藻航空煤油在全生命周期内相比传统航空煤油可降低 CO₂ 排放 2.28 t。

关键词: 微藻; 生物航煤; 燃煤电厂; 生物航煤制备工艺; 全生命周期; CO₂ 减排

中图分类号: V312+.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)05-0912-08

近几年, 中国航空业的快速发展带动了航空煤油的消耗量以每年约 9% 的速度快速增长, 截止到 2012 年底, 中国航空煤油和原油的年需求量已分别达到 1913 万 t 和 4.67 亿 t, 而国内原油产量已经达到了 2 亿 t 的年生产极限^[1-2]。不断增长的需求导致石油的对外依存度逐年升高, 在目前的发展形势下, 这一比例会随着需求量的增加而呈现继续上升的趋势。预计至 2020 年, 航空煤油的需求量将达到 4 000 万 t/年, 中国石油对外依存度将达 60%^[3], 石油供给的能源安全问题将会变得非常突出。大力发展替代燃料将是解决中国所面临能源问题的必行之路。

与陆生植物相比, 微藻的生长过程不占用耕地, 可以在海水、湖水、再生水、甚至条件更恶劣的城市污水中快速生长, 其生长速度远大于陆生的含油作物。单位培养面积下, 微藻的产油率是陆生油料作物(如大豆)的 200~300 倍^[4]。早在 20 世纪 70 年代美国开始的 Aquatic Species Pro-

gram(ASP)项目已经证实了以微藻为原料制备生物燃油替代石油基燃油具有巨大的发展潜力^[5]。

中国由于近些年经济的飞速发展已经成为世界上最大的温室气体排放国, 每年不断攀升的能源消耗量和巨大的温室气体排放量使中国政府兑现在哥本哈根会议上向世界作出减排的重要承诺面临严峻挑战^[6-7]。微藻生长过程中能够直接吸收燃煤电厂排放的 CO₂ 并转化为有机质。因此, 相比其他碳捕捉封存技术, 利用微藻生长过程中的光合作用固定和转化 CO₂ 更加方便、可靠并且也更经济。

本研究以蓬莱地区微拟球藻规模化养殖的实例为依据, 对中国利用燃煤电厂排放烟气进行微藻规模化养殖的潜能; 以微藻原料制备生物航空煤油的潜力; 与传统石油基航空煤油相比, 微藻航煤全生命周期内 CO₂ 减排等 3 个方面进行了分析及预测。

收稿日期: 2015-06-02; 录用日期: 2015-06-26; 网络出版时间: 2015-09-08 11:08

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150908.1108.002.html

基金项目: 国家“863”计划(2012AA052102)

* 通讯作者: Tel.: 010-82317346 E-mail: yangxiaoyi@buaa.edu.cn

引用格式: 任海涛, 郭放, 杨晓奕. 中国微藻航空煤油制备潜能及 CO₂ 减排[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 912-919.
REN H T, GUO F, YANG X Y. Potential production of microalgae aviation fuel and CO₂ emissions reduction in China[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 912-919 (in Chinese).

1 中国微拟球藻规模化养殖分析

1.1 微拟球藻规模化养殖系统及产量

1.1.1 微拟球藻规模化养殖系统

本研究中微拟球藻规模化养殖地位于山东省蓬莱市(N37°44'46.42",E120°37'0.84"),养殖期为每年3月中旬~12月底,藻种由以色列 Seambiotic 公司提供,该培养系统如图1所示:养殖区由84个单池面积为1000 m²,深度为25 cm的开放式跑道培养池组成;微拟球藻生长所需的碳源为国电蓬莱电厂排放的烟气,该电厂共有发电装机66万kW,2013年共燃烧标煤111.8万t,排放CO₂292.9万t,月均排放CO₂24.4万t(当前中国较小规模的燃煤火电厂),培养池与电厂烟气脱硫脱硝处理装置的排放端通过管道相连,由一台功率为55 kW的气泵将处理后的烟气直接泵入所有的培养池;微拟球藻培养液主要为海水,由一台功率为55 kW的水泵将海水通过与渤海相连的管道直接泵入杀菌池,加入NaClO进行细菌和微生物的杀灭处理后再注入各培养池,分别按26.6 g/m³、266 g/m³两种比例加入KH₂PO₄、(NH₄)₂SO₄作为微拟球藻生长所需的营养盐。培养过程中,定期监测培养液中藻株密度,当密度达到1亿个藻株/mL⁻¹(含水率为99.95%左右),即达到收获条件,抽取培养池一半的含藻培养液泵入到离心机,浓缩到密度为500亿个藻株/mL⁻¹(含水率为75%左右),再将浓缩后的藻浆注入蒸汽干燥机,干燥成藻粉(含水率为7%~8%左右)。

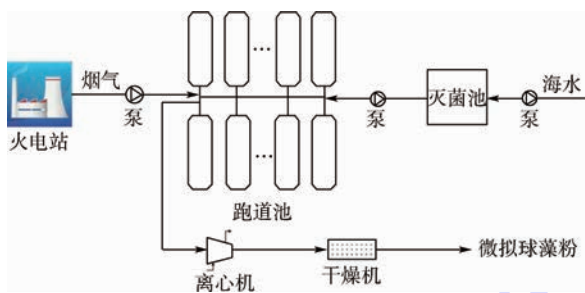


图1 蓬莱微拟球藻规模化养殖系统

Fig.1 Large-scale *Nannochloropsis* cultivation system in Penglai

1.1.2 微拟球藻产量

以月为统计单位,计算出单个培养池月均产量如图2所示,养殖期从3月中旬开始(3月份为半个月的产量),一直到7月,微拟球藻的生长速度逐渐加快,月收获频率及月产量也随之增加;8月份微拟球藻虽仍保持很快的生长速度,但出现了与其他杂藻竞争的现象,在此温度下,微拟球

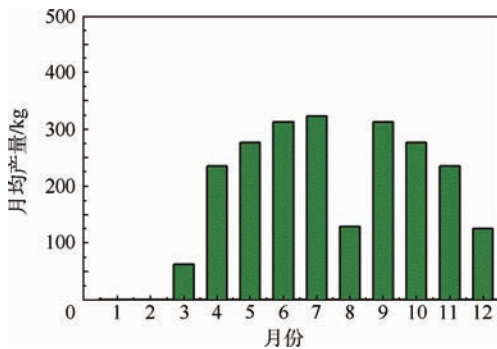


图2 单池(1000 m²)月均产量

Fig.2 Monthly average production in single pond (1000 m²)

藻的竞争力较弱,大约只有30%的培养池能够成功收获,单池的平均收获量大幅降低;从9月开始,气温下降,竞争问题消失,微拟球藻收获率恢复正常,生长周期也逐渐变长,单池的收获率逐渐降低,到12月底,微拟球藻生长停止,养殖期结束。

从图2可计算得出,蓬莱地区在全年的培养周期内(290 d),单池(1000 m²)年产微拟球藻总量为2.339 t,平均每平米培养面积日均产微拟球藻为8.07 g,单位面积的产藻率还比较低。在今后的研究中可以考虑:一方面利用基因工程的手段提高微藻的单位面积产量和油脂的产率^[8];另一方面通过优化微藻生长条件,对当前规模化养殖系统进行升级改造,增加微藻单位面积的产量。

1.2 微拟球藻规模化养殖条件分析

1.2.1 水供给

微拟球藻的培养液主要为经过杀灭微生物和细菌的海水。单个培养期结束后,抽取各培养池一半的含藻培养液(约125 m³)离心浓缩,补充经过杀灭细菌、微生物及营养盐处理的海水到培养池,使培养液池的液面高度达到250 mm,单池培养液总体积约为250 m³。经测量,不同季节注入的海水pH值在7.98~8.3之间变化,夏季pH值稍高,冬季pH值稍低。

1.2.2 CO₂供给

将蓬莱电厂排放的烟气直接注入培养池作为碳源。经测量,注入培养液的烟气温度为30~40℃。烟气的成分组成为:CO₂12.6vol%、O₂6vol%、CO25 mg/m³、NO_x130 mg/m³、SO₂30 mg/m³^[9]。注入烟气后,培养液的pH值逐渐下降。在培养过程中,定期检测培养液的pH值,当pH值低于5.5时,说明注入CO₂的量过大,通过控制阀减少烟气的注入量,保证培养液的pH值在5.5~7.8范围之间变化。

1.2.3 温度的影响

蓬莱2013年气象数据,如图3^[10]所示,蓬莱地区2013年1月~3月中旬,月平均气温在0℃以下,在此温度下,微拟球藻停止生长。从3月中旬开始气温由0℃逐渐上升,直至8月初,日最高气温维持在30℃以上,8月底日最高气温回落到30℃以下,并且逐渐降低,到12月底气温又接近0℃。

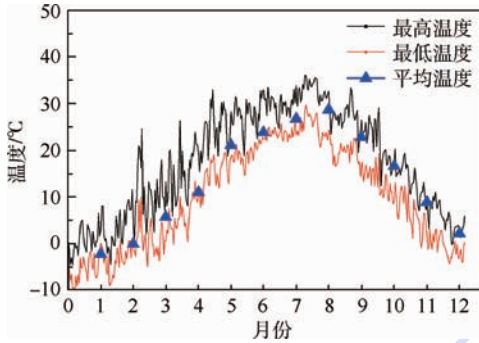


图3 蓬莱2013年气象数据^[10]

Fig. 3 Weather information of Penglai in 2013^[10]

从图2和图3中可以明显看出微拟球藻的生长速度呈现出随着温度的升高而增加,随着温度的降低而减少的显著特征。在20~30℃的温度区间内,微拟球藻生长速度较快,且不易受其他杂藻影响,是规模化养殖的最佳温度区间;温度高于30℃时,微拟球藻培养的成功率仅有30%,单位面积的收获率也随之骤降;温度低于20℃时,微拟球藻的生长速度将随着温度下降而明显降低,温度达到0℃以下时,微拟球藻停止生长。在不同温度区间下,单个培养池塘微拟球藻的月均产量如表1所示,并根据月均产量计算出不同温度区间的产量系数(在单位面积下,相同的培养条件及CO₂供给,取20~30℃温度区间的产量为基准系数1,其他温度区间的产量与基准区间内的产量相除得产量系数)。

表1 不同温度区间微拟球藻单池(1000 m³)产量

Table 1 *Nannochloropsis* production in single pond (1000 m³) in different temperature ranges

温度区间/℃	月均产量/kg	产量系数	日均产量/(g·m ⁻³)
>30	112.5	0.30	3.75
20~30	312.5	1	10.42
10~20	234.375	0.72	7.81
0~10	156.25	0.50	5.21
<0	0	0	0

1.3 微拟球藻成分分析

测量微拟球藻(藻粉)其成分组成,得到结果如表2所示,蛋白质、碳水化合物和脂类等物质分别占细胞干重的40.5wt%、21.9wt%和

26.05wt%;从元素分析来看,以碳元素为主,占到细胞干重的一半以上,达到了50.23wt%,氧和氮元素的含量也相对较高,分别达到了34.57wt%和6.88wt%。

表2 微拟球藻成分

Table 2 *Nannochloropsis* composition

元素组分	含量/wt%
蛋白质	40.5
脂类	21.9
碳水化合物	26.05
C	50.23
H	7.48
O	34.57
N	6.88
S	0.83

2 中国微拟球藻规模化养殖潜力预测

2.1 适合微拟球藻规模化养殖地区分析

微拟球藻的规模化养殖首先需要解决大量供水问题。以蓬莱为例,利用无需支付费用的海水作为培养液,可有效地控制成本并能很好地节省陆地淡水资源。除去海南省,中国大陆共有总长度18000 km的海岸线,从辽宁到广西共跨越11个省、直辖市,这些有着丰富海水资源的地区均具有开展微拟球藻规模化养殖的潜力。

2.2 沿海地区CO₂供给能力

微拟球藻的碳元素含量较高,规模化培养过程中需要大量的碳源,大量、廉价的CO₂供给也是规模化养殖所要考虑的重要因素。大量、廉价的CO₂主要来自化石燃料的燃烧。中国的化石能源消耗情况如表3^[11]所示,主要以煤炭为主,占到总化石能源消耗的70%以上,而煤炭的消耗主要集中在发电领域,占总煤炭消耗的50%以上,并且燃煤发电具有排放稳定且相对集中的特点(百万kW机组正逐渐成为主流)。因此,火电燃煤电站排放的烟气是微拟球藻规模化养殖的理想碳源。

表3 中国化石能源消耗^[11]

Table 3 Consumption of fossil energy in China^[11]

消耗分类	年消耗量/亿t		
	2012年	2011年	2010年
煤炭总消耗	35.26	34.29	31.22
燃煤发电	17.54	17.17	15.25
工业制造	13.25	1282.90	11.88
石油及化工	7.31	7.02	6.37
石油总消耗	4.66	4.39	4.28
天然气总消耗	1.88	1.74	1.43

中国大陆2013年火电CO₂排放如图4^[11]所示。中国的火电发电厂及火电CO₂排放大多集中在经济发达的沿海地区,以2013年为例,沿海地区年燃煤发电所排放的CO₂总量为19.44亿t,随着电力需求量的增加,火电CO₂的排放量也在逐年持续攀升,中国沿海地区具有持续而稳定的CO₂供给能力。

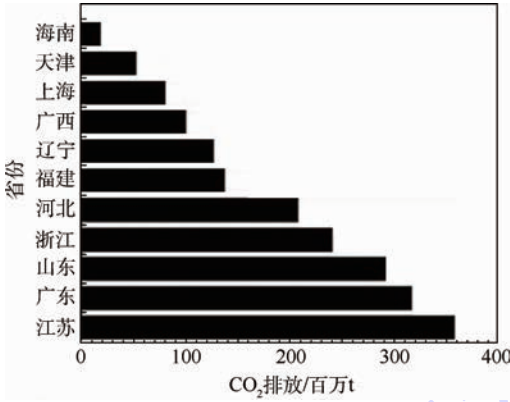


图4 中国大陆2013年火电CO₂排放^[11]

Fig. 4 CO₂ emissions from fossil power plants of Chinese mainland in 2013^[11]

中国沿海地区的11个省、市共有约2 km²(约3000多万亩)的可用滩涂面积^[12],以及靠近大陆的广大近海区域均可开展微拟球藻规模化养殖。

2.3 沿海地区光照、温度分析

微藻作为植物,其生长过程必须依赖光照,在夜间没有光照的情况下,微藻不会自养生长。中国沿海地区从南到北跨越纬度较大,同一地区不同季节平均光照时间不同,夏季光照时间长,冬季光照时间短;同一季节不同地区的平均光照时间也不相同,冬季南方的平均光照时间要长于北方,夏季北方的光照时间要长于南方。为简化计算,本研究假设各地平均每日的光照时间均为12 h。

以蓬莱地区2013年的温度为基准,将沿海各地区最近10年(2004—2014年)的温度数据分别进行平均处理后与蓬莱地区进行对比,情况如图5^[10]所示:除海南、广东、福建等区域外,大部分地区各月平均温度呈现随季节变换而明显变化的特点;在相同的月份,各地月均温度呈现出随着纬度升高而明显降低的趋势,纬度高于蓬莱地区的辽宁省、河北省及天津市等地春、夏两季温度与蓬莱地区相当,而秋、冬季节的平均温度明显偏低,这3个地区单位面积的年总产量将会略低于蓬莱地区,而纬度较低的地区,单位面积的年总产量会不同程度的高于蓬莱地区,更有开展微拟球藻规模化养殖的潜力。

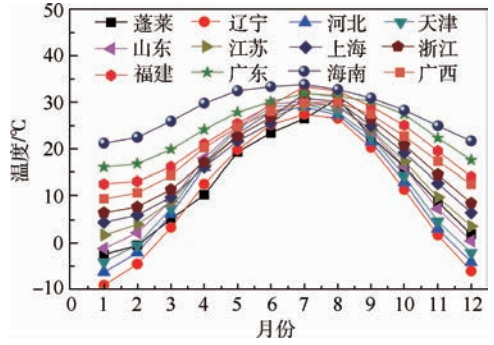


图5 中国沿海地区温度变化^[10]

Fig. 5 Temperature variation in China's coastal provinces^[10]

2.4 微拟球藻产能潜力预测

如式(1),微拟球藻生长过程中每吸收1 mol相对分子量为44的CO₂,将会转化为1 mol相对分子量为用于自身积累。根据微拟球藻的养殖分析,在固定的CO₂通入速率下,单位面积的产量随温度变化而变化,可通过式(2)可以计算出按蓬莱的培养模式各省、市单个培养池(面积1000 m²)的年产量。以2013年沿海各省、市燃煤电厂月均排放的CO₂作为固定供给量,按这些供给量可以保证微拟球藻最佳生长速度时所需的CO₂量来假设培养规模,通过式(3)可求得中国沿海各省市微拟球藻的产能潜力如表4^[11]所示。

表4 微拟球藻养殖潜力^[11]

Table 4 Potential production of *Nannochloropsis* cultivation^[11]

省份	月CO ₂ 排放量/亿t	d ₁	d ₂	d ₃	d ₄	单池年产量/t	微藻年产量/亿t
江苏	0.30	2	2.5	3	2.5	2.46	0.16
广东	0.27	1	3	4	4	2.95	0.17
山东	0.25	2.5	2	2.5	2.5	2.23	0.12
浙江	0.20	3	3	3	2.5	2.74	0.12
河北	0.17	2	2	2.5	2.5	2.13	0.08
福建	0.12	1	3	4	4	2.95	0.07
辽宁	0.11	2	2	2.5	0.5	1.91	0.04
广西	0.08	1	4	4	3	3.11	0.06
上海	0.07	2.5	3	3	2	2.63	0.04
天津	0.04	2	2	2.5	2.5	2.13	0.02
海南	0.02	0	0.5	5.5	6	2.87	0.01
总计	1.63						0.89

$$\text{CO}_2 \rightarrow \text{C} + \text{O}_2 \quad (1)$$

$$W_{\text{single}} = g \cdot (c_1 d_1 + c_2 d_2 + c_3 d_3 + c_4 d_4) \quad (2)$$

$$W_{\text{Na}} = W_{\text{CO}_2} \cdot \frac{M_{\text{C}}}{M_{\text{CO}_2}} \cdot \frac{1}{C} \cdot r \cdot t \cdot (c_1 d_1 + c_2 d_2 + c_3 d_3 + c_4 d_4) \quad (3)$$

式中:W_{single}为各省、市微拟球藻的单池年产量;g为理想温度区间(20~30℃)微拟球藻单池(1000 m²)的月产量,取0.375 t;c₁、c₂、c₃和c₄分别为平均气温在0~10℃、10~20℃、20~30℃和>30℃4个区间微拟球藻的月均产量系数,分别

取 0.5、0.72、1 和 0.3; W_{Na} 为各省、市微拟球藻的年产量潜力; W_{CO_2} 为各省、市 CO_2 的月均排放量; $\frac{M_C}{M_{CO_2}}$ 为 C 与 CO_2 的分子量比; C 为微藻中 C 元素所占的百分比; r 为通入 CO_2 的吸收率, 取 30%^[13]; t 为每日通入 CO_2 的时间占全天时间的比率, 取平均值 50%; d_1 、 d_2 、 d_3 和 d_4 分别为各地年气温在 0~10℃、10~20℃、20~30℃ 和 >30℃ 4 个区间的月数。

3 微藻制备生物航煤潜力预测

3.1 HTL 工艺提取粗油脂

水热液化 (Hydrothermal Liquefaction, HTL) 工艺以含水微藻为原料, 在这种工艺下, 可省去微藻干燥环节的大量耗能。目前, 以微拟球藻为原料通过水热 HTL 工艺提取粗油脂已成为国内外研究热点。HTL 工艺提取微藻油最佳实验条件如表 5 所示。在目前的科研成果中, 以含水微拟球藻为原料, 在不同的 HTL 实验条件下, 粗藻油的产油率在 34%~57% 之间, 粗藻油主要成分为脂肪酸、胺类、含氮杂环化合物、烃类、还含有少量脂类、醇类和酮类化合物, C 含量 75wt% 左右, H 含量 10wt% 左右, O 含量 9wt% 左右, N 含量 3wt% 左右^[14-17]。

表 5 HTL 工艺提取微藻油最佳实验条件

Table 5 Summary of HTL optimal conditions for biocrude oil yield

微拟球藻成分/wt%	实验条件	粗藻油产油率/%	粗藻油粗油成分/wt%
C:57.8, H:8.0, O:25.7, N:8.6	9% (TS); 350℃; 60 min; 20 MPa IP; CH ₂ Cl ₂	35	C:74.7, H:10.6, O:10.4, N:4.3
C:43.3, H:6.0, O:25.1, N:6.4	21% (TS); 350℃; 60 min; 3.5 MPa IP(He); CH ₂ Cl ₂	43	C:76.0, H:10.3, O:9.0, N:3.9
C:43, H:5.97, O:25.8, N:6.3	22% (TS); 350℃; 60 min; Pd/C; 0.7 MPa IP(H ₂); CH ₂ Cl ₂	57	C:76.2, H:10.7, O:9.01, N:3.64
C:55.2, H:6.9, O:33.9, N:2.7	20% (TS); 350℃; 30 min; 丙酮萃取	46	C:77.2, H:9.01, O:8.71, N:2.75
C:43.7, H:7.7, O:29.1, N:7.5	25% (TS); 260℃; 60 min; 丙酮萃取	59	C:74.0, H:10.2, O:9.5, N:5.4

注: TS—混合液中微拟球藻所占质量百分比; IP—初始压力; 产油率=粗藻油质量/干藻质量。

3.2 精制航空煤油

将水热 HTL 工艺得到的粗藻油通过 HRJ 工艺进一步进行加氢精制, 可得到不同组分的生物燃料油。在美国密歇根大学和纽约科技大学进行的研究中, 以产油率为 40% 的粗藻油为原料, 分别采用多种不同催化剂进行了 HRJ 工艺的加氢精制实验, 通过实验结果的对比, 发现 Ru/C + Raney-Ni 作为催化剂的效果最好, 可得到相当于粗藻油 77.2wt% 的生物燃油^[18]。

将精制后的生物燃油进一步分馏后得到了以煤油为主的不同组分生物燃料油, 如表 6 所示。

表 6 微藻粗油精制获得燃料油组成

Table 6 Fuel composition obtained from microalgae crude oil refinement

类别	燃料油/wt%
汽油	15
煤油	69.8
柴油	8.8
其他	6.4

3.3 航煤制备潜力预测

本研究假设工业化生产中粗藻油的产油率为 40% (C 为 75wt% 左右, H 为 10wt% 左右, O 为 9wt% 左右, N 为 3wt% 左右), HRJ 工艺后的藻油得油率为 77.2%, 通过式 (4)~式 (6) 及表 6, 可预测在目前的技术水平下, 微藻规模化养殖工业化制备航空煤油、汽油和柴油的量分别为 1917 万 t、412 万 t 和 242 万 t。

航空煤油、汽油和柴油产量预测公式分别为

$$W_H = T_{algae} \cdot r_{HTL} \cdot r_{HRJ} \cdot K_1 \quad (4)$$

$$W_Q = T_{algae} \cdot r_{HTL} \cdot r_{HRJ} \cdot K_2 \quad (5)$$

$$W_C = T_{algae} \cdot r_{HTL} \cdot r_{HRJ} \cdot K_3 \quad (6)$$

式中: T_{algae} 为微藻的产量潜力; r_{HTL} 为水热 HTL 工艺下, 粗藻油的提油率, 取 40%; r_{HRJ} 为 HRJ 工艺下, 生物燃油的产油率, 取 77.2%; K_1 、 K_2 和 K_3 分别为生物燃油中煤油、汽油和柴油的比例。

4 全生命周期降低 CO₂ 排放分析

以美国阿贡国家实验室全生命周期计算模型 GREET 为基础数据库, 将本研究中微拟球藻规模化养殖的实际数据代入基础库中进行计算, 分别计算出制备传统石油基航空煤油和微藻航空煤油 1 MJ 能量的燃油在全生命周期内排放 CO₂ 量。如图 6 所示, 微藻航空煤油相比传统航空煤油减少 CO₂ 排放 53.29 g/MJ, 这主要是由于微藻在生长过程会吸收大量的 CO₂, 导致在全生命周期内 CO₂ 排放量的降低。

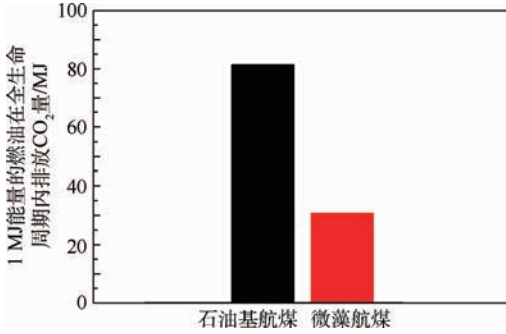


图6 CO₂ 排放对比

Fig. 6 Comparison of CO₂ emissions

航空煤油的热值大约为 $42.8 \times 10^3 \text{ MJ/t}^{[19]}$, 由式(7)计算得到以微藻为原料制备 1t 生物航空煤油最低可减少 CO₂ 排放 2.28 t。

$$W_{\text{CO}_2\text{-J}} = Q_{\text{jet-fuel}} \cdot D_{\text{CO}_2\text{-P}} \quad (7)$$

式中: $W_{\text{CO}_2\text{-J}}$ 表示 1 t 微藻航煤减排量; $Q_{\text{jet-fuel}}$ 表示 1 t 航空煤油的热值, MJ; $D_{\text{CO}_2\text{-P}}$ 表示制备 1 MJ 微藻航煤比传统航煤减少 CO₂ 排放量。

分别假设按各省市微拟球藻养殖潜能的 10%、20%、30% 和 50% 比例可制备航空煤油量、需要占地的总面积及减少 CO₂ 排放量如表 7 所示。

表 7 微藻航煤减少 CO₂ 排放潜力

Table 7 Reduction potential of CO₂ emissions using microalgae aviation fuel

潜力利用率/%	生物航煤产量/百万 t	占地面积/百万亩	减少 CO ₂ 排放量/百万 t
10	1.92	5.27	4.38
20	3.84	10.54	8.76
30	5.76	15.81	13.13
50	9.60	26.35	21.89

5 结论

1) 按 2013 年沿海地区燃煤发电排放 CO₂ 的能力进行计算, 中国每年可生产微藻藻粉 8 894 万 t, 在目前的技术水平条件下, 以这些微藻为原料可制备生物航空煤油 1 917 万 t, 同时可制备汽油 412 万 t、柴油 242 万 t。

2) 分别按各省市潜力的 10%、20%、30%、50% 的比例制备微藻航空煤油可有效减少 CO₂ 排放 438、876、1313 和 2 189 万 t。

随着未来微藻规模化养殖及转化生物航空煤油技术水平和工艺流程的优化提高, 以微藻为原料制备航空煤油及降低温室气体的排放具有更广阔的前景和发展空间。

致谢 感谢烟台海融生物技术有限公司为本研究提供的支持。

参考文献 (References)

- [1] 唐旭, 张宝生, 邓红梅, 等. 基于系统动力学的中国石油产量预测分析[J]. 系统工程理论与实践, 2010, 30(2): 207-212.
TANG X, ZHANG B S, DENG H M, et al. Forecast and analysis of oil production in China based on system dynamics[J]. Systems Engineering-Theory & Practice, 2010, 30(2): 207-212 (in Chinese).
- [2] 张彤, 张文琴, 王渊, 等. 中国石油供应安全状态分析与风险预警[J]. 中国石油大学学报(社会科学版), 2014, 30(2): 1-7.
ZHANG T, ZHANG W Q, WANG Y, et al. Analysis and warning on Chinese oil supply security[J]. Journal of China University of Petroleum (Edition of Social Sciences), 2014, 30(2): 1-7 (in Chinese).
- [3] 罗艳托, 朱海龙, 程俐, 等. 中国航空煤油市场现状分析与趋势预测[J]. 国际石油经济, 2009, 17(7): 15-18.
LUO Y T, ZHU H L, CHENG L, et al. Current situation analysis and trend forecast of China's aviation kerosene market[J]. International Petroleum Economics Monthly, 2009, 17(7): 15-18 (in Chinese).
- [4] CHISTI Y. Biodiesel from microalgae[J]. Biotechnology Advances, 2007, 25(3): 294-306.
- [5] 胡洪营, 李鑫, 于茵, 等. 藻类生物质能源——基本原理、关键技术与发展路线图[M]. 北京: 科学出版社, 2011: 1-20.
HU H Y, LI X, YU Y, et al. National algal biofuels technology roadmap[M]. Beijing: Science Press, 2011: 1-20 (in Chinese).
- [6] 柳亚琴, 赵国浩. 节能减排约束下中国能源消费结构演变分析[J]. 经济问题, 2015(1): 27-33.
LIU Y Q, ZHAO G H. The evolution analysis of China's energy consumption structure in the constraints of energy-saving and carbon emissions reduction[J]. On Economic Problems, 2015(1): 27-33 (in Chinese).
- [7] 岳立, 张娜娜. 能源效率、技术进步与 CO₂ 排放相关关系研究——基于 1978—2010 年时间序列数据分析[J]. 石家庄学院学报, 2015, 17(1): 48-53.
YUE L, ZHANG S N. A correlative study of energy efficiency, technical progress and CO₂ emission: Based on analysis of 1978-2010 time series data[J]. Journal of Shijiazhuang University, 2015, 17(1): 48-53 (in Chinese).
- [8] 潘克厚, 韩吉昌, 朱葆华, 等. 基因工程在提高微藻生产生物柴油能力中的应用前景[J]. 海洋湖沼通报, 2012(2): 33-43.
PAN K H, HAN J C, ZHU B H, et al. The application of genetic engineering in improving the ability of microalgae for biodiesel production[J]. Transactions of Oceanology and Limnology, 2012(2): 33-43 (in Chinese).
- [9] ZHU B H, SUN F Q, YANG M, et al. Large-scale biodiesel production using flue gas from coal-fired power plants with *Nannochloropsis* microalgal biomass in open raceway ponds[J]. Biore-source Technology, 2014, 174: 53-59.
- [10] 彭建, 王仰麟. 中国沿海滩涂的研究[J]. 北京大学学报(自然科学版), 2000, 36(6): 832-839.

- PENG J, WANG Y L. A study on shoaly land in China[J]. *Acta Scientiarum Naturalium Universitatis Pekinensis*, 2000, 36(6):832-839 (in Chinese).
- [11] 中国2013年气象数据[EB/OL]. 北京:中国气象科学数据共享服务网, 2014 [2015-05-17]. <http://cdc.nmic.cn/home.do>.
China meteorological data in 2013 [EB/OL]. Beijing: China Meteorological Data Sharing Service System, 2014 [2015-05-17]. <http://cdc.nmic.cn/home.do> (in Chinese).
- [12] 中国化石能源消耗[EB/OL]. 北京:中华人民共和国国家统计局, 2015 [2015-05-17]. <http://www.stats.gov.cn>.
Chinese fossil energy consumption [EB/OL]. Beijing: National Bureau of Statistics of China, 2015 [2015-05-17]. <http://www.stats.gov.cn> (in Chinese).
- [13] CHENG J, YANG Z B, HUANG Y, et al. Improving growth rate of microalgae in a 1 191 m² raceway pond to fix CO₂ from flue gas in a coal-fired power plant content [J]. *Bioresource Technology*, 2015, 190:235-241.
- [14] BROWN T M, DUAN P G, SAVAGE P E, et al. Hydrothermal liquefaction and gasification of *Nannochloropsis* sp [J]. *Energy Fuels*, 2010, 24(6):39-46.
- [15] DUAN P G, SAVAGE P E. Hydrothermal liquefaction of a microalga with heterogeneous catalysts [J]. *Industrial & Engineering Chemistry Research*, 2011, 50(1):52-61.
- [16] TOOR S S, REDDY H, DENG S G, et al. Hydrothermal liquefaction of *Spirulina* and *Nannochloropsis salina* under subcritical and supercritical water conditions [J]. *Bioresource Technology*, 2013, 131:413-419.
- [17] LI H, LIU Z D, ZHANG Y H, et al. Conversion efficiency and oil quality of low-lipid high-protein and high-lipid low-protein microalgae via hydrothermal liquefaction [J]. *Bioresource Technology*, 2014, 154:322-329.
- [18] BAI X J, DUAN P G, XU Y P, et al. Hydrothermal catalytic processing of pretreated algal oil: A catalyst screening study [J]. *Fuel*, 2014, 120:141-149.
- [19] 陶志平, 龚冬梅, 张翠君, 等. 3号喷气燃料: GB 6537—2006 [S]. 北京:中国国家标准化管理委员会, 2006:1-5.
TAO Z P, GONG D M, ZHANG C J, et al. No. 3 jet fuel: GB 6537—2006 [S]. Beijing: China National Standardization Technical Management Committee, 2006:1-5 (in Chinese).

作者简介:

任海涛 男, 博士研究生, 工程师。主要研究方向: 航空替代燃料。

Tel.: 010-82313103

E-mail: renhaitao@buaa.edu.cn

郭放 女, 博士研究生。主要研究方向: 航空燃料排放评价。

E-mail: guofang0101@163.com

杨晓奕 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 航空替代燃料。

Tel.: 010-82317346

E-mail: yangxiaoyi@buaa.edu.cn

Potential production of microalgae aviation fuel and CO₂ emissions reduction in China

REN Haitao¹, GUO Fang¹, YANG Xiaoyi^{1,2,*}

(1. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Energy and Environment International Centre, Beijing 100083, China)

Abstract: Based on the variation of temperature and the available supply of water resource and carbon dioxide, the appropriate location for *Nannochloropsis* cultivation in China was investigated in this study. The potential of microalgae and microalgae aviation fuel annual yield is also predicted according to carbon dioxide emissions from coal-fired power plant and the data of *Nannochloropsis* cultivation at Penglailin 2013. The results of life-cycle analysis model GREET indicate that the microalgae aviation fuel could reduce the carbon dioxide emission compared with the fossil aviation fuel in life cycle assessment. China could produce 88.94 million t microalgae that could be converted to 19.17 million t aviation fuel every year. Compared with the fossil aviation fuel, production of one t of microalgae aviation fuel can reduce 2.28 t of carbon dioxide emissions according to the assessment of the whole life cycle.

Key words: microalgae; bio-aviation fuel; coal-fired power plant; bio-aviation fuel fabrication process; life cycle assessment; carbon dioxide emissions reduction

Received: 2015-06-02; **Accepted:** 2015-06-26; **Published online:** 2015-09-08 11:08

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150908.1108.002.html

Foundation item: National High-tech Research and Development Program of China (2012AA052102)

* **Corresponding author.** Tel. : 010-82317346 E-mail: yangxiaoyi@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0356



磁场梯度张量测量法消除卫星磁干扰

张艺腾^{1,2}, 李磊^{1,*}, 周斌¹, 王劲东¹, 冯永勇¹

(1. 中国科学院国家空间科学中心 空间天气学国家重点实验室, 北京 100190; 2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘 要: 在调查了消除卫星本体对磁场探测造成磁干扰的方法基础上, 采用磁场梯度张量测量法替代传统的双探头梯度测量法消除卫星磁干扰, 通过仿真分析和实测验证重点考察了基于欧拉反褶积算法的构造指数、伸杆长度与背景磁场反演误差之间的关系。仿真结果表明: 对于本体边长 1 m 总剩磁 $1 \text{ A} \cdot \text{m}^2$ 的卫星而言, 磁场梯度张量测量法在 1~2 m 的较短伸杆条件下, 背景磁场反演误差较大; 在 3 m 以上的较长伸杆条件下, 具有较高的背景磁场反演精度, 4 m 条件下反演精度约 0.5 nT。在长伸杆条件下, 磁场梯度张量测量法比双探头梯度测量法的背景磁场反演精度提高约 3 倍。

关键词: 梯度张量测量; 双探头梯度测量; 卫星磁干扰; 欧拉反褶积算法; 卫星伸杆
中图分类号: V416.5; V423.4⁺¹

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)05-0920-07

在卫星上搭载磁力仪开展磁场探测是研究空间环境与空间物理的重要手段, 同时也是确定卫星姿态和开展磁自主导航的重要手段^[1-3]。在众多开展空间磁场测量的任务中, 国际上有代表性的卫星主要有: Cluster、ACE 和 CHAMP 等, 国内开展磁场探测的卫星主要有: 双星和电磁监测试验卫星。在轨运行期间, 卫星本体产生多种不稳定的干扰磁场, 开展磁场探测就一定要消除这些干扰磁场, 但是这些磁场干扰与卫星各部件的材料、工作状态、所处的背景磁场和自身运动的姿态等都有关系, 卫星的磁干扰很难预先消除^[4]。因此, 开展高精度磁场测量的卫星通常采用将磁力仪安装在伸杆顶端的方式, 使磁力仪远离卫星本体以减少平台磁干扰的影响^[5], 或者结合某些磁场模型进一步去除卫星本体的磁干扰。

根据不同的卫星设计和探测数据精度要求, 消除卫星磁干扰的方法大体分为:

1) 多点测量结合模型算法。最常见的方法是双探头梯度测量法, 该方法利用伸杆使磁力仪远离卫星本体, 利用近似点源磁场随距离 3 次方衰减的规律消除卫星本体磁干扰^[6]。此方法计算简单, 使用广泛, 但是磁力仪伸杆对卫星提出了一定的要求。

2) 对卫星进行磁测。通过磁测建立卫星整星或者部件的磁源模型, 进而在探测数据中逐一减去卫星的磁干扰。这种方法地面磁测过程复杂, 对磁测精度要求高^[7], 而且由于地面磁测无法完全模拟在轨运行状态, 最终可能导致在轨数据精度较低。

3) 卫星旋转拟合数据。利用卫星在外磁场中的旋转, 获得多姿态下的磁场探测数据, 通过测量数据与外部磁场数据的拟合消除磁干扰并获得背景磁场^[8-9]。这种方法通常对外部磁场有较高要求, 在近地轨道上, 通常采用地磁模型计算外部磁场, 进行拟合, 误差较大。

收稿日期: 2015-06-01; 录用日期: 2015-08-26; 网络出版时间: 2015-12-17 11:33

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151217.1133.017.html

基金项目: 国家自然科学基金(41404146); 民用航天“十二五”预先研究项目

* 通讯作者: Tel.: 010-62586413 E-mail: lil@nssc.ac.cn

引用格式: 张艺腾, 李磊, 周斌, 等. 磁场梯度张量测量法消除卫星磁干扰[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 920-926.
ZHANG Y T, LI L, ZHOU B, et al. Eliminating magnetic disturbance of satellites by method of magnetic field gradient tensor measurement[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 920-926 (in Chinese).

4) 综合使用多种方法进行数据处理。充分考虑卫星自身特点,采用多种方法(包括在轨滤波、建立局部模型和前述 3 类方法等方法)结合消除卫星磁干扰。这种方法通常需要较多的人工干预^[10]。

磁场梯度张量测量法与最常见的双探头梯度测量法均属于第 1 类方法。后者通过 2 点磁场测量消除卫星磁干扰,前者通过多点磁场测量获得磁场梯度张量,再利用一定算法消除卫星磁干扰,在本文中采用欧拉反褶积算法进行计算。该算法诞生于 20 世纪 80 年代,源于欧拉齐次方程,是一种磁源定位算法^[11],广泛应用于地质测量与深海沉船定位测量^[12],也应用于卫星整星的磁源分布分析等领域^[13-14]。该方法利用欧拉方程建立磁场衰减模型,拟合磁源的位置并消除干扰磁场,其优点在于模型简单,计算速度较快。

本文创新性地提出了利用磁场梯度张量测量法在轨消除卫星磁干扰并获得背景磁场的方法。本文通过仿真分析,讨论了欧拉反褶积算法中的构造指数、背景磁场反演误差与卫星伸杆长度之间的关系,并对比了该方法与传统的双探头梯度测量法消除磁干扰的优劣。

1 磁场梯度张量的测量

在卫星伸杆上布设多点矢量磁力仪,形成测量阵列,就可以得到磁场的梯度张量:

$$\mathbf{G} = \nabla \begin{bmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial B_x}{\partial x} & \frac{\partial B_y}{\partial x} & \frac{\partial B_z}{\partial x} \\ \frac{\partial B_x}{\partial y} & \frac{\partial B_y}{\partial y} & \frac{\partial B_z}{\partial y} \\ \frac{\partial B_x}{\partial z} & \frac{\partial B_y}{\partial z} & \frac{\partial B_z}{\partial z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{xx} & B_{yx} & B_{zx} \\ B_{xy} & B_{yy} & B_{zy} \\ B_{xz} & B_{yz} & B_{zz} \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: \mathbf{B} 为磁场矢量; \mathbf{G} 为磁场梯度张量; B_j 为磁场矢量在 j 方向的分量; B_{ij} 为磁场分量 B_j 在 i 方向的偏导数, $i, j = x, y, z$ 。

在通常情况下,空间电流密度在磁力仪阵列的小空间区域内的积分电流非常微弱,对磁场旋度的影响远小于磁场测量误差对磁场旋度的影响,所以不妨忽略空间电流,则由麦克斯韦方程组可知:

$$\begin{cases} \nabla \cdot \mathbf{B} = 0 \\ \nabla \times \mathbf{B} = 0 \end{cases} \rightarrow \begin{cases} B_{xx} + B_{yy} + B_{zz} = 0 \\ B_{xy} = B_{yx} \\ B_{xz} = B_{zx} \\ B_{yz} = B_{zy} \end{cases} \quad (2)$$

此时磁场梯度张量的 9 个分量中只有 5 个分量是独立的,因此,通过测量空间磁场 3 个分量在 2 个方向上的偏导数可以得到磁场梯度张量中的 6 个分量,进而得到该空间位置的磁场梯度张量。非共线的 3 个测点构成了一个测量平面,可以计算磁场 3 分量在该平面内的 2 个正交方向上的偏导数,获得它们中心位置的磁场矢量及梯度张量。如在伸杆上布设 4 个矢量磁力仪,形成正四面体构型,每 3 个顶点可以获得该三角形中心位置处的磁场矢量和梯度张量,并最终获得 4 个位置的磁场矢量和梯度张量。

为了获得多个位置的磁场矢量和梯度张量,可以采用不同数目的和不同排列方式的多测点阵列,在本文中仅以 4 测点构成正四面体为例进行仿真计算。

2 欧拉反褶积算法

如果一个实函数 f 对任何系数 t 均满足:

$$f(tx, ty, tz) = t^m f(x, y, z) \quad (3)$$

则称 f 为 m 次欧拉齐次函数。两侧对 t 求微分后,令 $t = 1, m = -N$,可得欧拉方程:

$$(x - x_0) \frac{\partial f}{\partial x} + (y - y_0) \frac{\partial f}{\partial y} + (z - z_0) \frac{\partial f}{\partial z} = -N(f - b) \quad (4)$$

式中: (x_0, y_0, z_0) 为磁源的位置; (x, y, z) 为探测点的位置; f 为探测点的合成磁场; b 为背景磁场;系数 N 为构造指数, N 的取值与磁源的形状、强度和分布均有关系, N 的实质是磁场在空间的衰减指数。点磁源对应 $N = 3$,平面磁棒对应 $N \approx 2$,无限大薄片磁体对应 $N = 1$ 。形状复杂的磁源,可以看作一系列点线板状磁源的组合。

卫星本体的磁源在其周围产生磁场,该磁场的强度随距离增加而衰减,磁力仪探测得到卫星磁场与背景磁场的合成场。

当磁场 f 的矢量测量值为 B_x, B_y 和 B_z ,背景磁场 b 的矢量分量为 b_x, b_y 和 b_z 时,式(4)变为

$$\begin{cases} (x - x_0)B_{xx} + (y - y_0)B_{yy} + (z - z_0)B_{zz} = -N(B_x - b_x) \\ (x - x_0)B_{yx} + (y - y_0)B_{yy} + (z - z_0)B_{yz} = -N(B_y - b_y) \\ (x - x_0)B_{zx} + (y - y_0)B_{zy} + (z - z_0)B_{zz} = -N(B_z - b_z) \end{cases} \quad (5)$$

将式(5)写成矩阵形式,整理可得

$$\begin{bmatrix} B_{xx} & B_{xy} & B_{xz} & N & 0 & 0 \\ B_{yx} & B_{yy} & B_{yz} & 0 & N & 0 \\ B_{zx} & B_{zy} & B_{zz} & 0 & 0 & N \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \\ b_x \\ b_y \\ b_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} xB_{xx} + yB_{xy} + zB_{xz} + NB_x \\ xB_{yx} + yB_{yy} + zB_{yz} + NB_y \\ xB_{zx} + yB_{zy} + zB_{zz} + NB_z \end{bmatrix} \quad (6)$$

如果把式(6)中的 x_0 、 y_0 、 z_0 、 b_x 、 b_y 和 b_z 均视为待定系数,其他项视为自变量和因变量,则可以将式(6)整理为3组式(7)形式的方程:

$$x_0x_1 + y_0x_2 + z_0x_3 + b_x x_4 + b_y x_5 + b_z x_6 = y \quad (7)$$

式中:自变量 x_1 、 x_2 、 x_3 、 x_4 、 x_5 和 x_6 和因变量 y 均是磁场矢量、张量、测点位置和 N 的函数,待定系数是需要反演确定的参数。该线性方程可以简记为

$$AX = Y \quad (8)$$

当各测量点每获得一组磁场矢量 (B_x , B_y ,

B_z) 和梯度张量 $\begin{bmatrix} B_{xx} & B_{xy} & B_{xz} \\ B_{yx} & B_{yy} & B_{yz} \\ B_{zx} & B_{zy} & B_{zz} \end{bmatrix}$ 数据时,结合测量

点的坐标 (x, y, z) 和构造指数 N , 就获得3组自变量 X 与因变量 Y , 并建立3组形如式(8)的方程。其中 N 代表测点处实际的磁场衰减率,在 N 的真实值未知时,通常根据不同的磁源分布预设其取值,第3.1节中将阐述 N 如何取值。当获得 n 组数据时,就获得了 $3n$ 组线性方程(8)。采用最小二乘拟合方法解线性方程(8),获得其中的待定系数 A 项。

3 数值仿真

卫星运行在近地轨道,假定其本体外包络为边长1m的正方体。在卫星本体坐标系中假定外部磁场为(30 000, 1 000, 35 000) nT。卫星伸杆位于其某个侧面上且垂直该侧面,伸杆的延长线通过卫星的中心。4台矢量磁力仪位于伸杆顶端构成边长0.6m正四面体,测量并获得各三角形中心的磁场矢量和梯度张量,构成4个间距0.2m的正四面体数据点(这4个点简称为数据点)。在卫星的本体内预设17个变化的磁源以模仿卫星不断变化的磁干扰:卫星的中心预设一个变化范围为0~10 A·m²的主磁矩偶极子,磁矩方向随机;卫星的8个顶点、顶点与卫星中心连线的8个中点分别预设一个磁矩不大于1 A·m²的磁

偶极子,磁矩方向和大小随机变化。磁源的位置、磁力仪的位置关系如图1所示,其中,伸杆长度为其远端点到卫星中心的距离。

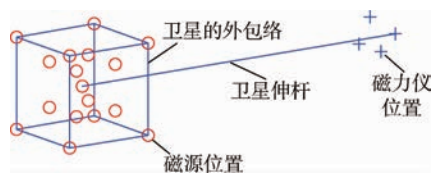


图1 卫星磁源与磁力仪的位置

Fig. 1 Positions of magnetometers and satellite magnetic sources

根据预先建立的卫星磁干扰磁源模型与预先设定的背景磁场,正演计算4个数据点受到磁干扰的磁场测量数据,对应的式(6)中磁场矢量测量值 B_x 、 B_y 和 B_z 。在第3.1节中,将这些受到磁干扰的数据并作为探测数据开展反演计算,消除卫星磁干扰获得背景磁场,在第3.2节中对比几种反演方法,考察反演计算中误差的来源以及对伸杆的要求。

3.1 最佳构造指数 N_0 与卫星伸杆长度

构造指数 N 代表磁场在空间中的衰减指数,当卫星磁源发生变化时,构造指数也随之变化。从0~5扫描 N 的取值,根据不同的 N 值反演背景磁场,与预先设定的磁源模型及背景磁场对比,确定反演误差。当反演误差最小时,构造指数 N 的取值定义为最佳构造指数 N_0 。欧拉反褶积算法在各数据点采用统一的构造指数进行反演计算,而各数据点处的真实构造指数是有差异的,所以最佳构造指数的物理意义是对各数据点整体的磁场衰减指数即构造指数的最佳估计。图2描述了伸杆长度为1m时,最佳构造指数与磁源变化的关系。在图2中,可以看到磁源(包括磁源的方向、强度)发生变化时(变化频率1 Hz),最佳构造指数 N_0 随之变化。

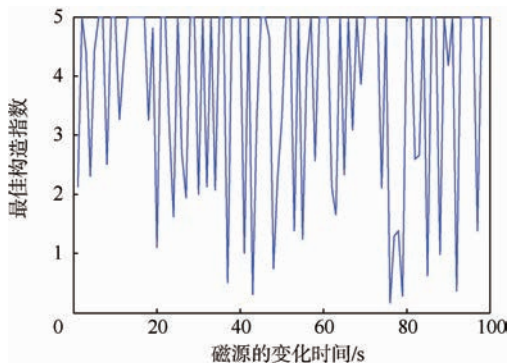


图2 最佳构造指数与磁源变化的关系

Fig. 2 Relationship between the best structural index and changing magnetic source

图 3 为某组随机磁源分布下,最佳构造指数与中心变化磁矩的关系。在图 3 中,卫星中心偶极子的强度发生变化时, N_0 随之变化,磁矩方向反向时引起了 N_0 的跃变。这是因为磁源分布的变化,改变了各数据点的构造指数,进而改变了它们整体的最佳估计——最佳构造指数。

图 4 对比了 1 m 伸杆条件下,采用最佳构造指数 N_0 和固定构造指数 $N = 3$ 的条件下,背景磁场反演误差随卫星中心磁矩变化的曲线。图 4 中,构造指数取固定值 3,其物理意义为将磁源视为点源。从图 4 可以看到,固定构造指数为 3 时,反演误差非常大,采用最佳构造指数时,误差有所下降,但是反演误差仍然很大。在较短伸杆条件下,磁源并不能近似为点源,采用 $N = 3$ 不能很好地反映数据点位置的磁源磁场的实际衰减率;同时由于伸杆较短,各数据点的构造指数差异较大,即使是最佳构造指数也不能精确地反映数据点间整体的磁场衰减规律,但最佳构造指数是比固定构造指数更贴近实际的整体磁场衰减评估指数。

由此可见,构造指数的取值对反演精度有很大的影响,采用最佳构造指数 N_0 进行反演有利于提高背景磁场反演的数据精度。

N_0 的取值不仅与磁源的分布相关,也与数据点的位置相关,也就是与伸杆长度相关。图 5 为在一定磁源分布条件下,最佳构造指数与伸杆长度之间的关系。

当卫星的伸杆较长时,在伸杆顶端,卫星磁源产生的异常磁场近似于点源产生的磁场,伸杆顶端附近各数据点的构造指数趋于一致,最佳构造指数 N_0 趋近于 3。由于数据点构造指数的一致性得到了提高,欧拉反褶积算法反演背景磁场的精度也会有所提高。图 6 对比了在卫星伸杆长度为 4 m 的条件下,采用最佳构造指数 N_0 和固定构造指数 $N = 3$ 时,背景磁场反演误差随卫星中心磁矩变化的曲线。

对比图 6 与图 4,采用较长伸杆的磁场探测的反演误差大大下降了。而且在图 6 中,2 条误差曲线相差很小,说明在较长伸杆条件下,由于最佳构造指数趋近于 3,可以采用固定构造指数 $N = 3$ 反演背景磁场。

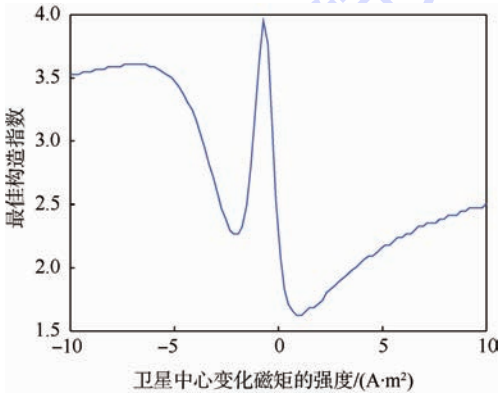


图 3 某组随机磁源分布下,最佳构造指数与中心变化磁矩的关系

Fig. 3 Relationship between the best structural index and central changing magnetic moment, under a case of random magnetic sources distribution

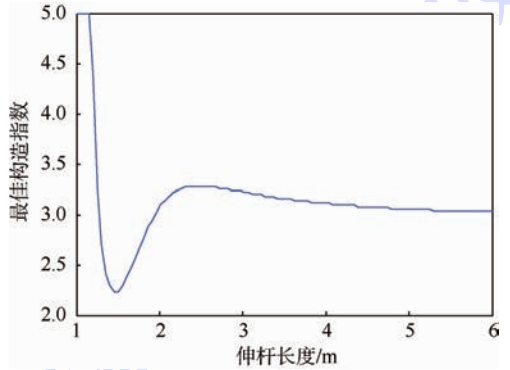


图 5 最佳构造指数与伸杆长度的关系

Fig. 5 Relationship between the best structural index and boom length

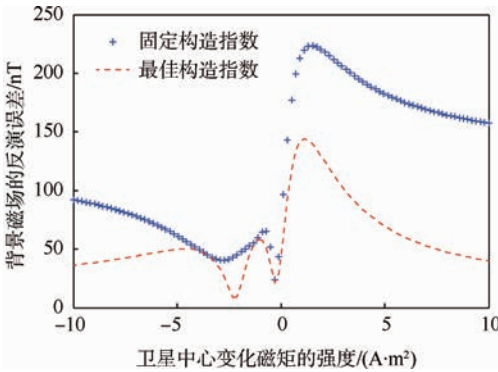


图 4 不同构造指数的背景磁场的反演误差

Fig. 4 Changes of error in background magnetic field inversion with different structural indices

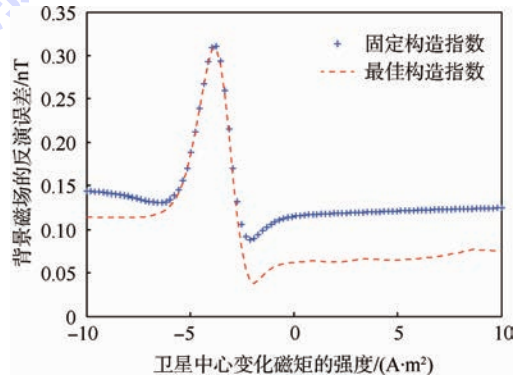


图 6 4 m 伸杆条件下不同构造指数背景磁场的反演误差

Fig. 6 Background magnetic field inversion error versus different structural indices in case of 4 m boom length

最佳构造指数 N_0 是数据点位置磁源磁场衰减率的最佳估计,可以通过以下手段获得:①对卫星部件进行磁测,建立磁源的分布模型;②对卫星整星进行磁测,通过磁测数据计算卫星各工况下的 N_0 。2种方法都离不开卫星磁测,依据磁测结果建立磁源模型,确定测点处的 N_0 。在卫星无法进行全面磁测时,则需要采用长伸杆,这样在距离磁源较远的区域内,磁场的衰减率基本上与点源相同,使用一个统一的构造指数 $N = 3$,对于各数据点均是适用的。

3.2 磁场梯度张量测量法与双探头梯度测量法的对比

在磁场探测中较为常见的双探头梯度测量法,采用较长的卫星伸杆(2.5倍于卫星本体尺寸的距离)^[15],假设卫星磁源近似为点源,基于点源磁场强度随距离的3次方衰减的规律,利用双探头矢量磁场数据消除卫星磁干扰。其计算公式为

$$\mathbf{B}_0 = \frac{\mathbf{B}_1 L_1^2 - \mathbf{B}_2 L_2^2}{L_1^2 - L_2^2} \quad (9)$$

式中: \mathbf{B}_0 为背景磁场矢量; \mathbf{B}_1 和 \mathbf{B}_2 分别为2个探头的探测磁场矢量; L_1 和 L_2 分别为2个探头到卫星中心的距离^[5]。

利用磁场梯度张量及 $N = 3$ 的欧拉反褶积算法消除磁干扰同样需要采用一定长度的伸杆,使磁力计远离卫星本体,但是由于拥有更多的数据源和更高阶的磁场信息,并考虑了更多的约束条件,其背景磁场的反演精度较高。

测量系统的误差设置:根据目前磁强计的研制和标定水平,在地磁场条件下高精度矢量磁强计的单轴测量精度可能达到 0.01 nT ,矢量磁强计正交性标定及刚性平台上两磁强计之间相对安装姿态的标定可能达到 0.001° 。

当卫星本体预设的17个磁源的总磁矩为 $1 \text{ A} \cdot \text{m}^2$ 时(各个磁源的等效偶极子磁矩平方和的平方根为 $1 \text{ A} \cdot \text{m}^2$),磁场梯度张量测量法与双探头梯度测量法的背景磁场反演误差随伸杆长度的变化关系如图7与图8所示。

图7及图8展示了磁场梯度张量测量法与双探头梯度测量法的3个算例的背景磁场反演误差随伸杆长度的变化。其中误差曲线的纵坐标轴在左侧,横坐标表示伸杆相对于卫星本体尺度的归一化长度,伸杆长度的起点在卫星中心,在本例中卫星本体尺度为 1 m 。图7和图8中:固定指数张量法采用固定构造指数 $N = 3$ 的欧拉反褶积算法;最佳指数张量法采用最佳构造指数 N_0 的欧拉反褶积算法;双探头法采用双探头梯度算法。

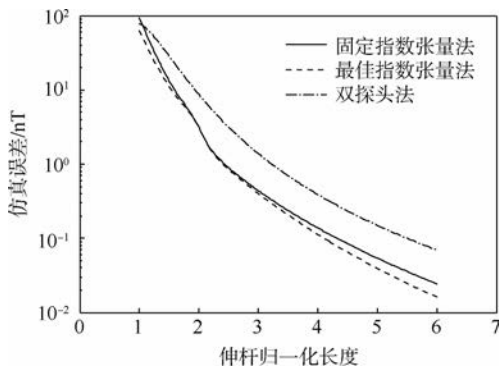


图7 不考虑测量系统误差时的背景磁场的反演误差与伸杆长度的关系

Fig.7 Relationship between boom length and background magnetic field inversion error without measurement system error

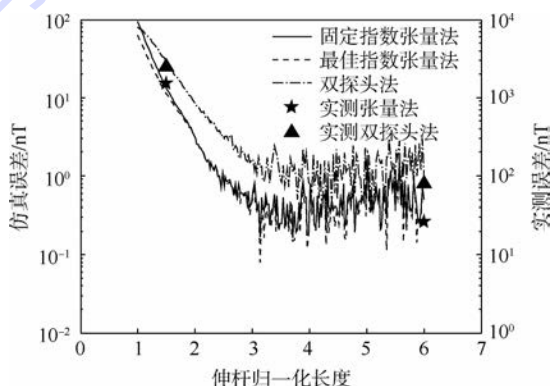


图8 考虑测量系统误差时的背景磁场的反演误差与伸杆长度的关系

Fig.8 Relationship between boom length and background magnetic field inversion error with measurement system error

在图7中可以看到:

- 1) 3条曲线所代表的误差总体而言随距离增加而减少,磁场梯度张量测量法的误差更小。
- 2) 在伸杆长度较短时($1 \sim 2 \text{ m}$),由于卫星磁源不满足点源近似,且各测点构造指数差异较大,所以2种方法反演误差都很大。
- 3) 在伸杆长度较长时(大于 3 m),卫星磁源可近似为点源,各测点构造指数差异较小,2种方法反演误差均明显下降。
- 4) 伸杆长度较长时,固定构造指数与最佳构造指数对应的反演误差差别不大。

在考虑测量误差的图8中进一步看到:

- 5) 伸杆长度在 3 m 以上时,反演误差不再随着距离的增加而减小,而是基本保持不变。这是由于测量误差相对固定,而其在反演误差中的所占比重逐渐增大。
- 6) 在 4 m 伸杆的条件下,磁场梯度张量测量法误差 0.5 nT 约为双探头梯度测量法的反演误差

差 1.5 nT 的 1/3;或可以说在相同的精度要求下,采用磁场梯度张量测量法可以减少伸杆长度。

4 实测验证

为了验证第 3.2 节的数值仿真结果,利用实物开展了测试。在试验中,在 0.2 m 边长的立方体内,预设 5 个小磁铁,并分别测量了在探测距离为 0.3 m 和 1.2 m(相当于伸杆归一化长度 1.5 和 6)时磁场梯度张量测量法与双探头梯度测量法针对外部磁场的反演误差。误差点的位置如图 8 中星号所示,它们的纵坐标轴在右侧。测试结果表明,双探头法的误差大于张量法,误差的分布规律基本符合数值仿真结果。

由于测试设备、实验环境的限制,在测试试验中采用了一定的近似等效处理:①利用 5 个小磁铁的分布模拟具有一定磁分布的卫星本体;②磁铁分布的尺度和探测距离均调整为仿真值的 1/5,但相对比例保持不变;③小磁铁的总磁矩为 $1.8 \text{ A} \cdot \text{m}^2$,大于仿真值,这会导致反演误差相应增大;④利用单磁力仪按照一定顺序在多点实施探测模拟多磁力仪的同时探测,忽略测试期间磁环境的改变;⑤假定磁力仪在各测点的姿态一致(在真实的卫星试验中可以进一步标定各磁力仪测量姿态之间的关系,进而修正测量方向)。上述近似等效条件都会在一定程度上影响试验结果,其中放大试验误差的主要因素为条件③和条件⑤,但不会影响误差变化的相对规律。

5 结论

本文在理论推导、仿真分析及实测验证的基础上提出了采用磁场梯度张量测量法消除卫星磁干扰的方法,得到:

1) 磁场梯度张量测量法相比传统双探头梯度测量法可以获得较高的外部磁场反演精度。例如在 4 m 长伸杆时,张量测量法反演误差约 0.5 nT,约为双探头梯度测量法的 1/3。

2) 该方法的反演误差随伸杆长度增加而下降。例如在 1 m 长伸杆时,反演误差可达 100 nT。

3) 在一定测量误差条件下,反演误差在伸杆达到一定长度以上时,不再随伸杆长度增加而下降,基本保持一致,这时的误差反映了测量误差水平。

在实际的工程应用中,根据不同的卫星条件及磁场数据精度要求,可以进一步确定伸杆的长度以及磁力仪的数量和阵列布局。

参考文献 (References)

- [1] 黄琳,荆武兴. 卫星姿态确定与三轴磁强计校正[J]. 宇航学报,2008,29(3):854-859.
HUANG L, JING W X. Spacecraft attitude determination and three-axis magnetometer calibration [J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(3): 854-859 (in Chinese).
- [2] 张锐,朱振才,张静,等. 基于磁强计的微小卫星姿态确定[J]. 宇航学报,2006,27(4):578-581.
ZHANG R, ZHU Z C, ZHANG J, et al. Micro-satellite attitude determination based on magnetometer [J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(4): 578-581 (in Chinese).
- [3] 王淑一,杨旭,杨涤,等. 近地卫星磁测自主导航算法研究[J]. 宇航学报,2003,24(6):634-637.
WANG S Y, YANG X, YANG D, et al. Algorithm for autonomous navigation of low earth orbit satellite using magnetic measurements [J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(6): 634-637 (in Chinese).
- [4] 陈斯文. 卫星磁洁净的控制和测量[J]. 地球物理学进展, 2009, 24(2): 797-800.
CHEN S W. Control and measure of satellite magnetic cleanliness [J]. Progress in Geophysics, 2009, 24(2): 797-800 (in Chinese).
- [5] FAN Y. Mathematic approaches for the calibration of the CHAMP satellite magnetic field measurements [D]. Potsdam: University of Potsdam, 2010: 14.
- [6] 周斌,王劲东. 卫星磁部件分布对梯度法消除剩磁的影响分析[J]. 中国空间科学技术, 2013(5): 29-34.
ZHOU B, WANG J D. Influence of magnetic component distribution of satellite on eliminating remanant magnetic field by gradient method [J]. Chinese Space Science and Technology, 2013(5): 29-34 (in Chinese).
- [7] LOHR D A, ZANETTI L J, ANDERSON B J, et al. NEAR magnetic field investigation, instrumentation, spacecraft magnetics and data access [J]. Johns Hopkins APL Technical Digest, 1998, 19(2): 136-141.
- [8] TAKAHASHI F, SHIMIZU H, MATSUSHIMA M, et al. In-orbit calibration of the lunar magnetometer onboard SELENE (KAGUYA) [J]. Earth Planets Space, 2009, 61(11): 1269-1274.
- [9] SMITH C W, L'HEUREUX J, NESS N F, et al. The ACE magnetic fields experiment [J]. Space Science Reviews, 1998, 86(1-4): 613-632.
- [10] ZHANG T L, BERGHOFER G, MAGNES W, et al. MAG: The fluxgate magnetometer of VENUS express [J]. ESA Special Publication, 2007, SP 1295: 1-10.
- [11] THOMPSON D T. EULDPH: A new technique for making computer-assisted depth estimates from magnetic data [J]. Geophysics, 1982, 47(1): 31-37.
- [12] 王明,骆遥,罗锋,等. 欧拉反褶积在重磁位场中应用与发展[J]. 物探与化探, 2012, 36(5): 834-841.
WANG M, LUO Y, LUO F, et al. The application and development of Euler deconvolution in gravity and magnetic field [J]. Geophysical and Geochemical Exploration, 2012, 36(5): 834-

841 (in Chinese).

- [13] 陈俊杰, 易忠, 孟立飞, 等. 基于欧拉方法的多磁偶极子分辨技术[J]. 航天器环境工程, 2013, 30(4): 401-406.

CHEN J J, YI Z, MENG L F, et al. Multi-dipoles discrimination technique based on Euler inverse method [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2013, 30(4): 401-406 (in Chinese).

- [14] 任秀艳, 杜晓娟, 孙瑞雪, 等. 地面磁梯度测量在勘查地下污水管道中的应用[J]. 世界地质, 2014, 33(3): 659-665.

REN X Y, DU X J, SUN R X, et al. Application of ground magnetic gradient in underground sewage pipe survey [J]. World Geology, 2014, 33(3): 659-665 (in Chinese).

- [15] 张朝阳, 肖昌汉, 高俊吉, 等. 磁性物体磁偶极子模型适用型的实验研究[J]. 应用基础与工程科学学报, 2010, 18(5): 862-867.

ZHANG C Y, XIAO C H, GAO J J, et al. Experiment research of magnetic dipole model applicability of a magnetic object [J]. Journal of Basic Science and Engineering, 2010, 18(5): 862-867 (in Chinese).

作者简介:

张艺腾 男, 博士研究生, 副研究员。主要研究方向: 磁场探测、磁强计标定、行星空间物理。

Tel.: 010-62586413

E-mail: ytzhang@nssc.ac.cn

李磊 女, 博士, 研究员, 博士生导师。主要研究方向: 磁场探测、行星空间物理。

Tel.: 010-62586413

E-mail: lil@nssc.ac.cn

Eliminating magnetic disturbance of satellites by method of magnetic field gradient tensor measurement

ZHANG Yiteng^{1,2}, LI Lei^{1,*}, ZHOU Bin¹, WANG Jindong¹, FENG Yongyong¹

(1. State Key Laboratory of Space Weather, National Space Science Center, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China)

Abstract: Based on the investigation of eliminating magnetic disturbance of satellites, in the way of magnetic field gradient tensor measurement method instead of traditional bi-sensor gradient method, simulation and physical test were carried out to eliminate the satellite magnetic disturbance due to its main body, and the relationship among the structural index of Euler deconvolution algorithm, the boom length and the background magnetic field inversion error was investigated. Simulation results show that according to 1m side length and $1 \text{ A} \cdot \text{m}^2$ remnant magnetism of cube satellite, magnetic field gradient tensor method has lower inversion accuracy of the background magnetic field under the short boom condition of 1-2 m, and higher inversion accuracy under the long boom condition of more than 3 m, which is about 0.5 nT under the condition of 4 m length boom. Under the long boom condition, the accuracy is approximately 3 times higher than that of the bi-sensor gradient method.

Key words: gradient tensor measurement; bi-sensor gradient measurement; magnetic disturbance of satellite; Euler deconvolution algorithm; satellite boom

Received: 2015-06-01; Accepted: 2015-08-26; Published online: 2015-12-17 11:33

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151217.1133.017.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (41404146); Pre Research Project of Civil Aerospace of the 12th Five-Year Plan

* Corresponding author. Tel.: 010-62586413 E-mail: lil@nssc.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0313



基于模板的工程图生成

陈友东^{1,*}, 李建友¹, 游玮²

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083; 2. 安徽埃夫特智能装备有限公司, 芜湖 241007)

摘 要: 为解决工程图样式多样化带来的效率低下的问题,提出了一种基于模板的工程图生成方法。把工程图抽象为一个复杂的表格,利用表格模板技术,完成工程图模板方案的设计;根据不同数据特点,设计了由3种方式构成的数据录入策略;数据和模板通过参数名字符串建立数据接口。从工程图的样式抽象出模板,根据给定的数据和视图生成相应的工程图。在CATIA上利用基于组件应用架构(CAA)的定制开发包,开发了一套工程图快速生成的软件,对本文设计的工程图生成方法的有效性进行了验证,满足了工程图多样性样式的同时,提高了效率。

关键词: 工程图生成; 模板; CATIA; 可定制; 工程图样式

中图分类号: TP391.7; TH126

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)05-0927-07

中国作为制造大国,国内外合作日益增多。在合作中,工程图是设计交流的必要工具。企业一般使用个性化的工程图样式,为了生成个性化的工程图,一般在通用三维绘图软件各个环节进行配置,耗时、费力且工作效率低。

模板是从一组相似事物中抽象出特征及基于特征的处理方法。模板具有可变异、可嵌套、可定制和可复用的特征^[1]。模板满足用户个性化需求,用户可以利用基本模板元素组建所需的模板、有效简化繁重重复劳动,提高效率;模板本身可以为一项任务或一种事物提供规范的描述方法,利于标准化的管理^[2]。

模板可以应用于工程图生成。饶上荣^[3]在工程图生成方面完成了相当多的基础研究,包括图纸绘制、图纸管理、标注模板和表格模板,通过引入面向对象、模板、参数化和变量化等技术,构建工程图系统的结构,特别是表格模板的定义^[4]为工程图模板打下了良好的基础,但是数据多为人工输入,和三维信息不关联,效率和正确率仍然

有提高的空间。针对系列产品或标准件,使用模板技术将模型参数、零件属性信息定义于三维模型中,结合布局自动调整技术,提高了工程图生成效率和质量^[5-6],但是参数化三维模型的要求限制了在非参数化设计中的应用。针对模具零件,利用零件间的相似性,采用模板匹配的方式,实现工程图自动生成,提高效率^[7],但这要保证有相当数量的工程图作为匹配源,限制了该方法的应用范围。采用交互、数据文件、三维关联配合的方式实现了国标工程图环境,样式上采用宏实现图框和表格的绘制,但限制了样式的快速定制,灵活性差^[8]。通过“块”功能在SolidWorks平台上实现了工程图模板快速定制系统,并借助SolidWorks实现三维模型信息关联,但是并未解决工程图中明细表的模板化、三维信息关联和样式定制等功能^[9]。余晶^[10]提出的工程图纸智能化生成技术采用模板技术满足工程图样式多样化的要求,并建立产品信息模型实现工程图信息的自动填写,但工程图模板和产品信息间缺乏灵活的关

收稿日期: 2015-05-18; 录用日期: 2015-07-10; 网络出版时间: 2015-09-17 16:50

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150917.1650.012.html

基金项目: 国家“863”计划(2014AA041601)

* 通讯作者: Tel.: 13693127687 E-mail: chenyd@buaa.edu.cn

引用格式: 陈友东, 李建友, 游玮. 基于模板的工程图生成[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 927-933.

CHEN Y D, LI J Y, YOU W. Approach based on template for engineering drawing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 927-933 (in Chinese).

联,限制了工程图表达信息的扩展性。

为了实现快速生成多样化工程图,本文提出了一种基于模板的工程图生成方法,该方法有效提高工程图生成的质量和效率。结合安徽巨一自动化装备有限公司(下文简称巨一)需求,对三维软件CATIA二次开发,开发一套基于模板的工程图生成软件,实现了工程图的多样性,提高了效率。

1 工程图生成方案

基于模板生成工程图模型如图1所示。数据D、视图V和模板T生成目标工程图。数据D由交互信息、数据文件和三维模型构成。模板T由大量的同一样式的工程图抽象而成,它记录和存储工程图样式,并使用参数与数据D建立关联。视图V是三维模型投影的一组视图。工程图模板定义为 $T = \langle ID, O, S, R \rangle$ 。其中标识符ID为在模板库中检索模板的关键字;模板对象集O为由描述工程图样式的线和文本构成的模板元素集;服务集S中定义了与模板对象集O相对应的操作;模板约束集R定义了服务集S操作的规则,如图纸绘制时所需的图纸属性、模板实例化中使用的必要参数等。

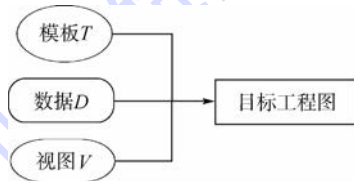


图1 基于模板的工程图生成

Fig.1 Engineering drawing generation based on template

1.1 工程图模板

工程图模板是从工程图样式中抽象出的对象及其操作。工程图包含大量繁复的图形和文本以及各类表格。如果将文本视为只有一个单元格且线宽为0的表格,图符视为表格中的插图,则工程图可以被视为一个广义上由多个表格嵌套的复杂表格。本文依据嵌套表格模板设计技术^[11]将工程图样式抽象为一个复杂表格的模板。根据不同模板所需操作不同,将模板划分为常规区域和重复区域。

表格分为普通表格和列表。普通表格将文本参数化形成局部模板。列表由表头、表域2个区域构成。表头可视为一个普通表格。表域则需要对表域的条目进行参数化,并辅以表域展开规则形成局部模板^[4,11]。

为简化区域划分,本文将模板对象集O分为常规区域集和重复区域集,见图2。常规区域集

包括普通表格、列表表头;重复区域集仅包含表域。模板的服务集S即是抽象出的对象集实例化的操作:常规区域集通过获取具体数据形成对应实例;重复区域集则在成组的数据支持下多次实例化后展开形成一个与数据对应的表域。模板的约束集R定义包括:图纸的图幅、比例和标准等属性的定义,以及重复区域集实例化过程中所需的参数,包括起始位置、步进长度和步进方向。

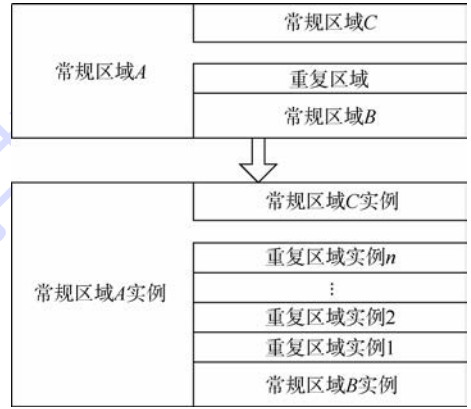


图2 常规区域集和重复区域集生成实例

Fig.2 Instance generation for normal and reusable area sets

2种区域集均由线、常规文本和参数文本3种元素构成。其中,参数文本是指以标识符和参数名构成的作为数据填写接口的文本。由于采用了工程图文件,各模板元素的位置坐标及样式属性均可设置并保存在模板中,如图3所示。

Table with 4 columns: \$序号, \$编号, \$名称, \$数量. It shows a technical drawing template with fields for drawing number, name, and quantity, and a technical requirement section.

图3 模板示意图

Fig.3 Template sketch map

通过以上对模板的设计,实现了利用一个工程图文件定义存储工程图样式的目标。为工程图样式的复用和继承、工程图样式的快速部署,以及工程图的快速生成打下了基础。

1.2 数据设计

模板是工程图样式的抽象;数据是工程图真正表达的内容。将数据应用于模板生成模板实例就是将工程图的内容按照预定的样式呈现。数据设计分为数据定义和接口。数据定义的设计影响用户添加数据的便利性和灵活性;数据的接口是数据与模板的纽带,决定着工程图生成系统的效率和灵活性。

工程图生成的信息可分为以下几类:描绘产

品几何形状的几何形状信息,反映零部件相对位置和层级关系的装配信息,直接描述零部件的属性信息,与生产加工直接相关的工艺信息,用于生产管理的管理信息^[12]。根据不同数据的特点,设计数据的定义:三维模型定义了装配信息和几何形状信息,属性信息可以通过自定义属性或参数定义到三维模型文件中;工艺信息采用数据文件定义;管理信息采用交互的方式输入。数据信息管理模型如图4所示。

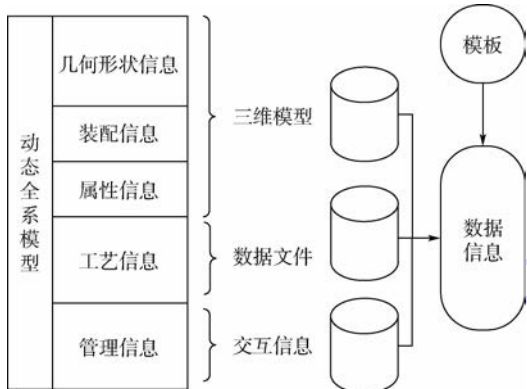


图4 数据信息管理模型

Fig.4 Data information management model

数据接口要解决用户自定义参数名的多样性,使得用户数据无法与参数建立关联的问题。为此数据定义采用变量名和变量值2个字符串:变量名匹配模板中的参数文本,变量值用于存储用户的数据。管理信息的参数文本在模板定义中使用特定标识符。系统获取模板中定义的管理信息,在用户界面上供用户填写,再将填写的数据应用到模板中。

1.3 工程图生成

吕学庚^[13]提出的工程图自动出图技术通过开发多种功能模块以满足工程图生成的各种需求,但将这些功能模块进行有机的组合可以进一步提高工程图生成的效率。通过模板 T 和数据 D 的设计,实现模板和数据的定制,再添加一组投影视图 V ,便生成了目标工程图。工程图生成流程由选择模板、解析模板、提取并管理数据、工程图模板填写、获取主视图方向和添加视图所构成,如图5所示。

模板定义了工程图样式,数据定义了模板的数据,视图定义了投影的方向,通过模板的解析、填写和添加视图,实现了工程图的生成。利用对象化思想,将一张工程图的生成流程抽象为工程图的生成类。

当用户需要批量输出工程图时,可以利用生成类生成工程图。如部件由装配体和零件两级构成。



图5 工程图生成流程

Fig.5 Procedure for engineering drawing generation

部件的工程图由部件装配图和几张零件图组成。部件装配图的明细表和零件图的标题栏都使用同一组属性信息、工艺信息和管理信息。通过选择2个模板定制装配体和零件图,利用工程图生成类一次性批量导出一个部件的一组工程图。

2 系统实现

应用第1节基于模板设计的工程图生成方法,结合巨一具体的设计生产需要,采用 CATIA CAA 开发了汽车生产线夹具工装工程图生成软件。图6给出了工程图的生成流程,图7为采用此流程生成的工程图。

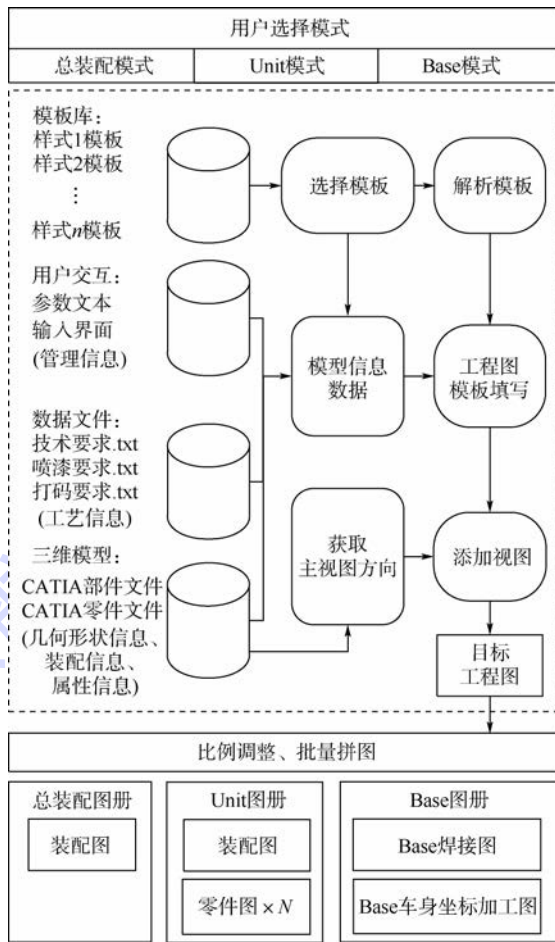


图6 工程图生成软件流程图

Fig.6 Flowchart of software for engineering drawing generation

汽车生产线包含多个工位,每个工位是由一个底座 Base 部件和多个单元 Unit 部件所组成的工装夹具。夹具的零部件分为专用件、标准件和

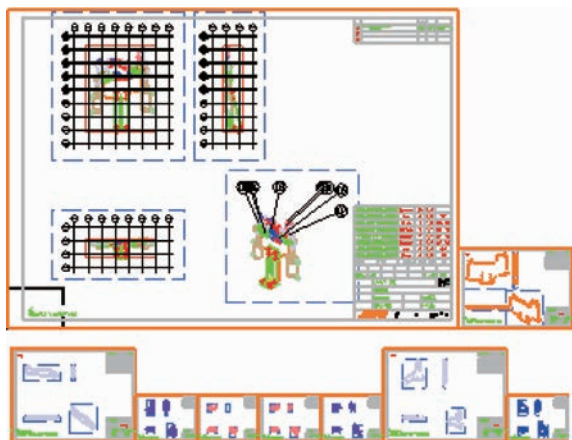


图7 生成的工程图

Fig.7 Generated engineering drawings

外购件。工程图生成模板包含装配图、专用件零件图和 Base 特定图纸的样式信息。定义了总装配图、Unit 和 Base 3 种出图模式。总装配模式以一个工位的工装夹具装配图为生成目标;Unit 模式针对底座 Base 部件或 Unit 部件出图;Base 模式是专门为 Base 特定的功能型图纸进行定制,生成 Base 焊接图和 Base 车身坐标加工图。

2.1 模板定制

创建模板库是工程图生成的首要任务。模板文件选用便于利用 CAA 提供的接口和类进行模板解析的 CATDrawing 文件格式。模板定制过程中,通过参数创建模板 T 与数据 D 之间关联为主,结合具体样式修改所绘制二维几何元素的样式。

参数文本主要有 3 个功能:数据接口、创建交互输入列表和约束关系辅助标识。参数文本的标识符有“%”和“\$”2 种:“\$”和“%”为数据填写

接口的基本标识符;“%”还表示此参数文本需加载到交互列表中供用户输入。列表表域展开规则采用辅助标识定义。结合实际应用,本文使用参数文本“\$ 序号”和“\$ 明细表”做辅助标识。取 2 个参数文本的 y 坐标定位重复区域;重复区域起始位置即为重复区域定义位置;步进长度为两参数文本 y 坐标差的绝对值;步进方向为从“序号”锚点指向“明细表”锚点,如图 8 所示。

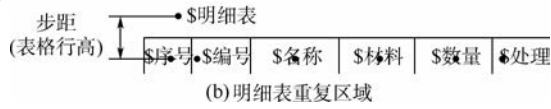


图8 参数文本和明细表重复区域

Fig.8 Parameter text and reusable area for a list

工程图样式使用各类二维几何元素,包括线、文本。线元素包括几何类型、特征点坐标、线型、线宽和颜色等属性;文本元素包括定位点坐标、字体、字号、锚点(控制对齐方式)、颜色和压缩比等属性。在模板定制阶段,通过设置元素属性,实现工程图样式的所见即所得。

结合巨一实际需求定义同一样式的模板,包括装配图模板、零件图模板、Base 焊接图模板和 Base 车身坐标加工图模板。其中 Base 车身坐标加工图模板如图 9 所示。

修改	修改内容	版本号	日期				
修改	MODIFICATIONS	VERSION	DATE				
(A)	00000000000000000000	VD1	0000.00.00				
(B)							
(C)							
技术要求	2.5	6.3	32	16			
基本尺寸	0.5	6	30	120	400	1000	2000
单位	mm	mm	mm	mm	mm	mm	mm
线性尺寸公差	±0.1	±0.2	±0.3	±0.5	±0.8	±1.2	±2
角度公差	±1'	±0'30"	±0'20"	±0'10"	±0'5"	±0'3"	
平行度公差	0.05	0.1	0.2	0.4	0.6	0.6	1.5
垂直度公差		0.4	0.6	0.8	1	2	
对称度公差		0.5			0.8	1	2
圆跳动公差			0.2				1
\$序号	\$材料	\$数量	\$处理	\$备注			
序号	零件名称	材料	数量	备注			
DESIGNER	DRAWING	APPROVER	ADMINISTR	WEIGHT	SCALE	DATE	
设计	绘图	审核	审核	重量	比例	日期	
%设计	%出图	%审核	%审定	\$重量	\$比例	\$日期	
DRAWING NAME	BASE 车身坐标加工图						
DRAWING No.	\$图号						
EQUIPMENT NAME	%设备名称		设备编号		设备型号		
设备名称	\$设备名称		\$设备编号		\$设备型号		
PROJECT No.	%项目编号		车型		%车型		
项目编号	\$项目编号		\$车型		\$车型		

图9 Base 车身坐标加工图模板

Fig.9 Template of engineering drawing for machining car body's coordinate holes on Base

2.2 数据定制

数据由三维模型、数据文件和用户输入的信息组成。由于数据是通过模板中参数文本的参数名和数据变量名关联起来,因此在定义数据时要注意两者保持一致。

在三维模型文件内,使用自定义“参数”定义与三维模型直接相关的属性信息,如图10所示。自定义“参数”显示在模型特征树上,易于检查和修改。结合需求开发“参数”创建工具可进一步提高参数创建效率。为满足巨一对零件分类的需求,属性信息引入名为类型的“参数”标记零件类型。“参数”定义中,“参数”名称作为数据定义的变量名与模板中参数文本的参数名对应。

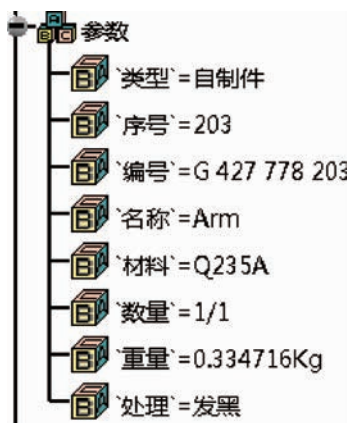


图10 自定义“参数”

Fig. 10 Custom parameters

数据文件用于存储工艺信息,如技术要求、注释信息等。工艺信息通常由不同行业的技术规范组成,为了便捷地定制,数据文件采用txt格式存储工艺信息。每条工艺信息由工艺条目名和工艺内容字符串构成。数据文件的文件名作为变量名,与模板中参数文本的参数名对应。为巨一提供喷漆要求、技术要求和注释打码3个工艺数据文件关联。管理信息通过模板获得,以列表形式显示在交互界面上供用户填写。

用户输入信息的变量名从模板中的参数文本的参数名提取,形成对应关系。

2.3 添加视图

三维模型的坐标系为 $O-xyz$ 。三维模型投影到工程图,需要使用2个相互正交的矢量定义:投影方向矢量 P 和摆放方向矢量 U 。 P 和 U 定义的投影二维视图位于坐标系 $O'-x'y'$ 中(其中: $I^{O'x'} = P \times U, I^{O'y'} = U$)^[14],如图11所示。CATIA 注释集的“正视图”元素存储了三维空间中的2个正交矢量和1个点,能够成为定义视图方向的有效载体^[15]。因此,本文采用“正视图”元素定义工

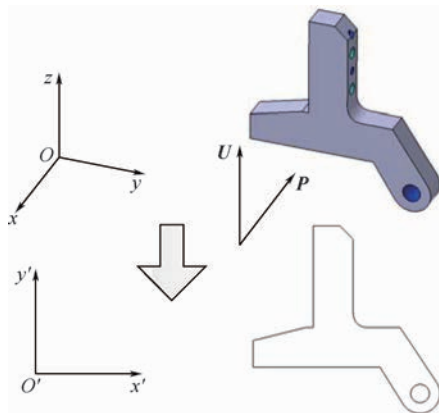


图11 视图投影方向

Fig. 11 Direction of view projection

程图主视图方向,并根据视图投影关系获得其他视图投影方向^[16]。

视图布局是添加视图的关键,将定义的视图比例和位置插入工程图。通过CAA提供接口获取零件几何体在零件坐标系下的矩形包络盒的参数($[x_{min}, x_{max}], [y_{min}, y_{max}], [z_{min}, z_{max}]$)和零件坐标系到装配体坐标系的齐次变换矩阵 T 。将零件坐标系下的零件几何体求并获得零件的矩形包络盒,分别对包络盒的8个顶点坐标进行齐次变换 T ,获取新的值构成零件在装配体坐标系下的包络盒,对新的包络盒求并获得装配体的包络盒,再将包络盒投影到各个视图平面上,获取视图大小($[x_{pmin}, x_{pmax}], [y_{pmin}, y_{pmax}]$),根据图幅调整视图比例选定视图定位点坐标。通过CAA接口添加视图。

3 结论

针对工程图多样性,采用通用的三维设计软件需要多次配置,低效率的问题,基于模板的方式实现了多样工程图的生成。

1) 实现的软件系统在安徽巨一自动化装备有限公司得到了应用,验证了本文模板设计方法的通用性和易操作性。

2) 该软件系统减少了设计人员枯燥的统计和重复的绘制工作,提高效率可达30%以上。

参考文献 (References)

- [1] 刘晓平,田景成,黄永红,等. 基于模板的工程CAD设计方法研究[J]. 计算机辅助设计与图形学学报,1999,11(4): 296-299.
- LIU X P, TIAN J C, HUANG Y H, et al. The research of methodology based on template in engineering CAD[J]. Journal of Computer Aided Design and Computer Graphics, 1999, 11(4): 296-299 (in Chinese).

- [2] 刘晓平,石慧,毛峥强. 模板研究发展与展望[J]. 合肥工业大学学报(自然科学版),2005,28(9):1089-1094.
LIU X P,SHI H,MAO Z Q. Development and prospects of template technology[J]. Journal of Hefei University of Technology (Natural Science),2005,28(9):1089-1094 (in Chinese).
- [3] 饶上荣. 工程图纸自动生成技术的研究与实现[D]. 北京:中国科学院计算技术研究所,2000:70-81.
RAO S R. Research and implementation of the automation for engineering drawing generation[D]. Beijing:Institute of Computing Technology Chinese Academy of Sciences,2000:70-81 (in Chinese).
- [4] 饶上荣,白似雪,李士才. 面向对象数据模型的表格模板规则设计[J]. 计算机辅助设计与图形学学报,2004,16(11):1590-1593.
RAO S R,BAI S X,LI S C. Table template design with rule object-oriented model[J]. Journal of Computer Aided Design and Computer Graphics,2004,16(11):1590-1593 (in Chinese).
- [5] 李末. 基于 SolidWorks 的工程图智能生成研究与应用[D]. 大连:大连理工大学,2012:16-26.
LI M. Research and application of intelligently generating the engineering drawings based on SolidWorks[D]. Dalian:Dalian University of Technology,2012:16-26 (in Chinese).
- [6] 庞雨花,刘志更,吴淑芳,等. 由三维参数化模型生成工程图的自动调整技术[J]. 工程图学学报,2008(3):156-160.
PANG Y H,LIU Z G,WU S F,et al. Study on adjusting technology of drawing generation from 3D models[J]. Journal of Engineering Graphics,2008(3):156-160 (in Chinese).
- [7] 平凤伟. 基于模板匹配的模具二维工程图自动生成技术的研究[D]. 武汉:华中科技大学,2009:12-20.
PING F W. Study on template-matching based automatic 2-D engineering drawing generation technology for mould components[D]. Wuhan:Huazhong University of Science and Technology,2009:12-20 (in Chinese).
- [8] 邵晓明. CATIA 工程图国标化与辅助精度设计技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2010:18-35.
SHAO X M. Research on standardization of CATIA drafting and computer aided tolerance[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2010:18-35 (in Chinese).
- [9] 谢大师. 基于三维设计的企业应用平台技术研究[D]. 成都:西安交通大学,2011:57-70.
XIE D S. Research on technology of 3D design platform for enterprise application[D]. Chengdu:Southwest Jiaotong University,2011:57-70 (in Chinese).
- [10] 余晶. 工程图纸智能化生成技术的研究与实现[D]. 南京:南京航空航天大学,2005:48-56.
SHE J. Research and application on drawing paper intelligent creation[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2005:48-56 (in Chinese).
- [11] 饶上荣,金文华,唐卫清,等. 面向对象设计的嵌套表格模板设计技术[J]. 计算机辅助设计与图形学学报,2000,12(9):705-710.
RAO S R,JIN W H,TANG W Q,et al. Nested table layout based on object-oriented template[J]. Journal of Computer Aided Design and Computer Graphics,2000,12(9):705-710 (in Chinese).
- [12] 王宗彦,王乔,吴淑芳,等. 基于零装配的动态全息模型[J]. 计算机集成制造系统,2013,19(5):1000-1008.
WANG Z Y,WANG Q,WU S F,et al. Dynamic holographic model based on zero D[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems,2013,19(5):1000-1008 (in Chinese).
- [13] 吕学庚. 基于 Inventor 的自带冠静叶隔板参数化设计关键技术研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2014:42-53.
LV X G. Study on key technologies of integral-shroud blade diaphragm's parametric design based on inventor[D]. Harbin:Harbin Institute of Technology,2014:42-53 (in Chinese).
- [14] 梅中义,曾令卫,吴斌. 基于三维特征设计的二维工程图的自动生成[J]. 北京航空航天大学学报,2000,26(1):107-110.
MEI Z Y,ZENG L W,WU B. Automatic generating 2D drawing based on 3D feature design model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2000,26(1):107-110 (in Chinese).
- [15] 宋小路. 特殊类型立铣刀参数化设计技术研究[D]. 成都:西南交通大学,2010:63-70.
SONG X L. Research on parametric design technology of special types of the end mill[D]. Chengdu:Southwest Jiaotong University,2010:63-70 (in Chinese).
- [16] 陈雪颂. 基于三维模型的二、三维一体化技术研究[D]. 杭州:浙江大学,2004:24-32.
CHEN X S. Techniques on 3D-model based 2D/3D bidirectional association[D]. Hangzhou:Zhejiang University,2004:24-32 (in Chinese).

作者简介:

陈友东 男,博士,副教授。主要研究方向:工业机器人、运动控制、数控系统。

Tel.: 13693127687

E-mail: chenyd@buaa.edu.cn

李建友 男,硕士研究生。主要研究方向:工业机器人。

E-mail: lijianyou@buaa.edu.cn

游玮 男,博士。主要研究方向:工业机器人。

E-mail: youwei@efort.com.cn

Approach based on template for engineering drawing

CHEN Youdong^{1,*}, LI Jianyou¹, YOU Wei²

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Anhui EFORT Intelligent Equipment Co., Ltd., Wuhu 241007, China)

Abstract: To solve low efficiency caused by a variety of engineering drawing styles, we proposed an approach based on template to generate the engineering drawing. The engineering drawing is abstracted into a complex form. Using the template technology for the form, the engineering drawing templates architecture is constructed. According to the characteristics of data, we design three strategies for input data. We take a string as the parameter name, and the string is the data interface between template and data. The templates are abstracted from the engineering drawing styles. The engineering drawings are generated by filling the template with data and adding a set of projection views. By using CATIA component application architecture (CAA), we have developed software system for the fast generation of engineering drawing. Through the verification by the software system, the effectiveness of the proposed method that improves the efficiency of the engineering drawing generation was confirmed.

Key words: engineering drawing generation; template; CATIA; customizable; engineering drawing style

Received: 2015-05-18; **Accepted:** 2015-07-10; **Published online:** 2015-09-17 16:50

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150917.1650.012.html

Foundation item: National High-tech Research and Development Program of China (2014AA041601)

* **Corresponding author.** Tel.: 13693127687 E-mail: chenyd@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0321

基于混合动态信念传播的多无人机协同定位算法



万九卿*, 布少聪, 钟丽萍

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对多无人机(UAVs)协同定位问题,提出一种基于混合动态信念传播的定位算法。在部分无人机GPS信号丢失的情况下,该算法可根据其他无人机的GPS观测,相邻无人机之间的相对距离观测,以及无人机加速度计的输出,对每个无人机的位置和速度状态进行分布式在线估计。首先用因子图模型描述多无人机的联合信念状态,接着给出一种混合动态信念传播推理算法计算图模型中的每个变量节点(对应于每个无人机)状态的边缘后验分布。推理过程仅包括每个无人机对自身局部信息的处理以及相邻无人机之间的信息交互,因此该算法可完全分布式实现。通过仿真实验以及与传统协同定位算法的比较,表明了本文算法的有效性。

关键词: 多无人机; 协同定位; 图模型; 信念传播; 分布式算法

中图分类号: V279

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)05-0934-11

无人机(UAV)是一种有动力、可控制、能携带多种任务设备、执行多种任务,并能重复使用的无人驾驶航空器。其独有的低成本、低损耗、零伤亡,具有良好的灵活机动性和隐蔽性、可重复使用和高机动等诸多优势,其使用范围已拓宽到军事、民用和科学研究三大领域^[1]。由多架小型低功耗无人机组成的无人机群可以完成多种飞行任务,而完成这些任务的基本前提之一是能够对无人机群中的每个成员进行准确的定位^[2]。

传统的定位方法中,惯性导航系统(INS)自主性强,功能完备,但其误差随时间积累而增大;全球定位系统(GPS)提供24h、全球、全天候的高精度的测速定位服务,但其不足之处在于自主性和可靠性差,易受干扰^[3]。在复杂的飞行环境中,例如建筑物、植物、丘陵地带或者GPS接收器故障都可能导致无人机GPS观测的丢失,从而导致定位失败。在无人机编队中,不同的无人机成员之间的相对距离可以通过超宽带(UWB)无线

电技术或者光学系统测得^[4],有效地利用相对距离消息可以弥补INS和GPS定位的不足,从而实现无人机群的协同定位。

近年来,无人机群的协同定位问题得到了广泛的关注。文献[5]采用改进最小二乘算法进行三维空间中的协同定位,以参考节点为球心,以参考节点至待定节点的距离为半径的各球面相交于一点,从而能得到唯一的定位消息。但由于测距误差的存在,会使得球面交叠为一个区域或者出现不相交的情况,表现为多解或者无解^[6-7]。此外,最小二乘算法的每个时刻之间独立定位,没有充分利用INS的观测信息。协同扩展卡尔曼滤波(EKF)可以充分利用INS的观测,但由于相对距离测量模型具有很强的非线性,而协同扩展卡尔曼滤波在估计中对非线性模型进行了线性化,这样就不可避免地引入了较大的线性化误差。无迹卡尔曼滤波(UKF)能以更高的精度估计非线性系统中的后验均值和协方差,因此能减少由非线性

收稿日期: 2015-05-20; 录用日期: 2015-08-20; 网络出版时间: 2015-10-14 15:40

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151014.1540.006.html

基金项目: 国家自然科学基金(61174020)

* 通讯作者: Tel.: 010-82338041 E-mail: wanjiuqing@buaa.edu.cn

引用格式: 万九卿, 布少聪, 钟丽萍. 基于混合动态信念传播的多无人机协同定位算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 934-944. WAN J Q, BU S C, ZHONG L P. Cooperative localization algorithm of multi-UAVs based on dynamic hybrid belief propagation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 934-944 (in Chinese).

性模型引起的近似误差对目标跟踪性能的影响。但是无迹卡尔曼滤波对所有高斯输入量的非线性函数进行近似,只能精确到三阶项;对于非高斯输入的近似,至少可以精确到二阶项^[8]。文献[9]采用非参数信念传播算法进行定位,适用于非线性非高斯系统模型,但本身计算量非常大,主要用于二维空间的定位中。文献[10]提出的混合信念传播,性能上较前几种方法都有提高,但没有考虑和充分利用目标的运动模型和INS的输出。另外,文献[11]基于消息同步的环形交互拓扑结构提出了无人机定位方法;文献[12]考虑到移动节点的联合自定位,基于刚性图论提出了解决方法;但以上2种方法都要求距离和角度可测得,这样的要求在许多实际情况下是不满足的。文献[13]利用相对距离观测值和3个正常邻机的GPS观测对故障无人机进行联合定位,然而当故障无人机的正常邻机不足3个时,文章并没有给出解决的办法。另外也有许多基于图模型推理的传感器网络联合定位方法^[14-16],然而这些方法中要求锚节点固定。但实际中,无人机正常或故障状态可能随时间变化。

本文提出一种基于混合动态信念传播算法的多无人机协同定位算法,主要贡献包括:

1) 将无人机群所有成员的状态(位置和速度)的联合后验分布用图模型描述,将无人机群协同定位问题转化为图模型上的推理问题。

2) 提出一种基于混合动态信念传播的分布式推理算法,该算法可以计算在给定整个无人机群到当前时刻为止的全部观测的条件下,每个无人机状态的后验分布。该后验分布的计算可以通过每个无人机对自身局部信息的处理和相邻无人机之间的消息交互来完成,无需中央处理节点,适宜于分布式实现。

3) 本文用高斯模型表示无人机状态的后验分布,利用粒子采样的方法实现INS消息、GPS观测和相对距离观测的融合,兼顾了参数化方法的效率和非参数化方法的灵活性。

1 问题描述

本文用 M 表示无人机编队成员的集合。将 τ 时刻第 i 个无人机的状态记为 $\mathbf{X}_i^\tau = (\mathbf{x}_i^\tau, \dot{\mathbf{x}}_i^\tau)$, \mathbf{x}_i^τ 为无人机 i 在三维空间中的位置变量, $\dot{\mathbf{x}}_i^\tau$ 为无人机 i 在三维空间中的速度变量。假设无人机的运动状态随时间的变化可由线性马尔可夫模型表示:

$$\mathbf{X}_i^\tau = \mathbf{F}\mathbf{X}_i^{\tau-1} + \mathbf{B}(\mathbf{u}_i^\tau + \mathbf{v}) \quad (1)$$

$$\text{式中: } \mathbf{F} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix};$$

\mathbf{u}_i^τ 为第 i 个无人机在 τ 时刻三轴加速度计的输出; \mathbf{v} 为加速度计的零均值高斯噪声。

本文将无人机编队成员分为2类:正常无人机,即能够获得GPS观测的无人机;故障无人机,即无法获得GPS观测的无人机。用 M_n^τ 表示在 τ 时刻正常无人机的集合,用 M_f^τ 表示在 τ 时刻故障无人机的集合。随着飞行条件的变化, M_n^τ 和 M_f^τ 中的元素会随时间发生变化。对于正常无人机, τ 时刻的GPS观测模型可表示为

$$\mathbf{z}_i^\tau = \mathbf{H}\mathbf{X}_i^\tau + \mathbf{v} \quad (2)$$

$$\text{式中: } \mathbf{H} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \mathbf{z}_i^\tau \text{为第 } i \text{ 个无人}$$

机在 τ 时刻GPS观测输出; \mathbf{v} 为GPS观测的零均值高斯噪声。

本文假设在一定的通信半径范围内,每个无人机成员可以获得与其他成员之间的相对距离观测。该通信范围内的无人机彼此为邻机,在 τ 时刻无人机 i 的邻机集合记为 Γ_i^τ 。对于任意 $j \in \Gamma_i^\tau$,相对距离测量模型为

$$d_{ij}^\tau = \|\mathbf{x}_i^\tau - \mathbf{x}_j^\tau\| + \zeta \quad (3)$$

式中: ζ 为相对距离测量噪声,假设为零均值高斯分布,方差为 σ 。本文中假设相对距离观测与GPS观测相互独立。

本文用 \mathbf{z}_M^τ 表示无人机编队在 τ 时刻产生的全部GPS观测, \mathbf{d}_M^τ 表示无人机编队在 τ 时刻产生的全部的相对距离观测。无人机编队协同定位问题可表示为:给定当前时刻 τ 之前无人机编队的全部观测,计算每个无人机 i 位置状态的后验分布,即信念状态

$$b(\mathbf{x}_i^\tau) = p(\mathbf{x}_i^\tau | \mathbf{z}_M^{1:\tau}, \mathbf{d}_M^{1:\tau}) \quad (4)$$

2 定位算法

2.1 图模型

本文用 \mathbf{X}_M^τ 表示无人机编队全部成员在 τ 时刻的联合状态变量,用 $b(\mathbf{X}_M^\tau)$ 表示无人机编队的联合信念状态。由贝叶斯公式, $b(\mathbf{X}_M^\tau)$ 可写为

$$b(\mathbf{X}_M^\tau) \triangleq p(\mathbf{X}_M^\tau | \mathbf{z}_M^{1:\tau}, \mathbf{d}_M^{1:\tau}) \propto$$

$$\begin{aligned}
& p(\mathbf{z}_M^\tau, \mathbf{d}_{M^2}^\tau | \mathbf{x}_M^\tau) p(\mathbf{X}_M^\tau | \mathbf{z}_M^{1:\tau-1}, \mathbf{d}_{M^2}^{1:\tau-1}) = \\
& p(\mathbf{z}_M^\tau | \mathbf{x}_M^\tau) p(\mathbf{d}_{M^2}^\tau | \mathbf{x}_M^\tau) \times \\
& \sum_{\mathbf{X}_M^{\tau-1}} p(\mathbf{X}_M^\tau, \mathbf{X}_M^{\tau-1} | \mathbf{z}_M^{1:\tau-1}, \mathbf{d}_{M^2}^{1:\tau-1}) = \\
& p(\mathbf{z}_M^\tau | \mathbf{x}_M^\tau) p(\mathbf{d}_{M^2}^\tau | \mathbf{x}_M^\tau) \times \\
& \sum_{\mathbf{X}_M^{\tau-1}} p(\mathbf{X}_M^\tau | \mathbf{X}_M^{\tau-1}) p(\mathbf{X}_M^{\tau-1} | \mathbf{z}_M^{1:\tau-1}, \mathbf{d}_{M^2}^{1:\tau-1}) = \\
& \left(\prod_{i \in M} p(\mathbf{z}_i^\tau | \mathbf{x}_i^\tau) \right) p(\mathbf{d}_{M^2}^\tau | \mathbf{x}_M^\tau) \times \\
& \sum_{\mathbf{X}_M^{\tau-1}} \left(\prod_{i \in M} p(\mathbf{X}_i^\tau | \mathbf{X}_i^{\tau-1}) \right) b(\mathbf{X}_M^{\tau-1}) \quad (5)
\end{aligned}$$

式(5)表明,给定 $\tau-1$ 时刻的联合信念状态, τ 时刻的信念状态可根据当前时刻无人机编队的观测计算而得。

式(5)中利用了无人机运动独立性假设、无人机运动的马尔可夫性假设和GPS与相对距离观测的独立性假设,将联合信念状态分解为因子的乘积。该信念状态可由因子图模型来描述,如2.2.1节所示。因子图中的节点分为2类:变量节点用圆形表示,对应于无人机状态;因子节点用方形表示,对应于状态变量的因子。其中因子 f_i 为状态变量 $\mathbf{X}_i^{\tau-1}$ 和 \mathbf{X}_i^τ 的函数,根据无人机运动模型定义

$$f_i(\mathbf{X}_i^{\tau-1}, \mathbf{X}_i^\tau) \triangleq p(\mathbf{X}_i^\tau | \mathbf{X}_i^{\tau-1}) \quad (6)$$

因子 g_i 为GPS观测的似然函数,对于故障无人机 $g_i(\mathbf{x}_i^\tau) \equiv 1$,对于正常无人机:

$$g_i(\mathbf{x}_i^\tau) \triangleq p(\mathbf{z}_i^\tau | \mathbf{x}_i^\tau) \quad (7)$$

因子 h_{ij} 为相邻无人机 i 与 j 的相对距离观测的似然函数:

$$h_{ij}(\mathbf{x}_i^\tau, \mathbf{x}_j^\tau) \triangleq p(\mathbf{d}_{ij}^\tau | \mathbf{x}_i^\tau, \mathbf{x}_j^\tau) \quad (8)$$

可以看到,按上述方式定义的因子图模型与式(5)相对应,此时无人机协同定位问题转化为图模型上的推理问题。

2.2 推理算法

本节利用混合动态信念传播算法进行因子图模型的推理,首先给出信念传播算法中各类消息的定义以及消息传递规则,然后讨论在用高斯模型近似信念状态条件下,各类消息以及信念状态的具体形式和计算方法。

2.2.1 消息的传递

本文基于信念传播算法^[17]进行图模型推理。信念传播算法通过图模型变量节点和因子节点之间的消息传递计算各个变量的边缘分布,从而实现每个无人机信念状态的更新。由图1可见,图模型中传递的消息共有4种类型:①由因子 f_i 到变量节点 v_i 的消息 $m_{f_i \rightarrow v_i}(\mathbf{X}_i^\tau)$,该消息反映了无

人机状态的预测信息;②由因子 g_i 到变量节点 v_i 的消息 $m_{g_i \rightarrow v_i}(\mathbf{x}_i^\tau)$,该消息反映了GPS观测信息,只有正常无人机才能接收该消息;③由因子 h_{ij} 到变量节点 v_i (或 v_j)的消息 $m_{h_{ij} \rightarrow v_i}(\mathbf{x}_i^\tau)$ (或 $m_{h_{ij} \rightarrow v_j}(\mathbf{x}_j^\tau)$);④由变量节点 v_i (或 v_j)到因子 h_{ij} 的消息 $m_{v_i \rightarrow h_{ij}}(\mathbf{x}_i^\tau)$ (或 $m_{v_j \rightarrow h_{ij}}(\mathbf{x}_j^\tau)$)。第③、④类消息反映了相邻无人机的相对距离观测信息。注意第①类消息是关于 \mathbf{X}_i^τ 的分布,其余3类消息是关于位置变量 \mathbf{x}_i^τ 的分布。

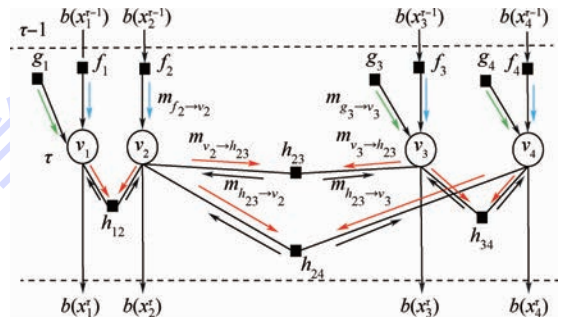


图1 用于联合定位的图模型

Fig. 1 Graph model for joint positioning

图1中每个变量节点与一个无人机相对应,对于正常无人机,在 τ 时刻该节点通过融合来自相邻 f 因子和 g 因子的消息更新无人机的信念状态

$$b(\mathbf{X}_i^\tau) \propto m_{f_i \rightarrow v_i}(\mathbf{X}_i^\tau) m_{g_i \rightarrow v_i}(\mathbf{x}_i^\tau) \quad \forall i \in M^n \quad (9)$$

并将更新后的信念向相邻 h 因子广播,即

$$m_{v_i \rightarrow h_{ij}}(\mathbf{x}_i^\tau) = b(\mathbf{x}_i^\tau) \quad \forall i \in M^n, j \in \Gamma(i) \quad (10)$$

对于故障无人机,通过迭代计算变量节点与 h 因子之间传递的消息,并更新无人机的信念状态。在第 k 次迭代中,首先计算相邻 h 因子到变量节点 v_i 的消息:

$$\begin{aligned}
m_{h_{ij} \rightarrow v_i}^{(k)}(\mathbf{x}_i^\tau) & \propto \sum_{\mathbf{x}_j^\tau} h_{ij}(\mathbf{x}_i^\tau, \mathbf{x}_j^\tau) m_{v_j \rightarrow h_{ij}}^{(k-1)}(\mathbf{x}_j^\tau) \\
& \forall i \in M^f, j \in \Gamma(i) \quad (11)
\end{aligned}$$

接着计算变量节点 v_i 向相邻 h 因子广播的消息

$$\begin{aligned}
m_{v_i \rightarrow h_{ij}}^{(k)}(\mathbf{x}_i^\tau) & \propto m_{f_i \rightarrow v_i}(\mathbf{X}_i^\tau) \prod_{l \in \Gamma(i)/j} m_{h_{il} \rightarrow v_i}^{(k-1)}(\mathbf{x}_i^\tau) \\
& \forall i \in M^f, j \in \Gamma(i) \quad (12)
\end{aligned}$$

故障无人机的信念状态通过融合来自相邻 f 因子和 h 因子的消息而得

$$b^{(k)}(\mathbf{X}_i^\tau) \propto m_{f_i \rightarrow v_i}(\mathbf{X}_i^\tau) \prod_{j \in \Gamma(i)} m_{h_{ij} \rightarrow v_i}^{(k-1)}(\mathbf{x}_i^\tau) \quad \forall i \in M^f \quad (13)$$

迭代过程的初始条件为

$$m_{v_j \rightarrow h_{ij}}^{(0)}(\mathbf{x}_j^\tau) = \begin{cases} b(\mathbf{X}_j^\tau) & j \in M^n \\ m_{f_j \rightarrow v_j}(\mathbf{X}_j^\tau) & j \in M^f \end{cases} \quad (14)$$

上述计算过程如算法1所示。

算法1 混合动态信念传播算法

- 1 输入:初始时刻无人机的信念状态:
 $b(\mathbf{X}_i^0), \forall i \in M$
- 2 输出: τ 时刻无人机的信念状态:
 $b(\mathbf{X}_i^\tau), \forall i \in M$
- 3 for 时刻 $\tau = 1 : T$ do
- 4 每个无人机根据加速度计的输出计算 $m_{f_i \rightarrow v_i}$;
- 5 对于正常无人机 $i \in M^n$
- 6 根据 GPS 观测计算 $m_{g_i \rightarrow v_i}$;
- 7 按式(9)更新信念状态;
- 8 对于故障无人机 $i \in M^f$
- 9 按式(14)计算迭代初始状态;
- 10 迭代 $k = 1$ to K
- 11 根据相对距离观测,按式(11)计算
消息 $m_{h_{ij} \rightarrow v_i}^{(k)}(\mathbf{x}_i^\tau)$;
- 12 按式(12)计算消息 $m_{v_i \rightarrow h_{ij}}^{(k)}(\mathbf{x}_i^\tau)$;
- 13 end
- 14 按式(13)更新无人机信念状态;
- 15 end

在该算法中变量节点与无人机相对应,消息传递相当于相邻无人机之间的信息交互,因而,该算法可以完全分布式的实现。为了进一步提高算法性能,在实现过程中消息传递还须遵守如下规则:正常无人机不接收来自 h 因子的消息;故障无人机只有在接收到4个或4个以上的来自 h 因子的消息后,才向外发送广播消息。

2.2.2 消息的计算

由于相对距离观测模型的非线性,即使假定无人机初始信念为高斯分布,也不能保证后续时刻信念状态保持高斯分布形式,从而使得信念状态的解析表达变得十分困难。为了简化计算,在每一时刻用高斯分布来近似信念状态,这样无人机信念状态可完全由均值和方差2个参数刻画,信念状态的更新问题就转化为该参数的更新问题。本节将在高斯近似的前提下,讨论算法1中各类消息的具体形式及计算方法。

1) 消息 $m_{f_i \rightarrow v_i}$

状态预测消息反映了当前时刻的状态预测信息,可按式(15)计算

$$m_{f_i \rightarrow v_i}(\mathbf{X}_i^\tau) = \sum_{\mathbf{X}_i^{\tau-1}} f_i(\mathbf{X}_i^\tau, \mathbf{X}_i^{\tau-1}) b(\mathbf{X}_i^{\tau-1}) \quad \forall i \in M \quad (15)$$

若 $\tau-1$ 时刻的信念状态近似为高斯形式:

$$b(\mathbf{X}_i^{\tau-1}) \approx N(\mathbf{X}_i^{\tau-1}; \boldsymbol{\mu}_{\mathbf{X}_i^{\tau-1}}, \boldsymbol{\Sigma}_{\mathbf{X}_i^{\tau-1}}) \quad (16)$$

根据无人机运动模型(1), $m_{f_i \rightarrow v_i}$ 可以写为

$$m_{f_i \rightarrow v_i}(\mathbf{X}_i^\tau) = N(\mathbf{X}_i^\tau; \boldsymbol{\mu}_{\mathbf{X}_i^{\tau-1}}, \boldsymbol{\Sigma}_{\mathbf{X}_i^{\tau-1}}) \quad (17)$$

式中:

$$\boldsymbol{\mu}_{\mathbf{X}_i^{\tau-1}} = \mathbf{F}\boldsymbol{\mu}_{\mathbf{X}_i^{\tau-2}} + \mathbf{B}\mathbf{u}_i^\tau \quad (18)$$

$$\boldsymbol{\Sigma}_{\mathbf{X}_i^{\tau-1}} = \mathbf{Q} + \mathbf{F}\boldsymbol{\Sigma}_{\mathbf{X}_i^{\tau-2}}\mathbf{F}^T \quad (19)$$

其中: \mathbf{Q} 为系统噪声的协方差矩阵。

2) 消息 $m_{g_i \rightarrow v_i}$

正常无人机根据 GPS 的观测计算消息 $m_{g_i \rightarrow v_i}$,由 GPS 的观测模型(2)可知

$$m_{g_i \rightarrow v_i}(\mathbf{x}_i^\tau) = N(\mathbf{z}_i^\tau; \mathbf{x}_i^\tau, \mathbf{R}) \quad (20)$$

式中: \mathbf{R} 为 GPS 观测噪声的协方差矩阵。

3) 消息 $m_{h_{ij} \rightarrow v_i}$

由式(11)可知,消息 $m_{h_{ij} \rightarrow v_i}$ 通过因子 h_{ij} 和来自变量节点 v_j 的广播消息 $m_{v_j \rightarrow h_{ij}}$ 相乘,并对变量 \mathbf{x}_j^τ 进行积分而得。消息 $m_{h_{ij} \rightarrow v_i}$ 反映了在已知邻机位置估计及其与本机相对距离观测的条件下,对本机位置的预测信息。假设广播消息 $m_{v_j \rightarrow h_{ij}}$ 可近似为高斯形式,即

$$m_{v_j \rightarrow h_{ij}}(\mathbf{x}_j^\tau) \approx N(\mathbf{x}_j^\tau; \boldsymbol{\mu}_{\mathbf{x}_j^\tau}, \boldsymbol{\Sigma}_{\mathbf{x}_j^\tau}) \quad (21)$$

则消息 $m_{h_{ij} \rightarrow v_i}$ 可以看作一个球面分布,如图2所示。该球面分布的圆心位于 $\boldsymbol{\mu}_{\mathbf{x}_j^\tau}$, 平均半径为 d_{ij}^τ , 参数 $\boldsymbol{\Sigma}_{\mathbf{x}_j^\tau} + \boldsymbol{\sigma}\mathbf{I}$ 反映了球面的厚度, $\boldsymbol{\sigma}$ 为相对距离观测方差, \mathbf{I} 为单位矩阵。具体地,消息 $m_{h_{ij} \rightarrow v_i}$ 可写为如下参数化形式:

$$m_{h_{ij} \rightarrow v_i}(\mathbf{x}_i^\tau) \propto \exp \left[-\frac{1}{2} \left(\frac{\tilde{\mathbf{x}}_i^\tau - d_{ij}^\tau \frac{\tilde{\mathbf{x}}_i^\tau}{\|\tilde{\mathbf{x}}_i^\tau\|}}{\|\tilde{\mathbf{x}}_i^\tau\|} \right)^T \cdot \left(\boldsymbol{\Sigma}_{\mathbf{x}_j^\tau} + \boldsymbol{\sigma}\mathbf{I} \right)^{-1} \left(\tilde{\mathbf{x}}_i^\tau - d_{ij}^\tau \frac{\tilde{\mathbf{x}}_i^\tau}{\|\tilde{\mathbf{x}}_i^\tau\|} \right) \right] \quad (22)$$

式中: $\tilde{\mathbf{x}}_i^\tau = \mathbf{x}_i^\tau - \boldsymbol{\mu}_{\mathbf{x}_j^\tau}$ 。

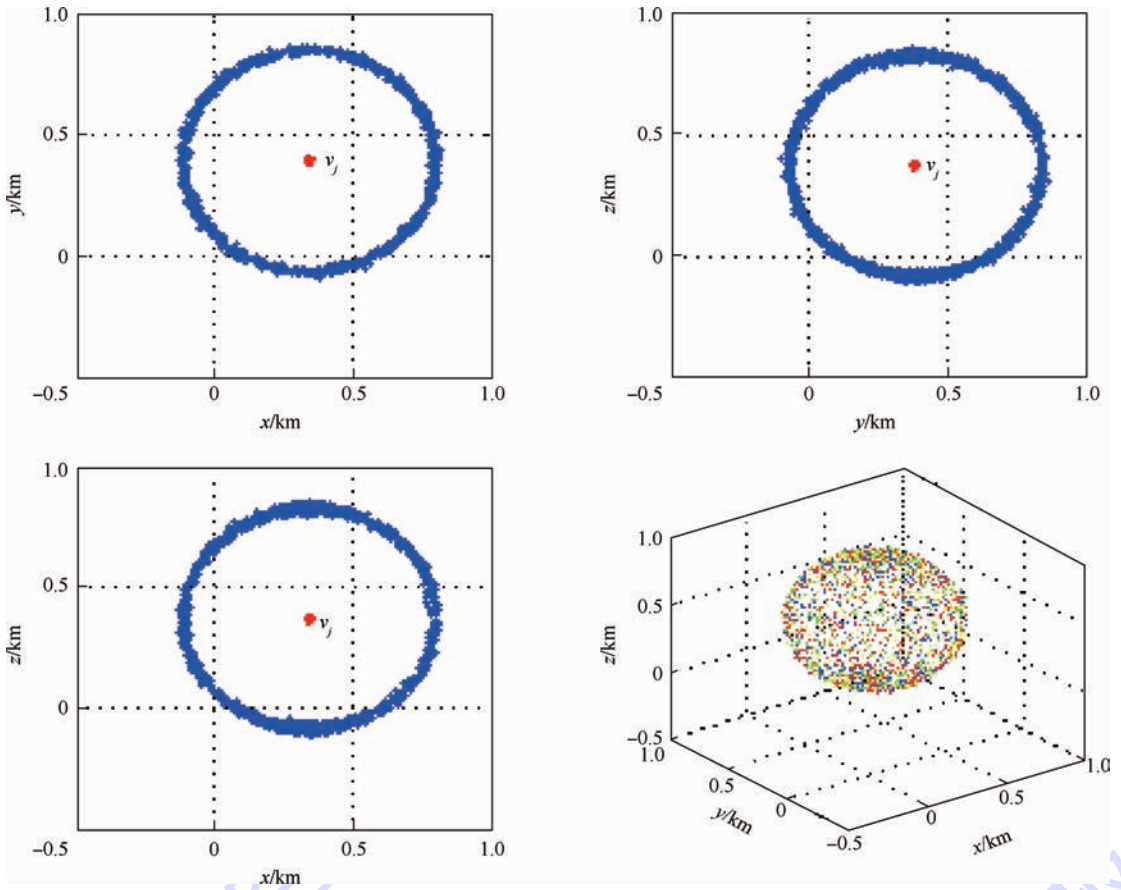
4) 消息 $m_{v_i \rightarrow h_{ij}}$

由式(12)可知,消息 $m_{v_i \rightarrow h_{ij}}$ 是由一个高斯分布 $m_{f_i \rightarrow v_i}$ 和若干个球面分布 $m_{h_{ij} \rightarrow v_i}$ 相乘而得。由于球面分布的复杂性,很难给出消息 $m_{v_i \rightarrow h_{ij}}$ 的解析表达。因此本文假定消息 $m_{v_i \rightarrow h_{ij}}$ 可用高斯分布近似,借助于采样的方法计算高斯分布的均值和协方差,如算法2所示。在算法2中,首先根据 $m_{f_i \rightarrow v_i}$ 采样 N 个样本 $\{\mathbf{x}_{i,s}^\tau\}_{s=1}^N$, 然后根据消息 $m_{h_{ij} \rightarrow v_i}$ 计算每个样本的权重:

$$w_s = \prod_j m_{h_{ij} \rightarrow v_i}(\mathbf{x}_{i,s}^\tau) \quad \forall j \in \Gamma(i) \quad (23)$$

并将权重归一化。最后由加权的样本集合计算消息 $m_{v_i \rightarrow h_{ij}}$ 的均值和协方差:

$$\boldsymbol{\mu}_{\mathbf{x}_i^\tau} = \sum_{s=1}^N w_s \mathbf{x}_{i,s}^\tau \quad (24)$$

图2 $m_{h_{ij} \to v_i}$ 消息示意图Fig.2 Schematic diagram of message $m_{h_{ij} \to v_i}$

$$\Sigma_{x_i^\tau} = \frac{\sum_{s=1}^N w_s (x_{i,s}^\tau - \mu_{x_i^\tau}) (x_{i,s}^\tau - \mu_{x_i^\tau})^T}{1 - \sum_{s=1}^N w_s^2} \quad (25)$$

算法2 非参数信息融合

- 1 输入: 预测消息 $m_{f_i \to v_i}$
邻机消息 $m_{h_{ij} \to v_i}, j \in \Gamma(i)$
- 2 输出: $m_{v_i \to h_{ij}}$ 的参数, 均值 $\mu_{x_i^\tau}$, 协方差 $\Sigma_{x_i^\tau}$
- 3 从分布 $m_{f_i \to v_i}$ 中采样 N 个样本: $\{x_{i,s}^\tau\}_{s=1}^N$
- 4 由式(23)计算每个样本的权重, 并将其归一化: $\sum_{s=1}^N w_s = 1$
- 5 由式(24)、式(25)计算 $m_{v_i \to h_{ij}}$ 的均值和协方差

2.2.3 信念计算

对于正常无人机, 信念的更新由式(9)给出。由于运动模型和 GPS 观测模型都是线性的, 以及信念状态为高斯分布的假设, 正常无人机的信念更新可由卡尔曼滤波完成。根据消息 $m_{f_i \to v_i}(\mathbf{X}_i^\tau)$ 的均值式(18)和协方差式(19)计算消息矩阵

$$\mathbf{S} = \mathbf{H} \Sigma_{x_i^{\tau-1}} \mathbf{H}^T + \mathbf{R} \quad (26)$$

和卡尔曼增益

$$\mathbf{K} = \Sigma_{x_i^{\tau-1}} \mathbf{H}^T \mathbf{S}^{-1} \quad (27)$$

则正常无人机在 τ 时刻的信念状态为

$$\mu_{x_i^\tau} = \mu_{x_i^{\tau-1}} + \mathbf{K} (z_i^\tau - \mu_{x_i^{\tau-1}}) \quad (28)$$

$$\Sigma_{x_i^\tau} = \Sigma_{x_i^{\tau-1}} - \mathbf{K} \mathbf{S} \mathbf{K}^T \quad (29)$$

对于故障无人机, 其信念状态由式(13)给出。可以看到, 该信念状态是一个高斯分布 $m_{f_i \to v_i}$ 和若干球面分布 $m_{h_{ij} \to v_i}$ 的乘积, 因此可以按算法2计算该信念状态的均值和协方差。需要注意的是, 在利用算法2更新信念状态时, 首先要对关于 \mathbf{X}_i^τ 的高斯分布采样, 然后根据每个样本中对应于无人机位置的元素确定样本的权重, 最后按式(24)和式(25)计算故障无人机信念的均值和协方差。

3 仿真结果

3.1 实例分析

本文首先通过一个简化实例来说明无人机协同定位中消息传递的具体过程, 如图3所示。图中节点对应于无人机, 无阴影的节点表示正常无人机, 有阴影的节点表示故障无人机。在一个时刻内, 无人机节点间的实线表示可以传递相对距离消息, 箭头表示消息传递的方向, 实线上的数字代表消息在当前时刻内的迭代次序, 该迭代次序是由2.2.1节所述的消息传递规则确定的。

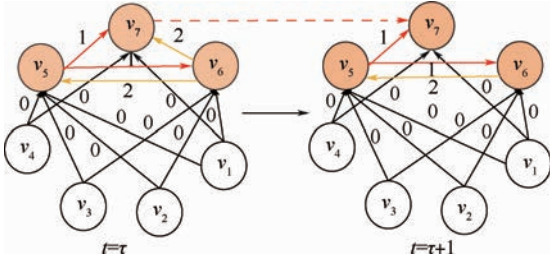


图3 混合动态信念传播算法图示

Fig. 3 Graphic of dynamic hybrid belief propagation algorithm

例如,标有数字“0”的从1号无人机到5号无人机的实线,表示在当前时刻内的从第0次迭代开始,每次迭代都有相对距离消息从1号无人机传递到5号无人机。不同时刻对应无人机之间

的虚线代表预测消息的传递。为了简洁起见,图中没有画出节点之间的因子和GPS观测的消息,且只画出7号无人机的预测消息传递过程。

3.1.1 相对距离消息的作用

首先分析在一个时刻内相对距离消息对于无人机定位的作用,如图4(a)~图4(f)所示,图中Iter为迭代次数。每幅图绘出了单个无人机接收到的相对距离消息,以及仅根据相对距离消息确定的无人机位置分布。在每幅图中,左上、右上和左下3幅子图分别绘出了相对距离消息被垂直于 z 轴、 x 轴和 y 轴且通过接收消息的无人机真实坐标的3个平面相切后的剖面。例如,图4(a)中左上子图表示5号无人机在 $t=0$ 时刻第0次迭代中接收的相对距离消息被垂直于 z 轴且经过5号

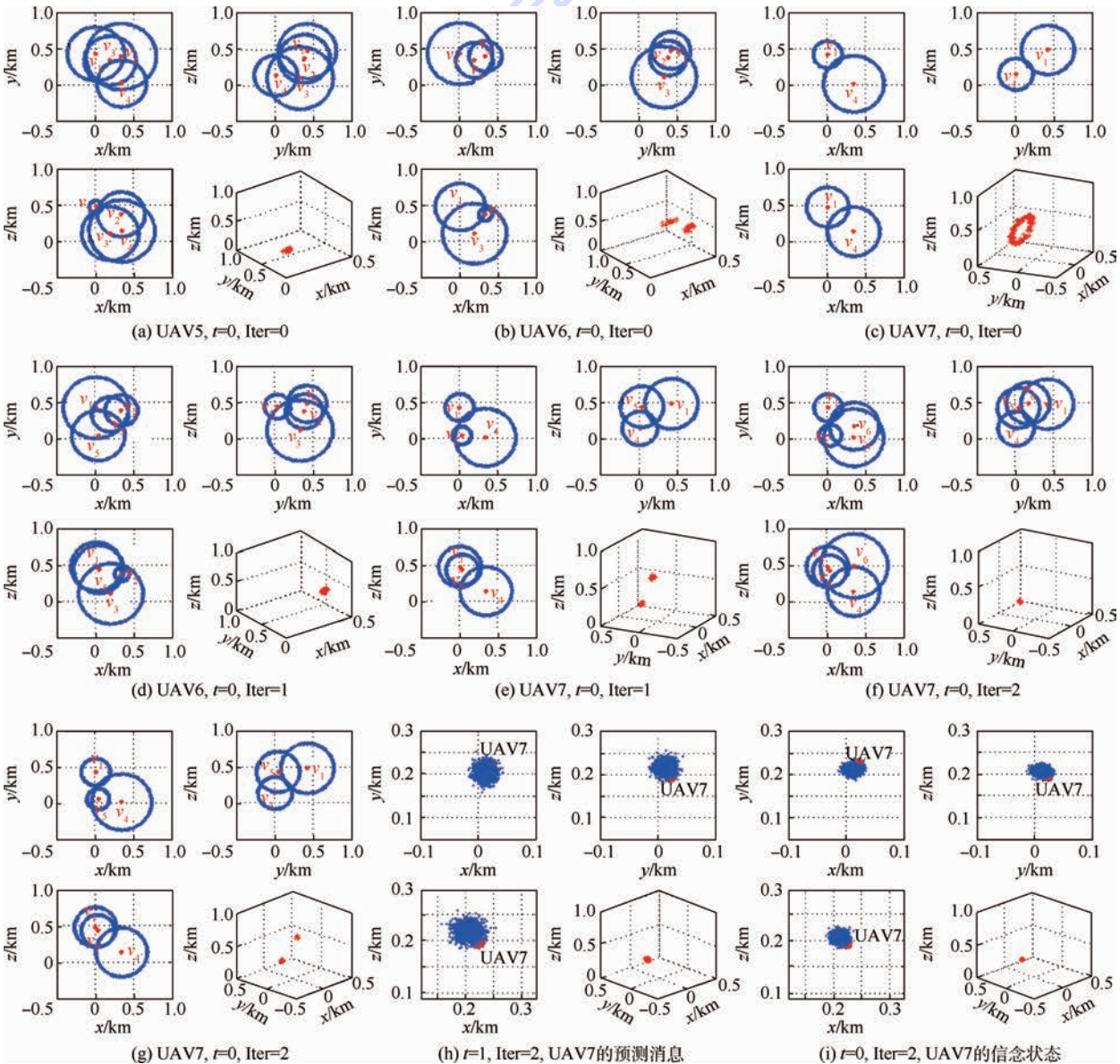


图4 混合动态信念传播算法的协同定位过程

Fig. 4 Cooperative localization process based on dynamic hybrid belief propagation algorithm

无人机真实位置的平面相切后的剖面。由于相对距离消息为球面分布,所以剖面表现为环状分布。每幅图的右下子图表示仅根据相对距离消息确定的无人机位置在三维空间中的分布。

在 $t=0$ 时,1号、2号、3号和4号无人机为正常无人机,5号、6号和7号无人机为故障无人机。第0次迭代时,5号无人机接收到邻机1号、2号、3号、4号无人机传来的消息,如图4(a)所示;6号无人机接收到邻机1号、2号、3号无人机传来的消息,如图4(b)所示;7号无人机只接收到邻机1号和4号无人机传来的消息,如图4(c)所示。可以看到,仅根据相对距离消息,5号无人机的位置可以确定为一个高斯分布,如图4(a)中三维图所示。而6号无人机的位置估计为双模高斯分布,如图4(b)中三维图所示,7号无人机的位置估计为三维空间中的环状分布,如图4(c)中三维图所示。

再进行第1次迭代,5号无人机仍然接收到邻机1号、2号、3号、4号无人机传来的消息,且5号故障无人机可以发出广播消息,那么6号无人机接收到邻机1号、2号、3号和5号无人机传来的消息,如图4(d)所示,6号无人机可以确定自身的位置;7号无人机接收到邻机1号、4号和5号无人机传来的消息,如图4(e)所示,该无人机的位置估计仍为双模分布。当进行第2次迭代时,7号无人机接收到足够多的相对距离消息,因而可以确定其自身的位置,如图4(f)所示。由以上分析可以看到,通过消息传递的迭代过程,正常无人机的位置信息可以传播到整个网络,越来越多的故障无人机可以根据相对距离消息确定自身的位置。

3.1.2 预测消息的作用

由图3可知,7号无人机在 $t=1$ 时刻经过3次迭代后可以接收到来自1号、4号和5号无人机的相对距离消息,如图4(g)所示。可以看到,仅根据相对距离观测无法确定此时7号无人机的位置。图4(h)给出了 $t=1$ 时刻7号无人机接收到的预测消息及其3个方向的剖面图。图4(i)绘出了将相对距离消息和预测消息融合后得到的关于7号无人机的信念状态。可以看到,通过预测消息和相对距离消息的结合,可以在邻机数目不足的情况下对无人机进行精确定位。

3.2 Monte Carlo 仿真

本节中将对本节提出的混合动态信念传播算法进行 Monte Carlo 仿真,并且与改进的最小二乘算法^[5]和协同扩展卡尔曼滤波算法^[18]的性能进

行对比。在仿真中,共有18个无人机在三维空间中飞行,每个无人机真实的飞行轨迹根据无人机初始状态和给定的加速度计输出序列确定。

每个无人机初始位置通过在 $500\text{ m} \times 500\text{ m} \times 500\text{ m}$ 大小的空间范围内随机采样确定,并假定具有相同的初始速度。无人机编队的初始状态情况为:8个正常无人机,可以获取GPS观测;10个故障无人机,没有GPS观测。随后无人机的状态会根据以下状态转换矩阵进行切换:

$$\begin{bmatrix} 0.9 & 0.1 \\ 0.1 & 0.9 \end{bmatrix}$$

其他仿真参数包括:加速度计噪声标准差为 0.05 m/s^2 ,正常无人机GPS观测噪声标准差为 10 m ;每个无人机通信范围为 350 m ,据此确定邻机集合;邻机间相对距离观测噪声标准差为 3 m 。

算法1中迭代次数取为3,算法2中的采样粒子数目为100。算法的主要性能指标包括:每个时刻下无人机平均位置误差,其定义如下:

$$E(\tau) = \frac{1}{M} \sum_{i \in M} \|\hat{\mathbf{x}}_i^\tau - \mathbf{x}_i^\tau\| \quad (30)$$

总的无人机平均误差,定义如下:

$$E = \frac{1}{MT} \sum_{\tau} \sum_{i \in M} \|\hat{\mathbf{x}}_i^\tau - \mathbf{x}_i^\tau\| \quad (31)$$

在上述参数配置下,本文所提算法和传统算法的平均位置误差随时间变化曲线如图5所示。图5中纵坐标为所有无人机的平均位置误差,横坐标为时间步进(无量纲),每段时间步进内,无人机组切换状态,按设定的迭代次数与采样粒子数执行算法,完成所有无人机的定位。可以看到,由于改进最小二乘算法没有利用加速度计的输出信息,同时由于编队中正常无人机数目较少,使得该算法误差较大,且波动较为明显。对于协同扩展卡尔曼滤波算法而言,由于有效地利用了运动模型约束,定位精度较改进最小二乘算法有大幅

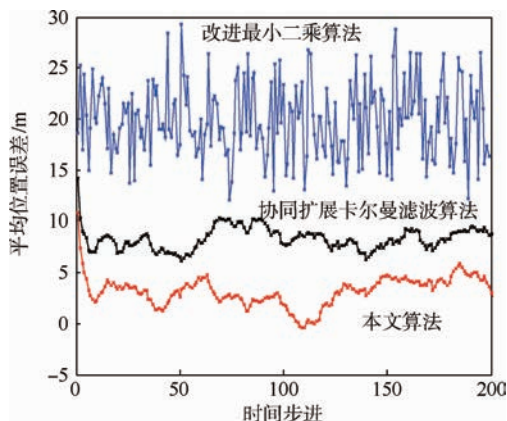


图5 平均位置误差随时间变化曲线

Fig. 5 Mean position error variation with time curves

提高,但由于算法对非线性观测模型进行了低阶近似,所以仍存在一定的误差。而本文提出的混合动态信念传播算法不仅考虑了运动模型的约束,同时用参数化模型表示相对距离消息的球面分布,并且通过粒子采样实现不同分布形式的消息间的信息融合,从而得到了更高的定位精度。图6给出的误差-比例曲线,横坐标表示不同的位置误差,纵坐标表示位置误差小于横坐标上对应误差值的无人机数量占总无人机数量的比例。从图6可以看出,对任意给定的无人机位置误差限制,采用本文算法得到满足该定位精度要求的无人机数量总是大于或等于其余2种算法。

图7绘出了无人机编队中每个无人机的位置误差随时间的变化,横坐标意义同图5,纵坐标表示无人机的编号。图7(a)、图7(b)、图7(c)中用灰度表示误差值大小(黑色为0 m,白色为30 m)。混合动态信念传播算法的运行结果如图

7(a)所示,灰度值整体偏低,说明定位精度较高。图7(b)中改进最小二乘算法定位效果则不稳定,随着时间的变化位置误差的波动性较大。图7(c)中协同扩展卡尔曼滤波呈现出来的灰度都偏白,说明定位精度不是很高,基本在10 m左右的水平。

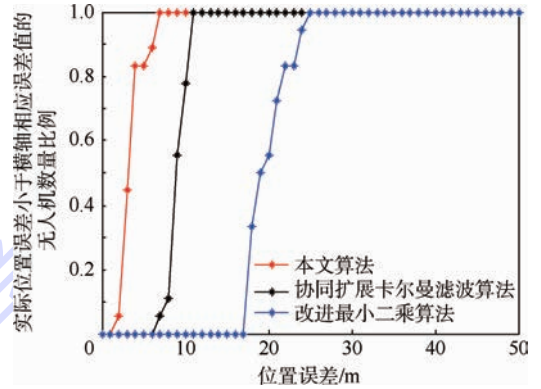


图6 位置误差-无人机数量比例曲线

Fig. 6 Position error-UAVs quantity ratio curves

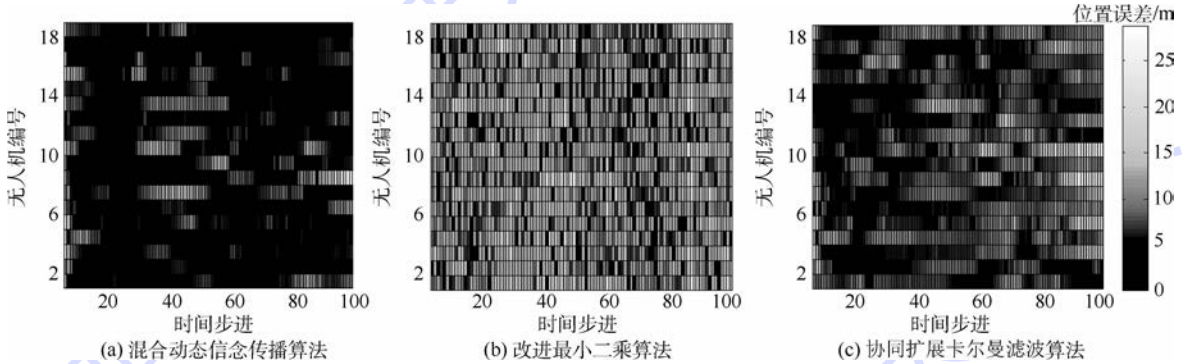


图7 各个无人机位置误差随时间变化图

Fig. 7 Each UAV position error variation with time

无人机的定位性能还受到许多因素的影响,包括飞行编队中正常无人机所占比例、无人机之间的通信距离、GPS观测噪声以及相对距离值观测噪声。本文通过仿真对上述因素对无人机定位性能的影响进行了对比研究,如图8~图11所示,纵坐标表示无人机位置估计的平均误差,横坐标对应于不同影响因素的变化,每幅图的数据是对10次 Monte Carlo 仿真结果求平均后的结果。

正常无人机在联合定位中起着十分关键的作用,正常无人机数量的改变对各个算法性能的影响结果如图8所示。在仿真过程中,无人机正常或故障的状态不再进行切换,其中横坐标表示正常无人机在飞行小组内所占比例,纵坐标表示无人机的位置估计误差。从图8可以看出,改进最小二乘算法和协同扩展卡尔曼滤波算法性能受到正常无人机数量的影响较大,在正常无人机数量十分稀少的情况下,2种算法都具有较大的估计

误差。本文提出的混合动态信念传播算法,能够在正常无人机数量较少的情况下,先确定正

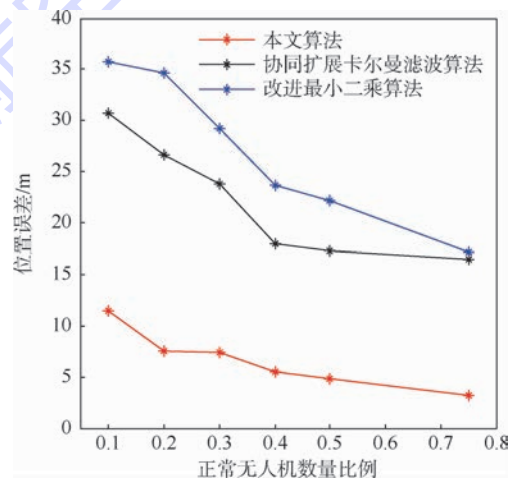


图8 正常无人机数量比例-位置误差曲线

Fig. 8 Normal UAVs quantity ratio-position error curves

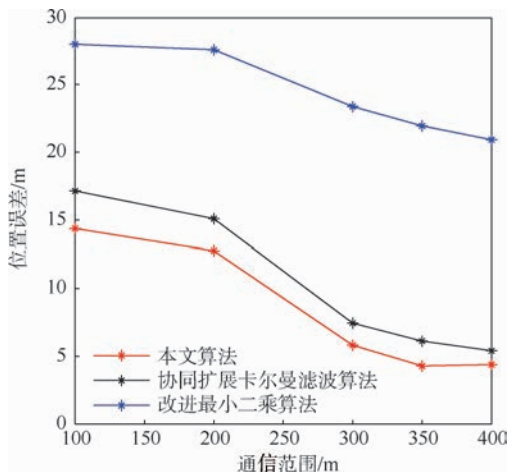


图9 通信范围-位置误差曲线

Fig. 9 Communicate range-position error curves

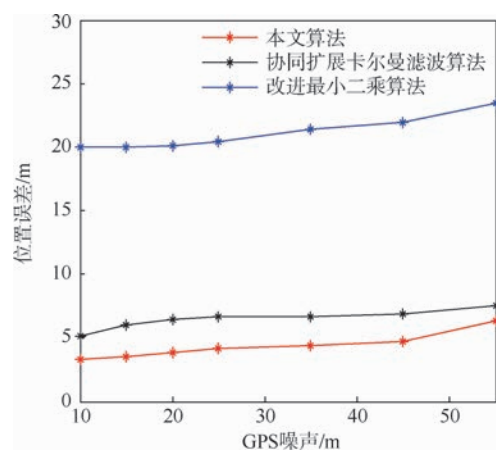


图10 GPS噪声-位置误差曲线

Fig. 10 GPS noise-position error curves

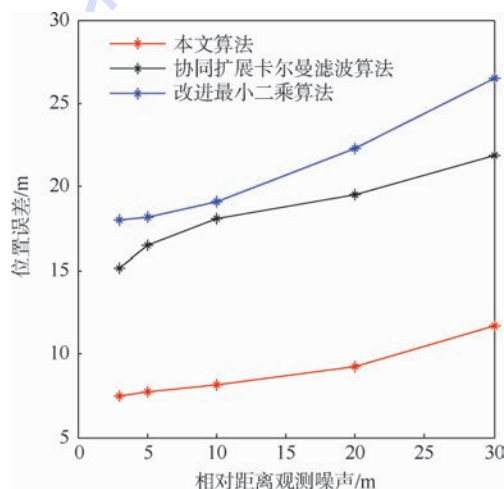


图11 相对距离观测噪声-位置误差曲线

Fig. 11 Relative distance noise-position error curves

常无人机邻机位置,然后通过信念的传播依次确定其他故障无人机的运动状态,因此正常无人机所占比例对算法性能影响明显小于传统的2种算法。当正常无人机数量减少到4个(保证所有故障无人机运动状态估计精度的最少数量)的时

候,本文算法得到的估计误差在8.5 m左右。无人机之间的通信距离是另一个影响算法性能的重要因素。无人机之间在每一时刻的连接关系是由该时刻下的无人机的真实位置和通信范围决定的。通信范围的变化对各个算法性能的影响如图9所示,可见,在通信范围较小的时候,无人机之间可通信的邻机数量很少,各个算法对于无人机的运动状态的估计误差都较大。但此时本文算法和协同拓展卡尔曼滤波算法明显优于改进最小二乘法。而当通信距离逐渐增大时,3种算法的定位精度均有所提高。

算法的性能还受到GPS观测噪声和相对距离观测噪声的影响,如图10和图11所示。在噪声不断增大的过程中,3种算法的位置误差都随之增大。改进最小二乘算法的误差的来源是GPS观测噪声和相对距离观测噪声,所以其位置误差对这两类噪声的依赖性很大,可见其曲线的增长幅度较大。而协同扩展卡尔曼滤波算法和本文算法,由于利用了加速度计的输出,定位精度对GPS观测噪声和相对距离观测噪声的敏感度有所降低。而本文所提算法的性能始终优于其他2种算法。

3.3 算法的局限

通过仿真实验,综合影响定位性能的各项要素,本文算法显示出异于传统算法的优越性,但出于实际应用考虑,其稳定性与普适性更应加以提升,所以,该研究尚存在以下局限与不足:

1) 仿真实例中简化了无人机编队飞行网络,该算法假设各个无人机的运动相互独立。然而很多情况下,无人机之间的运动是相互关联的。

2) 考虑到节点通信能力的限制,本文采用的分布式实现,可有效避免集中式分布中因节点通信过载而导致的网络崩溃;但同时,该分布式在线估计仿真实验环境还处于较为理想的状态,实际网络节点的连接有时十分稀疏。

4 结论

本文提出了一种基于混合动态信念传播的多无人机协同定位算法。该算法能够在部分无人机GPS观测丢失、无人机之间的通信范围较小等情况下,对无人机进行准确的定位。在此深入探究过程中,主要成果有:

1) 建立无人机运动模型、GPS观测模型和相对距离观测模型,表述与转化定位问题为信念状态的求解。

2) 利用运动的马尔可夫性质及节点间的运

动独立性,基于贝叶斯公式,因式化无人机组联合信念状态,由此建立了因子图模型。

3) 定义了信念传播算法中的各类消息及其传递规则,在高斯分布近似信念状态条件下,给出了无人机信念的分布式计算方法。

4) 在仿真与验证试验中,该算法与传统算法做出比较,证明了本文算法的有效性 & 准确性。

为使本文算法更加完善,仍需要进一步用图模型描述无人机之间运动的相关性,开发相关推理算法估计无人机的状态;加入不同任务数据可信度标识方面的研究工作,以应对无人机组任务分化状况;并考虑数据关联问题,以收敛位置误差。

参考文献 (References)

- [1] PACK D J, DELIMA P, TOUSSAINT G J, et al. Cooperative control of UAVs for localization of intermittently emitting mobile targets [J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part B: Cybernetics, 2009, 39 (4): 959-970.
- [2] ABDELKRIM N, AOUF N, TSOUDOS A, et al. Robust nonlinear filtering for INS/GPS UAV localization [C] // Proceedings of the 16th Mediterranean Conference on Control and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 695-702.
- [3] GODHA S, LACHAPELLE G, CANNON M E. Integrated GPS/INS system for pedestrian navigation in a signal degraded environment [C] // Proceedings of the 19th International Technical Meeting of the Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2006). Fairfax, VA: Institute of Navigation, 2006: 2151-2164.
- [4] JOURDAN D, DARDARI D, WIN M Z. Position error bound for UWB localization in dense cluttered environments [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2008, 44 (2): 613-628.
- [5] 王建刚, 王福豹, 段渭军. 加权最小二乘估计在无线传感器网络定位中的应用 [J]. 计算机应用研究, 2006, 23 (9): 41-43.
WANG J G, WANG F B, DUAN W J. Application of weighted least square estimates on wireless sensor network node localization [J]. Application Research of Computers, 2006, 23 (9): 41-43 (in Chinese).
- [6] 张正勇, 孙智, 王刚, 等. 基于移动锚节点的无线传感器网络节点定位 [J]. 清华大学学报 (自然科学版), 2007, 47 (4): 534-537.
ZHANG Z Y, SUN Z, WANG G, et al. Localization in wireless sensor networks with mobile anchor nodes [J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2007, 47 (4): 534-537 (in Chinese).
- [7] WANG L, WANG X, DU X. Some issues on WSN localization

based on MLE [C] // Proceedings of the 8th World Congress on Intelligent Control and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 796-800.

- [8] JULIER S J. The scaled unscented transformation [C] // Proceedings of the American Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2002, 6: 4555-4559.
- [9] WAN J Q, ZHONG L P, ZHANG F. Cooperative localization of multi-UAVs via dynamic nonparametric belief propagation under GPS signal loss condition [J]. International Journal of Distributed Sensor Networks, 2014 (3): 83-105.
- [10] CACERES M A, PENNA F, WYMEERSCH H, et al. Hybrid cooperative positioning based on distributed belief propagation [J]. Selected Areas in Communications, 2011, 29 (10): 1948-1958.
- [11] QU Y, ZHANG Y, ZHOU Q. Cooperative localization of UAV based on information synchronization [C] // Proceedings of the 2010 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation (ICMA). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 225-230.
- [12] SHAMES I, FIDAN B, ANDERSON B D O, et al. Cooperative self-localization of mobile agents [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2011, 47 (3): 1926-1947.
- [13] QU Y, ZHANG Y. Cooperative localization against GPS signal loss in multiple UAVs flight [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2011, 22 (1): 103-112.
- [14] WYMEERSCH H, LIEN J, WIN M Z. Cooperative localization in wireless networks [J]. Proceedings of the IEEE, 2009, 97 (2): 427-450.
- [15] SCHIFF J, SUDDERTH E B, GOLDBERG K. Nonparametric belief propagation for distributed tracking of robot networks with noisy inter-distance measurements [C] // Proceedings of the RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 1369-1376.
- [16] IHLER A T, FISHER J W, MOSES R L, et al. Nonparametric belief propagation for self-localization of sensor networks [J]. Journal on Selected Areas in Communications, 2005, 23 (4): 809-819.
- [17] KSCHISCHANG F R, FREY B J, LOELIGER H A. Factor graphs and the sum-product algorithm [J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2001, 47 (2): 498-519.
- [18] CACERES M A, SOTTILE F, GARELLO R, et al. Hybrid GNSS-ToA localization and tracking via cooperative unscented Kalman filter [C] // Proceedings of the Personal, Indoor and Mobile Radio Communications (PIMRC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 272-276.

作者简介:

万九卿 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 信号处理、目标检测跟踪与识别。

Tel.: 010-82338041

E-mail: wanjiuqing@buaa.edu.cn

Cooperative localization algorithm of multi-UAVs based on dynamic hybrid belief propagation

WAN Jiuqing*, BU Shaocong, ZHONG Liping

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A dynamic hybrid belief propagation algorithm for cooperative localization of multiple unmanned aerial vehicles (UAVs) was proposed. In the case that the GPS signals of some UAVs are missing, the position and velocity of each UAV in the group in an online and distributed manner based on the GPS observations of other UAVs, the relative distance measurements between neighboring UAVs, and the outputs of accelerometer of each UAV were estimated by the algorithm. Specifically, the joint belief state of multiple UAVs by factor graph was modeled, and the marginal posterior distribution of each node in the graph was calculated, corresponding to each UAV, using the hybrid dynamic belief propagation algorithm. The inference only involves local information processing on each UAV and mutual information exchanging among neighboring UAVs, allowing the algorithm to be implemented in a completed and distributed manner. The results show that the effectiveness of the method by comparison with traditional cooperative localization algorithms in simulations.

Key words: multiple unmanned aerial vehicles; cooperative localization; graph model; belief propagation; distributed algorithm

Received: 2015-05-20; **Accepted:** 2015-08-20; **Published online:** 2015-10-14 15:40

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151014.1540.006.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China(61174020)

* **Corresponding author.** Tel. : 010-82338041 E-mail: wanjiuqing@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0802

BLI 效应下整流罩设计对翼型气动特性的影响



项洋, 吴江浩*, 张艳来

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 边界层吸入(BLI)效应对飞行器气动特性的影响比较显著,而整流罩的设计会进一步影响 BLI 效应下的翼型气动特性。为了揭示 BLI 效应下整流罩的主要设计参数对翼型气动特性的影响及其原因,本文采用计算流体力学(CFD)和 Morris 敏感度分析相结合的方法对该问题进行了详细研究,得到了整流罩主要设计参数对翼型气动特性的敏感度排序和耦合影响程度排序;对敏感度较高和耦合影响较大的参数进行了流动分析。结果表明:在巡航和起飞2种状态下,对气动系数影响相对较大的设计参数是整流罩最大厚度和进气边界弦向位置,整流罩最大厚度对翼型气动特性影响的主要原因是整流罩背风面会发生局部分离,且其还会改变阻力-流量系数曲线的趋势;整流罩最大厚度和进气边界弦向位置对翼型气动特性的耦合影响作用较强。

关键词: 翼身融合; 边界层吸入(BLI); 计算流体力学(CFD); 耦合布局; 敏感度分析
中图分类号: V221.3

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)05-0945-08

近年来,科研人员研究了翼身融合(Blended Wing Body, BWB)布局飞行器,并发现其有利于提高气动效率、降低油耗和排放^[1],可能是一种有潜力的未来民机气动布局^[2-3]。为了进一步挖掘 BWB 布局用于民机设计时气动特性的潜力,研究者提出在 BWB 布局机身后部沿翼展方向布置一排动力装置,这种布置形式的动力系统被称为分布式动力(distributed propulsion)系统^[4-6]。最近的研究表明,这种机体与动力系统耦合布置的飞行器,由于边界层吸入(Boundary Layer Ingestion, BLI)效应的存在,对飞机气动特性和动力系统的性能都会带来显著变化^[7-8]。为了弄清 BLI 效应能否提高飞机性能,国内外许多学者开展了相关研究工作。

Rodriguez^[9]研究了 BWB 飞行器上 BLI 效应下进气道的多学科优化问题,结果表明,采用分布式动力布局的 BWB 飞行器的推进效率提高了

2%。Lundbladh 和 Grönstedt^[10]研究了发动机数目对采用分布式动力布局的 BWB 飞行器的巡航效率和油耗的影响,发现采用埋入式动力系统能减小起飞重量并降低油耗。Felder 等^[11]也认为在 BWB 飞行器上采用分布式推进系统可以进一步发挥 BLI 效应的优势,因为连续分布的风扇可以在整个翼展范围内吸入边界层气流并填充尾迹。闫万方等^[12]对采用分布式动力并带 BLI 效应的 BWB 客机布局的气动特性进行了分析,给出了流量系数(Mass Flow Rate, MFR)、进气道高度和整流罩长度等关键参数对全机气动特性的影响。

为了进一步探索 BLI 效应对飞行器气动特性的影响及原因,也有一些学者将研究对象简化为二维模型。Ko 等^[7]研究了二维模型中推进系统进排气速度、尾迹形状及气流宽度对推进效率的影响,并对这种布局推进系统的潜在优势进行了

收稿日期: 2015-12-03; 录用日期: 2015-12-28; 网络出版时间: 2016-01-13 09:22

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160113.0922.001.html

* 通讯作者: Tel.: 010-82316627 E-mail: buaawjh@buaa.edu.cn

引用格式: 项洋, 吴江浩, 张艳来. BLI 效应下整流罩设计对翼型气动特性的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 945-952. XIANG Y, WU J H, ZHANG Y L. Effects of cowl design on aerodynamic performance of airfoil with BLI[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 945-952 (in Chinese).

评估,认为在诱导阻力占总阻力 50% 的情况下,这种推进系统的最高效率可达 80% ~ 90%。Wick 等^[13]对二维和三维情形下分布式动力推进系统的位置和尺寸等参数进行了研究,认为在上翼面后缘布置的进排气装置是几种布局中最好的,可以提高约 8% 的气动效率。Mantić-Lugo 等^[14]给出了亚声速飞行条件下考虑 BLI 效应的翼型设计,研究了流量系数、来流攻角、整流罩长度、进气道高度和进气道位置等参数对翼型升力特性和发动机进气品质的影响。在这些研究中,所涉及的设计参数主要是推进系统的位置和尺寸等,对整流罩外形参数的研究较少。另外,由于这种耦合布局形式中涉及的设计变量较多,单纯地研究单个变量对飞行器气动特性的影响不仅工作量大,且不易发现设计参数之间是否存在耦合关系。基于此,本文采用数值模拟方法,首先分析包括整流罩外形参数在内的主要设计参数对气动特性影响的敏感性,然后选择典型的敏感设计变量和非敏感设计变量进行详细的单变量分析,最后解释这些设计变量对气动特性影响的物理原因。

1 模型和方法

1.1 模型定义

本文采用的模型及其参数定义参照文献[14]。研究对象采用 RAE2822 翼型,其上所布置的进排气模型如图 1 所示。图中: H_{\max} 、 H_h 、 H_{th} 和 H 分别为进排气模型最大高度、唇口高度、进气边界高度和排气边界高度。整流罩上表面分为 2 段:前段外形由 NACA-1 系翼型^[15]给出,其长度为 L_{front} ,高度为 $H_{\max} - H_h$;后段为圆弧,在进排气模型轴线方向的投影长度为 L_{aft} ,半径为

$$R_{\text{aft}} = \frac{L_{\text{aft}}}{\sin\left(2 \frac{H_{\max} - H_h}{L_{\text{aft}}}\right)} \quad (1)$$

唇口部分是一个 1/4 椭圆,其长短轴为

$$b = H_h - H_{th} \quad (2)$$

$$a = kb \quad (3)$$

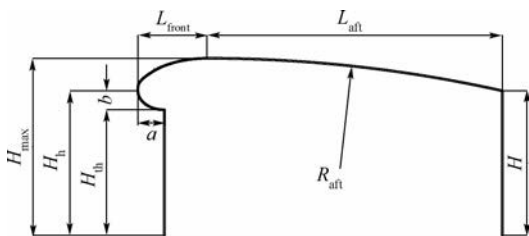


图 1 进排气模型几何参数定义

Fig. 1 Geometric parameter definition of nacelle

式中: k 为唇口的椭圆比,这里取 $k = 2$ 。由式(1)~式(3)可以看出,整流罩外形由 H_{\max} 、 H_h 、 H_{th} 、 H 、 L_{front} 和 L_{aft} 确定。

进排气模型在翼型上的布置及计算网格模型如图 2 所示。其中,进气边界与翼型上翼面垂直,进气边界与翼型前缘的水平距离(即进气边界弦向位置)为 L_f ,整流罩长度为 $L_{\text{nacelle}} = L_{\text{front}} + L_{\text{aft}}$ 。

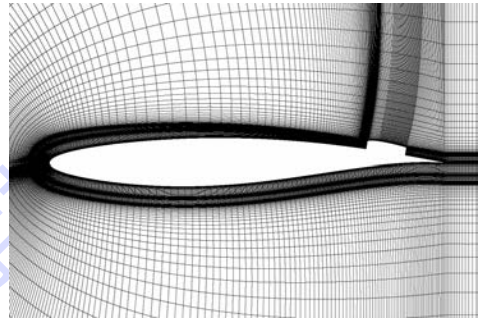


图 2 进排气模型在翼型上的布置及计算网格模型

Fig. 2 Nacelle configuration on airfoil and computational mesh model

为了便于研究,选取一个基本构型。采用翼型弦长 c 作为无量纲参考长度后,基本构型的几何参数取值为: $H_h = 0.018$, $H_{\max} = 0.022$, $H_{th} = 0.017$, $H = 0.020$, $L_{\text{front}} = 0.029$, $L_{\text{aft}} = 0.071$, $L_f = 0.8$ 。此外,研究中还涉及到的一些参数定义如下。

整流罩最大厚度 t :

$$t = \frac{H_{\max} - H_h}{c}$$

整流罩最大厚度位置 x_t :

$$x_t = \frac{L_{\text{front}}}{c}$$

流量系数 MFR:

$$\text{MFR} = \frac{\dot{m}}{\rho_{\infty} V_{\infty} H_{th}}$$

式中: \dot{m} 为进排气质量流量; ρ_{∞} 和 V_{∞} 分别为远场来流的密度和速度。

为了满足计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)求解对流场分辨率、求解收敛性的要求,通过求解 Poisson 方程来生成 C 型计算网格(见图 2),远场边界为 120 倍弦长。

1.2 数值方法及验证

本文采用有限体积法求解二维定常可压缩雷诺平均 Navier-Stokes 方程组。空间离散采用基于压力方法,2 阶精度。湍流模型为两方程 SST $k-\omega$ 模型。进气边界设置为压力出口条件,给定目标质量流量。排气边界设置为质量流量入口条件,远场设置为压力远场条件。

本文用到的升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 和俯

仰力矩系数 C_M 分别定义为: $C_L = L / (0.5 \rho_\infty V_\infty^2 c)$, $C_D = D / (0.5 \rho_\infty V_\infty^2 c)$, $C_M = M / (0.5 \rho_\infty V_\infty^2 c^2)$, 其中, L 、 D 和 M 分别为翼型和整流罩表面共同受到的升力、阻力和俯仰力矩, M 的取矩点距前缘 $1/4$ 弦长。

为了验证本文所用的网格和数值方法, 使用上述网格生成程序和求解器计算了 RAE2822 翼型的气动特性, 并与文献[16]的试验数据进行对比。计算条件为: 马赫数 $Ma = 0.73$, 雷诺数 $Re = 6.5 \times 10^6$, 攻角 $\alpha = 3.19^\circ$ 。采用3种不同密度的网格进行计算, 以确定合适的网格节点数, 对比结果见表1。可见, 网格2与网格3的计算结果已较接近, 且耗时远少于网格3, 综合考虑计算精度与效率, 选取网格2进行本文研究是合适的。

表1 网格无关性验证

Table 1 Mesh independency validation

网格编号	单元数	C_L	C_D	耗时/s
1	21600	0.7766	0.01736	3547
2	86400	0.8015	0.01828	9928
3	345600	0.8073	0.01829	37809

将网格2的计算结果与文献[14]的计算结果以及文献[16]的试验结果进行比较(见表2)。可以看出, 本文计算结果与文献数据吻合较好。

表2 本文结果与文献[14,16]结果的比较

Table 2 Result comparison of present work with Ref. [14] and Ref. [16]

计算结果来源	C_L	C_D
网格2	0.8015	0.01828
文献[14]	0.8000	0.01860
文献[16]	0.8000	0.01680

由于进排气所引起的 BLI 效应使得翼型周围的流场更为复杂, 因此需要对进气边界处的速度型进行分析验证, 进一步确保所采用的计算模型是合适的。图3为不同计算网格模型下进气边界速度型分布。图中: V/V_∞ 为进气边界处速度与远场来流速度之比; y^* 为进气边界高度与翼型弦长之比。可以看出, 网格2的速度型与网格3差别很小, 进一步表明选取网格2作为本文的计算模型是合适的。

另外, 本文研究的问题可能使流场扰动的传播范围比常规翼型流场分析中的更大, 因此需要对网格的远场边界大小进行验证(见图4)。可见, 选取120倍弦长作为远场边界是比较合适的。

按照文献[14]的计算条件, 对比带 BLI 效应下翼型的 C_L -MFR 曲线(见图5)。可以看出, 本文结果与文献[14]符合较好, 证明了本文所用数值方法的可靠性以及网格的适用性。

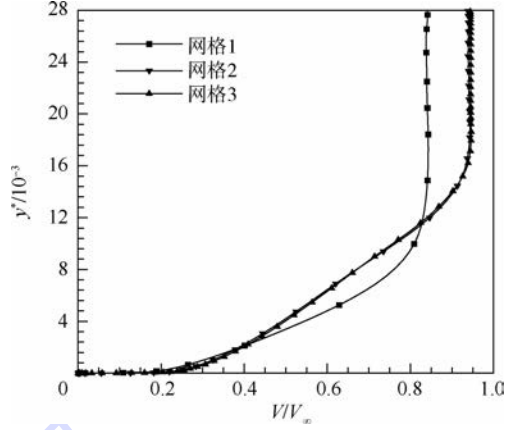


图3 不同计算网格模型下进气边界速度型分布
Fig.3 Velocity profile of inlet boundary distribution with different computational mesh models

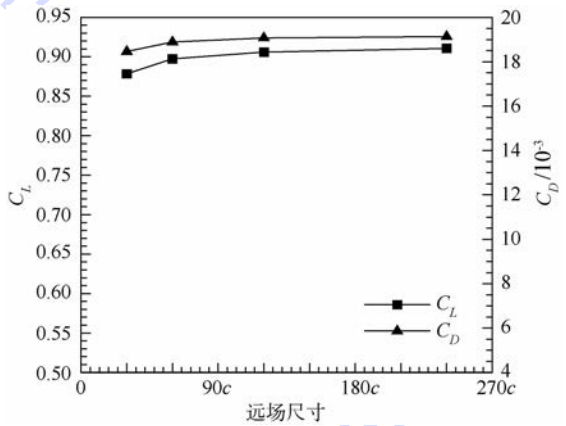


图4 远场尺寸验证

Fig.4 Validation of far-field size

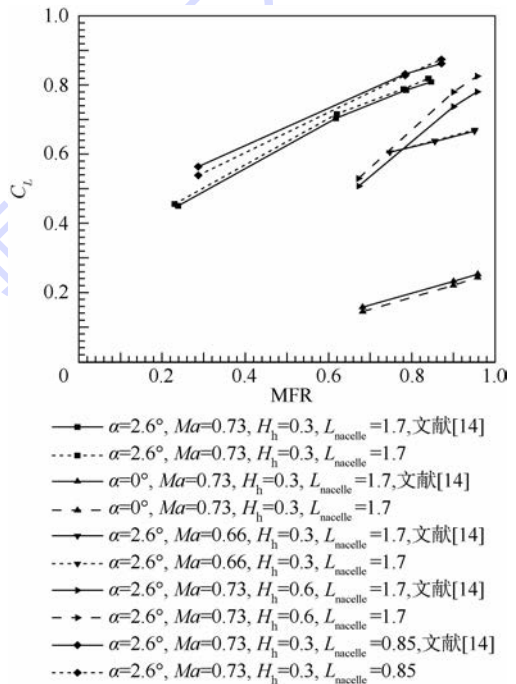


图5 本文与文献[14]中 C_L -MFR 曲线的对比

Fig.5 Comparison of C_L -MFR curves between present work and Ref. [14]

2 结果和讨论

2.1 参数敏感性分析

为了评价整流罩外形参数与进排气装置位置参数对翼型 C_L 、 C_D 和 C_M 影响的重要程度,使用 Morris 敏感度分析法^[17]进行参数敏感度分析。

1) 需选取典型参数作为研究对象。整流罩的外形近似翼型,因此可以由 t 、 x_i 来描述。进排气模型的整体尺寸由 H_{th} 、 $L_{nacelle}$ 决定,位置由 L_f 决定。基于文献[12]的工作可知,在这些参数中,进排气模型长度 $L_{nacelle}$ 并非敏感参数。因此,选取 t 、 x_i 、 H_{th} 和 L_f 作为典型研究参数。

2) 需给定 t 、 x_i 、 H_{th} 和 L_f 这4个参数在各自的基准值 P_i 附近的变化区间。由于各参数对应的几何尺度不同,为了使各个参数的变化区间合理,本文定义第 i 个参数的参考变化区间 $[l^*, u^*]_i$ 为

$$[l^*, u^*]_i = \frac{[l, u]_i}{P_{i_ref}}$$

式中: P_{i_ref} 为各个参数对应的参考特征量; u 和 l 分别为该参数变化的上界和下界。本文描述整流罩外形的 t 、 x_i 所对应的 P_{i_ref} 为整流罩长度;描述进排气模型位置的 H_{th} 、 L_f 所对应的 P_{i_ref} 为翼型弦长。考虑到 x_i 和 L_f 的变化范围受到几何约束, t 作为整流罩翼型厚度也不能过大,所以将4个参数的参考变化区间 $[l^*, u^*]$ 统一取为 $[-4\%, 6\%]$,由此可得参数的实际变化区间(见表3)。

表3 参数的实际变化区间

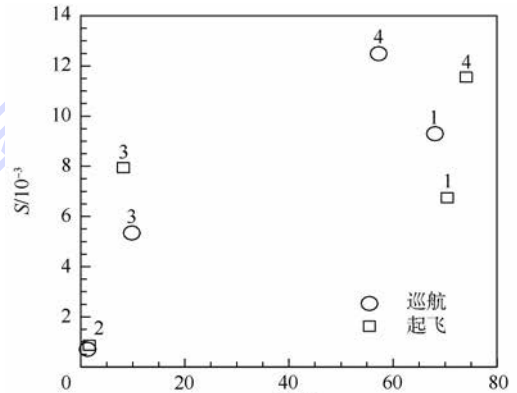
Table 3 Actural range of parameters

序号	参数	P_{i_ref}	P_i	$[P_i - l, P_i + u]$
1	t	0.1	0.0047	$[0.0007, 0.0107]$
2	x_i	0.1	0.029	$[0.025, 0.035]$
3	H_{th}	1	0.02	$[0.016, 0.026]$
4	L_f	1	0.8	$[0.76, 0.86]$

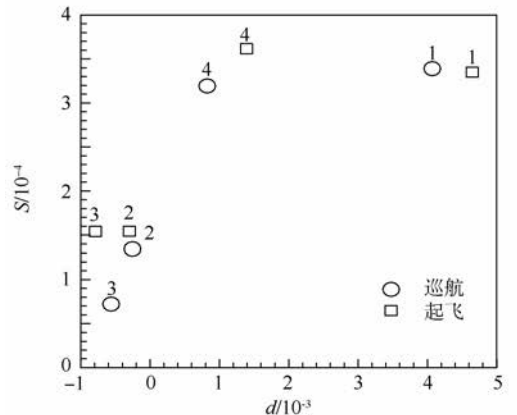
在选定参数及其变化范围后,综合考虑取样的随机性和 CFD 计算量的规模,选取重复抽样次数 $r = 50$ 来计算这4个参数在巡航和起飞状态下对 C_L 、 C_D 和 C_M 的影响。计算条件为:巡航条件下,高度 11000 m, $Ma = 0.73$, $MFR = 1.0$, $\alpha = 2.6^\circ$;起飞条件下,高度为海平面, $Ma = 0.21$, $MFR = 1.2$, $\alpha = 10^\circ$ 。各参数对气动系数影响的均值与标准差见图6。图中: d 和 S 分别为 Morris 敏感度分析法中基本效应(elementary effect)的均值和标准差,表示参数对目标函数的影响大小和参数影响目标函数时与其他参数的相互作用大小^[17]。

从图6可知,巡航状态下,这4个参数对 C_L

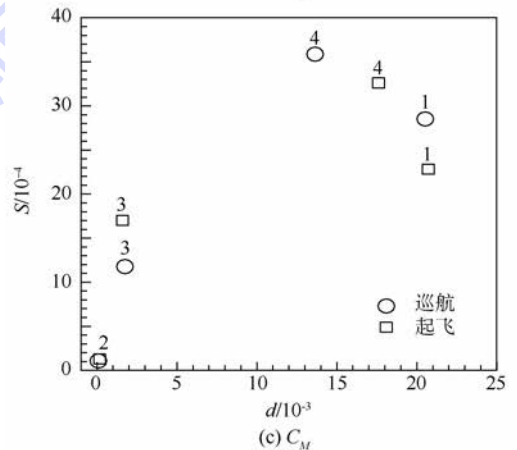
和 C_M 的影响大小排序是一致的,均为 t 、 L_f 、 H_{th} 、 x_i ;对 C_D 影响大小排序为 t 、 L_f 、 x_i 、 H_{th} 。从量级上看,按对气动系数的影响大小可将这4个参数分为2类,其中 t 、 L_f 属于对气动特性影响相对较大的, x_i 、 H_{th} 属于对气动特性影响相对较小的。另外, t 、 L_f 属于与其他变量之间的相互耦合作用相对较强的参数。从图6中还可以看出,在起飞状态下,这4个参数对气动特性的影响关系与巡航状态的定性一致。



(a) C_L



(b) C_D



(c) C_M

1— t ; 2— x_i ; 3— H_{th} ; 4— L_f 。

图6 各参数对气动系数影响的均值与标准差

Fig. 6 Mean values and standard deviations of effects of parameters on aerodynamic coefficients

2.2 典型参数影响

基于上述分析,选择对气动特性影响较敏感的参数(t)和不敏感的参数(x_t)进行详细讨论,以确定产生这种结果的原因。

2.2.1 整流罩最大厚度 t

基准外形下,气动系数随 t 变化规律见表 4。巡航状态下,随 t 增大, C_L 和 C_M 先增大后减小, C_D 单调增大。起飞状态下,随 t 增大, C_L 、 C_D 和 C_M 均单调增大。

整流罩的外形接近低速翼型,进排气流动使得整流罩附近流场与翼型流场的性质接近,因此在分析整流罩几何参数对气动特性的影响时,可以把整流罩视为一个等效翼型。当 t 增大时,等效翼型的厚度和弯度都增加,因此在失速之前, C_L 和压差阻力系数都增大;失速之后, C_L 下降,压差阻力系数继续增大。巡航状态整流罩上部流速较高,当等效翼型厚度增加时,容易产生后缘分离,而起飞状态流速较低,等效翼型在厚度较大时也能保持附着流动,因此 C_L 、 C_D 有上述变化趋势。 C_M 主要受升力影响,因此变化趋势与 C_L 一致。

图 7 为巡航状态不同 t 下的流线。可以看出, $t=0.0087$ 时整流罩后部已经出现分离,造成 C_L 降低。

表 4 t 对气动特性的影响

Table 4 Effect of t on aerodynamic performance				
飞行状态	t	C_L	C_D	C_M
巡航	0.0007	0.848	0.01501	0.1039
	0.0047	0.906	0.01907	0.1208
	0.0087	0.803	0.01917	0.1052
起飞	0.0007	1.589	0.01302	0.1124
	0.0047	1.610	0.01607	0.1190
	0.0087	1.629	0.01879	0.1253

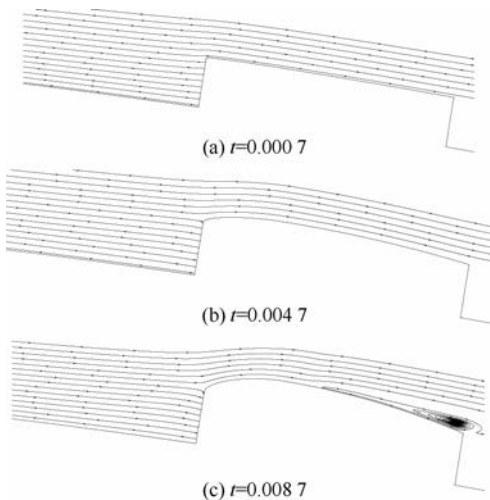


图 7 巡航状态不同 t 下的流线

Fig. 7 Streamline in cruise condition at different t

为了进一步分析气动特性的变化机理,图 8 给出不同 t 下的表面压力系数 C_p 分布。可见, t 的变化还影响到进气边界上游流场。随着 t 增大,整流罩前缘的驻点逐渐上移,整流罩前缘吸力峰也逐渐增大。在整流罩后缘失速后,后缘部分的气流不再与排气边界的高速气流接触,造成整个上翼面气流速度降低,从而显著降低了升力。

图 9 给出了巡航状态下 t 对进气边界处速度型的影响。可以看出,随着 t 增大,在进气边界上部产生了一个低速区,从而降低了速度型的均匀性。在整流罩失速之后,上翼面气流的减速也使得进气边界的速度降低。

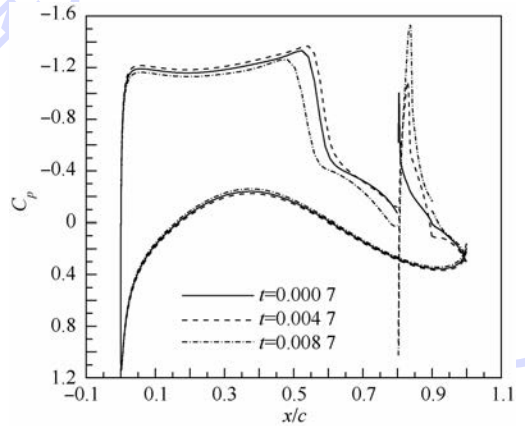


图 8 不同 t 下的表面压力系数分布

Fig. 8 Surface pressure coefficient distribution at different t

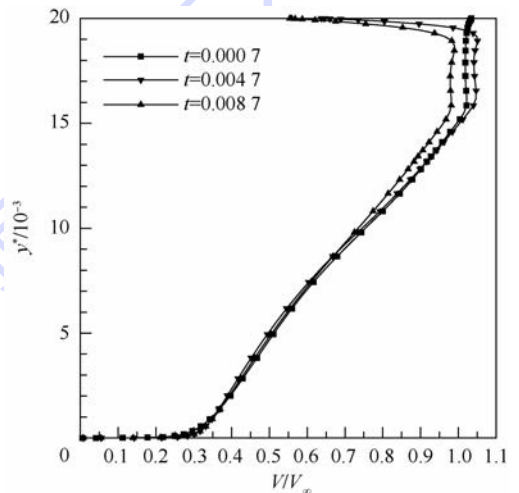


图 9 不同 t 下的进气边界速度型

Fig. 9 Velocity profile of inlet boundary at different t

另外,本文还研究了 t 对 C_D -MFR 曲线的影响,结果如图 10 所示。图中: $C_{D,vis}$ 、 $C_{D,pre,nacelle}$ 和 $C_{D,pre,airfoil}$ 分别为 C_D 的黏性阻力分量、整流罩压差阻力分量和翼型压差阻力分量。可见,当 t 取基准值($t=0.0047$)时,随 MFR 增大, C_D 单调递增,

而 $t = 0.0007$ 时,随 MFR 增大, C_D 先减小后增大,极小值点在 MFR = 1.0 附近。从阻力的组成可知,产生这些趋势上的差异的主要原因是 t 不同造成的压差阻力不同。

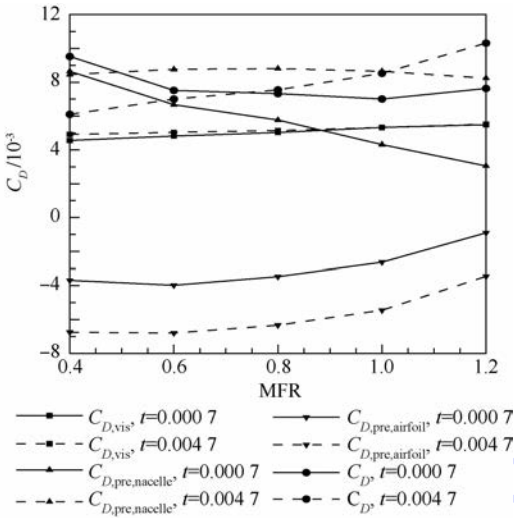


图 10 不同 t 下的 C_D -MFR 曲线

Fig. 10 C_D -MFR curves at different t

2.2.2 整流罩最大厚度位置 x_i

气动特性随 x_i 的变化规律见表 5。巡航状态下,随 x_i 增大, C_L 和 C_M 单调增大, C_D 单调减小。起飞状态下,随 t 增大, C_L 、 C_M 基本不变, C_D 单调减小。从气动系数的变化量看, x_i 的影响较 t 弱,这与敏感度分析的结论一致。

表 5 x_i 对气动特性的影响

Table 5 Effect of x_i on aerodynamic performance

飞行状态	x_i	C_L	C_D	C_M
巡航	0.025	0.902	0.01909	0.1200
	0.029	0.906	0.01907	0.1208
	0.033	0.908	0.01904	0.1212
起飞	0.025	1.610	0.01624	0.1190
	0.029	1.610	0.01607	0.1190
	0.033	1.610	0.01593	0.1190

为了分析 x_i 对升力系数的影响原因,给出了巡航状态下不同 x_i 的表面压力系数 C_p 分布(见图 11)。可以看出,整流罩部分的压力分布变化与翼型是一致的,随着 x_i 的增加,吸力峰值下降,整流罩部分的升力下降。而整流罩的压力变化影响到上翼面压力分布, x_i 的增加使得上翼面吸力增加。这两者作用的总效果是总升力略微增加。

巡航状态下 x_i 对进气边界处速度型的影响见图 12。可见, x_i 的变化基本不影响进气边界处速度型分布,因此对进气边界上游的压力分布也没有影响。

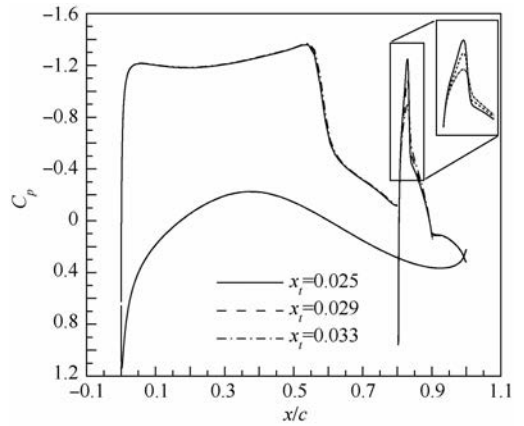


图 11 不同 x_i 下的表面压力系数分布

Fig. 11 Surface pressure coefficient distribution at different x_i

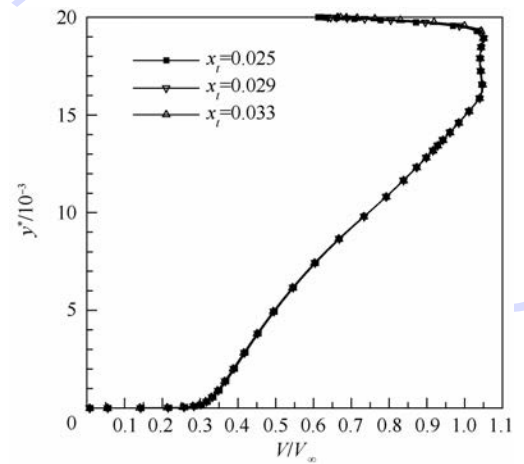


图 12 不同 x_i 下的进气边界速度型

Fig. 12 Velocity profile of inlet boundary at different x_i

2.3 参数耦合影响分析

敏感度分析结果表明, t 和 L_f 是对气动系数影响较大的 2 个参数,并且耦合作用较强。下面分析这 2 个参数耦合变化对气动特性影响的原因。考察 2 个参数在基准值附近的变化,定义这 2 个参数同时产生相同增量(即在各自的参考变化区间内增加或减少 4%)时函数值的增量为 d_1 ,这 2 个参数单独产生相同增量时函数值增量之和为 d_2 。易知 d_2 即为 d_1 的线性主部,因此两者的相对差别 $(d_2 - d_1)/d_1$ 越大,则代表这 2 个变量的耦合影响越强。基于以上分析,将巡航和起飞状态下气动特性随这 2 个参数耦合变化的规律列于表 6。可见, t 和 L_f 同时增加时,两者对气动系数的耦合影响作用比两者同时减少时更强,这是因为 t 和 L_f 都较大时,整流罩表面难以维持附着流动,从而发生后缘失速,增强了气动系数的非线性。另外,从表 6 中可以看出,巡航状态下的耦合影响作用比起飞状态下更强,这是因为起飞状态

上表面流速较低,不易产生分离,从而气动系数在 t 和 L_f 较大时仍然保持线性。

表 6 t 和 L_f 耦合对气动特性的影响

Table 6 Coupled effect of t and L_f on aerodynamic performance

飞行状态	气动特性	算例	d_1	d_2	$\frac{d_2 - d_1}{d_1}/\%$
巡航	C_L	1	-0.100 0	-0.103 0	-3.00
		2	0.078 0	-0.069 0	-188.46
	C_D	1	-0.005 8	-0.006 2	-6.92
		2	0.007 8	0.002 2	-71.61
	C_M	1	-0.025 6	-0.027 3	-6.64
		2	0.024 9	-0.006 4	-125.70
起飞	C_L	1	-0.038 0	-0.038 0	0
		2	0.046 0	0.042 0	-8.70
	C_D	1	-0.004 0	-0.004 0	-0.75
		2	0.003 8	0.003 8	0.79
	C_M	1	-0.011 6	-0.012 1	-4.31
		2	0.014 7	0.013 6	-7.48

注:算例 1、算例 2 分别代表 t 和 L_f 同时减少和同时增加。

3 结 论

本文使用 CFD 方法和 Morris 敏感度分析法研究了 BLI 效应下整流罩设计对翼型气动特性的影响,得到了以下结论:

1) 对整流罩最大厚度、最大厚度位置、进气边界弦向位置和进气边界高度 4 个整流罩设计的主要参数进行翼型气动特性敏感度分析,结果表明:在巡航状态下,它们对气动特性影响的大小可分为 2 类,整流罩最大厚度和进气边界弦向位置对气动特性影响相对较大;最大厚度位置和进气边界高度影响相对较小。对在起飞状态下的分析结果与巡航状态下的定性一致。

2) 整流罩最大厚度对翼型气动特性影响的主要原因为:在整流罩局部失速前,升力系数、阻力系数和俯仰力矩系数都随整流罩最大厚度增加而增加;失速后,升力系数和力矩系数随整流罩最大厚度增加而减小。整流罩最大厚度的变化还影响进气边界速度型的分布和上翼面压力分布。此外,整流罩最大厚度的变化还会改变阻力-流量系数曲线的趋势,使其由先减小后增大变为单调递增。整流罩最大厚度位置的变化虽影响整流罩和翼型表面的压力分布,但作用较小,且基本不影响进气边界速度型分布。这与敏感度分析结果是一致的。

3) 进气边界弦向位置和整流罩最大厚度对气动特性影响的耦合作用较强,这是因为当进气边界弦向位置较靠后时,整流罩上部的流速较高,此时若整流罩最大厚度也较大,其上会产生失速

而使气动特性变成非线性。另外,分析表明,巡航状态下这 2 个参数的耦合作用比起飞状态下更强,这是因为起飞状态下整流罩表面流速较低,更易保持附着流动。

参考文献 (References)

[1] LIEBECK R H. Design of the blended wing body subsonic transport[J]. Journal of Aircraft,2004,41(1):10-25.

[2] QIN N,VAVALLE A,LE MOIGNE A,et al. Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft[J]. Progress in Aerospace Sciences,2004,40(6):321-343.

[3] LABAN M,ARENSEN P,ROUWHORST W,et al. A computational design engine for multi-disciplinary optimisation with application to a blended wing body configuration: AIAA-2002-5446[R]. Reston:AIAA,2002.

[4] GOHARDANI A S,DOULGERIS G,SINGH R. Challenges of future aircraft propulsion: A review of distributed propulsion technology and its potential application for the all electric commercial aircraft [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2011, 47(5):369-391.

[5] KIM H D,BROWN G V,FELDER J L. Distributed turboelectric propulsion for hybrid wing body aircraft [C] // 9th International Powered Lift Conference. London:Royal Aeronautical Society,2008:1-11.

[6] HILEMAN J I,SPAKOVSKY Z S,DRELA M,et al. Airframe design for silent fuel-efficient aircraft [J]. Journal of Aircraft, 2010,47(3):956-969.

[7] KO A,LEIFSSON L T,SCHETZ J A,et al. MDO of a blended-wing-body transport aircraft with distributed propulsion: AIAA-2003-6732[R]. Reston:AIAA,2003.

[8] KO A,SCHETZ J A,MASON W H. Assessment of the potential advantages of distributed-propulsion for aircraft [C] // XVth International Symposium on Air Breathing Engines (ISABE). Reston:AIAA,2003:71-79.

[9] RODRIGUEZ D L. Multidisciplinary optimization method for designing boundary-layer-ingesting inlets [J]. Journal of Aircraft,2009,46(3):883-894.

[10] LUNDBLADH A,GRÖNSTEDT T. Distributed propulsion and turbofan scale effects [C] // ISABE 2005, 17th Symposium on Airbreathing Engine. Reston:AIAA,2005.

[11] FELDER J L,KIM H D,BROWN G V. Turboelectric distributed propulsion engine cycle analysis for hybrid-wing-body aircraft: AIAA-2009-1132[R]. Reston:AIAA,2009.

[12] 闫万方,吴江浩,张艳来. 分布式推进关键参数对 BWB 飞机气动特性影响 [J]. 北京航空航天大学学报,2015, 41(6):1055-1065.

YAN W F,WU J H,ZHANG Y L. Effects of distributed propulsion crucial variables on aerodynamic performance of blended wing body aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2015,41(6):1055-1065 (in Chinese).

[13] WICK A T,HOOKER J R,HARDIN C J. Integrated aerodynamic benefits of distributed propulsion: AIAA-2015-1500 [R]. Reston:AIAA,2015.

[14] MANTIĆ-LUGO V,DOULGERIS G,SINGH R. Computational

analysis of the effects of a boundary layer ingesting propulsion system in transonic flow [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2013, 227(8): 1215-1232.

- [15] NICHOLS M R, KEITH A L. Investigation of a systematic group of NACA 1-series cowlings with and without spinners; NACA-Report-950 [R]. Washington, D. C.: U. S. Government Printing Office, 1950.
- [16] BARCHE J. Experimental data base for computer program assessment: AGARD-AR-138 [R]. [S. l.]: AGARD-Report, 1979; 2002-0843.
- [17] MORRIS M D. Factorial sampling plans for preliminary computational experiments [J]. Technometrics, 1991, 33(2): 161-174.

作者简介:

项洋 男, 博士研究生。主要研究方向: 飞机空气动力学。
E-mail: xiangyangbuaa@buaa.edu.cn

吴江浩 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞机空气动力学、仿生流体力学与飞行力学。

Tel.: 010-82316627

E-mail: buaawjh@buaa.edu.cn

张艳来 男, 博士, 讲师, 硕士生导师。主要研究方向: 飞机空气动力学。

E-mail: zhangyanlai@buaa.edu.cn

Effects of cowling design on aerodynamic performance of airfoil with BLI

XIANG Yang, WU Jianghao*, ZHANG Yanlai

(School of Transportation Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Boundary layer ingestion (BLI) effect significantly influences aircraft aerodynamic performance. Cowling design further affects aerodynamic performance of airfoil with BLI effect. To clarify the effect and its reason of main cowling design parameters on aerodynamic performance of an airfoil with BLI effect, a detailed study was investigated by computational fluid dynamics (CFD) method and Morris sensitivity analysis method. Sensitivity order and coupled effect order of main parameters on aerodynamic performance were obtained. Flow details of parameters with higher sensitivity and greater coupled effect were analyzed. The results show that in cruise and take-off conditions, the parameters with relatively great impact are cowling maximum thickness and inlet location along the chord direction. The main reason of effects of cowling maximum thickness on aerodynamic performance is that local stall occurs at cowling surface. The variation of cowling maximum thickness also affects the variation trend of plot of drag coefficient to mass flow rate. The coupled effect of cowling maximum thickness and inlet location along the chord direction on aerodynamic performance is relatively great.

Key words: blended wing body; boundary layer ingestion (BLI); computational fluid dynamics (CFD); coupled configuration; sensitivity analysis

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0328



多级导流诱导轮与叶轮一体型线优化

李嘉¹, 李华聪^{1,*}, 王淑红², 徐轩²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072; 2. 中航工业西安航空动力控制科技有限公司, 西安 710077)

摘 要:通过分析型线参数化系数与结构参数的相关性联系,实现基于型线的参数化改型,从而达到多级导流一体式诱导轮与叶轮性能优化的目的。采用最小二乘法实现叶轮型线拟合,将拟合型线模型的计算流体力学(CFD)仿真结果与原模型的试验结果进行对比,结果表明:仿真结果与原模型试验结果扬程值和效率值误差均小于2%,使用的拟合方法能够实现型线优化。通过分析拟合型线参数化系数与叶轮进出口安装角等的相关性联系,对不同结构参数模型进行型线优化,并对其性能进行仿真对比。结果表明:3组型线模型的内流场整体上正常稳定,其叶轮的各个流道出口和蜗壳隔舌处存在一定范围的低压区,且由于隔舌处漩涡流动的影响使得扩散管出口存在一定区域的高速团。型线3为最优的型线模型,其扬程值与效率值均达到了优化目的,且在设计工况下,其性能提高最为明显。

关键词:多级导流;一体式诱导轮与叶轮;型线优化;计算流体力学(CFD);数值模拟

中图分类号: V228.1; TB553

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2016)05-0953-08

燃油离心泵是航空发动机的重要附件,对高性能燃油离心泵的研究是一项重要课题^[1-2]。影响离心泵性能的最关键部件是叶轮,而叶轮型线是必须考虑的因素之一^[3-4],因此对叶轮的复杂型线进行优化,从而提高离心泵的整体性能,是有必要且很有意义的。

近年来,国内外许多学者对诱导轮、叶轮的叶片型线或者从离心式机械的性能优化角度进行了大量研究,并取得了一定的成果。Cadirci等^[5]利用插值模拟退火算法对离心风机叶片的进口安装角和出口安装角进行优化;Wang等^[6]对叶片数目和叶片出口安装角进行了优化研究;彭茂林等^[7]基于贝塞尔曲线和粒子群算法对涡轮叶片的型线进行了参数化建模;邓敬亮等^[8]研究了离心式叶轮二元叶片型线的优化设计问题,在设计点调高了叶轮的性能;权辉等^[9]通过数值模拟分

析了螺旋离心泵不同叶轮型线部位的流体做功问题;马胜远等^[10]对高压比跨声速离心式压气机的型线进行了优化研究,提高了其效率等。由此可见,近年来许多学者从不同角度对离心式结构叶轮的型线进行了研究分析,并取得了一定的成果。然而,多级导流一体式诱导轮与叶轮和传统航空发动机燃油系统所使用的离心叶轮相比,由于结合了螺旋式叶轮与复合叶轮共有的特殊结构形式,提高了叶轮的进口压力,保证了较高的抗汽蚀特性,而且流体在叶轮中实现了多级增压且流道稳定,其大扭曲度的复杂型线将诱导轮与叶轮一体连接,避免了诱导轮与叶轮组合连接造成的能量损失,很大程度上提高了叶轮的效率,因此对多级导流一体式诱导轮与叶轮型线的研究至关重要,且实现型线的优化更是重中之重。

为此,本文对多级导流一体式诱导轮与叶轮

收稿日期: 2015-05-21; 录用日期: 2015-08-26; 网络出版时间: 2015-09-15 19:28

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150915.1928.002.html

* 通讯作者: Tel.: 029-88495791 E-mail: lihuacong@nwu.edu.cn

引用格式: 李嘉, 李华聪, 王淑红, 等. 多级导流诱导轮与叶轮一体型线优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 953-960.
LI J, LI H C, WANG S H, et al. Profile optimization of multi-diversion combination inducer and impeller[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 953-960 (in Chinese).

的型线进行了优化研究。首先通过对比拟合模型仿真结果与原模型试验数据来验证拟合方法的准确性;然后分析了型线的不同参数化结果与叶轮结构参数之间的相关性联系;最后对不同的型线模型进行了性能仿真研究,给出了最优型线。

1 研究模型

航空发动机推重比不断增加,随之对主燃油前级增压泵提出了更高的性能要求。因此,需要研究满足需求的增压泵。

多级导流一体式诱导轮与叶轮新型结构的航空燃油离心泵能够为推重比为10的航空发动机提供前级增压,其多级导流一体式结构的型线复杂,加工难度大,但由于叶轮内多级导流增压的作用,使其效率较传统离心泵要高;且一体式型线结构有助于降低燃油的进口流速,提高进口压力,增强泵的抗汽蚀特性;其叶轮轮缘直径比传统组装叶轮更小,避免了不稳定力的发生,而且一体式结构不用考虑诱导轮与叶轮之间匹配连接的问题,减小了水力损失。因此,多级导流一体式诱导轮与叶轮结构较传统叶轮,其效率更高,具有更为优良的进口条件等^[11]。

对多级导流一体式诱导轮与叶轮结构型线的研究成为突破航空燃油离心泵整体性能的关键,能够掌握该结构型线变化与叶轮结构参数的联系、实现型线的优化分析等更是重中之重。

多级导流一体式诱导轮与叶轮航空燃油离心泵的性能参数为:工作介质是密度为 753 kg/m^3 的航空煤油,离心泵设计转速 $n_d = 8000 \text{ r/min}$,设计流量 $Q_d = 77000 \text{ L/h}$ 。

图1为多级导流一体式叶轮的设计原理,可以看到诱导轮与叶轮的一体连接点设计结构。叶轮采用了长叶片2片,中长叶片2片,短叶片4片,基于圆柱坐标系构成叶型型线^[12]。

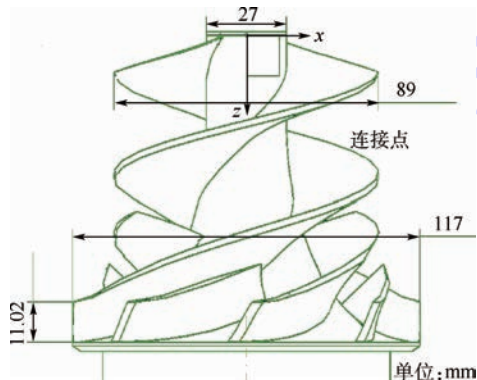


图1 多级导流一体式叶轮设计原理

Fig. 1 Principle of multi-division combination inducer and impeller design

通过合理选择经验系数,设计叶轮与蜗壳主要结构参数,从而对其进行样件加工。

2 型线参数化拟合数学模型

采用最小二乘法进行多级导流一体式诱导轮与叶轮型线的拟合参数化,基本思路^[13]如下。令 $f(x) = a_1 r_1(x) + a_2 r_2(x) + \dots + a_m r_m(x)$ (1) 式中: $r_k(x)$ 为实现选定的一组线性无关的函数; a_k 为待定系数($k=1,2,\dots,m,m < n$)。

拟合准则为:使 y_i ($i=1,2,\dots,n$)与 $f(x_i)$ 的距离 δ_i 的平方和最小,即为最小二乘准则。

确定系数 a_k 。记

$$J(a_1, a_2, \dots, a_m) = \sum_{i=1}^n \delta_i^2 = \sum_{i=1}^n (f(x_i) - y_i)^2 \quad (2)$$

为求 a_1, a_2, \dots, a_m 使 J 达到最小,只需利用极值的必要条件 $\partial J / \partial a_k = 0$ ($k=1,2,\dots,m$),得到关于 a_1, a_2, \dots, a_m 的线性方程组:

$$\sum_{i=1}^n r_j(x_i) \left(\sum_{k=1}^m a_k r_k(x_i) - y_i \right) = 0 \quad j=1,2,\dots,m \quad (3)$$

即

$$\sum_{k=1}^m a_k \left(\sum_{i=1}^n r_j(x_i) r_k(x_i) \right) = \sum_{i=1}^n r_j(x_i) y_i \quad j=1,2,\dots,m \quad (4)$$

记

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} r_1(x_1) & r_2(x_1) & \dots & r_m(x_1) \\ r_1(x_2) & r_2(x_2) & \dots & r_m(x_2) \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ r_1(x_n) & r_2(x_n) & \dots & r_m(x_n) \end{bmatrix}_{n \times m}$$

$$\mathbf{A} = [a_1, a_2, \dots, a_m]^T$$

$$\mathbf{Y} = [y_1, y_2, \dots, y_n]^T$$

式(4)可表示为

$$\mathbf{R}^T \mathbf{R} \mathbf{A} = \mathbf{R}^T \mathbf{Y} \quad (5)$$

当 $\{r_1(x), r_2(x), \dots, r_m(x)\}$ 线性无关时, \mathbf{R} 列满秩, $\mathbf{R}^T \mathbf{R}$ 可逆,于是式(5)有唯一解。

$$\mathbf{A} = (\mathbf{R}^T \mathbf{R})^{-1} \mathbf{R}^T \mathbf{Y} \quad (6)$$

用线性最小二乘法进行曲线拟合时,首要的也是关键的一步是恰当地选取 $(r_1(x), r_2(x), \dots, r_m(x))$ 。即对叶片型线点集数据 (x_i, y_i) , $i=1, 2, \dots, n$,通过机理分析,即可知道 y 与 x 之间的函数关系,则 $(r_1(x), r_2(x), \dots, r_m(x))$ 容易确定。若无法知道 y 与 x 之间的关系,通常可以将数据 (x_i, y_i) ($i=1, 2, \dots, n$)进行作图。对于多级导流一体式诱导轮与叶轮的型线拟合,采用多项式形式,即

$$y = a_1 x^m + a_2 x^{m-1} + \dots + a_m x + a_{m+1}$$

$m = 2, 3$, 不宜太高

本节给出了型线拟合中最小二乘法的数学模型。基于商用软件 MATLAB 环境下,对多级导流一体式诱导轮与叶轮的型线拟合与优化进行研究,以实现提高该新型结构性能的目的。

3 型线拟合方法验证

3.1 拟合模型及网格模型

采用最小二乘法进行多级导流一体式诱导轮与叶轮型线的参数化拟合。研究对象为:主叶片(长叶片)轮毂轮缘型线、第一辅助叶片(中叶片)轮毂轮缘型线和第二辅助叶片(短叶片)轮毂轮缘型线,共 12 条曲线。由于轮毂型面长叶片扭曲度大,因此,为了提高拟合精度,对曲面型线进行分段,将其取 6 段进行拟合。

长叶片拟合需要多段分段,工作量较大,为了方便地研究参数化方程对叶轮性能的影响,因此取中叶片,即第一辅助叶片第一表面 2 条曲线(轮毂、轮缘曲线)作为参数化模型,并以 2 条拟合曲线为路径形成中长叶片受力曲面。图 2 为拟合型线与原型线的对比。

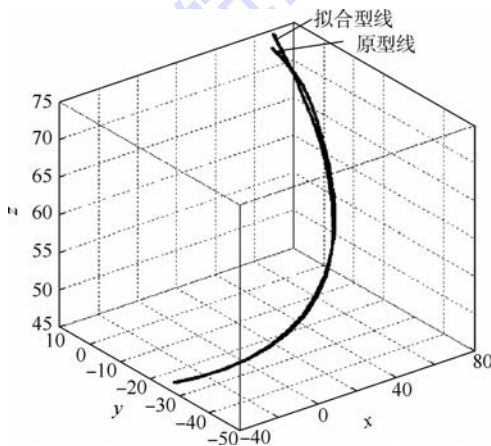


图 2 拟合型线与原型线对比

Fig. 2 Comparison between fitting profile and original profile

$$\begin{cases} y = 0.0128x^2 - 0.0606x - 45.4484 \\ z = 0.0001x^2 + 0.2783x + 55.6695 \end{cases}$$

可以看出,拟合型线较原型线误差很小,且更为光滑。图 3 为叶轮中叶片的轮毂、轮缘曲线拟合结果。

建立多级导流一体式诱导轮与叶轮三维模型后,采用混合网格类型对该离心泵进行网格划分。组合式叶轮流道采用多块拓扑结构的方式划分结构网格,将叶轮计算域模型分为关于原点对称的

2 个周期模型使得复杂模型相对简单,更好地完成高质量结构网格。对单个模型进行网格划分时,将单独的计算域建立多区域划分即形成多块拓扑结构,图 4(a)为叶轮单独计算域划分的多块拓扑结构,图 4(b)为叶轮结构网格示意图。

由图 4 中可以看出,叶轮整体的结构化网格光滑,正交性好。在放大区域,叶片进口与叶片出口的网格排列整齐,网格光滑,叶片周围网格数目有所加密,数值模拟时叶片附近流动的精确度提高。蜗壳网格采用非结构网格的计算迭代方式,实现四面体网格划分。最终多级导流一体式诱导轮与叶轮航空燃油离心泵混合网格划分模型如图 5 所示。

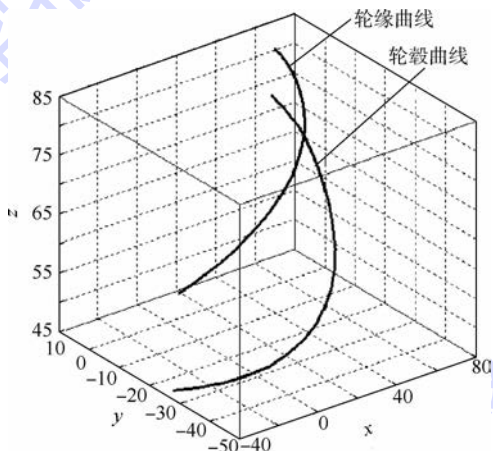


图 3 轮毂与轮缘的拟合型线结果

Fig. 3 Fitting profile results of hub and shroud

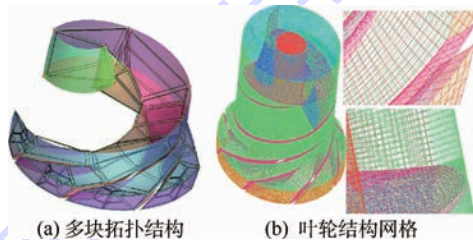


图 4 离心泵网格划分

Fig. 4 Mesh grid of centrifugal pump

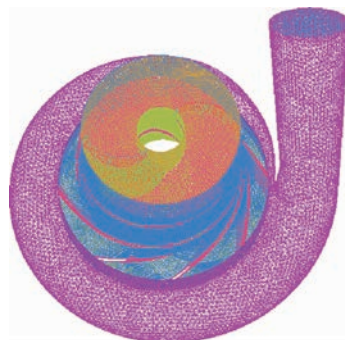


图 5 多级导流一体式诱导轮与叶轮航空燃油离心泵混合网格模型

Fig. 5 Aero fuel hybrid grid model of multi-diversion combination inducer and impeller centrifugal pump

3.2 边界条件设置

取设计转速 8000 r/min 的不同流量状态进行模拟,将计算结果与试验数据相对比,从而验证计算方法的适用性。计算借助计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)软件 Pumplinx^[14],采用压力基隐式差分方法、2 阶迎风差分格式以及 COUPLED 方法求解三维定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程。选取 $k-\varepsilon$ 模型为湍流模型^[15-16],计算介质为航空煤油。为提高计算效率,计算中采用了多重网格法、局部时间步长和残差光顺等加速收敛措施。

将离心泵内部流动视为不可压缩流动,采用动静参考系解决旋转叶轮与静止泵体的耦合问题,叶轮设置为运动参考系,泵壳和其他流动域设置为静参考系。进口边界采用压力进口边界,给定来流总温总压;出口边界为体积流量出口边界;壁面边界,采用绝热无滑移条件。

3.3 仿真与试验结果对比

对拟合型线模型进行不同工况条件下的仿真研究。图 6 为设计流量 Q_d 工况下,拟合模型压力与速度分布云图。

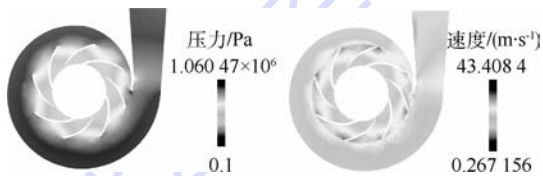


图 6 $Q_d = 77000$ L/h 时,中间轴向截面压力和速度云图

Fig. 6 Pressure and velocity contour of middle axial section at $Q_d = 77000$ L/h

由图 6 中可以看到,设计流量工况下,从叶轮进口到出口顺着流动方向压力逐渐上升,叶轮内压力的最低点都在叶片吸力侧的进口前缘处,大量的工程实践和研究结果均表明,此处正是离心泵内部最易产生汽蚀的区域。叶轮通道内,相同半径处叶片压力侧的压力高于吸力侧的压力,符合离心叶轮内叶片对流体做功原理。但离心叶轮各通道内的压力分布互不相同,呈现非常明显的非轴对称性特点。蜗壳中的压力分布也是在出口附近变化最为剧烈。

叶轮中远离蜗壳出口段和蜗舌附近区域的叶轮通道中的速度比较小,靠近蜗舌位置的通道内速度相对比较高,叶片压力侧固定位置处有低速团产生,但在离心力和科氏力压力梯度的作用下,该低速团迅速得到抑制,影响的范围很小,且都限于紧贴压力侧附近区域。蜗壳中速度的分布规律为:从蜗舌处开始一直到扩散管出口,速度的整体

趋势是逐渐降低的,各个通道出口中间部位对应的区域有一小范围的高速区,这和压力分布图上该区域为低压区相对应,流体速度在扩散管中迅速下降。

从整体来看,拟合型线模型内流场压力分布与速度分布趋势稳定。

通过对比不同流量工况下拟合型线模型仿真结果与原型线模型试验结果(见表 1),验证拟合方法的正确性。

表 1 拟合型线与原型线性能结果对比

Table 1 Comparison of performance results between fitting profile and original profile

性能参数	流量/(L·h ⁻¹)	拟合型线	原型线	误差/%
扬程 H /m	77000	121.8	121.0	0.6
	55000	146.3	145.2	0.7
	35000	159.5	158.1	0.8
	15000	175.4	173.8	0.9
效率 η /%	77000	63.63	63.27	0.6
	55000	61.18	60.73	0.7
	35000	57.42	56.96	0.8
	15000	53.95	53.49	0.9

通过不同工况下出口压力的仿真结果,按式(7)、式(8)分别计算扬程 H 和效率 η 。

$$H = \frac{p_{out} - p_{in}}{\rho g} + \Delta h \quad (7)$$

$$\eta = \frac{\rho g Q H}{P \times 1000} \quad (8)$$

式中: p_{in} 为泵进口处的总压力; p_{out} 为泵出口处的总压力; Δh 为泵进出口的高度差; P 为轴功率; ρ 为介质密度; g 为重力加速度; Q 为流量。

图 7、图 8 给出了离心泵拟合型线与原型线流量-扬程、流量-效率曲线对比。

由图 7、图 8 可以看出,拟合型线模型的性能仿真结果与原型线模型性能试验结果变化趋势一致。随着流量增加,离心泵扬程逐渐下降,效率逐渐增加,且至设计点效率最高,由于设计流量为离

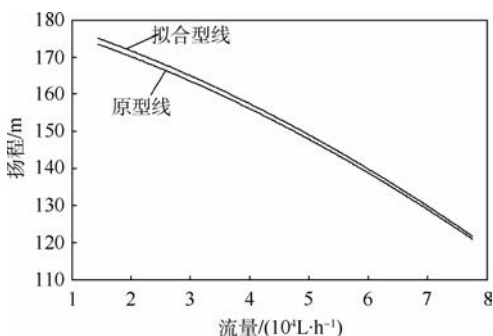


图 7 离心泵拟合型线与原型线流量-扬程曲线对比
Fig. 7 Comparison between fitting profile and original profile of centrifugal pump's $Q-H$ curves

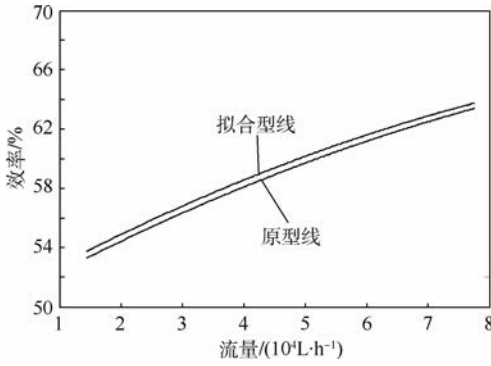


图8 离心泵拟合型线与原型线流量-效率曲线对比
Fig. 8 Comparison between fitting profile and original profile of centrifugal pump's $Q-\eta$ curves

心泵的最大流量,因此流量-效率曲线趋势逐步增加。通过对比可以看出,拟合模型的增压能力与效率值均高于原模型,且流量-扬程曲线与流量-效率曲线在设计流量(77 000 L/h)时,误差最小。误差随着流量的降低逐渐增大,但均低于2%。

根据以上分析,使用的拟合方法能够实现多级导流一体式诱导轮与叶轮型线的拟合研究,且拟合后的模型具有明显的性能优势。

4 型线优化设计

4.1 不同拟合型线与叶轮结构参数相关性分析

为了实现多级导流一体式诱导轮与叶轮型线优化研究,首先分析型线系数变化与叶轮的结构参数变化之间的相关性联系。通过一次项与常数项系数的大量拟合工作,给出了系数变化与叶轮的进出口叶片安装角的联系;并通过该结构参数的变化,实现叶轮的型线优化研究。图9给出了叶轮轮毂型线参数和叶轮结构参数变化的联系。进而通过改变该结构参数实现多级导流一体式诱

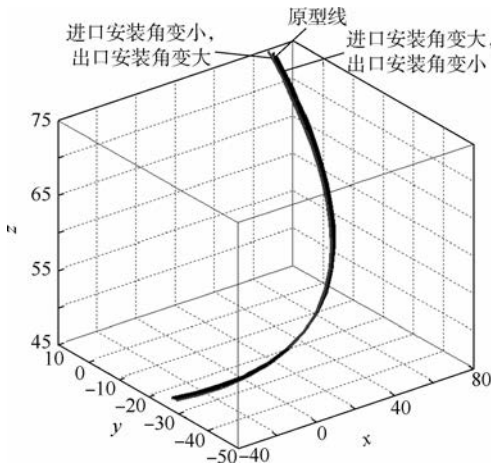


图9 叶轮轮毂型线参数与叶轮结构参数变化的联系
Fig. 9 Contact of impeller hub profile parameters and impeller structural parameters

导轮与叶轮的性能优化。

4.2 优化拟合型线结果分析

通过第4.1节中针对不同拟合型线与叶轮结构参数相关性的分析,进而改变其进出口安装角等结构参数,实现3组叶轮型线的拟合表达式,最终通过性能对比达到叶轮的型线优化研究目标。

现给出3组参数化系数的型线表达式,如式(9)~式(11)所示。

型线1:

$$\begin{cases} y = 0.0128x^2 - 0.0806x - 45.6484 \\ z = 0.0001x^2 + 0.2783x + 55.6695 \end{cases} \quad (9)$$

型线2:

$$\begin{cases} y = 0.0123x^2 - 0.0406x - 45.2484 \\ z = 0.0001x^2 + 0.2683x + 52.3672 \end{cases} \quad (10)$$

型线3:

$$\begin{cases} y = 0.0126x^2 - 0.0732x - 45.3791 \\ z = 0.0001x^2 + 0.2713x + 53.6021 \end{cases} \quad (11)$$

分别对3组离心泵的内流场性能进行仿真研究。在设计流量工况77 000 L/h时,3组型线模型的压力场与速度场仿真结果如图10所示。

由图10中可以看出,3组型线的内部流动整体变化趋势一致。压力场分布中,叶轮在各个流道出口处均存在一定区域的低压区;蜗壳隔舌处亦存在一定区域的低压区,该低压区一定程度上影响了扩散管的增压能力,型线2模型的分布中,该低压区范围最大。速度场分布中,叶轮出口处

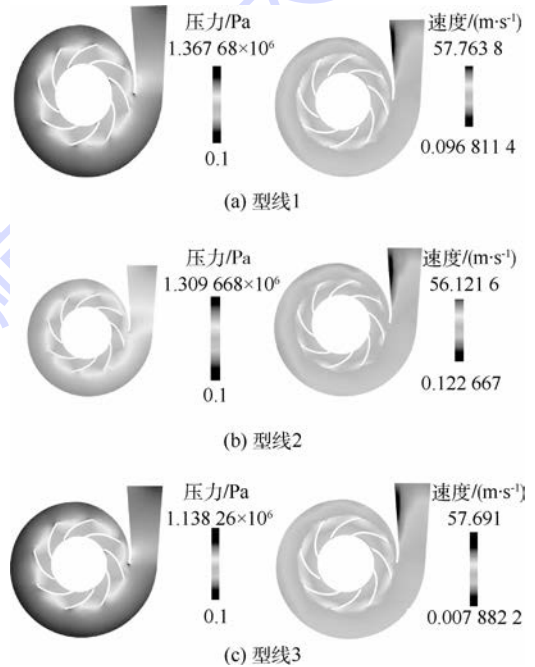


图10 $Q_d = 77\,000\text{ L/h}$ 时,3组型线模型中间轴向截面压力和速度云图

Fig. 10 Pressure and velocity contour of three profiles model at $Q_d = 77\,000\text{ L/h}$ of middle axial section

存在高速团流动,且与压力场趋势对应;扩散管出口左侧形成了一定范围的低速团,其是由蜗壳隔舌处的漩涡流动引起。整体上,3组型线模型的内部流动均属正常,但型线2模型的不利流动较大。

图11给出了3组型线模型在设计流量工况下的出口压力仿真结果。根据3种型线在相同条件下的出口压力性能结果对比,结合式(7)、式(8),对扬程值与效率值的性能参数进行预测,如表2所示。

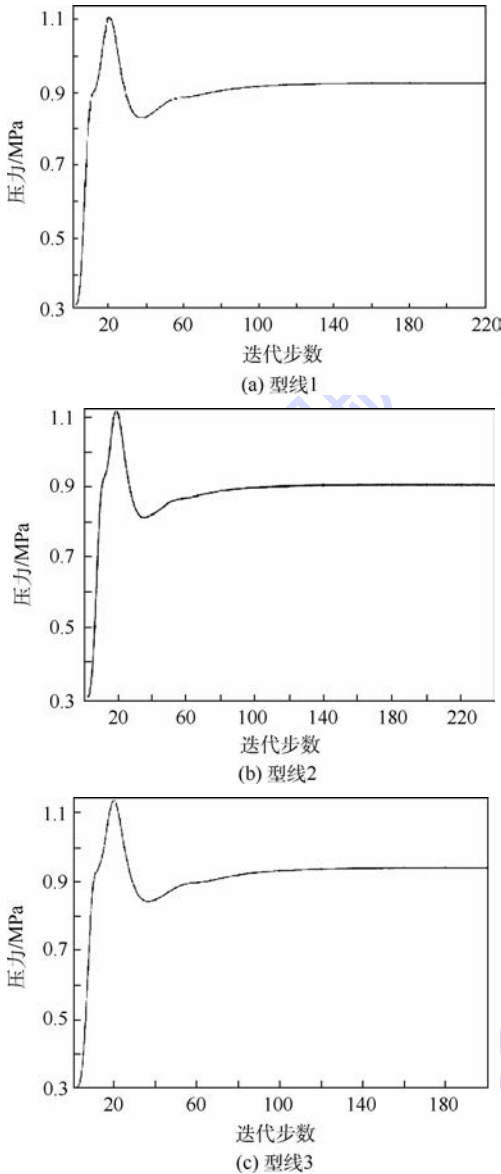


图11 $Q_d = 77\,000\text{ L/h}$ 时,3组型线模型出口压力仿真结果

Fig. 11 Simulation results of outlet pressures of three profiles model at $Q_d = 77\,000\text{ L/h}$

根据图11及表2给出的各组型线模型性能参数预测结果,分别绘制3组拟合型线模型的流量-扬程与流量-效率曲线,如图12、图13所示。

表2 3种型线性能仿真结果对比

Table 2 Comparison of performance simulation results among three profiles

型线	流量/($\text{L} \cdot \text{h}^{-1}$)	扬程/m	效率/%
型线1	77 000	123	63.59
	55 000	146	61.82
	35 000	160	56.65
	15 000	175	54.12
型线2	77 000	119	62.35
	55 000	143	60.32
	35 000	157	56.63
	15 000	172	52.70
型线3	77 000	125	64.93
	55 000	147	62.76
	35 000	161	58.09
	15 000	177	54.92

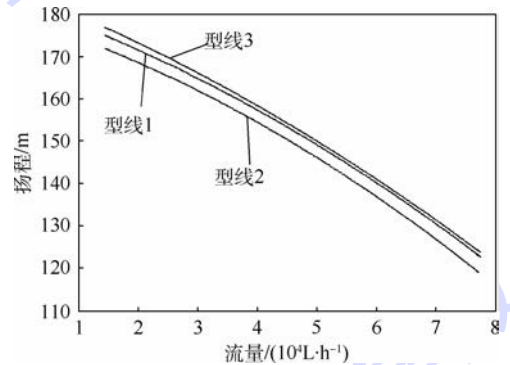


图12 离心泵3种型线模型流量-扬程曲线

Fig. 12 Centrifugal pump's $Q-H$ curves of three profiles model

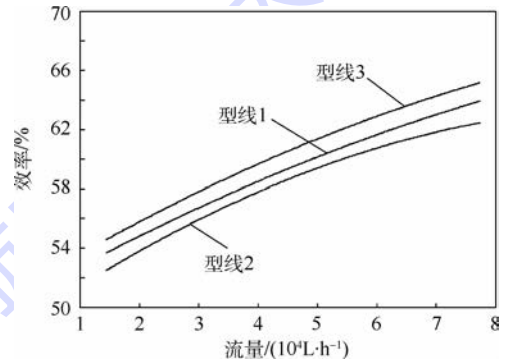


图13 离心泵3种型线模型流量-效率曲线

Fig. 13 Centrifugal pump's $Q-\eta$ curves of three profiles model

由图12、图13可以看出,型线1模型与型线3模型在各个流量工况下均比原模型的增压值和效率高,且型线3性能更优,在设计工况下,效率值和扬程值优化最大,随着流量降低,性能提高有所下降,但型线3在整个工况下均提高了原模型的性能。而型线2较原型线和其他型线的增压能力和效率值较低。因此,型线3能够满足多级导流一体式诱导轮与叶轮型线的优化目标,使原

模型增压能力与效率的性能提高。

5 结 论

本文对多级导流一体式诱导轮与叶轮开展了型线优化研究工作,主要结论如下:

1) 采用最小二乘法实现了多级导流一体式诱导轮与叶轮型线的拟合,并基于CFD实现了拟合模型的性能仿真研究。仿真结果与原型线模型的试验数据对比表明,拟合曲线模型的流量-扬程、流量-效率曲线与原型线模型试验数据曲线吻合,误差均处于2%以内。因此,本文所用的型线拟合研究方法能够准确实现多级导流一体式诱导轮与叶轮的型线优化研究。

2) 多级导流一体式诱导轮与叶轮型线优化的内流场分布状态表明,3组型线模型叶轮的各个流道出口和蜗壳隔舌处存在一定范围的低压区,且由于隔舌处漩涡流动的影响使得扩散管出口存在一定区域的高速团,但3组型线内部流动整体上趋势稳定和正常。

3) 型线优化的仿真结果表明,型线3为最优的拟合型线模型,其扬程值与效率值均优于原型线模型和其他型线模型,且设计工况时,扬程值与效率值提高最为明显。

以上结论表明,本文准确给出了提高整体性能的最优型线,实现了多级导流一体式诱导轮与叶轮的优化研究,能够在一定程度上解决新型结构的航空燃油离心泵优化问题。

参考文献 (References)

- [1] 刘尚勤. 离心泵用作航空发动机主燃油泵研究[J]. 航空发动机, 2006, 32(2): 43-45.
LIU S Q. Investigation of centrifugal pump used as aeroengine main fuel pump[J]. Aeroengine, 2006, 32(2): 43-45 (in Chinese).
- [2] 樊思齐. 航空发动机控制[M]. 西安: 西北工业大学大学出版社, 2008: 24-27.
FAN S Q. Aeroengine control[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2008: 24-27 (in Chinese).
- [3] 刘尚勤, 王磊. 航空发动机的一种新型主燃油泵设计[J]. 航空发动机, 2003, 29(2): 5-7.
LIU S Q, WANG L. Design of a new main fuel pump for aeroengine[J]. Aeroengine, 2003, 29(2): 5-7 (in Chinese).
- [4] 牟介刚. 离心泵现代设计方法研究和工程实现[D]. 杭州: 浙江大学, 2005: 40-41.
MU J G. Research on the modern design method of centrifugal pump project realization[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2005: 40-41 (in Chinese).
- [5] CADIRCI S, SELENBAS B, GUNES H. Optimization of a centrifugal fan impeller using kriging simulated annealing[C] // Proceedings of the ASME International Mechanical Congress and Exposition. New York: ASME, 2011, 6: 991-997.
- [6] WANG S L, ZHANG L, WU Z R, et al. Optimization research of centrifugal fan with different blade number and outlet blade angle[C] // 2009 ASIA-PACIFIC Power and Energy Engineering Conference (APPEEC). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 2985-2988.
- [7] 彭茂林, 杨自春, 曹跃云, 等. 基于贝赛尔曲线和粒子群算法的涡轮叶片型线参数化建模[J]. 中国电机工程学报, 2012, 32(32): 101-108.
PENG M L, YANG Z C, CAO Y Y, et al. Parameter modeling of turbine blade model line construction based on bezier curve and particle swarm optimization algorithm[J]. Proceeding of the CSEE, 2012, 32(32): 101-108 (in Chinese).
- [8] 邓敬亮, 楚武利, 张皓光. 离心叶轮二元叶片型线的优化设计与分析[J]. 推进技术, 2014, 35(7): 926-931.
DENG J L, CHU W L, ZHANG H G. Design and analysis of 2D blade profile on a centrifugal impeller[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(7): 926-931 (in Chinese).
- [9] 权辉, 李仁年, 苏清苗, 等. 基于型线的螺旋离心泵叶轮做功能力研究[J]. 机械工程学报, 2013, 49(10): 156-162.
QUAN H, LI R N, SU Q M, et al. Research on work capacity of screw centrifugal pump impeller based on profile lines[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2013, 49(10): 156-162 (in Chinese).
- [10] 马胜远, 陈莹, 杨科, 等. 高压比跨音速离心叶轮的三维叶片型线优化[J]. 热能动力工程, 2005, 20(6): 607-610.
MA S Y, CHEN Y, YANG K, et al. Three-dimension blade profile optimization for a high pressure-ratio transonic and centrifugal impeller[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2005, 20(6): 607-610 (in Chinese).
- [11] SINGHAL A K, ATHAVALE M M, LI H, et al. Mathematical basis validation of the full cavitation model[J]. Journal of Fluids Engineering, 2002, 124(3): 617-624.
- [12] 关醒凡. 现代泵技术手册[M]. 北京: 宇航出版社, 1995: 216-227.
GUAN X F. Modern pump design manual[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House Press, 1995: 216-227 (in Chinese).
- [13] 蒲志理. 航空油泵设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 1983: 132-148.
PU Z L. Aero fuel pump design[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1983: 132-148 (in Chinese).
- [14] 任璇, 姜华川, 王飞, 等. 基于Pumplinx的离心泵优化设计研究[C] // 第15届中国科协年会第13分会场: 航空发动机设计、制造与应用技术研讨会论文集. 兰州: 兰州理工大学出版社, 2013: 5-7.
REN X, JIANG H C, WANG F, et al. Optimum design of centrifugal pump based on pumplinx[C] // 15th Annual Meeting of the China Association 13th Venue: Aircraft Engine Design, Manufacture and Application of Technology Symposium. Lanzhou: Lanzhou University of Technology Press, 2013: 5-7 (in Chinese).
- [15] CHEAH K W, LEE T S, WINOTO S H, et al. Numerical flow simulation in a centrifugal pump at design and off-design condi-

tions[J]. International Journal of Rotating Machinery, 2007, 115(10):342-350.

[16] MARX Y P. Unsteady simulations of impeller diffuser interactions centrifugal pump[J]. EPFL-SCR, 1997, 11(9):335-339.

作者简介:

李嘉 男, 博士研究生。主要研究方向: 航空发动机控制。

Tel.: 029-88495791

E-mail: lijia89626@163.com

李华聪 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 航空发

动机控制系统及燃油系统设计与仿真。

Tel.: 029-88495791

E-mail: lihuacong@nwu.edu.cn

王淑红 女, 高级工程师。主要研究方向: 航空发动机控制元件仿真应用。

E-mail: jyyvivi@126.com

徐轩 男, 高级工程师。主要研究方向: 航空发动机控制元件仿真应用。

E-mail: 270571738@qq.com

Profile optimization of multi-diversion combination inducer and impeller

LI Jia¹, LI Huacong^{1,*}, WANG Shuhong², XU Xuan²

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. China AVIC Xi'an Aero-engine Controls Technology Co., Ltd., Xi'an 710077, China)

Abstract: As the research objective is to optimize the performance of the combination multi-diversion inducer and impeller, this paper carries out the profile optimization study based on the correlation analysis of profile parameters with the structural parameters. Using the least square method, we obtained the fitting profile of the impeller, then compared the computational fluid dynamics (CFD) simulation results of the fitting model with the experimental results of the original model. The contrast shows that the error values of head and efficiency are less than 2%, and identifies the fitting method's accuracy. Finally, we compared the performances of the different fitting models through analyzing the correlation between fitting coefficient and impeller's inlet and outlet structural parameters. The results show that the internal flow fields of the three fitting models are stable. The impeller outlet and volute tongue have some low-pressure areas, and a certain high-speed group exists at the diffuse outlet because of the influence of vortex flow at the tongue. Ultimately, the head and efficiency of profile-3 are most optimized and obviously at the design point.

Key words: multi-diversion; combination inducer and impeller; profile optimization; computational fluid dynamics (CFD); numerical simulation

Received: 2015-05-21; Accepted: 2015-08-26; Published online: 2015-09-15 19:28

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150915.1928.002.html

* Corresponding author. Tel.: 029-88495791 E-mail: lihuacong@nwu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0330

高超声速飞行器平稳滑翔弹道解析解及其应用



胡锦涛, 张晶, 陈万春*

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 针对高超声速飞行器平稳滑翔弹道在线规划问题, 提出了一种高精度的平稳滑翔弹道解析求解方法。首先, 将升力系数分解为横向分量、平衡滑翔纵向分量和平稳滑翔纵向分量 3 个部分, 并在此基础上将纵向运动方程、横向运动方程和速度方程解耦; 然后, 分别采用解析积分、正则摄动法、高斯积分法和单步龙格-库塔积分获得了滑翔段高度及射程、弹道偏角、经度、纬度和速度的解析解, 并通过分段求解来提高解的精度; 最后, 利用上述解析解, 提出了一种规划升力系数平稳滑翔纵向分量和横向分量的平稳滑翔弹道快速生成算法。仿真校验表明, 本文解析解的精度比经典的 Bell 解析解高 1 个数量级, 所对应的弹道规划方法具有计算量小、规划速度快的特点, 有利于实现在线弹道规划。

关键词: 平稳滑翔; 解析解; 正则摄动; 高斯积分; 弹道规划

中图分类号: V412.4⁺4; TJ765.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)05-0961-08

高超声速飞行器具有射程远、突防能力强和毁伤威力大等优势, 已成为各国研究的热点。为准确把握高超声速飞行器的性能及特点, 滑翔弹道规划技术受到广泛关注。通过求解滑翔弹道解析解, 不仅可以快速规划滑翔段弹道, 还可用于在线预测制导, 具有重要意义。

早在 20 世纪 50 年代, 滑翔弹道解析解就引起了科研人员的关注。Chapman^[1] 首先给出了定升阻比下再入弹道的近似解析解; Loh^[2] 则在此基础上分析了升阻比变化时的再入弹道近似解析解; Shi 和 Pottsepp^[3] 及 Naidu^[4] 则采用匹配渐近展开分别求解了纵向弹道和三维滑翔弹道解析解, 但在大纵程的情况下精度较低; Vinh 等^[5] 给出了定升阻比平衡滑翔纵向弹道解析解, 具有较高的精度; Bell^[6] 则进一步考虑了定升阻比和定倾侧角条件下的平衡滑翔三维弹道, 但其在横向机动范围较大时误差较大。

从 20 世纪 70 年代起, 随着倾侧翻转的横向机动策略的提出, 高精度纵向弹道解析解成为了发展的重点。Harpold 和 Graves^[7] 提出以 D-V 剖面规划再入纵向弹道, 并给出了高度、高度 1 阶导数和射程的解析解; Yu 和 Chen^[8] 则给出了平衡滑翔条件下定升阻比弹道的弹道倾角解析解; 之后, Yu 和 Chen^[9] 进一步给出了给定纵向升阻比和横向升阻比的三维弹道解析解; 李邦杰和王明海^[10] 则给出了最大升阻比平衡滑翔条件下的高度、弹道倾角、飞行时间和射程的解析解; 郭兴玲和张珩^[11] 及徐明亮等^[12] 则给出了定弹道倾角条件下的纵向弹道解析解。

进入 21 世纪, 随着再入飞行器横向机动能力的提高和机动突防任务的提出, 滑翔段三维弹道的快速解算成为了研究的热点。Mease 等^[13] 推导了降阶的再入运动方程, 提出了 2 种阻力加速度和侧向加速度混合的快速轨迹规划算法, 将航

收稿日期: 2015-05-22; 录用日期: 2015-09-11; 网络出版时间: 2015-12-21 16:46

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151221.1646.001.html

* 通讯作者: Tel.: 010-82339769 E-mail: wanchun_chen@buaa.edu.cn

引用格式: 胡锦涛, 张晶, 陈万春. 高超声速飞行器平稳滑翔弹道解析解及其应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 961-968. HU J C, ZHANG J, CHEN W C. Analytical solutions of steady glide trajectory for hypersonic vehicle and planning application [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 961-968 (in Chinese).

天飞机的二维再入轨迹扩展到三维; Shen 和 Lu^[14] 则利用倾侧角走廊快速规划滑翔段弹道; Rahman 和 Zhou 等^[15-16] 则通过贝塞尔曲线直接规划几何弹道, 并通过调整曲线的控制参数满足约束要求。然而上述方法均需要进行弹道积分, 计算量较大。

在平稳滑翔概念的基础上^[17], 本文给出了一种高精度的平稳滑翔弹道解析解。首先, 将升力系数分解为横向分量、平衡滑翔纵向分量和平稳滑翔纵向分量 3 个部分, 由此获得了相互解耦的动力学方程; 然后, 分别采用解析积分、正则摄动法、高斯积分法等方法对高度及射程、弹道偏角、经度及纬度进行了解析求解, 并采用单步龙格-库塔积分法对速度进行求解; 最后, 利用上述结果, 提出了一种以升力系数平稳滑翔纵向分量和横向分量为规划变量的平稳滑翔弹道快速规划方法。

1 数学模型

1.1 坐标系定义

为便于理论分析, 假设地球为静止正圆球体, 并引入广义赤道, 如图 1 所示, 飞行器在广义赤道附近运动。当地地心坐标系 S_{e1} 如图 1 所示, 坐标原点位于地心, x_{e1} 由地心指向飞行器; y_{e1} 在由 x_{e1} 与速度矢量 V 构成的平面内, 且与 V 同一侧; z_{e1} 由右手定则确定。地心赤道旋转坐标系 S_e 坐标原点同样为地心, z_e 由地心指向北极, x_e 处在赤道平面内指向本初子午线, y_e 由右手定则确定。两者之间的坐标转换关系为

$$L_{e_1e} = \begin{bmatrix} l_{11} & l_{12} & l_{13} \\ l_{21} & l_{22} & l_{23} \\ l_{31} & l_{32} & l_{33} \end{bmatrix} \quad (1)$$

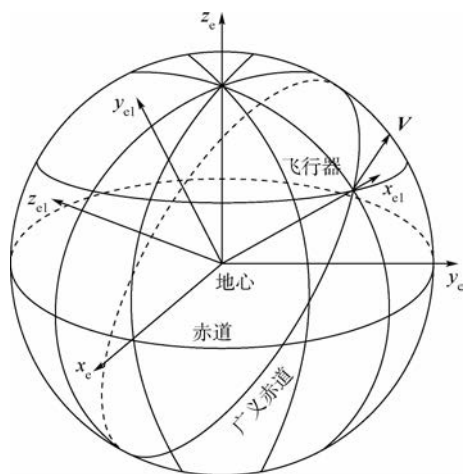


图 1 广义赤道及坐标系

Fig. 1 Generalized equator and coordinate

式中:

$$l_{11} = \cos \omega \cos i \cos \Omega - \sin \omega \sin \Omega$$

$$l_{12} = \cos \omega \cos i \sin \Omega + \sin \omega \cos \Omega$$

$$l_{13} = -\cos \omega \sin i$$

$$l_{21} = -\sin \omega \cos i \cos \Omega - \cos \omega \sin \Omega$$

$$l_{22} = -\sin \omega \cos i \sin \Omega + \cos \omega \cos \Omega$$

$$l_{23} = \sin \omega \sin i$$

$$l_{31} = \sin i \cos \Omega$$

$$l_{32} = \sin i \sin \Omega$$

$$l_{33} = \cos i$$

其中: i 、 Ω 和 ω 分别为由地心赤道旋转坐标系向当地地心坐标系转换的轨道倾角、升交点赤经和近地幅角。

1.2 运动方程

为了便于解析计算, 在当地地心坐标系下建立高超声速飞行器的动力学模型。忽略地球自转的影响, 运动方程表述为

$$\dot{h} = V \sin \gamma \quad (2)$$

$$\dot{s} = R_0 V \cos \gamma / r \quad (3)$$

$$\dot{\theta} = V \cos \gamma \sin \psi / (r \cos \phi) \quad (4)$$

$$\dot{\phi} = V \cos \gamma \cos \psi / r \quad (5)$$

$$\dot{V} = -D/m - g \sin \gamma \quad (6)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{1}{V} [L \cos \sigma / m + (V^2 / r - g) \cos \gamma] \quad (7)$$

$$\dot{\psi} = \frac{1}{V} \left(\frac{L \sin \sigma}{m \cos \gamma} + \frac{V^2}{r} \cos \gamma \sin \psi \tan \phi \right) \quad (8)$$

式中: h 、 s 、 θ 、 ϕ 、 ψ 和 V 分别为当地地心坐标系下的高度、射程、经度、纬度、弹道偏角和飞行器与地球的相对速度; γ 为弹道倾角; r 为地心与飞行器的距离, $r = R_0 + h$, R_0 为地球半径; m 为飞行器的质量; σ 为倾侧角; g 为当地重力加速度, $g = \mu / r^2$, μ 为地球的重力常数; L 和 D 分别为升力及阻力, 表达式为

$$\begin{cases} D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \\ L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \end{cases} \quad (9)$$

其中: ρ 为大气密度; S 为气动参考面积; C_L 为升力系数; C_D 为阻力系数。

1.3 运动方程解耦和分段求解策略

为了便于滑翔段弹道解析求解, 将升力系数分解如下:

$$\begin{cases} C_L \cos \sigma = C_{N0} + C_{N1} \\ C_L \sin \sigma = C_Y \end{cases} \quad (10)$$

式中: C_Y 为升力系数的横向分量; C_{N1} 为升力系数的平稳滑翔纵向分量, 上述两者将作为本文平稳

滑翔弹道的规划变量; C_{N0} 为升力系数的平衡滑翔纵向分量,满足如下关系:

$$C_{N0} = \frac{2m(\mu/r^2 - V^2/r) \cos \gamma}{\rho V^2 S} \quad (11)$$

为了在弹道偏角解析求解时 $\sin \phi$ 和 $\cos \psi$ 能够进行线性化,采用如图2所示的分段求解策略,并且在每一段弹道的起始点均定义广义赤道坐标系(图2中的 $x_{el}^{(i)}$ 和 $y_{el}^{(i)}$ 为第 i 段弹道起点的当地地心坐标系坐标轴),从而使得

$$\phi \approx 0 \quad \psi \approx \pi/2 \quad (12)$$

同时,对于平稳滑翔的再入弹道,其弹道倾角也近似于零。进一步假定整个下滑过程中 γ 单调变化,则式(2)~式(8)给出的运动方程转换为如下形式:

$$\frac{dh}{d\gamma} = \frac{2m \sin \gamma}{\rho S C_{N1}} \quad (13)$$

$$\frac{ds}{d\gamma} = \frac{2m R_0}{\rho S C_{N1} r} \quad (14)$$

$$\frac{d\psi}{d\gamma} \approx \frac{C_Y}{C_{N1}} + \frac{2m}{\rho S C_{N1} r} \phi \quad (15)$$

$$\frac{d\phi}{d\gamma} = \frac{2m}{\rho S C_{N1} r} \cos \psi \quad (16)$$

$$\frac{d\theta}{d\gamma} = \frac{2m}{\rho S C_{N1} r} \sin \psi \quad (17)$$

$$\frac{dV}{d\gamma} = -\frac{VC_D}{C_{N1}} - \frac{2mg \sin \gamma}{\rho V S C_{N1}} \quad (18)$$

由式(13)~式(18)可以看出,在对纵向升力系数进行分解后,纵向运动方程与其他状态变量之间完全解耦;横向运动也与速度项解耦,从而有利于解析求解的实现。

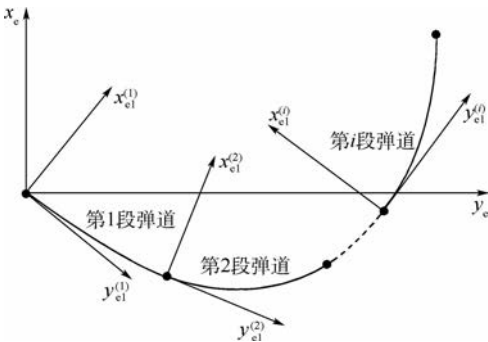


图2 平稳滑翔弹道的分段

Fig. 2 Segment of steady glide trajectory

2 滑翔弹道解析解

在当地地心坐标系下,滑翔段第 i 段弹道的起点坐标为 $(0, 0, h_{i0})$; 初始弹道偏角为 $\pi/2$; 初始速度为 V_{i0} ; 初始飞行距离为 0; 初始弹道倾角和终端弹道倾角分别为 γ_{i0} 和 γ_{if} , 则该段弹道其他状态变量的解析解如下。

2.1 滑翔高度解析解

设 C_{N1} 为常数, 对式(13)进行积分可得

$$\cos \gamma_{if} - \cos \gamma_{i0} = \frac{S C_{N1}}{2m \beta_h} (\rho_{if} - \rho_{i0}) \quad (19)$$

式中: β_h 为指数大气模型常数; ρ_{i0} 和 ρ_{if} 分别为滑翔段第 i 段弹道的初始密度和终端密度, 分别如下:

$$\rho_{i0} = \rho_0 e^{-\beta_h h_{i0}} \quad \rho_{if} = \rho_0 e^{-\beta_h h_{if}} \quad (20)$$

其中: ρ_0 为海平面大气密度; h_{if} 为第 i 段弹道终点高度, 对式(19)整理可得

$$h_{if} = -\frac{1}{\beta_h} \ln \left[\frac{2m \beta_h}{S C_{N1} \rho_0} (K^* + \cos \gamma_{if}) \right] \quad (21)$$

式中: K^* 为纵向弹道机动常数, $K^* = S C_{N1} \rho_{i0} / (2m \beta_h) - \cos \gamma_{i0}$ 。在滑翔段, $|K^*|$ 通常大于 1。

2.2 射程解析解

将式(21)代入式(14)中的路程微分方程可得

$$\beta_h r ds = \frac{R_0}{\cos \gamma + K^*} d\gamma \quad (22)$$

取 $\bar{r} = (2R_0 + h_0 + h)/2$ 为地心平均距离 (h_0 为飞行器滑翔段的初始高度), 对式(22)进行积分可得

$$\beta_h \bar{r} s_{if} = \frac{2R_0}{1 + K^*} \sqrt{\frac{K^* + 1}{K^* - 1}} (A_1 - A_2) \quad (23)$$

式中: s_{if} 为第 i 段弹道的射程。

$$A_1 = \arctan \left(\sqrt{\frac{K^* - 1}{K^* + 1}} \tan \frac{\gamma_{if}}{2} \right) \quad (24)$$

$$A_2 = \arctan \left(\sqrt{\frac{K^* - 1}{K^* + 1}} \tan \frac{\gamma_{i0}}{2} \right) \quad (25)$$

2.3 基于正则摄动的弹道偏角解析解

在式(21)中, $K^* + 1$ 通常为 10^{-7} 数量级, 而 $\gamma^2/2$ 则为 10^{-5} 数量级, 因此可设 $K^* + \cos \gamma \approx \gamma^2/2$ 。在此基础上, 将式(21)代入式(15)和式(16)可得

$$\frac{d\psi}{d\gamma} = \frac{C_Y}{C_{N1}} - \frac{2\phi}{\bar{r} \beta_h \gamma^2} \quad (26)$$

$$\frac{d\phi}{d\gamma} \approx \frac{\psi - \pi/2}{\beta_h \bar{r} \gamma^2} \quad (27)$$

不难发现, 式(26)和式(27)中, ψ 与 ϕ 耦合, 难以直接求解。考虑到 $C_Y/C_{N1} \gg \phi / [\bar{r} \beta_h (K^* + \cos \gamma)]$, 采用正则摄动法进行估算。定义 ψ 和 ϕ 表达式如下:

$$\psi = \psi^{(0)} + \varepsilon \psi^{(1)} \quad (28)$$

$$\phi = \phi^{(0)} + \varepsilon \phi^{(1)} \quad (29)$$

式中: ε 为正则摄动常数。

由式(26)和式(28)可得

$$\frac{d\psi^{(0)}}{d\gamma} = \frac{C_Y}{C_{N1}} \quad (30)$$

$$\frac{d\psi^{(1)}}{d\gamma} = -\frac{2A\phi^{(0)}}{\bar{r}\beta_h\gamma^2} \quad (31)$$

式中: $A = 1/\varepsilon$ 为求解过程中的符号常数。另外, 由式(29)和式(27)可得

$$\frac{d\phi^{(0)}}{d\gamma} = \frac{2\psi^{(0)} - \pi}{\beta_h \bar{r} \gamma^2} \quad (32)$$

$$\frac{d\phi^{(1)}}{d\gamma} = \frac{2\psi^{(1)}}{\beta_h \bar{r} \gamma^2} \quad (33)$$

求解式(30)即可得 ψ 的零阶估计为

$$\psi^{(0)} = \frac{\pi}{2} + \frac{C_Y}{C_{N1}}(\gamma - \gamma_{i0}) \quad (34)$$

将式(34)代入式(32), 可得

$$\frac{d\phi^{(0)}}{d\gamma} = \frac{K_1(\gamma - \gamma_{i0})}{\gamma^2} \quad (35)$$

式中: $K_1 = 2C_Y/(\bar{r}\beta_h C_{N1})$ 。对式(35)进行积分可得 ϕ 的零阶估计为

$$\phi^{(0)} = K_1 \ln \frac{\gamma}{\gamma_{i0}} + K_1 \left(\frac{\gamma_{i0}}{\gamma} - 1 \right) \quad (36)$$

将式(36)代入式(31)可得

$$\frac{d\psi^{(1)}}{d\gamma} = -\frac{AK_2 \ln \frac{\gamma}{\gamma_{i0}} - AK_2 \left(\frac{\gamma_{i0}}{\gamma^3} - \frac{1}{\gamma^2} \right)}{\gamma^2} \quad (37)$$

式中: $K_2 = 2K_1/(\bar{r}\beta_h)$ 。对式(37)积分可得

$$\psi^{(1)} = AK_2 \left(-\frac{1}{2\gamma_{i0}} - \frac{1}{\gamma} \ln \frac{\gamma_{i0}}{\gamma} + \frac{\gamma_{i0}}{2\gamma^2} \right) \quad (38)$$

将式(34)和式(38)代入式(28)可得 ψ 终端的估计值为

$$\psi_{if} = \frac{\pi}{2} + \frac{C_Y}{C_{N1}}(\gamma_{if} - \gamma_{i0}) + K_2 \left(-\frac{1}{2\gamma_{i0}} - \frac{1}{\gamma} \ln \frac{\gamma_{i0}}{\gamma} + \frac{\gamma_{i0}}{2\gamma^2} \right) \quad (39)$$

2.4 基于高斯积分公式的经度和纬度解析解

将式(21)分别代入式(16)和式(17)可得

$$\frac{d\phi}{d\gamma} = \frac{1}{\beta_h \bar{r} (K^* + \cos \gamma)} \cos \psi \quad (40)$$

$$\frac{d\theta}{d\gamma} = \frac{1}{\beta_h \bar{r} (K^* + \cos \gamma)} \sin \psi \quad (41)$$

对于横向机动能力较强的高超声速飞行器, 滑翔段的 ψ 可能存在较大变化, 若仅对 $\cos \psi$ 和 $\sin \psi$ 1阶展开则会带来较大的误差。因此, 将采用高斯积分公式来估算终端经度和纬度, 具体如下:

$$\theta_{if} = \frac{\gamma_{if} - \gamma_{i0}}{2} \sum_{j=1}^n B_j \dot{\theta}(\gamma_j) \quad (42)$$

$$\phi_{if} = \frac{\gamma_{if} - \gamma_{i0}}{2} \sum_{j=1}^n B_j \dot{\phi}(\gamma_j) \quad (43)$$

式中: $\dot{\theta} = d\theta/d\gamma$; $\dot{\phi} = d\phi/d\gamma$; γ_j 为 $[\gamma_{i0}, \gamma_{if}]$ 中的第 j 个高斯节点; B_j 为高斯求积系数。

2.5 基于单步龙格-库塔积分的滑翔速度解

将式(21)代入式(18), 并取 $w = \ln V$, 可得

$$\frac{dw}{d\gamma} = -\frac{C_D}{C_{N1}} - \frac{g \sin \gamma}{e^{2w} \beta_h (K^* + \cos \gamma)} \quad (44)$$

图3比较了 V 与 γ 的关系及 w 与 γ 的关系。图中: f_v 为归一化的速度; V_c 为速度归一化常数, 通常取第一宇宙速度。可以看出, w 与 γ 之间的线性化程度要远远高于 V 与 γ 之间的线性化程度。因此, 式(44)可采用单步龙格-库塔积分来估算终端速度大小, 具体如下:

$$f_k(w, s) = -\frac{C_D}{C_{N1}} - \frac{g \sin \gamma}{e^{2w} \beta_h (K^* + \cos \gamma)} \quad (45)$$

式(45)中的 C_D 可由 C_L 和 w 插值获得, 而 C_L 的表达式如下:

$$C_L = \sqrt{\left[C_{N1} + \frac{C_{N1}(\mu e^{-2w}/r - 1)}{r\beta_h(K^* + \cos \gamma)} \right]^2 + C_Y^2} \quad (46)$$

最终可得积分结果如下:

$$w_{if} - w_{i0} = \frac{\Delta\gamma}{6} (k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4) \quad (47)$$

式中:

$$w_{i0} = \ln V_{i0}$$

$$w_{if} = \ln V_{if}$$

$$\Delta\gamma = \gamma_{if} - \gamma_{i0}$$

$$k_1 = f_k(w_{i0}, \gamma_{i0})$$

$$k_2 = f_k(w_{i0} + k_1\Delta\gamma/2, \gamma_{i0}/2 + \gamma_{if}/2)$$

$$k_3 = f_k(w_{i0} + k_2\Delta\gamma/2, \gamma_{i0}/2 + \gamma_{if}/2)$$

$$k_4 = f_k(w_{i0} + k_3\Delta\gamma, \gamma_{if})$$

最后, 由 w_{if} 可解得终端速度估计为

$$V_{if} = e^{w_{if}} \quad (48)$$

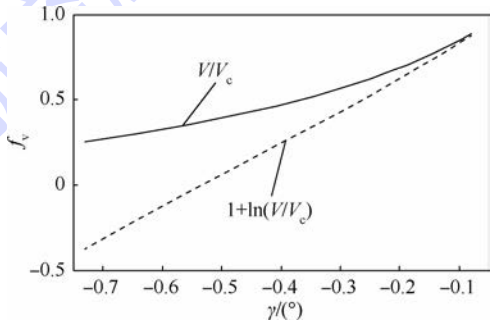


图3 归一化速度 f_v 与弹道倾角 γ 的关系

Fig. 3 Relationship between normalized velocity f_v and flight path angle γ

2.6 最优初始下滑角度解析解

由平稳滑翔弹道设计理论可知^[17], 合理的初始弹道倾角 γ_0 会使整个滑翔段的控制规律更加平稳。因此, 本文中初始攻角取平稳滑翔弹道倾角:

$$\gamma_0 = \frac{2g}{V_0 \beta_h K_{N0}} \quad (49)$$

式中: V_0 为滑翔段初始速度; K_{N0} 为滑翔段初始纵向升阻比。

3 解析解精度校验

3.1 解析解与数值积分的精度对比

为了检验本文解析解的精度,采用 CAV-H 为飞行器模型^[18],对滑翔段弹道进行仿真计算。仿真参数设置如表 1 所示。图 4~图 6 分别给出了速度、纵向弹道和横向弹道的解析解与数值解的对比。可以看出,本文解析解具有较高的求解精度,其中纵向弹道的解析解与数值解几乎完全重合,而横向弹道和速度的解析解与数值解存在较小的偏差,并且随着射程的增大而增大。

表 1 仿真参数设置

Table 1 Simulation parameters setting

参数	数值	参数	数值
h_0/km	60	s_0/km	0
$V_0/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	7000	h_f/km	30
$\theta_0/(\text{°})$	0	$\gamma_0/(\text{°})$	-0.0684
$\phi_0/(\text{°})$	0	C_{N1}	-0.0011
$\psi_0/(\text{°})$	$\pi/2$	C_Y	0.4

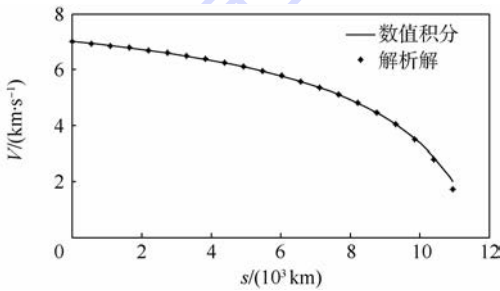


图 4 速度解析解与数值解对比

Fig. 4 Comparison between velocity analytical solution and numerical solution

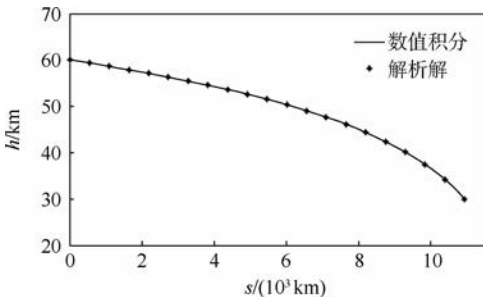


图 5 纵向弹道解析解与数值解对比

Fig. 5 Comparison between longitudinal trajectory analytical solution and numerical solution

3.2 本文解析解与 Bell 解析解的精度对比

将本文解析解与 Bell 解析解的精度进行对比。仿真的初始参数与表 1 相同,终端速度设定

为 2000 m/s,横向升力系数 C_Y 从 0 逐渐增加到 0.7,并采用分段逐步求解的方法来预测终端状态,得到的结果如图 7~图 9 所示。

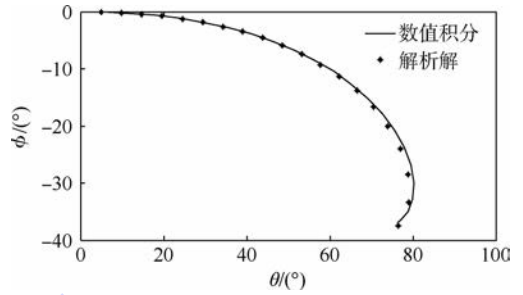


图 6 横向弹道解析解与数值解对比

Fig. 6 Comparison between lateral trajectory analytical solution and numerical solution

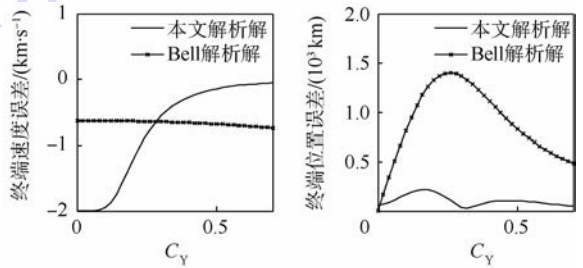


图 7 弹道分为 1 段时的解析解精度对比

Fig. 7 Precision comparison of analytical solutions for 1 trajectory phase

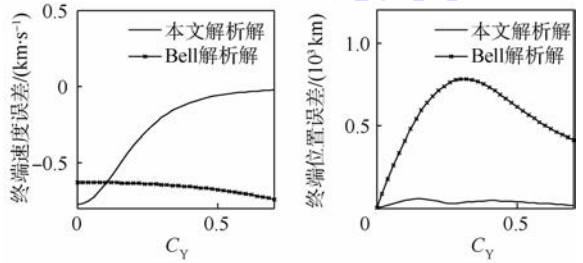


图 8 弹道分为 2 段时的解析解精度对比

Fig. 8 Precision comparison of analytical solutions for 2 trajectory phases

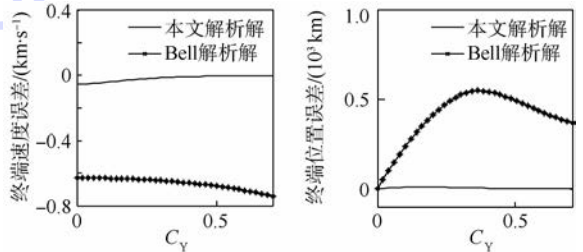


图 9 弹道分为 5 段时的解析解精度对比

Fig. 9 Precision comparison of analytical solutions for 5 trajectory phases

由图 7 可知,在采用 1 段弹道直接预测终端状态时,本文解析解的终端位置误差要远小于 Bell 解析解的终端位置误差;而本文解析解的终

端速度误差则随着射程的增大逐渐增大,在射程较小时比 Bell 解析解精度要高,在射程较大时比 Bell 解析解精度要低。这是由于在给定 C_{N1} 的条件下,滑翔段弹道的 C_D 会有细微的变化,并且 C_Y 越小 C_D 的变化相对越明显,从而带来积分误差;而 Bell 解析解则是在给定纵向升阻比 K_{N0} 下获得的,其终端速度误差主要是由于忽略 r 的变化带来的,因此近乎为常值。由图 8 和图 9 可知,在采用分段逐步求解的方法后,本文解析解的精度随着步数的增加而快速提高,而 Bell 解析解的终端速度误差则无明显变化,终端位置误差则缓慢减小。

表 2 给出了解析解精度对比。可以看出,分段数越多,本文解析解的优势越明显。当采用 2 段求解时,本文解析解的终端位置误差比 Bell 解析解的终端位置误差降低了约 1 个数量级,并且终端速度误差也小于 Bell 解析解;当采用 5 段求解时,本文解析解的终端位置误差则比 Bell 解析解的终端位置误差降低了约 2 个数量级,而终端速度误差则降低了约 1 个数量级。

表 2 解析解精度对比

Table 2 Precision comparison of analytical solutions

段数	C_Y	本文终端 位置误差/ km	Bell 终端 位置误差/ km	本文终端 速度误差/ ($m \cdot s^{-1}$)	Bell 终端 速度误差/ ($m \cdot s^{-1}$)
1	0.1	171.11	811.56	-1940.12	-631.06
2	0.1	47.01	410.28	-642.10	-631.06
5	0.1	9.70	237.18	-44.41	-631.06
1	0.6	85.83	656.80	-90.72	-700.74
2	0.6	29.34	519.40	-41.89	-700.74
5	0.6	1.79	432.99	-3.89	-700.74

总的来说,采用本文解析解的滑翔段弹道终端状态预测精度要优于 Bell 解析解。

4 基于解析解的快速弹道规划

将本文解析解应用于滑翔段机动弹道规划。滑翔段初始参数与表 1 相同,终端条件和过程约束见表 3,禁飞区设置见表 4。表 3 中, \dot{Q}_{max} 、 q_{max} 和 n_{max} 分别为滑翔飞行器再入过程中允许的最大热流密度、最大动压和最大过载。图 10 给出了应用滑翔弹道快速生成算法的滑翔段机动弹道规划流程,图中: γ_c 为倾侧角反转时的弹道倾角,纵向弹道和横向弹道由式(21)、式(23)、式(39)、式(42)和式(43)确定,而终端速度约束和过程约束则由式(21)和式(48)确定。

图 11 ~ 图 16 给出了滑翔段机动弹道的规划结果,图 16 中的 EGC 表示由平衡滑翔条件获得

表 3 终端条件和过程约束

Table 3 Terminal conditions and path constraints

参数	数值	参数	数值
h_f/km	30	目标 3 经纬度/(°)	(130,0)
$V_f/(m \cdot s^{-1})$	2000	$\dot{Q}_{max}/(W \cdot cm^{-2})$	500
目标 1 经纬度/(°)	(100,0)	q_{max}/Pa	60000
目标 2 经纬度/(°)	(115,0)	n_{max}	2.5

表 4 禁飞区设置

Table 4 No-fly zone setting

禁飞区	中心坐标/(°)	半径/km
禁飞区 1	(40, -6)	891
禁飞区 2	(90,6)	1002

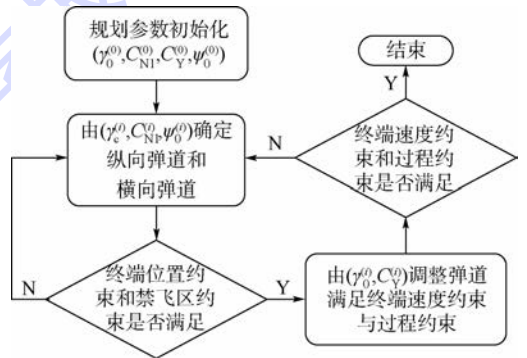


图 10 滑翔段机动弹道规划流程

Fig. 10 Flowchart of gliding maneuvering trajectory planning

的滑翔弹道高度上界。由图 11 和图 12 可以看出,基于解析解规划获得的攻角 α 曲线和倾侧角曲线均非常光滑,并且可通过分段实现倾侧角反转。由图 13 和图 14 可以看出,规划弹道的终端高度和速度满足要求。由图 15 可以看出,规划的滑翔段机动弹道符合禁飞区约束要求和终端经纬度要求。由图 16 可以看出,规划的滑翔弹道满足最大热流密度、最大动压和最大过载等约束,并且不同任务弹道在再入走廊中几乎完全重合。

综上可得,利用本文的解析解能够规划出符合约束要求的滑翔弹道。在普通台式机上,在无特定初值的条件下,规划 1 条机动弹道的时间小于 0.3 s。

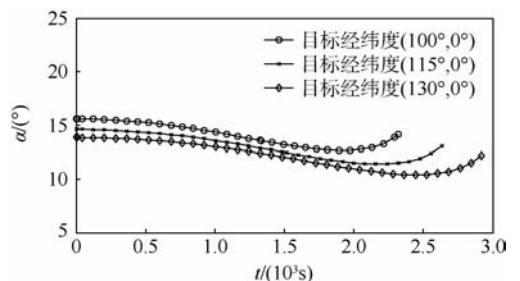


图 11 不同任务下的攻角曲线

Fig. 11 Angle of attack curves for different missions

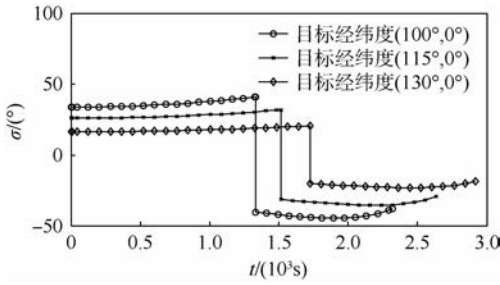


图 12 不同任务下的倾侧角曲线

Fig. 12 Bank angle curves of different missions

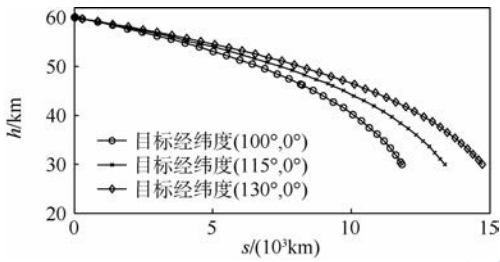


图 13 不同任务下的高度曲线

Fig. 13 Altitude curves of different missions

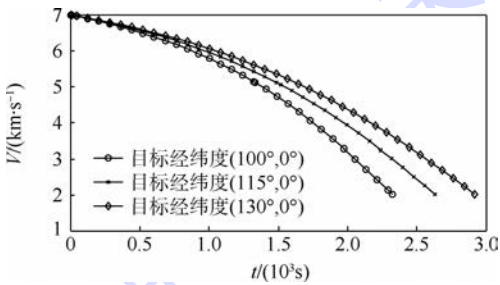


图 14 不同任务下的速度曲线

Fig. 14 Velocity curves of different missions

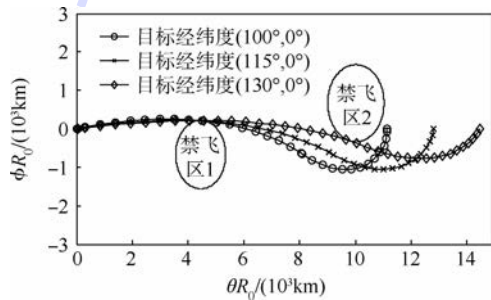


图 15 不同任务下的横向弹道

Fig. 15 Lateral trajectories of different missions

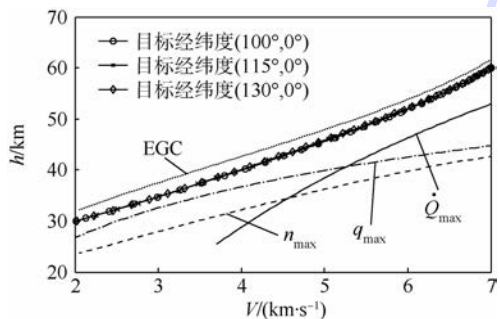


图 16 不同任务下的再入走廊

Fig. 16 Reentry corridors of different missions

5 结论

本文给出了一种高精度的平稳滑翔弹道解析解,具有如下特点:

1) 提出了一种升力系数的分解方法,将其分解为横向分量、平衡滑翔纵向分量和平稳滑翔纵向分量 3 个部分,从而实现了动力学方程中纵向运动方程、横向运动方程和速度方程的解耦。

2) 利用解耦的运动方程,首先通过解析积分获得了高度和射程的精确解析解,然后采用正则摄动法获得了较为精确的弹道偏角解析解,在此基础上利用高斯积分公式获得了经度和纬度的解析解,最后采用单步龙格-库塔积分获得了速度的解。

3) 提出了分段逐步求解的方法来提高解析解的精度。仿真校验表明,在分段逐步求解的情况下,本文解析解的精度要大于 Bell 解析解的精度。

4) 采用本文解析解进行滑翔段弹道规划,不需要进行弹道积分,同时采用解析解还可先规划出符合突防要求的弹道,之后再行速度校正,大大提高了弹道规划的效率。仿真校验表明,在普通台式机上规划 1 条平稳滑翔机动弹道的时间小于 0.3 s。

参考文献 (References)

[1] CHAPMAN D R. An approximate analytical method for studying entry into planetary atmospheres; NACA TN-4276 [R]. [S. l. : s. n.], 1958.

[2] LOH W H. Some exact analytical solutions of planetary entry [J]. AIAA Journal, 1963, 1(4) : 836-842.

[3] SHI Y Y, POTTSEPP L. Asymptotic expansion of a hypervelocity atmospheric entry problem [J]. AIAA Journal, 1969, 7(2) : 353-355.

[4] NAIDU D S. Three-dimensional atmospheric entry problem using method of matched asymptotic expansion [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1989, 25(5) : 660-667.

[5] VINH N X, BUSEMANN A, CULP R D. Planetary entry flight mechanics [M]. Ann Arbor: University of Michigan Press, 1980: 100-138.

[6] BELL B N. A closed-form solution to lifting reentry; AFFDL-TR-65-65 [R]. [S. l. : s. n.], 1965.

[7] HARPOLD J C, GRAVES C A. Shuttle entry guidance; TX. Rep. JSC-14694 [R]. Houston: NASA Lyndon B. Johnson Space Center, 1979.

[8] YU W, CHEN W. Guidance scheme for glide range maximization of a hypersonic vehicle; AIAA-2011-6714 [R]. Reston: AIAA, 2011.

- [9] YU W, CHEN W. Entry guidance with real-time planning of reference based on analytical solutions[J]. *Advances in Space Research*, 2015, 55(9): 2325-2345.
- [10] 李邦杰, 王明海. 滑翔式远程导弹滑翔段弹道研究[J]. *宇航学报*, 2009, 30(6): 2122-2126.
LI B J, WANG M H. Research on glide trajectory of long range glide missile[J]. *Journal of Astronautics*, 2009, 30(6): 2122-2126 (in Chinese).
- [11] 郭兴玲, 张珩. 基于分段常滑翔角的长航时纵向远程滑翔飞行方程近似解[J]. *宇航学报*, 2005, 26(6): 712-716.
GUO X L, ZHANG H. The approximate solution for long-time and long-range longitudinal gliding flight based on segment constant gliding angle[J]. *Journal of Astronautics*, 2005, 26(6): 712-716 (in Chinese).
- [12] 徐明亮, 陈克俊, 刘鲁华, 等. 高超声速飞行器准平衡滑翔自适应制导方法[J]. *中国科学: 技术科学*, 2012, 42(4): 378-387.
XU M L, CHEN K J, LIU L H, et al. Quasi-equilibrium glide adaptive guidance for hypersonic vehicles[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2012, 42(4): 378-387 (in Chinese).
- [13] MEASE K D, CHEN D T, TEUFEL P, et al. Reduced-order entry trajectory planning for acceleration guidance[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2002, 25(2): 257-266.
- [14] SHEN Z, LU P. Onboard generation of three dimensional constrained entry trajectory[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2003, 26(1): 111-121.
- [15] ZHOU H, RAHMAN T, CHEN W. Neural network assisted inverse dynamic guidance for terminally constrained entry flight[J]. *Scientific World Journal*, 2014, 2014(1): 171-192.
- [16] RAHMAN T, ZHOU H, CHEN W. Bezier approximation based inverse dynamic guidance for entry glide trajectory; ASCC-2013-6606111[R]. Istanbul: Asian Control Conference, 2013.
- [17] 胡锦涛, 陈万春. 高超声速飞行器平稳滑翔弹道设计方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2015, 41(8): 1464-1475.
HU J C, CHEN W C. Steady glide trajectory planning method for hypersonic reentry vehicle[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2015, 41(8): 1464-1475 (in Chinese).
- [18] ZHANG K, CHEN W. Reentry vehicle constrained trajectory optimization; AIAA-2011-2231[R]. Reston: AIAA, 2011.

作者简介:

胡锦涛 男, 博士研究生。主要研究方向: 飞行力学、弹道优化与制导。

E-mail: yuhang_hu@126.com

陈万春 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行力学、导弹制导与控制。

Tel.: 010-82339769

E-mail: wanchun_chen@buaa.edu.cn

Analytical solutions of steady glide trajectory for hypersonic vehicle and planning application

HU Jinchuan, ZHANG Jing, CHEN Wanchun*

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A kind of analytical solving method for the three-dimensional steady glide trajectory of the hypersonic vehicle is presented in this paper for the online planning problem. Firstly, the lift coefficient is separated into three components of lateral component, steady glide normal component and equilibrium glide normal component. Then, the longitudinal trajectory, lateral trajectory and velocity are decoupled in the dynamics. After that, the solutions of height, downrange and velocity azimuth angle are obtained by the analytical integration and the regular perturbation method, while the solutions of longitude, latitude and velocity are obtained by the Gaussian quadrature and single-step Runge-Kutta integration separately, and the accuracy of those solutions are improved by increasing the computational steps. Finally, a rapid steady glide trajectory programming algorithm is proposed based on the above analytical solutions, and the planning parameters are the lateral lift coefficient and steady glide normal lift coefficient. The simulation results show that those analytical solutions are more accurate than the Bell's solutions, and the planning algorithm only needs a small amount of calculation and obtains the result quickly, which can be used for online trajectory planning.

Key words: steady glide; analytical solution; regular perturbation; Gaussian quadrature; trajectory planning

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0348

预腐蚀金属材料疲劳性能试验测试与表征模型

付裕, 熊峻江*

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083)



摘 要: 提出了预腐蚀金属材料疲劳性能表征 $S-N-t$ 曲面模型, 并建立了模型参数估计算法。采用成组法和升降法, 试验测定了预腐蚀后的 3 种航空材料 (LD2CS、LD10CS 和 15CrMnMoVA) 有擦蚀和无擦蚀疲劳 $S-N-t$ 曲面, 采用新建立的 $S-N-t$ 曲面模型处理试验数据, 发现模型曲面与试验数据吻合良好; 预腐蚀材料的无擦蚀和有擦蚀疲劳性能随着预腐蚀时间的增加而下降, 相同的应力水平和预腐蚀时间下, 预腐蚀材料的无擦蚀疲劳性能更好。

关键词: 预腐蚀; 疲劳; $S-N-t$ 曲面模型; 有擦蚀; 无擦蚀

中图分类号: V223+.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)05-0969-08

随着服役年限的增加, 腐蚀环境会严重影响飞机结构的疲劳性能, 尤其对于飞行强度低、地面停放时间长的军用飞机, 其破坏模式常为“先腐蚀, 后疲劳”的预腐蚀疲劳破坏, 为此, 国内外开展大量研究, 旨在研究腐蚀环境对结构材料疲劳特性的影响和失效破坏机理。Bray 等^[1]研究了氯化钠溶液预腐蚀环境对 2024-T3 和 2524-T3 2 种铝合金预腐蚀疲劳极限的影响, 发现 2 种材料预腐蚀后的疲劳极限比未腐蚀的下降了近 40%。May 等^[2]研究了预腐蚀环境对高强度合金钢在疲劳寿命 $N = 10^7$ 疲劳极限的影响, 发现预腐蚀环境下的疲劳极限比空气中降低了 33%, 断口分析表明腐蚀环境中的疲劳裂纹起始于镀层处的腐蚀坑。Kermanidis 等^[3]先对 2024-T351 铝合金在氯化钠溶液中进行预腐蚀, 然后在空气中进行疲劳试验, 发现预腐蚀导致的脆性将引起裂纹在腐蚀凹坑处成核加速, 从而大大降低了材料的疲劳寿命。Wang 等^[4]试验研究了酸性、碱性和中性 3 种不同腐蚀环境对钢丝的疲劳寿命的影响, 发现钢丝对酸性溶液较为敏感, 其在酸性溶

液中预腐蚀疲劳寿命下降较多, 碱性和中性溶液预腐蚀疲劳寿命相差较小。刘文珽和李玉海^[5]通过研究 LC4CS 和 30CrMnSiNi2A 2 种金属材料不同预腐蚀时间下的疲劳 $S-N$ 曲线, 提出用预腐蚀影响系数修正材料在空气中的 $S-N$ 曲线, 从而获得预腐蚀环境下的疲劳性能。余建航等^[6]等对 LY12CZ 铝合金预腐蚀疲劳寿命进行研究, 提出了材料疲劳性能随腐蚀日历年限变化的动态 $S-N$ 曲线模型。

擦蚀又叫微动磨蚀, 是指当 2 个互相接触的固体表面具有微小的相对运动时, 接触表面会受到损伤。事实上, 由于有擦蚀金属材料 and 结构疲劳性能影响因素众多, 文献[7-16]主要从接触条件、疲劳加载方式和环境介质等方面对有擦蚀材料疲劳性能的影响以及擦蚀疲劳机理进行了大量研究。Sadeler^[7]对铝合金和合金钢材料在不同接触应力水平下的擦蚀疲劳特性进行试验研究, 发现接触应力较低时, 擦蚀损伤对疲劳寿命影响较小, 而当接触应力逐渐增大时, 材料的疲劳寿命会大幅下降。Jin 和 Mall^[8]研究了相对滑移幅值对

收稿日期: 2015-05-28; 录用日期: 2015-06-05; 网络出版时间: 2015-09-01 15:29

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150901.1529.005.html

基金项目: 国家自然科学基金(51375033, 51405006)

* 通讯作者: Tel.: 010-82316203 E-mail: jjxiong@buaa.edu.cn

引用格式: 付裕, 熊峻江. 预腐蚀金属材料疲劳性能试验测试与表征模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 969-976.

FU Y, XIONG J J. Test and characterization model on fatigue behavior for pre-corroded metallic aircraft materials [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 969-976 (in Chinese).

钛合金擦蚀疲劳寿命的影响,发现当相对滑移幅值在 $0 \sim 60 \mu\text{m}$ 时,钛合金擦蚀疲劳寿命随着滑移幅值的增大而增加。李杰和陆永浩^[9]研究了 Inconel600 合金在不同位移幅值下的擦蚀行为,发现摩擦因数和磨损体积随位移幅值的增加而增大。刘大伟等^[10]通过弯曲微动疲劳试验研究了 30CrNiMo8 合金钢的弯曲疲劳特性,发现 30CrNiMo8 钢弯曲微动疲劳的 $S-N$ 曲线与常规疲劳存在明显差异,呈现“C”曲线特征。Cortez 等^[11]通过微动疲劳试验研究了加载频率对钛合金 Ti-6Al-V 微动疲劳特性的影响,发现钛合金的微动疲劳寿命随着频率的增加而降低。Kubota 等^[12]试验研究了 SCM435H、A286、SUS304 和 SCM435H 这 4 种合金钢在 0.12 MPa 氢气环境下的条件疲劳极限特性,研究结果表明 4 种合金钢在氢气环境中的条件疲劳极限都有不同程度的下降,原因是这 4 种合金钢在氢气环境中接触面的切向摩擦应力均增大。徐丽等^[13]对不同预腐蚀时间的铝合金板搭接件进行微动疲劳试验,发现擦蚀和腐蚀的交互作用使搭接件的寿命减少更大,断口分析表明裂纹一般起源于孔壁与接触面相交处。高广睿等^[14]试验研究了 Ti811 钛合金高温微动疲劳 (FF) 特性,研究结果表明随着温度的升高,微动疲劳的敏感性增强,蠕变是高温下 Ti811 合金失效的重要原因。杨洋等^[15]通过利用扫描电子显微镜观察微动损伤表面的微观形貌,来研究轮轴钢 35CrMoA 在单轴微动疲劳下的失效机理,研究结果表明微动磨损可以破坏材料表面的完整性,产生局部应力集中,加速裂纹的萌生。Antoniou 和 Radtke^[16]通过对 Ti-17 和 Ti-6Al-4V 在常温环境下的微动疲劳试验,发现不同应力水平微动疲劳裂纹萌生机理是不同的,高应力水平时微动疲劳裂纹萌生是由晶界滑移造成的,而低应力水平时晶界滑移不再发生,微动磨损是裂纹萌生的主要原因。

尽管对各种材料的预腐蚀疲劳和擦蚀疲劳性能及其损伤破坏机理取得了大量的研究成果,但对预腐蚀金属材料在有擦蚀条件下的疲劳性能研究并不多见。而工程中,很多连接件结构如飞机机翼、机身和尾翼上的隔框、桁条和蒙皮的连接件结构都存在既有预腐蚀,又有擦蚀的疲劳破坏现象。为此,本文提出了预腐蚀金属材料疲劳性能表征的 $S-N-t$ 曲面模型,试验研究了预腐蚀后 3 种常用的航空金属材料在有擦蚀和无擦蚀条件下的疲劳性能。

1 预腐蚀金属材料疲劳性能曲面表征模型

材料或结构疲劳性能通常采用指定应力比下 R_0 的三参数幂函数表达式表征^[17],因此,指定应力比 R_0 下,不同日历腐蚀年限对应的材料或结构疲劳性能(即 $S-N$ 曲线)可写为

$$(S_{\max, R_0} - S_0(t))^m N = C \quad (1)$$

式中: S_{\max, R_0} 为指定应力比 R_0 下,疲劳寿命为 N 时材料能承受的最大应力; $S_0(t)$ 为不同日历腐蚀年限 t 下的拟合疲劳极限; m 和 C 均为疲劳曲线形状参数。

显然,指定应力比 R_0 下,不同日历腐蚀年限的预腐蚀金属材料的疲劳极限会随着预腐蚀年限的增加而降低,因此,需要引入影响系数 k 对材料腐蚀疲劳强度进行修正,即

$$S_0(t) = S_0 \cdot k(t) \quad (2)$$

式中: $k(t)$ 为腐蚀疲劳强度的影响系数; S_0 为材料未腐蚀时的疲劳极限。

事实上,腐蚀疲劳影响系数和日历年限为单调递减关系,因此,指定应力比下,日历腐蚀年限与疲劳强度影响系数的关系式可表示为^[18]

$$k(t) = 1 - \alpha \cdot t^\beta \quad (3)$$

式中: α 、 β 均为拟合系数。

把式(2)和式(3)代入式(1),可以得到指定应力比 R_0 下的预腐蚀材料疲劳特性的 $S-N-t$ 表征模型:

$$[S_{\max, R_0} - (1 - \alpha t^\beta) S_0]^m N = C \quad (4)$$

式中: m 、 C 和 S_0 为待定参数。式(4)反映了疲劳应力 S 、疲劳寿命 N 及日历腐蚀年限 t 三者间的关系,称为 $S-N-t$ 曲面模型。

通过变换式(4)可得

$$X = a + bY \quad (5)$$

式中:

$$X = \lg N$$

$$Y = \lg [S_{\max, R_0} - (1 - \alpha t^\beta) S_0]$$

$$a = \lg C$$

$$b = -m$$

从式(5)中可以看出 X 与 Y 成直线关系,根据相关系数优化法^[17],模型式(4)含有的待定参数 m 、 C 、 S_0 、 α 和 β 可通过试验数据拟合得到。

由于试验过程中一般只进行指定应力比 R_0 下的疲劳试验,因此试验中测得的曲面为指定应力比 R_0 下的 $S-N-t$ 曲面模型。为使测得的曲面模型适用于不同应力比,需要使用线性古德曼方

程^[19]进行修正:

$$\frac{S_a}{S_{-1}} + \frac{S_m}{\sigma_b} = 1 \quad (6)$$

式中: S_a 和 S_m 分别为任意应力比下的应力幅值和应力均值; S_{-1} 为对称循环载荷下的疲劳极限; σ_b 为材料的强度极限。

根据应力比的定义有

$$R = \frac{S_{\min}}{S_{\max}} = \frac{S_m - S_a}{S_m + S_a} \quad (7)$$

式中: S_{\min} 为最小应力值; S_{\max} 为最大应力值。

变换式(7), 得到

$$S_m = \frac{(1 + R)S_a}{1 - R} \quad (8)$$

$$S_{\max} = \frac{2S_a}{1 - R} \quad (9)$$

将式(8)代入式(6)得到指定应力比 R_0 下的古德曼方程为

$$\frac{S_{a,R_0}}{S_{-1}} + \frac{S_{a,R_0} \cdot (1 + R_0)}{\sigma_b \cdot (1 - R_0)} = 1 \quad (10)$$

式中: S_{a,R_0} 为指定应力比 R_0 下的应力幅值。

根据式(6)和式(10), 得到

$$S_{a,R_0} = \frac{S_a \cdot (1 - R_0) \cdot \sigma_b}{(\sigma_b - S_m) \cdot (1 - R_0) + S_a \cdot (1 + R_0)} \quad (11)$$

根据式(9)和式(11), 指定应力比 R_0 下最大应力的方程为

$$S_{\max,R_0} = \frac{2S_a \sigma_b}{(\sigma_b - S_m) \cdot (1 - R_0) + S_a \cdot (1 + R_0)} \quad (12)$$

将式(12)代入式(4)得到任意应力比下的材料预腐蚀疲劳特性的 $S-N-t$ 表征模型:

$$\left[\frac{2S_a \sigma_b}{(\sigma_b - S_m) \cdot (1 - R_0) + S_a \cdot (1 + R_0)} - (1 - \alpha \cdot t^\beta) \cdot S_0 \right]^m N = C \quad (13)$$

2 预腐蚀疲劳试验

2.1 材料和试样

疲劳试验所用材料为 LD2CS、LD10CS 和 15CrMnMoVA, 包括光滑和含中心圆孔 2 种试样形式, 其中光滑试样几何尺寸如图 1 所示, 中心圆孔试样几何尺寸如图 2 所示。

2.2 预腐蚀试验

根据 ASTM G34-01 腐蚀试验标准^[20], 全部试验在 ZJF-09G 人工气候腐蚀试验箱中进行, 全部试样在 5% NaCl 溶液中按照如图 3 所示的当量加

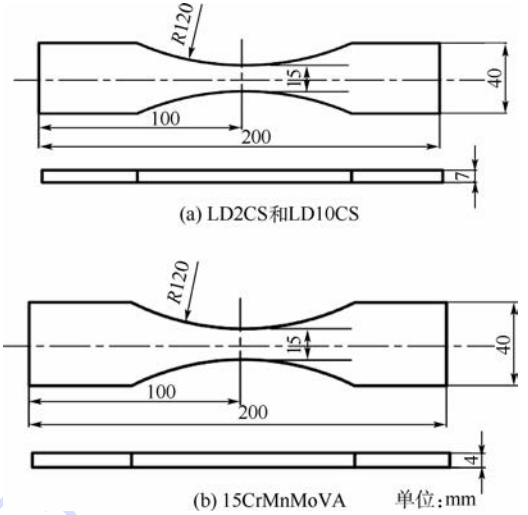


图 1 光滑试样几何尺寸

Fig. 1 Geometrical size of un-notched specimen

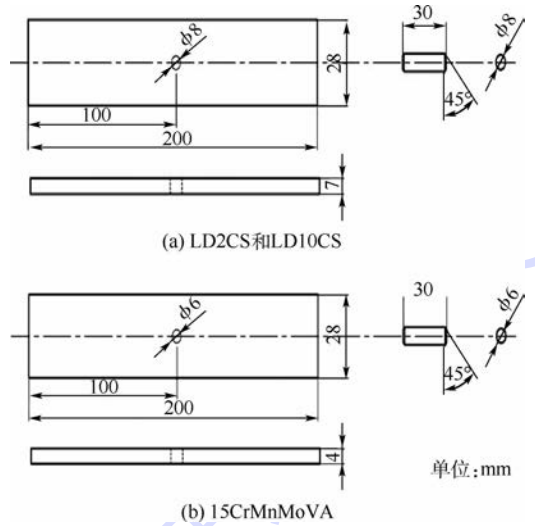


图 2 中心圆孔试样几何尺寸

Fig. 2 Geometrical size of central notched specimen

速环境谱进行预腐蚀周期浸润试验, 当量加速环境谱用于模拟近海海面上的实际腐蚀环境。在 5% NaCl 溶液中按照如图 3 所示的当量加速环境谱, LD2CS 和 LD10CS 进行 70 h 腐蚀, 15CrMnMoVA 进行 62 h 腐蚀, 均相当于 1 个日历年的近海海面大气腐蚀^[18]。试验前需要对试验件进行预处理, 先用汽油擦洗试验件表面的油污, 然后用蒸馏水清洗试验件, 最后在 HS-50 恒温干燥箱中烘干。试验时将试验件垂直或水平放置在腐蚀试验箱的托架卡槽内, 确保试验件之间不发生相互接触。试验过程中每隔一段时间需要随机交换试验件在腐蚀箱中的位置, 避免由于环境不均匀对试验件造成的影响。每当试验件腐蚀到指定的溶液腐蚀时间, 应暂停试验, 从试验箱中取出部分达到日历年限的试验件, 然后用蒸馏水清洗试验件, 去除试验件表面的腐蚀产物并晾干。按

照这样的试验方法,制备了3种不同材料 LD2CS、LD10CS 和 15CrMnMoVA 在不同日历腐蚀年限下的试样(如表 1 所示),每种材料制备了 240 个试验件,光滑试样 120 件,中心圆孔试样 120 件,3 种材料共计 720 个试验件。这几种不同的日历腐蚀年限涵盖了材料从浅腐蚀、中等腐蚀到深度腐蚀的不同腐蚀程度,因此本文指定的典型材料试件的腐蚀年限基本覆盖了结构件实际使用过程中出现的腐蚀问题。

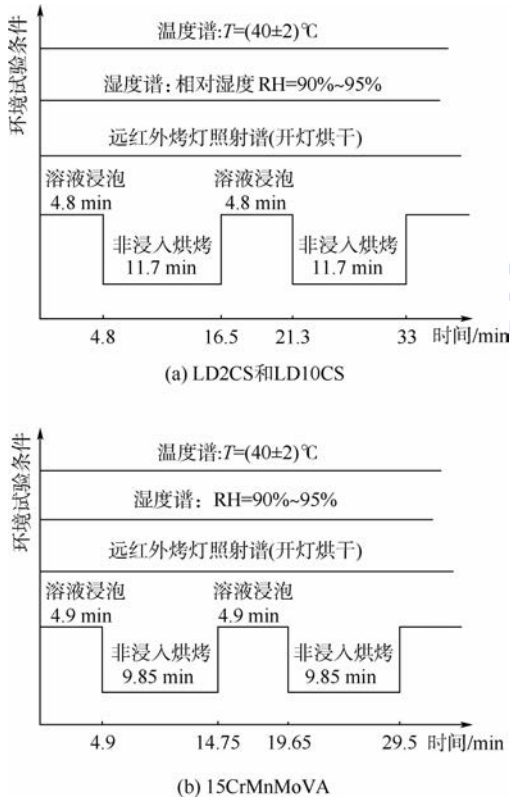


图 3 加速腐蚀试验环境谱

Fig. 3 Environment spectra for accelerative corrosion tests

表 1 预腐蚀试验件数量及日历腐蚀时间

Table 1 Number and corrosion calendar time of prior corrosion specimens

材料	溶液腐蚀 时间/h	日历腐蚀 时间/a	试验件数量	
			光滑	中心圆孔
LD2CS 和 LD10CS	0	0	60	60
	980	14	60	60
	1 540	22	60	60
15CrMnMoVA	2 170	31	60	60
	0	0	30	30
	310	5	30	30
	1 240	20	30	30
	1 860	30	30	30

2.3 疲劳试验

预腐蚀试样的疲劳试验在 QBG-100kN 高频疲劳试验机上进行,试验加载方式为轴向加载,加载频率为 90 ~ 120 Hz,加载波形为正弦波,应力比

R 为 0.1。根据 ASTM E468-90 疲劳试验标准^[21],测定疲劳 $S-N$ 曲线性能试验程序如下:先进行 3 组不同应力水平下的成组疲劳试验,每个应力水平的成组试验需要获得至少 5 个有效试验数据点,然后,进行配对升降法试验,测定寿命 $N = 10^7$ 对应的条件疲劳极限。升降法的具体做法是:在试验开始时选取较高的应力水平,如果前一个试验件破坏(在未达到 $N = 10^7$ 时发生破坏),则后一个试验件在低一级的应力水平上进行;如果前一个试验件越出(在 $N = 10^7$ 时还未破坏),则后一个试验件在较高一级的应力水平上进行。如试样在第 i 级最大应力 S_i 作用下未达到指定寿命 $N = 10^7$ 发生破坏,而在较低的第 $i + 1$ 级最大应力 S_{i+1} 下越出(达到指定寿命 $N = 10^7$ 未发生破坏),那么可以推断出试样在 $N = 10^7$ 时最大应力发生在 S_i 和 S_{i+1} 之间。若 2 个应力差值 $(S_i - S_{i+1})$ 小于 S_{i+1} 的 5%,则取 S_i 和 S_{i+1} 的平均值作为疲劳极限:

$$S_{ii} = \frac{1}{2}(S_i + S_{i+1}) \quad (14)$$

由此看出,出现相反试验结果的一对试验数据 S_i 和 S_{i+1} 可构成随机抽样的单一个体 S_{ii} ,对 $N = 10^7$ 的疲劳强度进行统计分析,可以得到指定疲劳寿命 $N = 10^7$ 的平均值和标准差分别为

$$\bar{S} = \frac{1}{m'} \sum_{i=1}^{m'} S_{ii} \cdot n'_i \quad (15)$$

$$s = \sqrt{\frac{n'_i (S_{ii} - \bar{S})^2}{m' - 1}} \quad (16)$$

式中: n'_i 为第 i 级应力水平对子的数目; m' 为对子总数且 $m' = \sum n'_i$ 。配对升降法试验需要获得至少 5 个有效对子试验数据,最终得到的 $S-N$ 曲线如图 4(a) ~ 图 4(f) 所示。值得注意的是:

1) 进行疲劳试验时,通过在预腐蚀的中心圆孔试样内插入销钉,可使销钉和试样圆孔内表面产生擦蚀,以此来研究擦蚀对预腐蚀金属材料疲劳性能的影响。

2) 图 4(a) ~ 图 4(f) 中带箭头的数据点表示升降法对子的平均值,箭头后的数字表示对子的数目。

从图 4(a) ~ 图 4(f) 中可以看出,预腐蚀后 3 种金属材料在无擦蚀和有擦蚀条件下的疲劳性能均随着日历年限的增加而下降。

3 试验结果与讨论

3.1 疲劳性能曲面对比

采用本文的参数估计方法,由图 4 的试验数

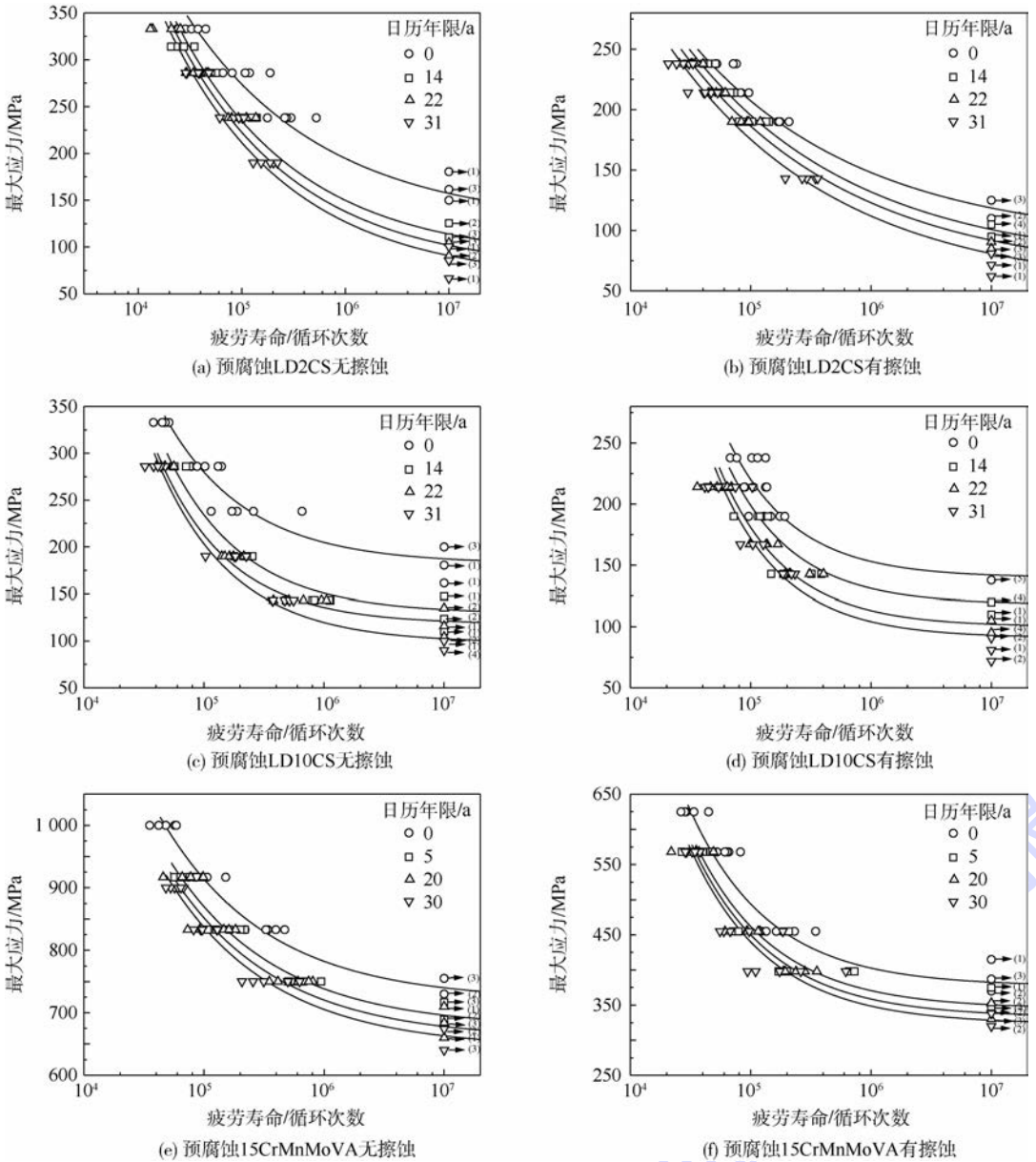


图4 3种预腐蚀金属材料无擦蚀和有擦蚀擦蚀疲劳 S-N 曲线

Fig.4 Fatigue S-N curves of un-notched and notched pre-corroded specimens for three kinds of metal materials

据,对式(4)参数进行估计,可以得到预腐蚀后3种金属材料无擦蚀和有擦蚀的疲劳性能 S-N-t 曲面(如图5所示)。从图5可以看出,本文提出的 S-N-t 曲面模型与试验数据拟合良好,能够合理反映预腐蚀材料的疲劳性能数据的变化规律和趋势,预腐蚀后的3种材料无擦蚀和有擦蚀的疲劳性能随着预腐蚀年限的增加而下降,并且预腐蚀材料无擦蚀的疲劳性能均优于有擦蚀。由于预腐蚀会破坏材料的完整性,使得材料受到腐蚀损伤,预腐蚀年限越长,腐蚀损伤越严重,当预腐蚀材料受到交变的疲劳载荷时,疲劳裂纹很容易在预腐蚀缺陷处萌生,因此,预腐蚀后3种金属材料有擦蚀和无擦蚀下的疲劳性能会随着预腐蚀年限的增加而下降;另外,由于有擦蚀试样存在应力集

中,销钉与孔的擦蚀损伤会加剧疲劳载荷对材料造成的疲劳损伤,导致预腐蚀材料有擦蚀下的疲劳性能的大幅下降,因而,无擦蚀疲劳性能优于有擦蚀。

3.2 疲劳极限对比

为方便进行预腐蚀后3种材料无擦蚀和有擦蚀下的疲劳极限对比,对预腐蚀疲劳极限进行无量纲化处理,即预腐蚀疲劳极限下降率 γ 定义为

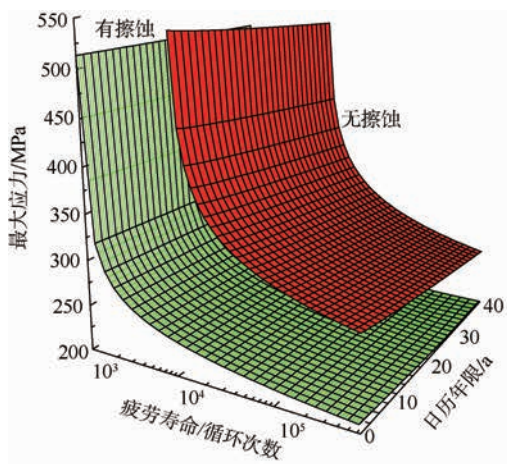
$$\gamma = \frac{S_{0,0} - S_{0,t}}{S_{0,0}} \quad (17)$$

式中: $S_{0,0}$ 和 $S_{0,t}$ 分别为材料未腐蚀和腐蚀 t 年后的疲劳极限。

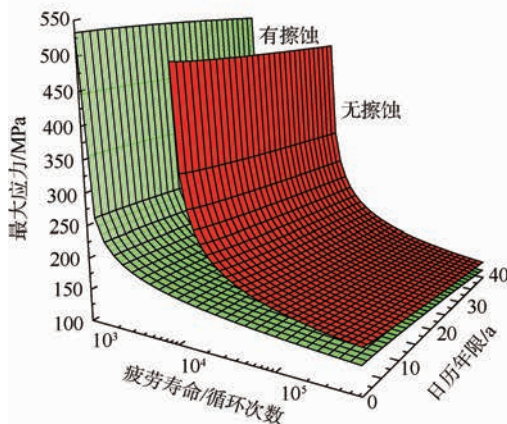
图6(a)~图6(c)分别为预腐蚀后 LD2CS、LD10CS 和 15CrMnMoVA 材料无擦蚀和有擦蚀的

疲劳极限对比图,从图中可以看出,预腐蚀后3种材料无擦蚀和有擦蚀下的疲劳极限下降率 γ 均随着日历年限的增加而增大,说明预腐蚀疲劳极限均随着腐蚀时间的增加而降低。从图6(a)和图6(b)中可以看出,LD2CS和LD10CS2种铝合金材料在预腐蚀14a、22a和31a后的无擦蚀疲劳极限下降率分别为:44.6%、47.5%、49.7%和

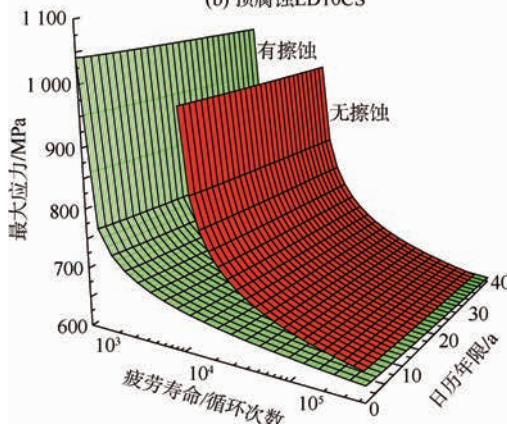
32.5%、36.2%、42.6%,而其在预腐蚀相同年限下的有擦蚀疲劳极限下降率为:9.2%、21.4%、23.5%和19.6%、21.7%、34.1%;由此可看出,预腐蚀铝合金材料无擦蚀疲劳极限下降率均高于有擦蚀疲劳极限,即预腐蚀环境下擦蚀减小了铝合金材料预腐蚀疲劳极限下降趋势。由图6(c)可以看出,15CrMnMoVA合金钢材料在预腐蚀5a、20a和30a后的无擦蚀疲劳极限下降率分别为3.3%、5.5%和10.3,低于相同预腐蚀时间下有擦蚀疲劳极限下降率(10.6%、14.1%和15.3%),因此,擦蚀会加剧预腐蚀合金钢材料疲劳极限下降。



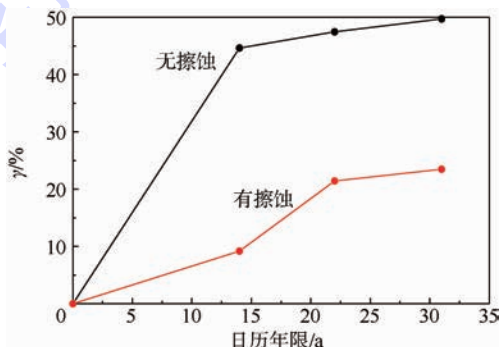
(a) 预腐蚀LD2CS



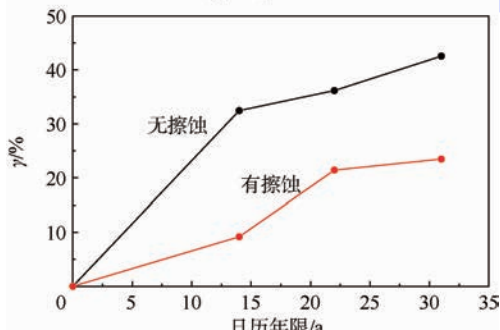
(b) 预腐蚀LD10CS



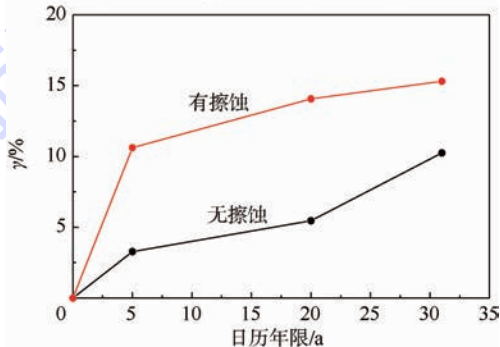
(c) 预腐蚀15CrMnMoVA



(a) 预腐蚀LD2CS



(b) 预腐蚀LD10CS



(c) 预腐蚀15CrMnMoVA

图6 3种预腐蚀金属材料无擦蚀和有擦蚀疲劳极限
Fig.6 Fatigue limit of un-notched and notched pre-corroded specimens for three kinds of metal materials

图5 3种预腐蚀金属材料无擦蚀和有擦蚀疲劳
S-N-t 曲面

Fig.5 Fatigue S-N-t surface of un-notched and notched pre-corroded specimens for three kinds of metal materials

4 结论

本文提出了预腐蚀金属材料疲劳性能表征的S-N-t 曲面模型,测定了3种常用的预腐蚀航空金

属材料无擦蚀和有擦蚀下的疲劳性能。

1) 利用本文提出的模型和模型参数估计公式,发现 $S-N-t$ 模型曲面与试验数据吻合良好,能够合理表征预腐蚀金属材料的疲劳性能数据变化规律和趋势。

2) 3种预腐蚀金属材料无擦蚀和有擦蚀的疲劳寿命随着预腐蚀年限的增加而下降,在相同应力水平与预腐蚀年限下,预腐蚀材料无擦蚀的疲劳寿命均长于有擦蚀疲劳寿命。

3) 3种预腐蚀金属材料的疲劳极限均随着腐蚀年限的增加而降低。2种预腐蚀铝合金材料无擦蚀的疲劳极限下降率均高于有擦蚀疲劳极限,而预腐蚀 15CrMnMoVA 合金钢材料无擦蚀的疲劳极限下降率反而低于有擦蚀的疲劳极限。因此,擦蚀延缓了预腐蚀铝合金材料疲劳极限下降趋势,而加剧预腐蚀合金钢材料疲劳极限下降。

参考文献 (References)

- [1] BRAY G H, BUCCI R J, COLVIN E L, et al. Effect of prior corrosion on the S/N fatigue performance of aluminum sheet alloys 2024-T3 and 2524-T3 [C] // Effect of the Environment on the Initiation of Crack Growth. West Conshohocken, PA: ASTM Special Technical Publication, 1997: 89-103.
- [2] MAY M E, LUC T P, SAINTIER N, et al. Effect of corrosion on the high cycle fatigue strength of martensitic stainless steel X12CrNiMoV12-3 [J]. International Journal of Fatigue, 2013, 47: 330-339.
- [3] KERMANIDIS A T, PETROYIANNIS P V, PANTELAKIS S G. Fatigue and damage tolerance behaviour of corroded 2024 T351 aircraft aluminum alloy [J]. Theory and Applied Fracture Mechanics, 2005, 43(1): 121-132.
- [4] WANG S Q, ZHANG D K, CHEN K, et al. Corrosion fatigue behaviors of steel wires used in coalmine [J]. Materials and Design, 2014, 53: 58-64.
- [5] 刘文琰, 李玉海. 飞机结构日历寿命体系评定技术 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2004: 123-137.
- LIU W T, LI Y H. Assessment on calendar life of aircraft structures [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004: 123-137 (in Chinese).
- [6] 余建航, 郝尧尧, 房琳. 腐蚀环境对直升机材料的力学性能影响分析 [J]. 科技信息, 2012, 15: 243-245.
- YU J H, HAO W Y, FANG L. Influence of corrosion environment on mechanical properties of helicopter material [J]. Science and Technology Information, 2012, 15: 243-245 (in Chinese).
- [7] SADELER R. Influence of contact pressure on fretting fatigue behaviour of AA 2014 alloy with dissimilar mating material [J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, 2006, 29(12): 1039-1044.
- [8] JIN O, MALL S. Effects of independent pad displacement on fretting fatigue behavior of Ti-6Al-4V [J]. Wear, 2002, 253(5-6): 585-596.
- [9] 李杰, 陆永浩. 位移幅值对 Inconel600 合金微动磨损性能和机制的影响 [J]. 北京科技大学学报, 2014, 36(10): 1328-1334.
- LI J, LU Y H. Displacement amplitude effects on the fretting wear behavior and mechanism of Inconel600 alloys [J]. Journal of University of Science and Technology Beijing, 2014, 36(10): 1328-1334 (in Chinese).
- [10] 刘大伟, 彭金方, 田来, 等. 30CrNiMo8 合金钢的弯曲微动疲劳特性 [J]. 机械工程材料, 2014, 38(8): 48-52.
- LIU D W, PENG J F, TIAN L, et al. Bending fretting fatigue characteristics of 30CrNiMo8 alloy steel [J]. Material For Mechanical Engineering, 2014, 38(8): 48-52 (in Chinese).
- [11] CORTEZ R, MALL S, CALCATERRA J R. Investigation of variable amplitude loading on fretting fatigue behavior of Ti-6Al-4V [J]. International Journal of Fatigue, 1999, 21(7): 709-717.
- [12] KUBOTA M, TANAKA Y, KONDO Y. The effect of hydrogen gas environment on fretting fatigue strength of materials used for hydrogen utilization machines [J]. Tribology International, 2009, 42(9): 1352-1359.
- [13] 徐丽, 陈跃良, 张勇, 等. 不同预腐蚀时间下微动对搭接件疲劳寿命影响研究 [J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(3): 403-407.
- XU L, CHEN Y L, ZHANG Y, et al. Study of fretting effects on fatigue life of lap joints at different pre-corrosive time [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 46(3): 403-407 (in Chinese).
- [14] 高广睿, 张晓化, 刘道新. Ti811 合金的高温微动疲劳行为研究 [J]. 中国有色金属学报, 2005, 15(1): 38-43.
- GAO G R, ZHANG X H, LIU D X. Fretting behaviors of Ti811 alloy at elevated temperature [J]. The Chinese Journal of Non-ferrous Metals, 2005, 15(1): 38-43 (in Chinese).
- [15] 杨洋, 何国球, 卢棋, 等. 轮轴钢 35CrMoA 单轴微动疲劳失效机理 [J]. 金属功能材料, 2015, 22(1): 21-26.
- YANG Y, HE G Q, LU Q, et al. Uniaxial fretting fatigue properties of 35CrMoA [J]. Metallic Functional Materials, 2015, 22(1): 21-26.
- [16] ANTONIOU R A, RADTKE T C. Mechanisms of fretting-fatigue of titanium alloys [J]. Materials Science and Engineering A, 1997, 237(2): 229-240.
- [17] 高镇同, 熊峻江. 疲劳可靠性 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2001: 133-139.
- GAO Z T, XIONG J J. Fatigue reliability [M]. Beijing: Beihang University Press, 2001: 133-139 (in Chinese).
- [18] 穆志韬, 曾本银. 直升机结构疲劳 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2010: 365-390.
- MU Z T, ZENG B Y. Fatigue of helicopter structures [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010: 365-390 (in Chinese).
- [19] GOODMAN J. Mechanics applied to engineering [M]. 9th ed. New York: Longmans, Green & Co., 1954: 268-298.
- [20] American Society for Testing Materials International. Standard

test method for exfoliation corrosion susceptibility in 2XXX and 7XXX series aluminum alloys; ASTM G34-01 [S]. West Conshohocken, PA: American Society for Testing and Materials International, 2007: 2-7.

- [21] American Society for Testing Materials International. Standard practice for presentation of constant amplitude fatigue test results for metallic materials; ASTM E468-90 [S]. West Conshohocken, PA: American Society for Testing and Materials International, 2004: 1-5.

作者简介:

付裕 男, 博士研究生。主要研究方向: 金属腐蚀疲劳。

Tel.: 15801324631

E-mail: buaafuyu@163.com

熊峻江 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 疲劳断裂可靠性工程、飞行器结构适航。

Tel.: 010-82316203

E-mail: jjxiang@buaa.edu.cn

Test and characterization model on fatigue behavior for pre-corroded metallic aircraft materials

FU Yu, XIONG Junjiang*

(School of Transportation Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: New $S-N-t$ surface model was proposed for characterizing fatigue behavior of pre-corroded metallic materials and novel formulae were derived to estimate the parameters of the proposed model. Fatigue life-group and up-down tests were conducted on un-notched and notched pre-corroded specimens for three different types of metallic aircraft materials (LD2CS, LD10CS and 15CrMnMoVA) to determine the fatigue $S-N-t$ surface. Good agreements were achieved between the test and the new $S-N-t$ surface models by applying the new proposed $S-N-t$ surface model to the test data points. Fatigue behavior of un-notched and notched pre-corroded metallic aircraft materials decreases with the increase of pre-corrosion time. The un-notched specimens show better fatigue behavior than notched ones at the same stress level and pre-corrosion time.

Key words: pre-corrosion; fatigue; $S-N-t$ surface model; notched; un-notched

Received: 2015-05-28; Accepted: 2015-06-05; Published online: 2015-09-01 15:25

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150901.1529.005.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51375033, 51405006)

* Corresponding author. Tel.: 010-82316203 E-mail: jjxiang@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0364

亚临界雷诺数圆柱绕流远场气动噪声实验研究



李玲, 刘沛清*, 邢宇, 郭昊, 田云

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 针对亚临界雷诺数下圆柱绕流的气动噪声问题,在北京航空航天大学 D5 气动声学风洞中进行了圆柱绕流远场气动噪声的实验研究。在 D5 气动声学风洞实验段不同来流条件下,测量消声室中距离圆柱不同位置的自由场传声器的远场声压信号,经过快速傅里叶变换(FFT)获得亚临界雷诺数下圆柱绕流气动噪声随来流速度、接收点距离的变化规律。实验结果表明:圆柱绕流的远场气动噪声在垂直气流方向最大,随着偏离垂直方向角度的增大噪声逐渐减小,属于典型的偶极子噪声源辐射特性;远场气动噪声近似与来流速度的 6 次方成正比,与接收点到圆柱中心距离的 2 次方成反比,这说明偶极子类型的噪声源是圆柱绕流的主要噪声源。

关键词: 圆柱绕流; 气动噪声实验; 亚临界雷诺数; 声学特性; 噪声产生及传播机理

中图分类号: V221.3

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)05-0977-07

圆柱绕流是一个典型的流动问题,广泛存在于航空航天、船舶以及风工程^[1-2]等实际工程问题中。其流动尾流区域存在卡门涡街、流动分离和层流湍流的转换等复杂的流动现象^[3-4]。长久以来围绕圆柱绕流的流动、减阻等难题进行了深入细致的研究,而对于圆柱绕流噪声的研究却是从 1878 年 Strouhal^[5]开始的,接下来也有众多的学者研究了圆柱绕流气动噪声的基本理论和传播机理(例如文献[6-10])。圆柱绕流的噪声现象是基本声源的叠加,即单极子声源、偶极子声源和四极子声源。上述 3 类噪声源的综合作用严重影响着流场内噪声及远场监测点接收的噪声,其中最主要的是由于流体与圆柱表面相互作用产生的不稳定压力而导致的偶极子声源^[11]。Revell 等^[12]对雷诺数为 $4.5 \times 10^4 \sim 4.5 \times 10^5$ 和马赫数为 0.1~0.5 的表面光滑和粗糙的圆柱绕流气动噪声进行了实验性研究,发

现声压级(Sound Pressure Level, SPL)很大程度上受到阻力系数的影响,由此掀起了气动噪声研究热潮,圆柱绕流气动噪声的研究又一次成为气动噪声研究的主角。

目前,国内的气动噪声研究大部分基于数值模拟(例如文献[11,13-14]),而气动声学实验研究还处在起步阶段,尚亟待开展。因此,在北京航空航天大学 D5 气动声学风洞进行了圆柱绕流气动声学测量实验,实验段的风速范围在 30~80 m/s,雷诺数 Re 为 $4.1 \times 10^4 \sim 1.1 \times 10^5$,在亚临界区范围内($300 \leq Re < 3 \times 10^5$),此时,附面层仍为层流分离,而尾迹已转变为湍流涡街。对测量点的声压进行快速傅里叶变换(FFT)可以得到频域下的声压规律、监测点声压级和总声压级(Overall Sound Pressure Level, OASPL)。进而对不同的圆柱绕流流动状态下的声场进行定性与定量的分析,探讨圆柱绕流在亚临界区雷诺数范围

收稿日期: 2015-06-03; 录用日期: 2015-09-11; 网络出版时间: 2015-10-30 16:51

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151030.1651.007.html

基金项目: 国家自然科学基金(11272034)

* 通讯作者: Tel.: 010-82339568 E-mail: lpq@buaa.edu.cn

引用格式: 李玲, 刘沛清, 邢宇, 等. 亚临界雷诺数圆柱绕流远场气动噪声实验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 977-983. LI L, LIU P Q, XING Y, et al. Far-field aeroacoustic experimental study of flow around a circular cylinder at subcritical Reynolds number[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 977-983 (in Chinese).

内的周期性流动现象的声学特性和圆柱绕流的噪声产生及辐射机理,为进一步研究圆柱等钝体绕流的流动控制和降噪技术做铺垫。

1 实验设备

为了研究气动噪声问题,在北京航空航天大学国家流体力学教育部重点实验室建造的 $1\text{ m} \times 1\text{ m}$ 的 D5 气动声学风洞中进行圆柱绕流气动声学测量实验。风洞的实验设备介绍如下: 风扇直径为 2.26 m , 轮毂比为 0.6 , 转速为 750 r/min , 风速为 100 m/s , 电机功率为 210 kW , 桨叶 16 片, 压增 1600 Pa , 效率为 83.8% 。风洞的总体结构如图 1 所示, 图中: I 为喷口(收缩比 $9:1$); II 为开口实验段(宽 $1\text{ m} \times$ 高 $1\text{ m} \times$ 长 2 m); III 为集气口; IV 为闭口实验段; 围绕实验段建造了一个 $6\text{ m} \times 6\text{ m} \times 7\text{ m}$ 封闭的全消声室, 吸声结构采用平板吸声体, 消声室自由场的低频截止频率为 200 Hz 。

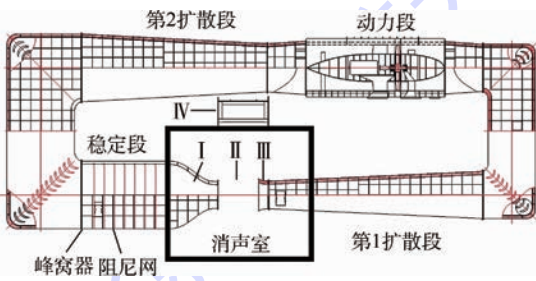


图 1 D5 气动声学风洞总体结构

Fig. 1 Layout of D5 aeroacoustic wind tunnel

2 实验模型

圆柱绕流气动噪声实验是在风洞开口实验段的消声室中进行的, 圆柱尺寸为直径 0.02 m , 位于风洞喷口下游 0.8 m 的位置上。

实验中, 来流速度 U 范围为 $30 \sim 80\text{ m/s}$, 通过分布在不同监测点位置的传声器的使用, 测量得到不同风速下的声压信号, 处理得到不同监测点的声压级频谱及其 A 声级, 再通过积分计算得到监测点的总声压级。实验多次测量圆柱噪声, 进行重复性检验和修正以消除操作误差。

针对 60 m/s 来流速度下 2.0 m 监测点进行了 5 次噪声实验测量, 声压级频谱图和 A 声级频谱图结果的重复性检验如图 2 所示, 从图中可以看出偏差基本上在 $\pm 1\text{ dB}$ 范围内, 因此说明在相同的条件下实验风洞流场和声场在不同时刻具有良好的稳定性。

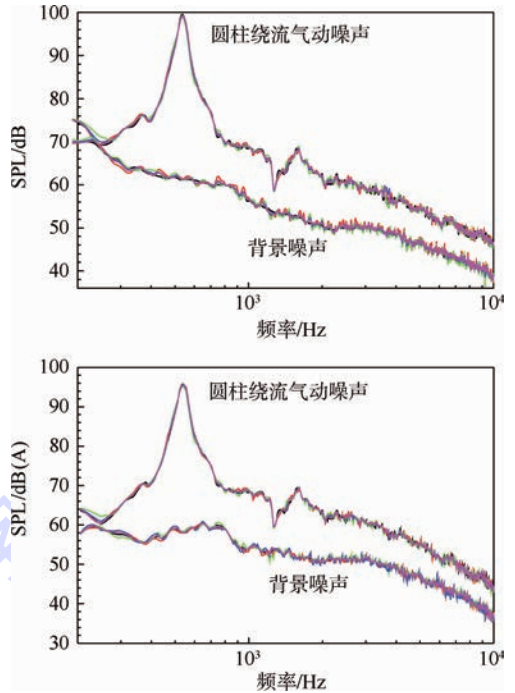


图 2 实验重复性检验

Fig. 2 Experimental repeatability test

3 实验结果

3.1 不同来流速度圆柱绕流气动噪声

在 $U = 30 \sim 80\text{ m/s}$ 条件下, 监测点分别位于圆柱轴线距离 2.0 m 和 2.5 m 的垂直位置上, 测得的圆柱绕流气动噪声的频谱图与对应来流速度下风洞的背景噪声进行对比, 结果如图 3 和图 4 所示。

通过图 3 和图 4 可以看出圆柱绕流气动噪声的声压级高于风洞背景噪声的声压级曲线, 而且都大于 5 dB , 尤其圆柱主频下的声压级尖峰值要高于背景噪声 30 dB 以上, 说明风洞能很好地测量圆柱噪声和捕捉圆柱的主频及尖峰。

同时从图 3 和图 4 中还可以看出, 随着来流速度的增加, 圆柱绕流气动及背景噪声的声压级都在逐渐递增, 圆柱绕流气动噪声与背景噪声的间距也越来越大, 圆柱绕流气动噪声的主频在逐渐递增。对于圆柱这种典型的钝体而言, 其尾迹流动常用量纲分析后获得的周期性流动特征的相似准数——斯特劳哈尔数 (St) 进行描述^[15]。

通过 $St = fD/U$ (f 为频率, D 为圆柱直径) 和圆柱绕流气动噪声声压级与 U^6 成正比这 2 个数学关系式, 将频率和声压级进行无量纲化处理, 参考速度 $U_{\text{ref}} = 10\text{ m/s}$, 得到 2.0 m 和 2.5 m 监测点的无量纲声压级 $\text{SPL} - 60\lg(U/U_{\text{ref}})$ 随 St 的频谱图, 如图 5 所示。

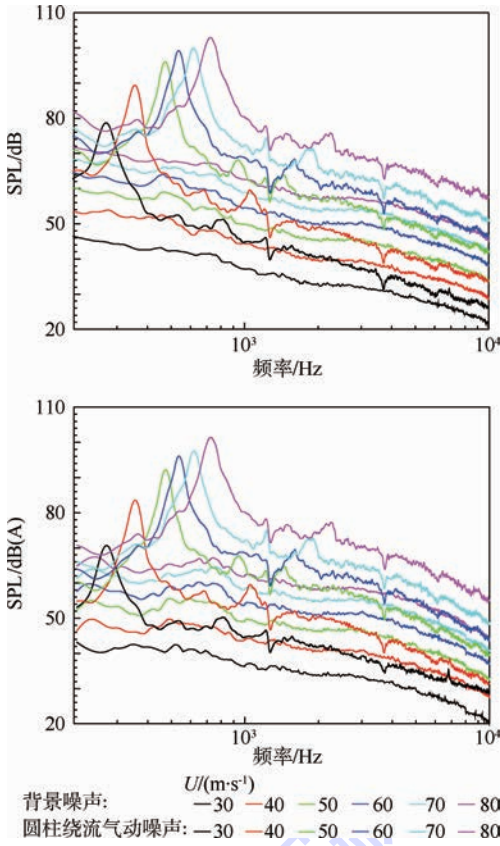


图3 2.0 m处不同来流速度下的声压级频谱
Fig. 3 SPL spectrum of 2.0 m at different speeds

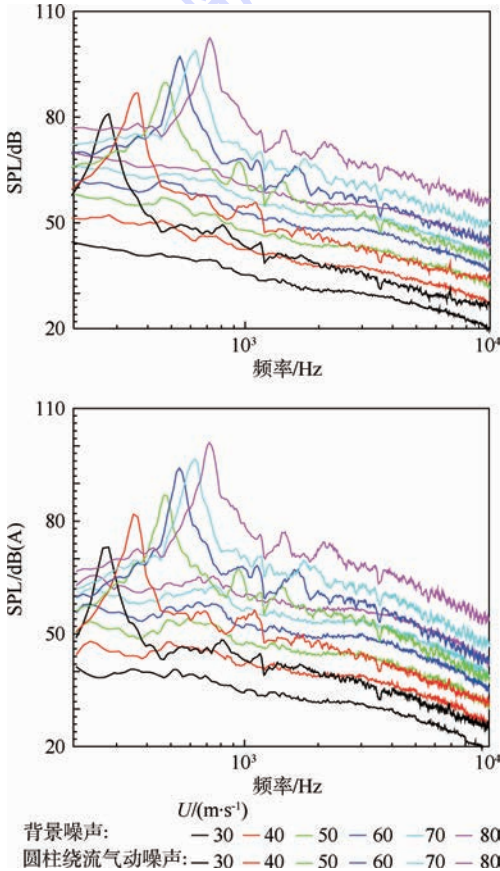


图4 2.5 m处不同来流速度下的声压级频谱
Fig. 4 SPL spectrum of 2.5 m at different speeds

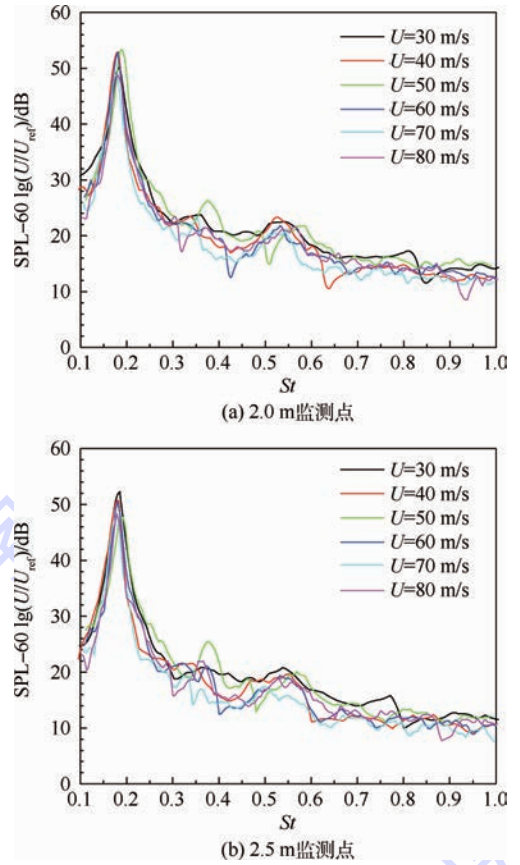


图5 2.0 m和2.5 m处无量纲声压级频谱
Fig. 5 Non-dimensional SPL spectrum of 2.0 m and 2.5 m

通过图5可以看出,圆柱绕流的监测点噪声近似与 U^6 成正比, St 在一个很小的范围内波动。由于本实验的来流速度范围为30~80 m/s,相应 $Re=4.1 \times 10^4 \sim 1.1 \times 10^5$,在亚临界雷诺数范围内。亚临界雷诺数范围内 Revell等^[12]实验得到 $St=0.195 \sim 0.200$, Norberg^[16]实验得到 $St=0.180 \sim 0.191$;在 $Re=1.6 \times 10^3 \sim 1.5 \times 10^5$, St 的经验公式为 $St=0.1853 + 0.0261e^{-0.9x^{2.3}}$, $x=\lg(Re/1600)$ 。将圆柱监测点声压级的主频进行整理,与经验公式求得的对应雷诺数下的 St 进行对比,其结果见表1和表2。

表1 2.0 m处的涡脱落频率

Table 1 Vortex shedding frequency of 2.0 m

$U/(m \cdot s^{-1})$	Re	St	St 参考值	误差/%
30	4.1×10^4	0.176	0.1889	6.7
40	5.5×10^4	0.176	0.1876	6.1
50	6.8×10^4	0.188	0.1868	0.6
60	8.2×10^4	0.181	0.1865	2.9
70	9.6×10^4	0.176	0.1862	5.4
80	1.1×10^5	0.180	0.1860	3.2

通过表1和表2中可以看出,此次实验的结果与 Revell等^[12]和 Norberg^[16]的实验与经验公式得到的涡脱落频率基本上相差不大,除个别来流速度条件下实验结果存在6%的误差,其他情况

与已有结果吻合良好,说明实验误差在可以接受的范围之内,进一步说明在 D5 气动声学风洞内进行的圆柱绕流气动噪声实验是确信可靠的。

表 2 2.5 m 处的涡脱落频率

Table 2 Vortex shedding frequency of 2.5 m

$U/(m \cdot s^{-1})$	Re	St	St 参考值	误差/%
30	4.1×10^4	0.176	0.1889	6.7
40	5.5×10^4	0.176	0.1876	6.1
50	6.8×10^4	0.188	0.1868	0.6
60	8.2×10^4	0.181	0.1865	2.9
70	9.6×10^4	0.180	0.1862	3.3
80	1.1×10^5	0.180	0.1860	3.2

3.2 不同距离圆柱绕流气动噪声

在 60 m/s 来流速度条件下测量圆柱绕流气动噪声,监测点位于喷口下游 0.8 m 的位置,同时距离圆柱轴线 1.5、2.0、2.5、2.7 m,测量得到圆柱绕流声压级频谱和 A 声级频谱,如图 6 所示。

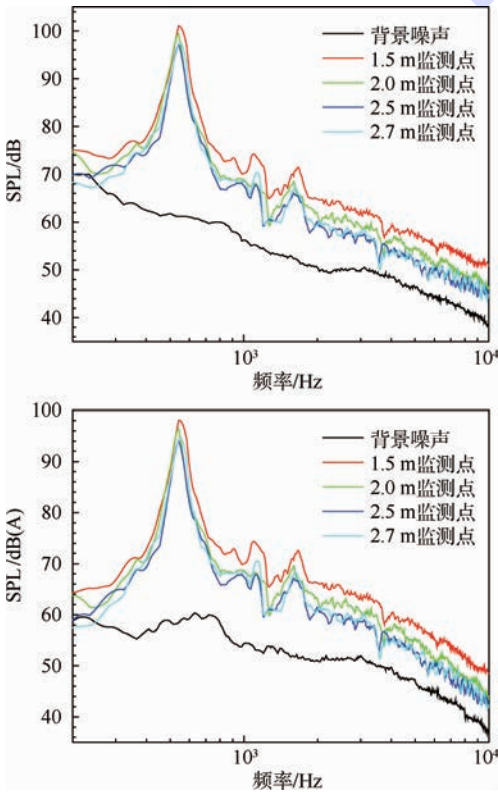


图 6 $U = 60$ m/s 不同距离的声压级频谱

Fig. 6 SPL spectrum of different distances at $U = 60$ m/s

从图 6 可以看出,距离圆柱轴线不同位置的监测点的声压级基本上满足其距离越远声压级越低的关系,而且声压级的曲线基本上是平移的关系,1.5 m 监测点要高出 2.0 m 监测点 4 dB 左右,2.0 m 监测点噪声比 2.5 m 监测点噪声要大 2 dB 左右,2.5 m 和 2.7 m 由于距离间隔较小,基本上是重合的 2 条曲线。

同时从图 6 可以看出,尽管监测点的距离有所不同,但是频谱图的尖峰值对应的主频基本上

是相同的,也就说明捕捉到的圆柱尾缘的涡脱落周期是一致的。

为了进一步观察圆柱绕流监测点声压级与监测点到声源的距离的关系,取参考距离 $R_{ref} = 1$ m,对监测点到声源的距离进行了声压级无量纲化 $SPL + 20\lg(R/R_{ref})$ 处理,得到声压级频谱和 A 声级频谱,如图 7 所示。

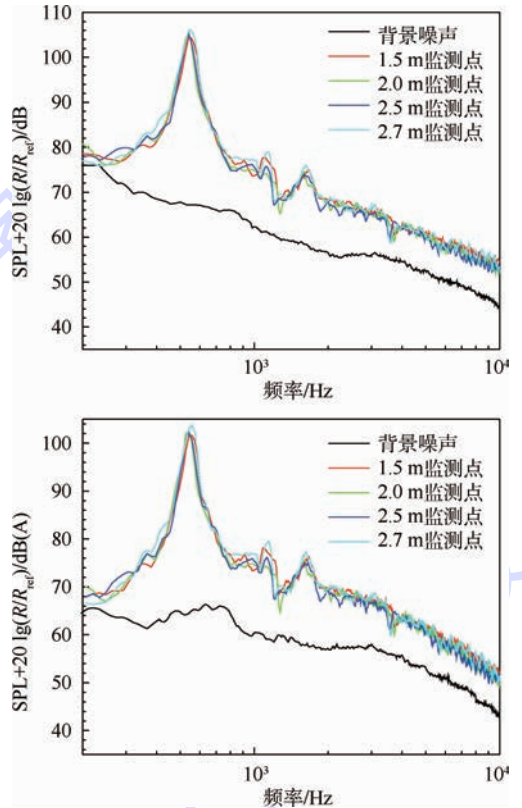


图 7 不同距离无量纲后的声压级频谱

Fig. 7 Non-dimensional SPL spectrum of different distances

通过图 7 可以看出,对监测点到声源的距离进行无量纲化之后,不同声传播距离的声压级频谱图基本上重合为一条曲线,显著地表明其声压级的尖峰值对应着相同的尾缘涡脱落频率,同时也验证了该圆柱绕流气动噪声的声压级基本上满足与声传播距离的 2 次方成反比的数值关系。

3.3 圆柱绕流气动噪声指向性

为研究圆柱绕流气动噪声问题的指向性,将监测点如图 8 所示布置:监测点在距离圆柱轴线 2.0 m 和 2.5 m 的圆周半径 r 上,偏角 θ 变化范围是 $60^\circ \sim 120^\circ$,间隔是 10° ,一共布置 14 个监测点进行声压级指向性的测量。

传感器测量的声压,经过快速傅里叶变换得到声压级,通过积分可以得到不同速度下不同监测点的总声压级。2.0 m 和 2.5 m 监测点在不同来流速度下的总声压级的指向性曲线如图 9 所示。总声压-A 声级的指向性曲线如图 10 所示。

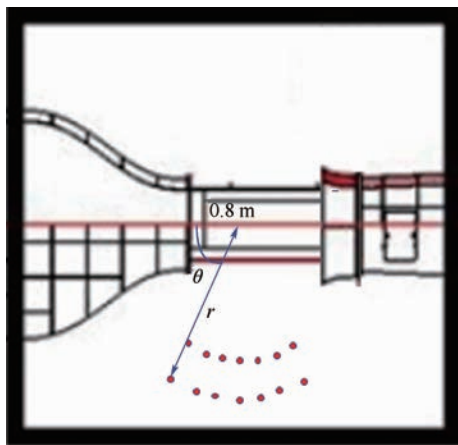


图8 指向性监测点分布示意图

Fig.8 Schematic of directivity arrangement of monitors

从图9和图10可以看出,随着来流速度的增加,监测点总声压级逐渐升高。同时还可以看出,圆柱绕流的噪声特性基本上是与来流方向成 90° 的监测点总声压级最大,向喷口和集气口方向偏移的监测点的总声压级都逐渐递减,大体上满足偶极子噪声源的噪声特性。

但是在 $r=2\text{ m}$ 的指向性圆周上,当 $\theta=120^\circ$,即越靠近集气口的监测点声压级没有如预测似的下降反而却有所增加,这可能是由于 $r=2\text{ m}$ 圆周上,偏转 120° 的监测点距离风洞轴线较近,而风

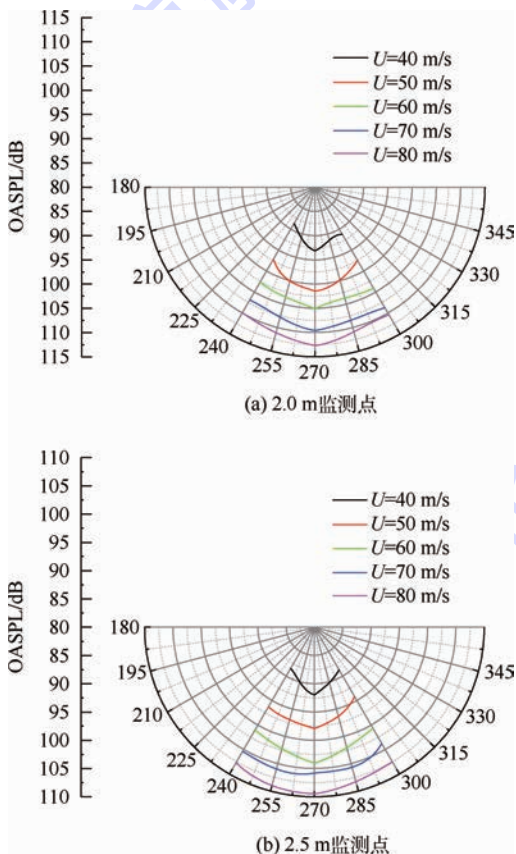


图9 不同来流速度下总声压级的指向性曲线

Fig.9 Directivity curves of OASPL at different speeds

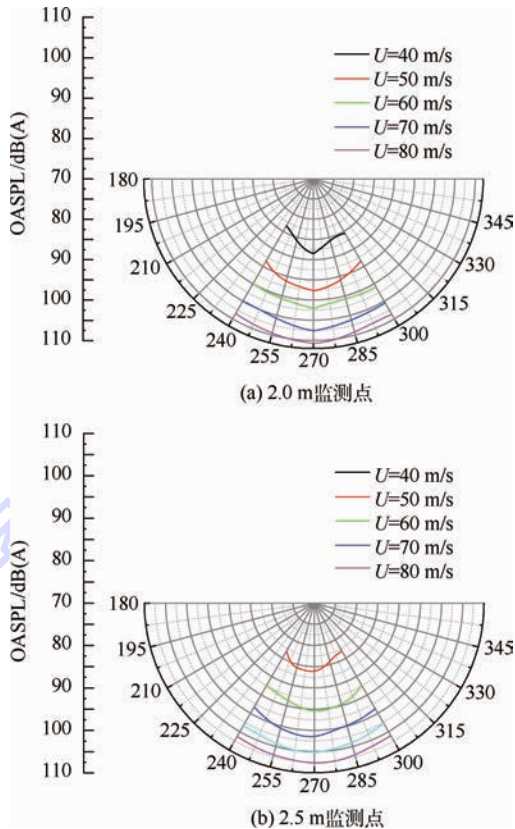


图10 不同来流速度下总声压-A声级的指向性曲线

Fig.10 Directivity curves of A-weighted OASPL at different speeds

洞喷收口边缘到风洞中心轴线的距离是 0.5 m ,布置较近的监测点可能会受到一定程度的风场的干扰。同时也可能是由于监测点布置的距离及角度在测量上存在操作误差。

4 结论

通过在北京航空航天大学 D5 气动声学风洞进行的圆柱绕流气动声学实验,得到了圆柱绕流在亚临界区雷诺数范围内的声学特性和圆柱绕流的噪声产生及辐射机理。

1) 圆柱表面交替涡脱落产生的非定常脉动力是产生噪声的主要原因,远场噪声指向性在垂直气流方向最大,随着偏离垂直方向角度的增大噪声逐渐减小,属于典型的偶极子噪声源辐射特性。

2) 随着来流速度的增加,接收点到声源距离的减小,监测点的声压级增大;而且圆柱绕流气动噪声与来流速度的6次方成正比,与接收点到声源距离的2次方成反比,进一步说明偶极子类型的噪声源是圆柱绕流的主要噪声源。

参考文献 (References)

[1] BECKER S, KALTENBACHER M, ALI I. Aeroacoustic investigation of the flow around cylinder geometries: A benchmark test

- case[C] // 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (28th AIAA Aeroacoustics Conference). Reston: AIAA, 2007: 1-14.
- [2] CATALALANO P, WANG M, IACCARINO G. Numerical simulation of the flow around a circular cylinder at high Reynolds numbers[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2003, 24(4): 463-469.
- [3] 夏雪瀚, 邓学莹. 工程分离流动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1991: 157-211.
XIA X J, DENG X Y. Flow separation engineering mechanics [M]. Beijing: Beihang University Press, 1991: 157-211 (in Chinese).
- [4] 邢国清. 流体力学泵与风机[M]. 北京: 中国电力出版社, 2009: 14-98.
XING G Q. Fluid mechanics pump and fan[M]. Beijing: China Electric Power Press, 2009: 14-98 (in Chinese).
- [5] STROUHAL V. Ueber eine besondere art der tonerregung[J]. Annalen Der Physik, 1878, 241(10): 216-251.
- [6] GERRARD J H. Measurements of the sound from circular cylinders in an air stream[J]. Proceedings of the Physical Society, 1955, 68: 453-461.
- [7] CURLE N. The influence of solid boundaries upon aerodynamic sound[J]. Proceedings of the Royal Society A, 1955, 231(1187): 505-514.
- [8] PHILLIPS O M. The intensity of Aeolian tones[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1956, 1(6): 607-624.
- [9] ETKIN B, KORBACHER G K, KEEFE R T. Acoustic radiation from a stationary cylinder in a fluid stream (Aeolian tones) [J]. Acoustical Society of America Journal, 1957, 29(1): 30-36.
- [10] GERRARD J H. An experimental investigation of the oscillating lift and drag of a circular cylinder shedding turbulent vortices [J]. Journal of Fluid Mechanics, 1961, 11(2): 244-256.
- [11] 龙双丽, 聂宏, 许鑫. 不同雷诺数下圆柱绕流气动噪声数值模拟[J]. 声学技术, 2011, 30(2): 111-116.
LONG S L, NIE H, XU X. Numerical simulation of noise induced by flow around a cylinder at different Reynolds number [J]. Technical Acoustics, 2011, 30(2): 111-116 (in Chinese).
- [12] REVELL J D, PRYDZ R A, HAYS A P. Experimental study of aerodynamic noise vs drag relationships for circular cylinders [J]. AIAA Journal, 1978, 16(9): 889-897.
- [13] 唐科范, FRANKE J. 用解 NS 方程和 FW-H 积分的混合方法计算圆柱绕流噪声[J]. 水动力学研究与进展, 2009, 24(2): 190-199.
TANG K F, FRANKE J. Numerical simulation of noise induced by flow around cylinder using the hybrid method with the solutions of NS equation and FW-H integration[J]. Chinese Journal of Hydrodynamics, 2009, 24(2): 190-199 (in Chinese).
- [14] 陈宗广, 郭鹏. 圆柱绕流空气动力噪声数值模拟[J]. 声学技术, 2013, 32(4): 65-68.
CHEN Z G, GUO P. Numerical simulation of aerodynamics noise induced by flow around a circular cylinder[J]. Technical Acoustics, 2013, 32(4): 65-68 (in Chinese).
- [15] ORSELLI R M, MENECHINI J R, SALTAR F. Two and three dimensional simulation of sound generated by flow around a circular cylinder [C] // 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference). Reston: AIAA, 2009: 11-13.
- [16] NORBERG C. Fluctuating lift on a circular cylinder; Review and new measurements[J]. Journal of Fluids and Structures, 2003, 17(1): 57-96.

作者简介:

李玲 女, 博士研究生。主要研究方向: 空气动力学、飞行器气动布局、气动噪声等。

Tel.: 010-82339564

E-mail: lilingase@buaa.edu.cn

刘沛清 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 流动分离与控制、大迎角空气动力学、飞行器气动布局、气动噪声等。

Tel.: 010-82339568

E-mail: lpq@buaa.edu.cn

Far-field aeroacoustic experimental study of flow around a circular cylinder at subcritical Reynolds number

LI Ling, LIU Peiqing^{*}, XING Yu, GUO Hao, TIAN Yun

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To study the aeroacoustics of the flow around a circular cylinder at subcritical Reynolds number, the experimental investigation of far-field aerodynamic noise generated from flow past a circular cylinder was carried out in D5 aeroacoustic wind tunnel at Beihang University. Under variable flow conditions in the D5 test section, the signal of the sound pressure obtained from the free-field microphones at different positions in the anechoic chamber was measured. The dependence of far-field noise on free stream velocity and receiver position was acquired with the fast Fourier transform (FFT). With the qualitative and quantitative analysis of the aeroacoustic characteristics, the experimental results validate that the noise emitted from the circular cylinder is the largest in the direction vertical to the flow and decreases with the angle increasing, belonging to the characteristics of the sound radiated from a dipole sound source. The far-field aerodynamic noise generated from the cylinder is proportional to the sixth power of flow speed and inversely proportional to the twice power of the distance between the receiver and the center of the circular cylinder, confirming the domination of the dipolar noise source.

Key words: flow around a circular cylinder; aerodynamic noise experiment; subcritical Reynolds numbers; acoustic characteristics; mechanism of noise generation and radiation

Received: 2015-06-03; **Accepted:** 2015-09-11; **Published online:** 2015-10-30 16:51

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151030.1651.007.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11272034)

*** Corresponding author.** Tel.: 010-82339568 E-mail: lpq@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0365

燃气动力弹跳机器人在不同地面弹跳能力

栾云广¹, 王化明^{1,2,*}, 赵东标¹, 汪洋¹, 陈峰洪¹

(1. 南京航空航天大学 机电学院, 南京 210016; 2. 流体动力与机电系统国家重点实验室, 杭州 310027)

摘 要: 燃气动力弹跳机器人具有很强的越障能力, 但不同特性地面对其弹跳性能影响较大。针对上述问题, 对燃气动力弹跳机器人起跳过程的动力学模型进行理论与试验分析。首先建立了机器人起跳动力学模型, 利用 Hunt-Crossley 模型对机器人脚与地面的作用力进行分析; 然后构建试验平台, 对模拟硬黏土、草地进行静态、动态力学特性测试, 得到相应的力学参数; 最后对弹跳机构在刚性地面、模拟硬黏土和模拟草地分别进行弹跳分析与试验。在一定充气压力条件下(丙烷 0.01 MPa、一氧化二氮 0.21 MPa)燃烧室内燃后压力基本相同(最大压力约 3.1 MPa), 而弹跳机构(总重为 3.55 kg)在刚性地面和硬黏土地面的弹跳高度分别为 2.0 m 和 1.4 m, 在草地地面相对充气压力为 0 MPa 条件下, 其弹跳高度为 0.1 m。结果表明, 机器人在松软的地面较刚性地面弹跳高度较低, 且模拟 3 种地面的弹跳试验结果与分析结果较为吻合。

关键词: 燃气动力弹跳机器人; 动力学分析; 地面力学特性; 接触; 试验分析

中图分类号: TP242.3

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)05-0984-08

弹跳机器人可以越过数倍于自身尺寸高度的障碍物, 较传统地面移动机器人, 如轮式、履带式和腿式机器人等, 具有很强的越障能力和未知地形适应性^[1]。

弹跳机器人野外工作时, 通常需要携带相应的负载, 如摄像头、传感器和机械手等进行相关活动, 因此需要增强机器人的带负载能力。带负载能力的增加需要弹跳机器人具有更大的瞬时功率, 由于起跳时机器人与地面间的作用时间非常短, 因此会产生更大的相互作用力。目前研究的弹跳机器人多数是由电机驱动或智能材料驱动(如仿袋鼠弹跳机器人^[2]、MSU Jumper^[3]、EPFL Jumper^[4]、Grillo III^[5]、MIT microbot^[6] 和 Flea robot^[7]), 该类机器人质量较轻, 起跳过程中对地作用力较小, 并且为保持机器人平衡通常设计较大接触面积, 因而对地面压力较小, 地面对其

弹跳性能影响较小。

燃气动力弹跳机器人满足弹跳机器人瞬时大功率的驱动要求, 文献[8]通过比较显示燃气动力弹跳机器人具有较高的带负载能力。弹跳机器人带负载能力的增强对地面会产生更大的作用力, 因此地面的力学特性会直接影响机器人的弹跳性能: 刚性地面变形小, 弹跳机器人脚几乎不会下陷; 泥土地面受到作用力时会产生较大下陷深度, 影响了机器人的起跳速度。为提高弹跳机器人的弹跳和带负载能力, 一方面需要优化机器人结构以减轻其质量, 另一方面需要研究不同力学特性地面对其弹跳性能的影响。美国 Sandia 国家实验室较早地开展了燃气动力弹跳机器人的研究^[9], 之后 Boston 动力实验室对其性能进行提高, 研制了弹跳高度 1~8 m 的 SandFlea 弹跳机器人^[10], 但其仍选择刚性地面进行弹跳试验。相比

收稿日期: 2015-06-03; 录用日期: 2015-10-10; 网络出版时间: 2015-11-16 15:55

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151116.1555.011.html

基金项目: 流体动力与机电系统国家重点实验室开放基金(GZKF-201406); 江苏省自然科学基金(BK2011735)

* 通讯作者: Tel.: 025-84892503 E-mail: hmwang@nuaa.edu.cn

引用格式: 栾云广, 王化明, 赵东标, 等. 燃气动力弹跳机器人在不同地面弹跳能力[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 984-991. LUAN Y G, WANG H M, ZHAO D B, et al. Hopping ability of gas fuel powered hopping robot on different grounds [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 984-991 (in Chinese).

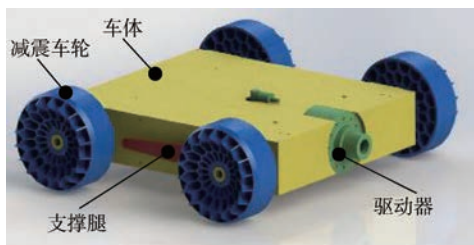
于轮式^[11-12]、履带式^[13]和腿式移动机器人^[14],弹跳移动机器人在不同地面的弹跳运动性能研究相对较少。

本文旨在分析燃气动力弹跳机器人在不同力学特性地面的弹跳性能,为弹跳机器人在不同地面弹跳能源气体输入控制及特定地点越障高度分析提供依据。

1 起跳原理

1.1 结构组成

弹跳机器人三维模型与样机如图 1 所示,包括:机器人载体与弹跳驱动系统。载体包括车体、减震车轮及支撑腿。车体一方面用于承载,另一方面用于保护机器人相关部件。减震车轮用于减小机器人落地时的冲击力。支撑腿用于调整机器人起跳角度。弹跳驱动系统是弹跳的动力系统,是将气体燃烧释放的热能转化为机械能的装置,其结构示意图如图 2 所示,包括弹跳驱动器和气路装置^[15]。弹跳驱动器是弹跳机器人的关键部件,其结构包括气缸—活塞组件、锁紧机构及点火器。锁紧机构的锁紧力是通过气缸组与活塞组之间的磁铁吸力实现的。气路装置包括气源、针阀、调压阀、电磁阀、单向阀,能源气体为燃料——丙烷(99.9%)、氧化剂——一氧化二氮(>99%),它们都具有经济、无毒、常温稳定、反应温和及易于存放等优点^[16],并且一氧化二氮自身分解,释放能量,有利于提高弹跳性能。弹跳驱动器的主要参数:行程 48 mm、缸体内径 37 mm、气缸组质量 0.39 kg、活塞杆组质量 0.35 kg。



(a) 弹跳机器人三维模型



(b) 弹跳机器人样机

图 1 弹跳机器人三维模型与样机图

Fig. 1 Pictures of hopping robot 3D model and prototype

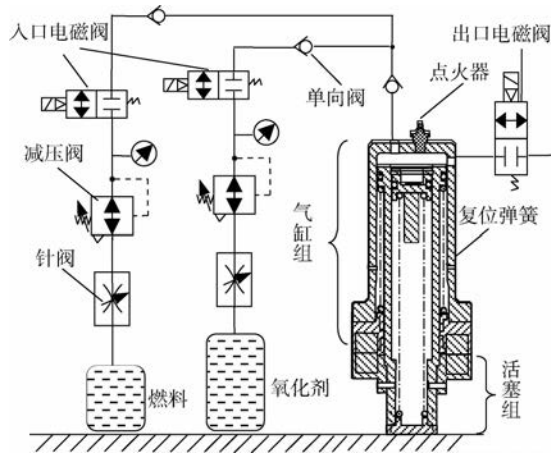


图 2 弹跳驱动器结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of hopping actuator

1.2 弹跳过程

弹跳机器人弹跳过程如图 3 所示,具体如下:

- 1) 起跳过程。①根据地面特点及障碍物的高度与形状,选择弹跳地点并调整弹跳角度;②打开针阀,调节减压阀到所需压力,然后打开入口电磁阀分别向驱动器依次充入丙烷和一氧化二氮;③点火器点火,机器人弹跳。由于在起跳过程中机器人以活塞杆底端与地面接触,因此本文以下称活塞杆为弹跳脚。
- 2) 空中过程。机器人起跳后出口电磁阀打开,废气排出,活塞杆与支撑腿恢复到初始位置。
- 3) 落地过程。机器人从空中落下与地面产生碰撞,依靠减震车轮减小碰撞过程中地面对车体的冲击力,当机器人落地静止后,弹跳过程结束。

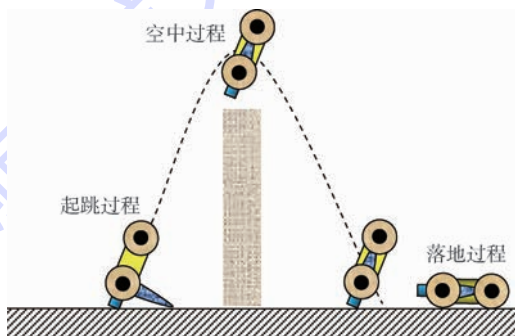


图 3 机器人弹跳过程示意图

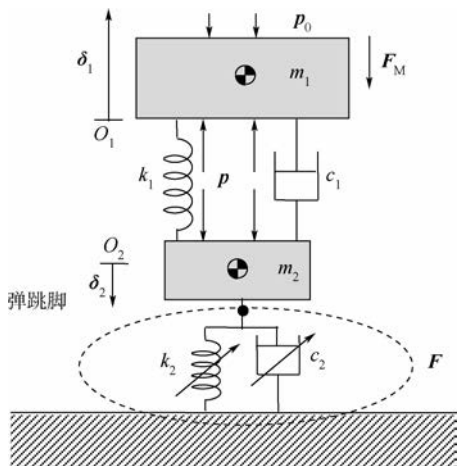
Fig. 3 Schematic diagram of robot hopping process

2 起跳分析

2.1 动力学模型

机器人起跳过程是弹跳机器人的关键过程,在该过程中弹跳驱动器将化学反应产生的热能转化为机器人起跳动能,该过程直接体现了燃气动力弹跳机器人的弹跳性能,因此对该过程进行详

细分析。为简化分析本文只研究垂直起跳条件下机器人在不同力学特性地面的弹跳性能。机器人垂直起跳过程的动力学模型可简化为图4所示的两自由度弹簧-质量-阻尼系统,其中 m_1 为驱动器的气缸组和机器人载体质量, m_2 为驱动器的活塞杆组质量,缸体与活塞之间摩擦简化为阻尼系数为 c 的阻尼器,脚与地面的接触简化为非线性弹簧-阻尼系统,分别对 m_1 与 m_2 进行分析。



k_1 —复位弹簧弹性系数; k_2 —脚与地面接触简化弹性元件的刚度系数; c_1, c_2 —阻尼系数; p —燃烧室内气体压力; p_0 —当地大气压力; δ_1 — m_1 上升位移; δ_2 —弹跳脚下陷位移; F_M —磁铁锁紧力; F —脚与地面之间的作用力; O_1, O_2 — m_1 和 m_2 初始位置。

图4 机器人脚与地面接触模型

Fig.4 Robot foot and ground contact model

对 m_1 进行受力分析,则其动力学方程可表示为

$$pA - p_0A - k_1(\delta_1 + \delta_2) - c_1(\dot{\delta}_1 + \dot{\delta}_2) - m_1g - F_M = m_1\ddot{\delta}_1 \quad (1)$$

式中: A 为缸体内腔面积; g 为当地重力加速度。

对 m_2 受力分析,其动力学方程可表示为

$$pA - p_0A - k_1(\delta_1 + \delta_2) - c_1(\dot{\delta}_1 + \dot{\delta}_2) - F + F_M + m_2g = m_2\ddot{\delta}_2 \quad (2)$$

由于燃烧室内气体反应速度极快,压力变化过程可分为等容燃烧与绝热膨胀 2 个过程,因此燃烧室内压力可表示为

$$p = p_{\max} \left(\frac{V_0}{V_0 + A \cdot s} \right)^\kappa \quad (3)$$

式中: p_{\max} 为等容燃烧达到平衡时的压力; V_0 为燃烧室的初始体积; κ 为燃烧室内气体绝热系数(取为 1.33); s 为 m_1 与弹跳脚之间相对位移,可表示为

$$s = |\delta_1 + \delta_2| \quad (4)$$

当 m_1 与弹跳脚之间相对位移达到驱动器的最大行程时发生碰撞,以共同速度 v 起跳,可由式(2) - 式(1)并积分得到,其表达式为

$$v = (m_1\dot{\delta}_1 - m_2\dot{\delta}_2) / (m_1 + m_2) = \int_{t_i}^{t_e} (F - m_1g - m_2g) dt / (m_1 + m_2) \quad (5)$$

式中: t_i 为燃烧初始时刻; t_e 为碰撞时刻。式(5)显示根据弹跳脚与地面之间的接触力可以得到机器人的起跳速度。起跳过程中单位质量的脚与地面的作用力冲量越大,机器人起跳速度越大,因此机器人获得的弹跳动能也越大。

根据能量守恒定律,机器人最终的弹跳高度可表示为

$$h = \frac{1}{2g} v^2 \quad (6)$$

2.2 接触分析

弹跳脚的相关特征及参数:材料 2A12、形状为圆形、底部直径 26 mm。由于脚在起跳过程中变形量很小,将其视为刚性脚,则弹跳脚与地面接触分为 2 种情况:刚性脚 VS 刚性地面、刚性脚 VS 软地面。

1) 若地面为刚性地面,则起跳过程中弹跳脚始终处于静止状态,该系统为单自由度系统,式(2)中 $\delta_2 = 0, \dot{\delta}_2 = 0, \ddot{\delta}_2 = 0$,式(1)、式(2)可简化为

$$\begin{cases} pA - p_0A - k_1\delta_1 - c_1\dot{\delta}_1 - m_1g = m_1\ddot{\delta}_1 \\ pA - p_0A - k_1\delta_1 - c_1\dot{\delta}_1 - F + m_2g = 0 \end{cases} \quad (7)$$

2) 若地面为松软地面,脚与地面接触过程土壤应力分布如图5所示。目前机器人与地面接触力计算主要是基于 Bekker 理论模型^[17],根据该模型得到接触应力与下陷深度的关系,其表达式为

$$\sigma(\delta_2) = \left(\frac{k_c}{b} + k_f \right) \delta_2^{n_1} \quad (8)$$

式中: k_c 为黏性模量; k_f 为摩擦模量; n_1 为下陷深度指数; b 为脚与地面的接触尺寸。

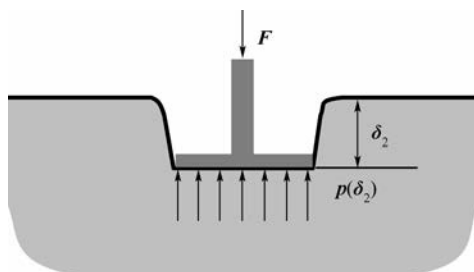


图5 脚与地面接触应力分布

Fig.5 Stress distribution between foot and ground

根据接触应力表达式,则脚与地面之间作用力大小可表示为

$$F = \sigma(\delta_2) A_b \quad (9)$$

式中: σ 为脚与地面接触应力; A_b 为脚与地面接触面积。

由 Bekker 模型得到接触力表达式简单,但该模型不含下陷速度对接触力的影响,因此本文选用 Hunt-Crossley 接触力模型对弹跳脚与地面作用力进行分析^[18],其表达式为

$$F(\delta_2) = \begin{cases} k\delta_2^n + c\delta_2^q \dot{\delta}_2 & \dot{\delta}_2 \geq 0 \text{ 且 } \delta_2 > 0 \\ 0 & \dot{\delta}_2 < 0 \end{cases} \quad (10)$$

式中: n 为刚度指数; r 为阻尼项下陷深度指数; q 为阻尼项下陷速度指数。其中 k 、 n 项为准静态参数,即与速度无关项,其余参数为动态项参数。

Wong^[19]得到典型地面的下陷深度与接触应力相关参数,则利用 Bekker 模型参数可以得到 Hunt-Crossley 模型中的准静态项参数。对于动态项参数,根据 Ding 等^[20]分析方法进行脚与地面接触参数辨识。

3 接触力测试与弹跳试验

3.1 脚与土壤接触力参数辨识

为研究机器人在不同地面的弹跳性能,模拟 3 种具有典型力学特性的地面,分别为:刚性地面、硬黏土地面及草地地面。刚性地面选用材料为 2A12 的厚铝板;硬黏土地面是将土颗粒碾细,放入土容器用水润湿,放置 3 h 待水完全浸入土中,用平整圆锭将土夯实,放于干燥环境静置 2 个月,培成硬黏土;草地地面是在平整草地上取整块土,将其整体放入土容器中,然后用当地土,将土容器周围填满,浇水培育置于自然环境 2 个月。3 种不同地面实物图如图 6 所示。

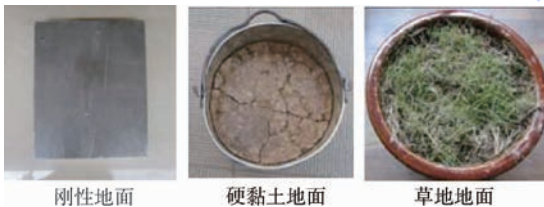


图 6 3 种不同地面实物图

Fig. 6 Pictures of three different grounds

为测试脚与地面接触力学参数,构建如图 7 所示的测试装置,该装置由气缸(直径 100 mm,行程 100 mm)、气泵、三位五通电磁阀、位移传感器(量程 150 mm)、力传感器、待测土和施力脚等组

成。气缸用于施加作用力,气泵用于为气缸提供气源,电磁阀控制运动方向,位移传感器测试施力脚的位移,力传感器用于测试脚与土壤之间的作用力。

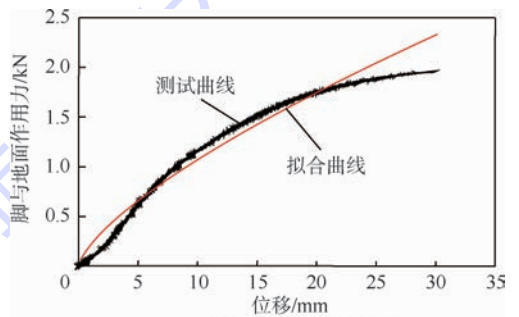


图 7 测试装置

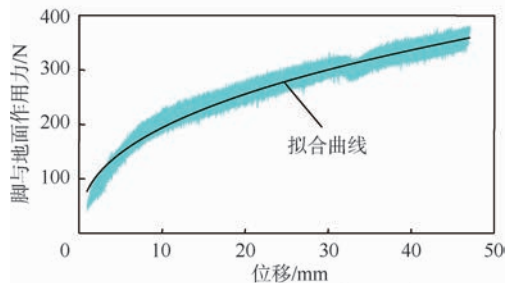
Fig. 7 Test setup

具体测试步骤如下:

- 1) 脚的高度调整。调整施力脚的高度,保证脚与土壤刚好接触,采集位移传感器的值为 x_0 。
- 2) 数据采集。电磁阀通电使气缸处于下行状态,打开气泵缓慢加压,同时采集力与位移传感器的数据。
- 3) 静态参数拟合。利用最小二乘法对试验数据进行拟合,得到参数 k 、 n ,其拟合曲线如图 8 所示。



(a) 硬黏土作用力-位移曲线



(b) 草地地面作用力-位移曲线

图 8 准静态力-位移测试曲线及拟合曲线

Fig. 8 Quasi-static force-displacement test and fitting curves

4) 动态相关参数测试。关闭电磁阀,调整气泵工作压力,脚与土之间高度为 h_0 ,当气泵压力达到设定值,打开电磁阀,脚在气缸力的作用下向下加速运动,从而保证当脚运动到土的高度,具有一定的初速度。在该过程中采集相关数据,则脚在土中下陷深度 = 脚的位移 - h_0 。测得的数据如图 9 所示,则脚的下陷速度可由式(11)求得

$$v_i = \frac{s_{i+1} - s_i}{\Delta t} \quad (11)$$

式中: v_i 为第 i 时刻的速度; s_{i+1} 和 s_i 分别为第 $i+1$ 时刻与第 i 时刻的位移; Δt 为第 $i+1$ 时刻与第 i 时刻之间的时间间隔。

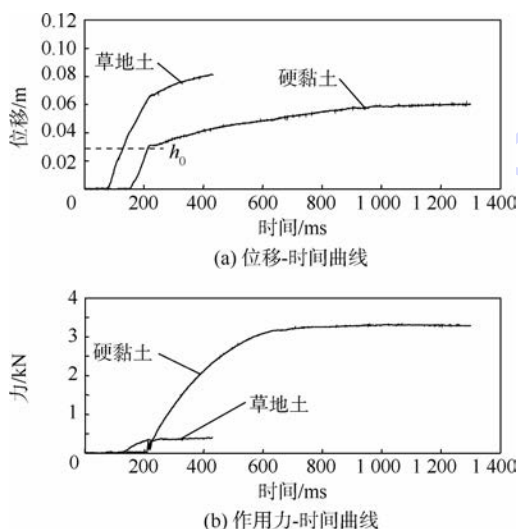


图 9 地面动态测试结果曲线

Fig.9 Ground dynamic test result curves

试验中,当气缸推动质量为 66 g 的脚 m_3 下行时,力传感器测得的力 F_1 为模拟脚主动力,则对脚进行受力分析

$$F_1 = F(\delta_2) + m_3 \ddot{\delta}_2 - m_3 g = k\delta_2^n + c\delta_2^r \dot{\delta}_2^q + m_3 \ddot{\delta}_2 - m_3 g \quad (12)$$

利用试验测得的数据根据式(12),对其余参数进行拟合,得到脚与土壤接触力相关参数如表 3 所示。

表 3 脚-地面接触力参数拟合结果

Table 3 Foot-ground contact force parameters fitting results

名称	k	n	c	r	q
草地	1 213	0.398	246.229	0.1	0.635
硬黏土	28 090.4	0.71	232 600	1.219	0

3.2 仿真与试验测试

试验测试装置实物图如图 10 所示,该装置主要由直线轴承、四爪卡盘和模拟弹跳脚组成。直线轴承对模拟脚起导向作用,使脚的下陷方向沿

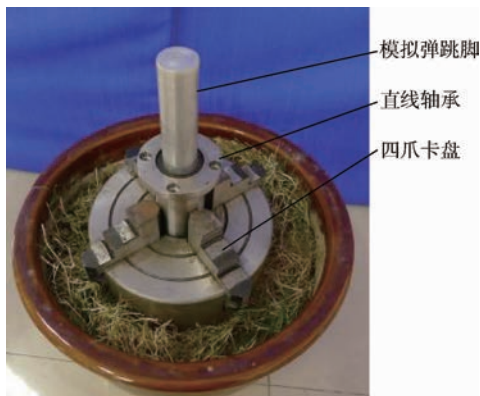


图 10 试验测试装置实物图

Fig.10 Picture of experimental test device

垂直方向,四爪卡盘固定直线轴承,防止弹跳过程中模拟脚发生倾倒。

由于弹跳试验主要目的在于测试不同力学特性地面弹跳性能的影响,为了方便试验,防止机器人在模拟弹跳脚上发生倾倒,利用负载配重的 3.55 kg 弹跳机构进行弹跳试验,该机构如图 11 所示。试验时将弹跳机构放在图 10 所示的模拟脚上进行测试,主要设备有测试初始压力的传感器和爆炸压力的传感器。

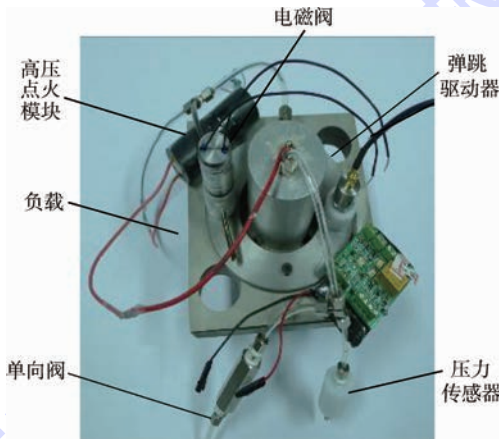


图 11 弹跳机构装置

Fig.11 Hopping mechanism assembly

在刚性地面与硬黏土地面测试时驱动器充入相同压力的能源气体(0.01 MPa 丙烷、0.21 MPa 一氧化二氮)。在模拟草地地面试验中,为防止气缸与活塞杆之间的相对速度太大,导致弹跳驱动器由于碰撞能量过大而损坏,试验过程中降低燃烧室能源气体充入量,初始充入气体的压力为 0 MPa,具体操作是先充入 0.01 MPa 丙烷和 0.21 MPa 一氧化二氮形成混合气体,然后打开电磁阀,当压力减小到大气压力时关闭电磁阀。弹跳机构在不同模拟地面弹跳测得燃烧室的压力变化曲线如图 12 所示。从中可以看出:弹跳机构在刚性地面和硬黏土地面弹跳时的燃烧室内最大压

力分别为3.1 MPa和3.19 MPa,二者相差较小,草地地面燃烧室内最大压力为1.25 MPa。刚性地面压力上升的时间为由点(1,0.21)到(3,3.1);在硬黏土地面压力上升时间间隔为(6.4,0.21)到(8.7,3.19);草地地面则从(0,0)到(2.3,1.25),则在3种地面弹跳时达到最大压力的时间分别约为2.0、2.3和2.3 ms,说明在极短时间内燃烧室内的燃烧反应达到平衡,因此先前等容燃烧假设分析是相对合理的。图13为弹跳机构在

3种地面的弹跳结果,图中显示在刚性地面弹跳机构弹跳高度为2.0 m,而在硬黏土地面弹跳高度约1.4 m,在草地地面几乎无法起跳,弹跳高度约0.1 m。模拟脚在刚性地面弹跳脚下陷深度为0 mm,在硬黏土地面下陷深度约为12 mm,在草地地面下陷深度约为18 mm。

为简化计算,将气缸与弹跳腿之间滑动摩擦阻尼力视为恒值35 N,复位弹簧刚度为2244 N/m,磁铁锁紧力大小随相对位移 s 之间变化规律为^[7]

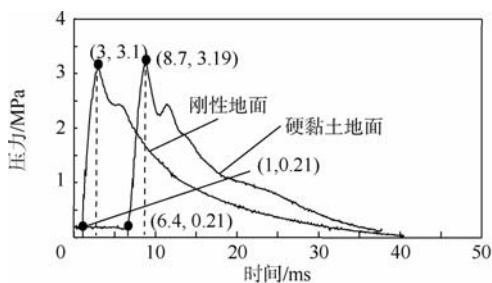
$$|F_M(s)| = 1.1 + \frac{258.9}{1 + \left(\frac{s}{1.86899}\right)^{1.39296}} \quad (13)$$

将刚性地面弹跳过程中测得的最大压力代入式(3)与式(7)、式(5)联立,求得气缸速度变化曲线。同理,在硬黏土地面与草地地面弹跳试验测得的最大压力代入式(3)与式(1)、式(2)联立,求得气缸与弹跳脚的位移、速度变化曲线。分析得到机器人在3种地面起跳过程中 m_1 与弹跳脚的位移与速度随时间变化结果(见图14)。

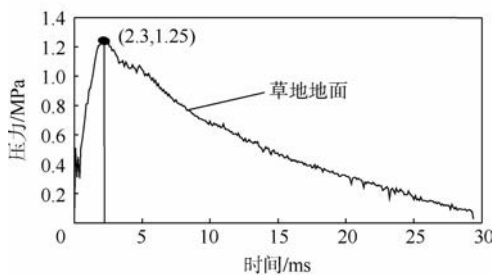
由图14(a)可以看出:机器人在刚性地面弹跳仿真得到 m_1 碰撞前后的速度为6.9 m/s和6.22 m/s,根据式(6)计算得到其弹跳高度为1.97 m,图14(b)显示当 $\delta_1 + \delta_2 = 48$ mm即 m_1 与弹跳脚之间相对距离达到最大行程时刻弹跳脚的下陷位移为7 mm且处于静止状态,而该时刻 m_1 的上升速度为6.2 m/s小于在刚性地面碰撞前的速度,其主要原因是燃烧室内气体对外做的功一部分转化成地面下陷的能量,同理根据计算得到机器人最终的起跳速度和弹跳高度分别为5.59 m/s和1.59 m。

从图14(c)中可以看出:当机器人在草地土弹跳时仿真得到的脚下陷深度为25 mm,机器人最终起跳速度与弹跳高度分别为1.89 m/s和0.18 m,弹跳机构在较小的输入能量情况下,在草地土弹跳地面下陷深度大于在较大充气压力下硬黏土地面弹跳下陷深度,并且弹跳脚在起跳过程中最大速度大于在硬黏土地面弹跳结果,该结果表明地面特性直接影响了机器人的弹跳结果。

由图14可以看出:仿真得到的机器人在3种地面的弹跳高度、脚下陷深度与试验结果相差较小,而出现偏差的主要原因是由地面的非均质性导致弹跳地点力学参数与所测参数存在偏差以及试验过程中的测量偏差导致的。



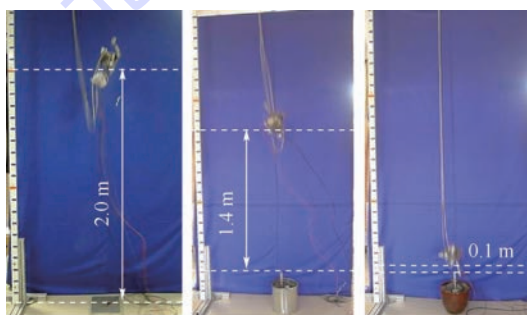
(a) 刚性地面、硬黏土地面压力-时间曲线



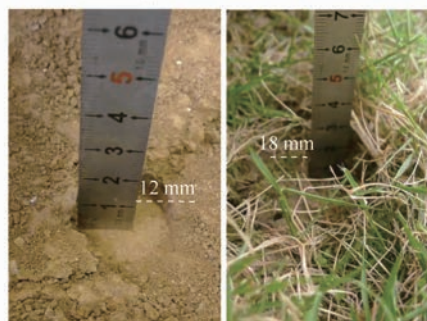
(b) 草地地面压力-时间曲线

图12 测试压力-时间曲线

Fig. 12 Pressure-time curves tested



(a) 不同地面弹跳高度



(b) 模拟硬黏土与草地下陷深度结果

图13 不同地面弹跳结果

Fig. 13 Hopping results on different grounds

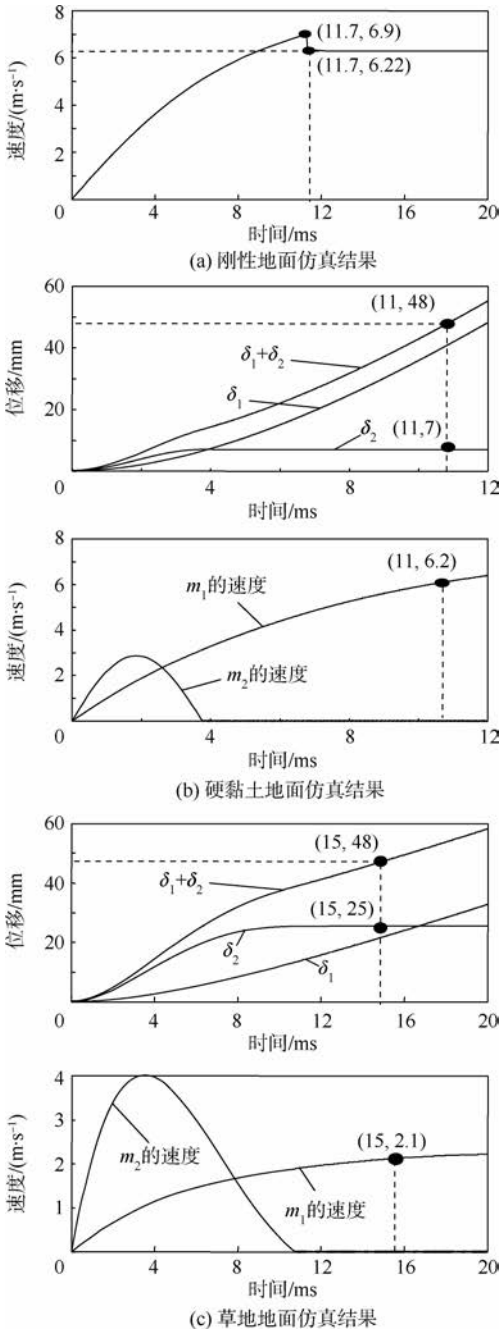


图 14 不同地面仿真结果

Fig. 14 Simulation results on different grounds

4 结 论

1) 通过对燃气动力弹跳机器人工作过程分析,得到机器人起跳过程弹跳机器人动力学模型,并对弹跳脚与模拟地面的 Hunt-Crossley 接触力模型中参数进行拟合测试。

2) 将弹跳机构置于模拟地面中弹跳测试,当燃气驱动器充入 0.01 MPa 丙烷与 0.21 MPa 一氧化二氮时,弹跳机构在刚性地面、硬黏土地面弹跳高度分别约为 2.0 m 和 1.4 m,表明不同地面弹跳性能影响较大,在草地地面充气压力为 0 MPa 条件下,其弹跳高度为 0.1 m,在刚性地面、硬黏

土地面及草地地面 3 种力学特性地面仿真弹跳高度分别为 1.97、1.59 和 0.18 m,下陷深度分别为 0.7 和 25 mm,仿真与试验结果偏差较小,建立的力学模型可用于燃气动力弹跳机器人在不同力学特性地面弹跳性能分析。

3) 本文针对刚性脚与不同力学特性地面垂直弹跳条件下进行分析,但当脚的形状及尺寸、起跳角度改变也会影响弹跳机器人脚与地面接触力大小,因此建立更完整的脚与地面接触模型是弹跳机器人以后研究的方向。

参考文献 (References)

- [1] 尹军茂,陈殿生,沈奇. 仿蝗虫跳跃机构设计与分析[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(10):1348-1353.
YIN J M, CHEN D S, SHEN Q. Design and analysis of locust-like jumping mechanism [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(10): 1348-1353 (in Chinese).
- [2] 柴辉,葛文杰,魏敦文,等. 一种间歇式弹跳机器人的机构设计与跳跃性能分析[J]. 机械工程学报,2012,48(13):19-26.
CHAI H, GE W J, WEI D W, et al. Mechanism design and hopping performance analysis of an intermittent hopping robot [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2012, 48(13): 19-26 (in Chinese).
- [3] ZHAO J, XU J, GAO B, et al. MSU jumper: A single-motor-actuated miniature steerable jumping robot [J]. IEEE Transactions on Robotics, 2013, 29(3): 602-614.
- [4] KOVAČ M, SCHLEGEL M, ZUFFEREY J C, et al. Steerable miniature jumping robot [J]. Autonomous Robots, 2010, 28(3): 295-306.
- [5] SCARFOGLIERO U, STEFANINI C, DARIO P. Design and development of the long-jumping [C] // IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 467-472.
- [6] DUBOWSKY S, KESNER S, PLANTE J S, et al. Hopping mobility concept for search and rescue robots [J]. Industrial Robot, 2008, 35(3): 238-245.
- [7] NOH M, KIM S W, AN S, et al. Flea-inspired catapult mechanism for miniature jumping robots [J]. IEEE Transactions on Robotics, 2012, 28(5): 1007-1018.
- [8] WANG H M, LUAN Y G, OETOMO D, et al. Design, analysis and experimental evaluation of a gas-fuel-powered actuator for robotic hoppers [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2015, 20(5): 2264-2275.
- [9] SALTON J R, BUERGER S, MARRON L, et al. Urban hopper [C] // SPIE Defense Security and Sensing International Society for Optics and Photonics. Bellingham: SPIE, 2010: 76920Z.
- [10] ACKERMAN E. Boston dynamics sand flea robot demonstrates astonishing jumping skills [EB/OL]. IEEE Spectrum Robotics Blog (2012-03-28) [2015-06-03]. <http://spectrum.ieee.org/automan/robotics/military-robots/boston-dynamics-sand-flea-demonstrates-astonishing-jumping-skills/>.

- [11] DING L, DENG Z, GAO H, et al. Planetary rovers' wheel-soil interaction mechanics: New challenges and applications for wheeled mobile robots[J]. *Intelligent Service Robotics*, 2011, 4(1):17-38.
- [12] IRANI R A, BAUER R J, WARKENTIN A. A dynamic terra-mechanic model for small lightweight vehicles with rigid wheels and grousers operating in sandy soil[J]. *Journal of Terramechanics*, 2011, 48(4):307-318.
- [13] LEVER J H, SHOOP S A, BERNHARD R I. Design of lightweight robots for over-snow mobility[J]. *Journal of Terramechanics*, 2009, 46(3):67-74.
- [14] YEOMANS B, SAAJ C M, VAN WINNENDAEL M. Walking planetary rovers: Experimental analysis and modeling of leg thrust in loose granular soils[J]. *Journal of Terramechanics*, 2013, 50(2):107-120.
- [15] 张克通. 轮式移动弹跳机器人研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010:17.
ZHANG K T. Research on wheeled hopping robot[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010: 17 (in Chinese).
- [16] TILIAKOS N, TYLL J S, HERDY R, et al. Development and testing of a nitrous oxide/propane rocket engine: AIAA-2001-3258[R]. Reston: AIAA, 2001.
- [17] BEKKER M G. Land locomotion on the surface of planets[J]. *ARS Journal*, 1962, 32(11):1651-1659.
- [18] HUNT K, CROSSLEY F. Coefficient of restitution interpreted as damping in vibroimpact[J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1975, 42(2):440-445.
- [19] WONG J Y. Theory of ground vehicles[M]. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, 2008:65.
- [20] DING L, GAO H, DENG Z, et al. Foot-terrain interaction mechanics for legged robots: Modeling and experimental validation [J]. *The International Journal of Robotics Research*, 2013, 32(13):1585-1606.

作者简介:

栾云广 男, 博士研究生。主要研究方向: 弹跳机器人。

E-mail: luanyunguang@nuaa.edu.cn

王化明 男, 博士, 教授。主要研究方向: 介电型 EAP 驱动器, 弹跳机器人。

Tel.: 025-84892503

E-mail: hmwang@nuaa.edu.cn

赵东标 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 数控机床, 机器人控制。

E-mail: zdbme@nuaa.edu.cn

Hopping ability of gas fuel powered hopping robot on different grounds

LUAN Yunguang¹, WANG Huaming^{1,2,*}, ZHAO Dongbiao¹, WANG Yang¹, CHEN Fenghong¹

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. State Key Laboratory of Fluid Power Transmission and Control, Hangzhou 310027, China)

Abstract: Gas fuel powered hopping robot has great traverse obstacle ability, but its performance is affected by ground mechanical properties greatly. For exploring ground influence on the hopping robot performance, the dynamic model of the robot is analyzed by theory and experiments during take-off process. Firstly, hopping robot taking off dynamic model is set up and the reaction force between ground and robot foot is analyzed according to the Hunt-Crossley contact model. Secondly, the test platform is set up to test the static and dynamic contact model relative parameters on hard clay soil and grass soil. Finally, the hopping mechanism test experiments on rigid ground, hard clay ground and grass ground are conducted and analyzed respectively. When 0.01 MPa propane and 0.21 MPa nitrous oxide are injected in hopping actuator, 3.55 kg hopping mechanism can hop 2.0 m and 1.4 m on rigid ground and hard clay ground respectively, while the pressures of the chamber are basically the same. The maximum pressure inside the chamber is about 3.1 MPa. On the grass ground, the hopping height is 0.1 m when 0 MPa gas source is filled in the chamber. The result shows that robot hops lower on soft ground than rigid ground and experiments fit well with the analysis results on the three grounds.

Key words: gas fuel powered hopping robot; dynamic analysis; ground mechanical property; contact; experimental analysis

Received: 2015-06-03; Accepted: 2015-10-10; Published online: 2015-11-16 15:55

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151116.1555.011.html

Foundation items: The State Key Laboratory of Fluid Power Transmission and Control (GZKF-201406); Natural Science Foundation of Jiangsu Province (BK2011735)

* Corresponding author. Tel.: 025-84892503 E-mail: hmwang@nuaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0336

增强 RRAM 可靠性的热通量压缩算法



项中元, 张锋*

(中国科学院 微电子研究所, 北京 100029)

摘 要: 为提高阻变存储器(RRAM)的可靠性,研究了 RRAM 中的热串扰问题,提出了一种热通量压缩(TFC)算法,通过在 RRAM 读写电路之前加入 TFC 算法,降低在 RRAM 中产生的焦耳热,从而减弱 RRAM 中的热串扰问题,提高 RRAM 的可靠性。TFC 算法通过分析计算写入数据流产生的真实焦耳热热量进而判断是否对写入数据流进行翻转编码,即 TFC 算法会在原始写入数据流和翻转编码数据流二者中选择热通量较小者通过算法层,从而达到减小 RRAM 存储器中焦耳热热量的目的。理论分析和仿真结果表明:以字节为单位数据块条件下 TFC 算法平均可降低 30% 以上的写入焦耳热,阻变单元的保持时间估值平均增加了 35% 以上。

关键词: 阻变存储器(RRAM); 焦耳热; 热串扰; 保持时间; 热通量压缩(TFC)算法
中图分类号: TN492

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)05-0992-07

传统的非挥发存储器如 Flash 由于其面积、功耗和速度等方面的限制,已经逐渐不能满足大规模存储的需求。阻变存储器(Resistive Random Access Memory, RRAM)由于它的高集成度、高读写速度、低功耗、与 CMOS 工艺兼容以及抗辐射等优点,被认为是继 Flash 之后最有希望成为主流非挥发存储器的一种新型存储器,抗辐射特性使其能够在航空航天领域发挥重要的作用。

RRAM 的优点之一是它的高集成度,这意味着某个阻变单元产生的焦耳热对其相邻阻变单元将产生影响。由于 RRAM 对热敏感,这种热影响所导致的热串扰问题会使 RRAM 的保持(retention)特性变差。为了延长 RRAM 的保持时间,人们在材料和电路层面上做了很多改善^[1-4],而在算法层面的研究相对比较缺乏。

本文论述了一种热通量压缩(Thermal Flux Compression, TFC)算法,通过该算法降低了

RRAM 写入过程中产生的焦耳热,减弱了 RRAM 中的热串扰问题,从而增加了 RRAM 的保持时间,增强了 RRAM 的可靠性。

1 焦耳热对 RRAM 的影响

在 RRAM 的写过程中,导电细丝的形成和断裂是其阻值发生变化的根本原因^[5-11],而焦耳热在导电细丝的形成和断裂过程中起到了关键作用^[12-14],特别是在复位(Reset)过程中由于阻变单元处于低阻态(Low Resistance State, LRS),流过上方的电流较之于高阻态(High Resistance State, HRS)时更大,产生了更多的焦耳热^[15],同时也正是焦耳热促进了阻变单元从 LRS 转变为 HRS^[16]。

RRAM 最大的优点之一就是高集成度,在高集成度的条件下,特别是三维集成下,相邻阻变单元靠得非常近^[17-19],由于热具有传导性,并且焦

收稿日期: 2015-05-26; 录用日期: 2015-10-10; 网络出版时间: 2015-11-16 15:55

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151116.1555.010.html

基金项目: 国家“863”计划(2011AA010403); 国家自然科学基金(61474134)

* 通讯作者: Tel.: 010-82995569 E-mail: zhangfeng_ime@ime.ac.cn

引用格式: 项中元, 张锋. 增强 RRAM 可靠性的热通量压缩算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 992-998.

XIANG Z Y, ZHANG F. Thermal flux compression algorithm to enhance RRAM reliability [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 992-998 (in Chinese).

耳热在阻变单元的置位 (Set) 和 Reset 过程中扮演了重要的角色,过多的焦耳热会导致阻变单元发生错误翻转,即相当于发生了过写 (Over Write)^[12]。当某一个阻变单元发生频繁写操作时,特别是发生 Reset 操作时,其产生的热会发生累积并传导到相邻的阻变单元,这样该阻变单元产生的热就会影响相邻单元的阻态,导致热串扰问题。如图 1 所示,当阻变单元 R_{33} 发生 Reset 操作时阻变单元的温度瞬间可达到 1 000 K 左右^[14-15],其产生的热量将会传导到相邻单元,诸如 R_{23} 、 R_{32} 、 R_{34} 和 R_{43} 等阻变单元都会受到焦耳热的影响。当 R_{33} 进行频繁的 Reset 操作时,其相邻的阻变单元就如同置于高温烘焙的条件下,其保持特性将会急剧下降^[20-21]。RRAM 中的热串扰问题最终会导致阻变单元的阻态发生错误的翻转,降低了 RRAM 的可靠性,这种情况在高集成度,特别是三维工艺下尤其严重。

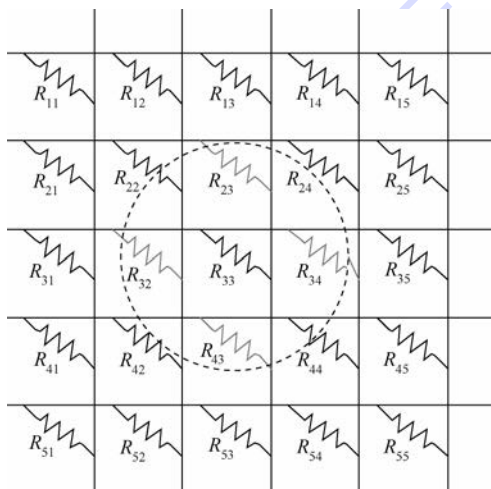


图 1 RRAM 中的热串扰问题
Fig.1 Thermal crosstalk in RRAM

2 TFC 算法

定义写入数据流从软件层发出通过存储器写电路后最终在 RRAM 中真实产生的焦耳热热量为写入数据流过程的“热通量”,注意这里的“热通量”和通常意义上的热通量不是同一个概念,这里所述的“热通量”为一个标量,下文所述“热通量”均为该概念。

不同于 Flash,RRAM 写前不需要进行擦除操作,因此当对处在 LRS 的阻变单元进行 Set 操作时,即对“1”进行写“1”操作会发生不必要的过写操作,对“0”写“0”同理。过写操作不仅会造成功耗的浪费,更严重的是可能会发生 Over Set 和 Over Reset 导致阻态错误翻转,其根本原因也是过多的焦耳热造成的^[17]。RRAM 的写电路使用了自适应

写模式 (Self-Adaptive Write Mode, SAWM)^[4] 技术后可以消除上述问题,当阻变单元存储为“1”时,若对其进行写“1”操作,写电路会立即关断写脉冲,对“0”写“0”同理,即只有写过程中需要发生阻态翻转,写电路才会对阻变单元加相应的写电压,阻变单元才会产生焦耳热,这就是“热通量”是真实产生的焦耳热热量的含义。因此不同于 Flash,RRAM 写入数据产生的热通量不仅和写入数据流本身有关,还和原始存储数据有关。

设 n 位写入数据流为 $w[n:1]$,简记为 w ,存储器中原始存储的数据为 $r[n:1]$,简记为 r , n 位全“1”数据流为 e ,Set 操作产生的焦耳热量为单位 1,Reset 操作产生的焦耳热量为 $k(k > 1)$,写入数据流和存储器中原始存储的数据的差异向量定义为 d , w 的各位取反为 w' , r 的各位取反为 r' ,Set 的操作数记为 N_{set} ,Reset 的操作数记为 N_{reset} , Q 为写入数据流后产生的热通量(记单个 Set 操作单元产生的热量为 1),各位异或操作记为“+”,则有

$$w' = w + e \quad (1)$$

$$r' = r + e \quad (2)$$

$$d = w + r \quad (3)$$

N_{set} 和 N_{reset} 分别为

$$N_{set} = \sum_1^n d \cdot w \quad (4)$$

$$N_{reset} = \sum_1^n d - N_{set} \quad (5)$$

最终得到写入数据流的热通量为

$$Q = N_{set} + k \cdot N_{reset} = \sum_1^n d \cdot w + k \cdot \left(\sum_1^n d - \sum_1^n d \cdot w \right) = k \cdot \sum_1^n (w' \cdot r) + \sum_1^n (w \cdot r') \quad (6)$$

显然当 r 不变时, Q 值取决于 w ,定义 w 的各位取反为对 w 进行的一次翻转编码。对写入数据流向量 w 进行各位取反即翻转编码后,通过同样的推导可得到写入数据流翻转编码后的热通量为

$$Q_{flip} = k \cdot \sum_1^n (w \cdot r) + \sum_1^n (w' \cdot r') \quad (7)$$

因此可得翻转编码判别式

$$Q - Q_{flip} = \left\{ \left[k \cdot \sum_1^n (w' \cdot r) + \sum_1^n (w \cdot r') \right] - \left[k \cdot \sum_1^n (w \cdot r) + \sum_1^n (w' \cdot r') \right] \right\} = k \cdot \left\{ \left[2 \cdot \sum_1^n (w + r) - n \right] + \left(1 - \frac{1}{k} \right) \cdot \left[\sum_1^n (w' \cdot r') - \sum_1^n (w \cdot r') \right] \right\} \quad (8)$$

式(8)若大于0,说明经过翻转编码后热通量减小了,热累积效应得到减弱;否则说明翻转编码增加了热通量。式(8)中第1个中括号内的表达式代表写入的数据流和原始存储数据的差异数量,如果超过了一半则该中括号内表达式的计算结果为正,否则为负;第2个中括号内表达式代表写入翻转编码的数据流后存储单元中发生“0”到“1”变化的数量和写入未翻转数据流后存储单元发生“0”到“1”变化的数量之差,即翻转编码后真实的 Set 操作的增加数,该值也可能为负。称 $(1 - 1/k)$ 为 flip 因子,由于 $k > 1$,显然 flip 因子为正实数。综上,式(8)说明对于一个写入数据流,若其与对应的原始数据的差异越大,且翻转数据流后真实 Set 操作增加的越多,那么翻转数据流后降低的焦耳热就越多。

在上述数学分析的基础上,在 RRAM 写电路之前加入 TFC 算法层。在写电路进行写操作之前,TFC 算法层会读取写操作地址对应存储器中的阻变单元的数据 r ,根据 r 和写入数据流 w 进行式(8)的计算决定是否对写入数据流进行翻转编码。如图2所示,假设64位写入数据流被分成了8个数据块 $D_0 \sim D_7$,每个数据块对应8 bit 数据,TFC 算法层会并行对8个数据块进行翻转编码判别式的计算,若判别式小于0,则允许数据块直接通过 TFC 算法层进入写电路如 D_0, D_1, D_3 和 D_7 ,否则需要对数据块进行翻转编码操作如 D_2, D_4, D_5 和 D_6 ,翻转后的数据块才能够通过 TFC 算法层。

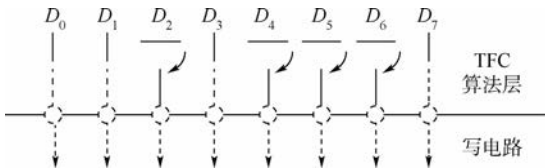


图2 TFC 算法示意图

Fig. 2 Schematic diagram of TFC algorithm

图3为 TFC 算法流程图,具体实施方法如下:

1) 在 RRAM 存储器外围写使能的情况下,TFC 算法层并不立即传输写使能信号给写电路,而是让写电路首先进行写地址译码,定位要操作的阻变存储器单元。

2) TFC 算法层接管上层给出的写使能信号:缓存上层给出的写使能,写电路不工作,并使能读电路。

3) TFC 算法层读取1)中定位的阻变存储器单元的数据。

4) TFC 算法层对写入数据流和读出数据流进行分析,计算翻转判别式。

5) TFC 算法层根据翻转判别式的计算结果选择是否对写入数据流进行翻转编码操作,并配置 flag 位。

6) TFC 算法层关闭读电路使能,重新将上层的写使能信号发送给写电路,并将最终的写入数据流和 flag 传递给写电路。

7) 写电路完成数据流和 flag 写入操作。

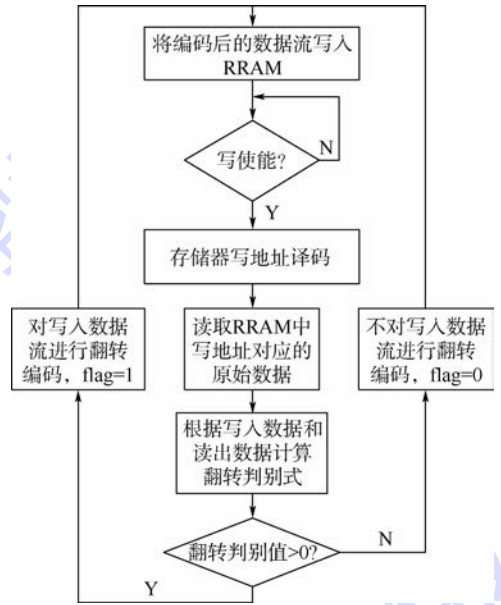


图3 TFC 算法流程图

Fig. 3 Flowchart of TFC algorithm

TFC 算法在原始写入数据流和翻转编码后的数据流之中选择产生热通量较小的一个通过算法层,从而降低了 RRAM 写入过程中产生的焦耳热。TFC 算法要付出的代价是对每一个数据块都要加一个标志位,用以表明该块是否进行了翻转编码,以便将来读取数据时能够正确译码。另外 TFC 算法在传统的写过程中加入了读过程,这会导致写过程速度有所降低,所幸的是 RRAM 的读过程时间只有写过程的 $1/40$ 左右^[22],因此其对写过程的速度影响很小,TFC 算法本身的时延代价将在第3节中讨论。TFC 算法的可移植性好,如图4所示,TFC 算法可以在软件层中实现,可以

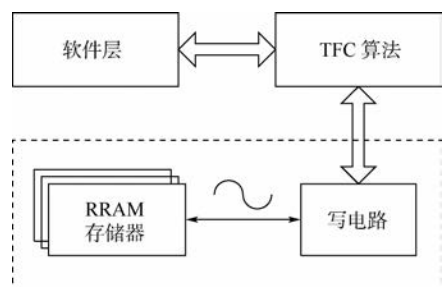


图4 TFC 算法在系统中的位置

Fig. 4 Position of TFC algorithm in system

嵌入到操作系统的缓冲区算法中;也可以在硬件层中实现,可以在写电路之前加入一层数字电路实现的 TFC 算法层,TFC 算法可以根据实际情况选择在不同的层面实现。

3 仿真结果和讨论

TFC 算法采用 Verilog 硬件描述语言实现,并在 vcs 上进行了功能验证,使用 MATLAB 进行了数据处理。以下是详细分析过程。

热通量的计算是 TFC 算法的核心,它是读出数据 r 、写入数据 w 、Reset 操作焦耳热权重 k 和数据块位宽 n 的函数,首先固定变量 k 和 n ,之后再对它们进行讨论。选取数据块以字节为单位,即 $n=8$, k 则参考文献[4]中给出的 Reset 和 Set 操作所产生的焦耳热进行计算得到,即 Reset 操作焦耳热为 871 pJ/bit,Set 操作焦耳热为 159 pJ/bit,则 $k \approx 5.48$ 。

图 5 是 RRAM forming 后遍历写入 256 个 8 bit 数据得到的热通量仿真结果。图 5(a)是无 TFC 算法的结果,热通量分布主要集中在 1 000 ~ 6 000 pJ/byte 范围内,且 3 500 pJ/byte 以上部分占据了 50% 左右;图 5(b)是带有 TFC 算法的结果,热通量主要分布在 3 500 pJ/byte 以下。从图 5(a)和图 5(b)的对比来看 TFC 算法有效地压缩了热通量。

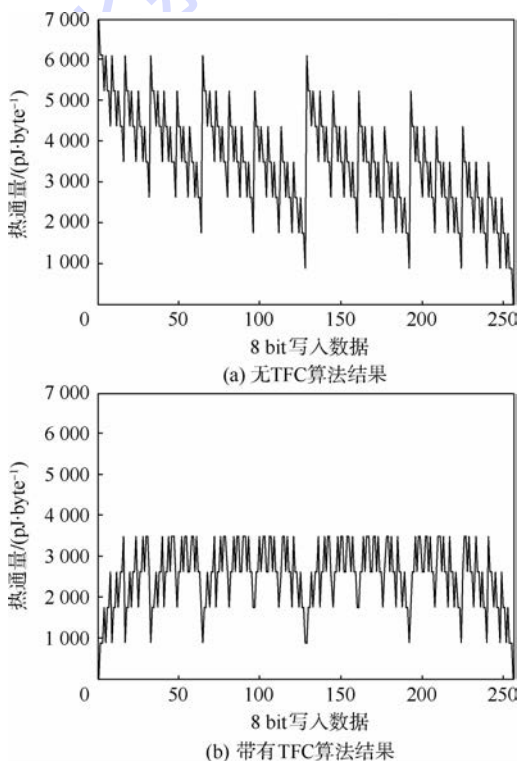


图 5 RRAM forming 后写入 8 bit 数据热通量值
Fig. 5 Thermal flux value with writing 8 bit data after forming in RRAM

图 6 是对 RRAM 存储的原始数据 (original data) 和写入数据 (write data) 以字节为单位数据块进行的全遍历热通量计算仿真。图 6(a)是无 TFC 算法的仿真结果,图 6(b)是带有 TFC 算法的仿真结果,显然和图 6(a)相比,图 6(b)中的热通量整体得到了压缩,且 TFC 算法优化后的热通量最大值不超过 4 000 pJ/byte。

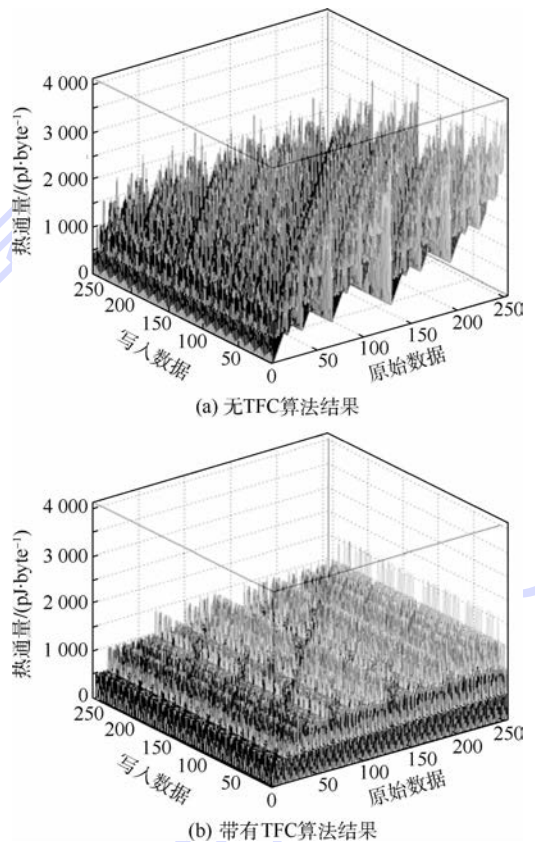


图 6 单字节数据块遍历写入热通量值分布图
Fig. 6 Distribution diagram of thermal flux value of ergodic write in single byte block style

图 7 是对单字节数据块遍历写入热通量求单比特热通量平均值的仿真计算结果。计算结果表明带有 TFC 算法的 RRAM 写入方案比无 TFC 算法的写入方案产生的热通量平均减少 34.37%;当写电路使用 SAWM^[4]后,写电路会减少 40% 左右的热通量,而 TFC 算法在这个基础上还能够再在算法层平均减少 39.19% 的热通量,从而在整体上更大程度地减少了 RRAM 存储器中的焦耳热热量。因此不管写电路是否使用了 SAWM 技术,TFC 算法都能够减少 30% 以上的热通量。

在 SAWM 基础上使用 TFC 算法之所以能够减少更多的热通量是因为 SAWM 使得 k 值变得更大,在 SAWM 下, k 值约为 354.11,而无 SAWM 情况下 k 值约为 5.48。如图 8 所示,对于单字节数据块平均热通量降低百分比在 k 值大于 2 之后

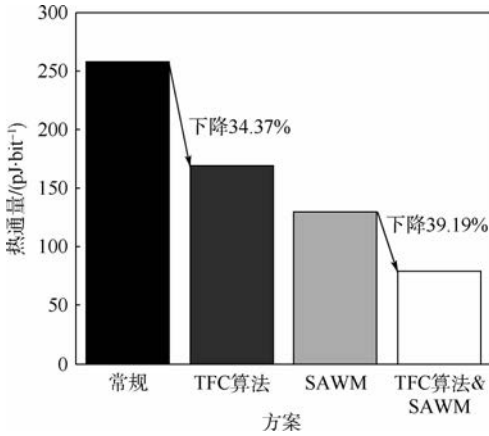


图7 TFC算法热通量压缩量图

Fig. 7 Diagram of compression amount of thermal flux with TFC algorithm

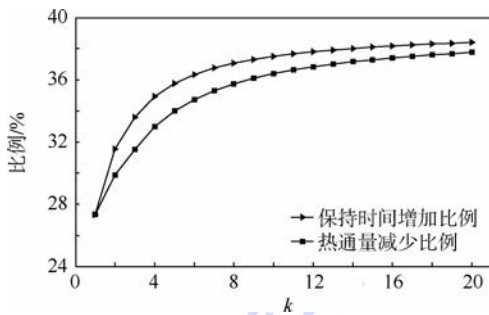


图8 保持时间增加比例和热通量减少比例随k值变化曲线图

Fig. 8 Graph of variation curves of retention time increased percentage and thermal flux reduced percentage with k

便超过了30%。由此可见,虽然RRAM由于材料的不同、写入方式的不同等因素会导致 k 值的不同,但是TFC算法具有良好的适应性, k 值大于2的RRAM存储器使用TFC算法就可以平均减少30%以上的热通量。图6也说明了该问题,虽然写电路使用SAWM技术后 k 值达到了354.11,而没有使用SAWM的情况下 k 值只有5.48, k 值降低了98.45%,但是TFC算法的热通量压缩比例只是减少了4%左右。

由于在RRAM中阻变单元焦耳热相互影响的数学模型极其复杂,阻变单元的写入方式各有不同,在RRAM中精确计算热串扰对保持的影响是一项极其困难的任务,因此本文使用一种估计方法:正如前文所述,在RRAM的热串扰问题中,起主导因素的是Reset操作,在有限的保持时间内Reset操作对相邻阻变单元影响的次数越多代表了这些相邻单元的保持时间损失得越多,因此减少Reset操作数的比例相当于增加的保持时间的比例。在使用这种估计方法的前提下,图8绘出了在使用TFC算法后保持时间增加的比例和参数 k 的关系,当 k 值大于4之后保持时间提升

在35%以上,而 k 值大于4的条件几乎所有的RRAM存储器可以满足。

上述仿真都是基于单字节数据块的结果,即 $n=8$,设计者可以根据实际需要调整这个值。显然 n 越小保持时间增加比例和热通量减少比例越多。当 $n=4, k=8$ 时,保持时间增加比例和热通量减少比例可以达到50%以上,但是要付出的代价是每4个比特数据就需要一个flag来表明这些比特位是否进行了翻转编码操作,相当于存储器需要使用20%的存储空间来存储标志位信息,而以字节为单位数据块的方式则只需要1/9的存储空间。由于RRAM的集成度很高,存储空间一般不是问题,但是设计者还是应该根据系统实现的实际情况来配置 n 的值。

最后,TFC算法本身会在一定程度上增加写过程的时延,如表1所示是在SMIC 55 nm工艺下对TFC算法的RTL代码进行综合后得到的时延和面积结果,可见TFC算法的时延在5 ns左右,这对于写时间在400~900 ns范围^[22]的写过程来说其造成的时延影响是很小的。

表1 基于SMIC 55 nm工艺的TFC算法时延和面积结果

Table 1 Latency and area results of TFC algorithm based on SMIC 55 nm technology

位宽/bit	时延/ns	面积/ μm^2
8	4.80	56.3
16	4.99	112.6
32	4.87	225.3
64	5.32	450.6

4 结论

本文在讨论了焦耳热对RRAM存储器影响的基础上,提出了一种TFC算法,分析和仿真的结果表明:

1) TFC算法具有较强的可实现性,既可以在软件层也可以在硬件层实现。

2) TFC算法具有较好的可移植性,其对不同种类的RRAM、不同的RRAM写方式,即不同 k 值的RRAM存储器都有较好的适用性。

3) 系统设计者可以根据实际需求在可靠性和存储空间之间进行权衡,以便更优化地配置TFC算法中参数 n 的值。

4) 当 n 取为8时,TFC算法平均可降低30%~40%的写入焦耳热,阻变单元的保持时间估值平均可增加35%以上。

5) TFC算法同时也降低了RRAM 30%以上的写操作功耗。

参考文献 (References)

- [1] CHEN Y Y, KOMURA M, DEGRAEVE R, et al. Improvement of data retention in HfO_2/Hf 1T1R RRAM cell under low operating current [C] // 2013 IEEE International Electron Devices Meeting (IEDM 2013). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 10. 1. 1-10. 1. 4.
- [2] CHEN Y S, LEE H Y, CHEN P S, et al. Highly scalable hafnium oxide memory with improvements of resistive distribution and read disturb immunity [C] // 2009 IEEE International Electron Devices Meeting (IEDM 2010). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 5. 5. 1-5. 5. 4.
- [3] CAGLI C, IELMINI D, NARDI F, et al. Evidence for threshold switching in the set process of NiO-based RRAM and physical modeling for set, reset, retention and disturb prediction [C] // 2008 IEEE International Electron Devices Meeting (IEDM 2008). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 1-4.
- [4] XUE X, JIAN W, YANG J, et al. A 0. 13 μm 8 Mb logic-based $\text{Cu}_2\text{Si}_2\text{O}$ ReRAM with self-adaptive operation for yield enhancement and power reduction [J]. IEEE Journal of Solid-State Circuits, 2013, 48(5): 1315-1322.
- [5] LARCHER L, PUGLISI F M, PAVAN P, et al. A compact model of program window in HfO_x RRAM devices for conductive filament characteristics analysis [J]. IEEE Transactions on Electron Devices, 2014, 61(8): 2668-2673.
- [6] YU S. Overview of resistive switching memory (RRAM) switching mechanism and device modeling [C] // 2014 IEEE International Symposium on Circuits & Systems (ISCAS 2014). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 2017-2020.
- [7] JIANG Z, YU S, WU Y, et al. Verilog-A compact model for oxide-based resistive random access memory (RRAM) [C] // International Conference on Simulation of Semiconductor Processes & Devices (SISPAD). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 41-44.
- [8] NARDI F, BALATTI S, LARENTIS S, et al. Complementary switching in oxide-based bipolar resistive-switching random memory [J]. IEEE Transactions on Electron Devices, 2013, 60(1): 70-77.
- [9] IELMINI D, NARDI F, BALATTI S. Evidence for voltage-driven set/reset processes in bipolar switching RRAM [J]. IEEE Transactions on Electron Devices, 2012, 59(8): 2049-2056.
- [10] NARDI F, LARENTIS S, BALATTI S, et al. Resistive switching by voltage-driven ion migration in bipolar RRAM—Part I: Experimental study [J]. IEEE Transactions on Electron Devices, 2012, 59(9): 2461-2467.
- [11] LARENTIS S, NARDI F, BALATTI S, et al. Resistive switching by voltage-driven ion migration in bipolar RRAM—Part II: Modeling [J]. IEEE Transactions on Electron Devices, 2012, 59(9): 2468-2475.
- [12] CHEN Z, HUANG P, LI H T, et al. Optimization of uniformity in resistive switching memory by reducing thermal effect [C] // 2014 12th IEEE International Conference on Solid-State and Integrated Circuit Technology (ICSICT). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 1-3.
- [13] LIU H T, LV H B, YANG B H, et al. Uniformity improvement in 1T1R RRAM with gate voltage ramp programming [J]. IEEE Electron Device Letters, 2014, 35(12): 1224-1226.
- [14] YALON E, RIESS I, RITTER D. Heat dissipation in resistive switching devices: Comparison of thermal simulations and experimental results [J]. IEEE Transactions on Electron Devices, 2014, 61(4): 1137-1144.
- [15] NINOMIYA T, MURAOKA S, WEI Z, et al. Improvement of data retention during long-term use by suppressing conductive filament expansion in TaO_x bipolar-ReRAM [J]. IEEE Electron Device Letters, 2013, 34(6): 762-764.
- [16] RUSSO U, IELMINI D, CAGLI C, et al. Self-accelerated thermal dissolution model for reset programming in unipolar resistive-switching memory (RRAM) devices [J]. IEEE Transactions on Electron Devices, 2009, 56(2): 193-200.
- [17] LI H T, CHEN H Y, CHEN Z, et al. Write disturb analyses on half-selected cells of cross-point RRAM arrays [C] // 2014 IEEE International Reliability Physics Symposium (IRPS 2014). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: MY. 3. 1-MY. 3. 4.
- [18] ZULOAGA S, LIU R, CHEN P Y, et al. Scaling 2-layer RRAM cross-point array towards 10 nm node: A device-circuit co-design [C] // 2015 IEEE International Symposium on Circuits and Systems (ISCAS 2015). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2015: 193-196.
- [19] LI Y, CHEN W, LU W, et al. Impact of coupling capacitance on read operation of RRAM devices in 1D1R crossbar architectures [C] // 2014 IEEE 57th International Midwest Symposium on Circuits and Systems (MWSCAS 2014). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 989-992.
- [20] GAO B, KANG J F, ZHANG H W, et al. Oxide-based RRAM: Physical based retention projection [C] // 2010 Proceedings of the European Solid-State Device Research Conference (ESSDERC 2010). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010: 392-395.
- [21] ZHANG L, HUANG R, HSU Y Y, et al. Statistical analysis of retention behavior and lifetime prediction of HfOB_x -based RRAM [C] // 2011 IEEE International Reliability Physics Symposium (IRPS 2011). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: MY. 8. 1-MY. 8. 5.
- [22] KIM S Y, BAEK J M, SEO D J, et al. Power-efficient fast write and hidden refresh of ReRAM using an ADC-based sense amplifier [J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems II: Express Briefs, 2013, 60(11): 776-780.

作者简介:

项中元 男, 硕士研究生。主要研究方向: RRAM 外围数字电路设计、高速接口电路设计。

E-mail: xiangzhongyuan@ime. ac. cn

张锋 男, 博士, 副研究员。主要研究方向: 低功耗存储器设计、高速低功耗接口电路设计。

Tel.: 010-82995569

E-mail: zhangfeng_ime@ime. ac. cn

Thermal flux compression algorithm to enhance RRAM reliability

XIANG Zhongyuan, ZHANG Feng*

(Institute of Microelectronics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100029, China)

Abstract: A thermal flux compression (TFC) algorithm is proposed through the research on the thermal crosstalk in resistive random access memory (RRAM) to strengthen the RRAM reliability. By adding TFC algorithm before RRAM read-write circuit and reducing Joule heat produced in RRAM, thermal crosstalk in RRAM could be weakened and RRAM reliability could be enhanced. With the analysis and computation of real Joule heat produced in write data flow, TFC algorithm could judge whether to flip data, in order to reduce the Joule heat in RRAM, that is, TFC algorithm would choose the one with lower thermal flux between original write data flow and flipped encode data flow through the algorithm layer. Theoretical analysis and simulation results show that TFC algorithm could reduce more than 30% write Joule heat on average and valuation of resistive unit retention could increase by over 35% on average, with byte as the unite data block.

Key words: resistive random access memory (RRAM); Joule heat; thermal crosstalk; retention time; thermal flux compression (TFC) algorithm

Received: 2015-05-26; **Accepted:** 2015-10-10; **Published online:** 2015-11-16 15:55

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151116.1555.010.html

Foundation items: National High-tech Research and Development Program of China (2011AA010403); National Natural Science Foundation of China (61474134)

* **Corresponding author.** Tel. : 010-82995569 E-mail: zhangfeng_ime@ime.ac.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0339

特种风洞试验中气动伺服弹性失稳故障分析

唐波, 吴志刚*, 杨超, 马成骥

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)



摘 要: 在某带飞行控制系统的特种风洞试验中, 试验模型在闭环大增益情况下出现了振动发散现象。为分析故障原因, 对试验数据进行了频谱分析并检验了无风情况下伺服稳定性; 同时, 将风洞试验动力学系统简化为数学模型, 并建立相应的运动微分方程进行分析, 得到以下结论: 加入支持结构后整个系统的弹性影响较大, 并与控制及气动力发生耦合出现气动伺服弹性失稳。进一步针对以上简化模型, 进行数值仿真, 其结果验证了以上机理。为解决此失稳问题, 对控制系统提出了 2 种改进方案: 增加结构陷波器或更改操纵面偏转比例参数, 2 种方案亦得到仿真实验验证。最后, 将增加结构陷波器的改进方案应用到试验中, 达到了预期的效果。

关键词: 风洞试验; 控制系统; 气动伺服弹性; 振动发散; 试验改进

中图分类号: V211.47

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)05-0999-09

气动伺服弹性将气动力与柔性结构之间的气动弹性耦合扩展为气动力和柔性结构与控制系统之间的耦合^[1]。在带控制系统的特种风洞试验中, 安装在试验模型上的传感器不仅感受刚体运动信号, 同时也感受结构的弹性振动信号。控制系统将这些信号反馈生成舵机控制指令, 这使得弹性结构与控制系统构成反馈闭环。这种结构、气动以及控制之间的耦合, 改变了结构在无控情况下的动力学特性, 甚至可能导致气动伺服弹性失稳^[2]。

针对气动伺服弹性问题, 国内外学者在弹性飞行器的相关理论计算方面已有较多研究^[3-6]; 在试验方面, 国外的研究包括波音公司对联翼布局传感器飞机的气动伺服弹性风洞试验^[7], 以及之前有关 F-18E/F 战斗机和 X-45 无人战斗机的气动弹性系统设计和试验^[8-9]等; 国内章俊杰^[10]开展过飞机气动伺服弹性横侧向风洞试验的研

究。然而, 这些试验大多集中于专门研究飞行器的气动伺服弹性系统, 对于其他带反馈控制的风洞试验出现气动伺服弹性失稳故障的问题, 国内外鲜有报道。

在已完成的某特种风洞试验中, 试验模型安装有反馈控制系统, 且为较刚硬的结构, 但事先未考虑到支持结构的弹性, 模型安装到支持结构上后, 导致整个系统的结构、控制及气动之间发生耦合, 出现气动伺服弹性失稳。本文针对该试验中出现的失稳情况进行现象描述, 开展失稳机理分析和相关数值仿真, 针对控制系统提出改进方法, 并最终成功应用到试验中。

1 风洞试验描述

1.1 试验概况

试验模型为一种非常规构型飞行器, 在本试验中共有 4 个操纵面用以纵向控制: 即位于飞行

收稿日期: 2015-05-26; 录用日期: 2015-07-17; 网络出版时间: 2015-10-09 15:33

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151009.1533.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(11372023, 11402013)

* 通讯作者: Tel.: 010-82338723 E-mail: wuzhigang@buaa.edu.cn

引用格式: 唐波, 吴志刚, 杨超, 等. 特种风洞试验中气动伺服弹性失稳故障分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 999-1007. TANG B, WU Z G, YANG C, et al. Aeroservoelastic instability failure analysis in special wind tunnel test[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 999-1007 (in Chinese).

器质心前的2个鸭翼操纵面和位于质心后的2个升降舵操纵面。在试验中进行控制时,4个操纵面同时接收信号并偏转。

该特种风洞试验概况如图1所示,试验模型与支持钢架在A点处相连,此处安装有测力天平,天平可测得模型在气流中所受各个方向的力和力矩。控制计算机将所测升力信号(竖直方向)首先解算成过载信号,经过控制律传递函数并乘以不同的控制增益,转化为4个操纵面的控制信号,反馈回路如图2所示。试验中认为升力远大于惯性力,因此将升力除以重力结果作为纵向过载。

试验前认为模型较刚硬,其弹性频率足够高,不会干扰试验结果,但事先未考虑到加入支持结构后对整个系统弹性振动的影响。之后模态试验测得整个支持系统的第1阶模态3 Hz(类似试验模型沉浮)、第2阶模态5 Hz,其具体模态振型如图3所示,试验中失稳主要发生在绕O点旋转即图中 θ 所代表的俯仰方向上,具体分析见第2节。

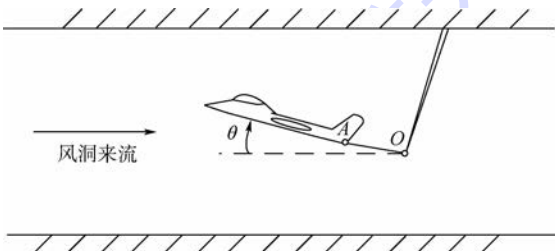


图1 风洞试验示意图

Fig. 1 General sketch of wind tunnel test



图2 控制系统反馈回路

Fig. 2 Feedback loop of control system

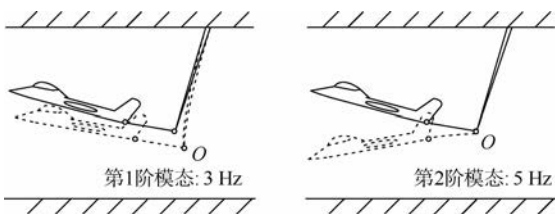


图3 试验模型模态振型图

Fig. 3 Mode shapes of test model

1.2 失稳现象描述

表1给出了不同来流风速、控制增益下的响应情况。每个试验条目存在开环和闭环2种控制状态,控制增益仅对闭环状态而言。本试验为研究某主动控制系统的控制效果,将控制增益作为一个影响参数来研究,因此各试验条目设置了不

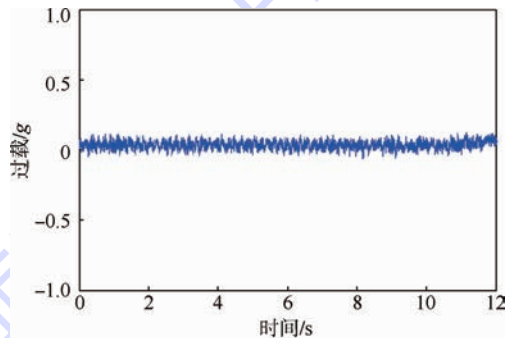
同大小的增益。由表1可看出,相同来流速度下,控制增益越大,越有可能发生失稳现象,如试验条目001与003、试验条目004与006;相同控制增益下,来流速度越大,越有可能发生失稳现象,如试验条目002与006。将试验条目004与006的实测数据画出如图4和图5所示。

将试验数据做频谱分析如图6所示,可见闭环响应在5 Hz频率左右幅值较大。在没有定频信号激励的情况下,试验模型却出现了5 Hz的振动且发散,说明风洞中来流的微小扰动激起了系统某阶弹性模态;同时,这种失稳与控制增益有关,表明控制系统也参与了耦合。因此,初步可以确定系统出现了弹性结构与控制系统的耦合。为进一步验证气动力是否也参与耦合,增做表2所示各试验条目:在无风情况下,闭合控制系统,在某一时间点施加人工激励,检查响应是否发散。

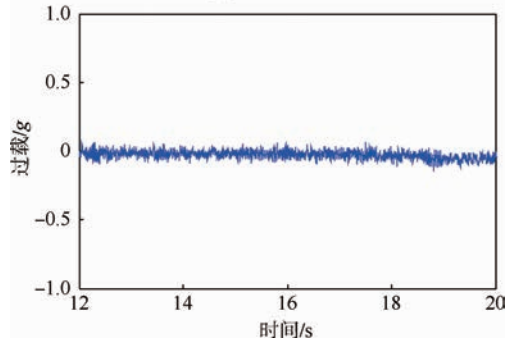
表1 各试验条件下模型过载响应

Table 1 Load factor response of model under different test conditions

试验条目	控制增益	来流速度/ ($m \cdot s^{-1}$)	开环过载 响应	闭环过载 响应
001	2.0	25	静止	静止
002	3.0	25	静止	静止
003	4.0	25	静止	振动发散
004	1.0	30	静止	静止
005	2.0	30	静止	静止
006	3.0	30	静止	振动发散



(a) 开环过载响应



(b) 闭环过载响应

图4 风速30 m/s,控制增益1.0下过载响应(试验004)

Fig. 4 Load factor response with air velocity 30 m/s and control gain 1.0 (test 004)

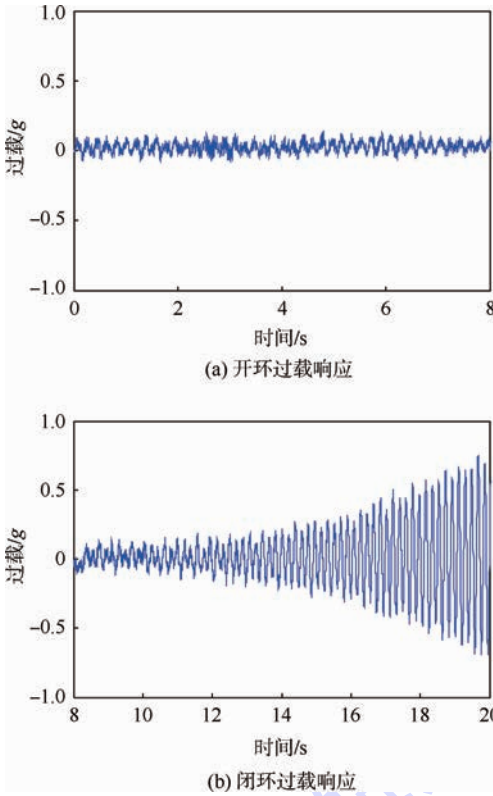


图 5 风速 30 m/s,增益 3.0 下过载响应(试验 006)
Fig. 5 Load factor response with air velocity 30 m/s and control gain 3.0 (test 006)

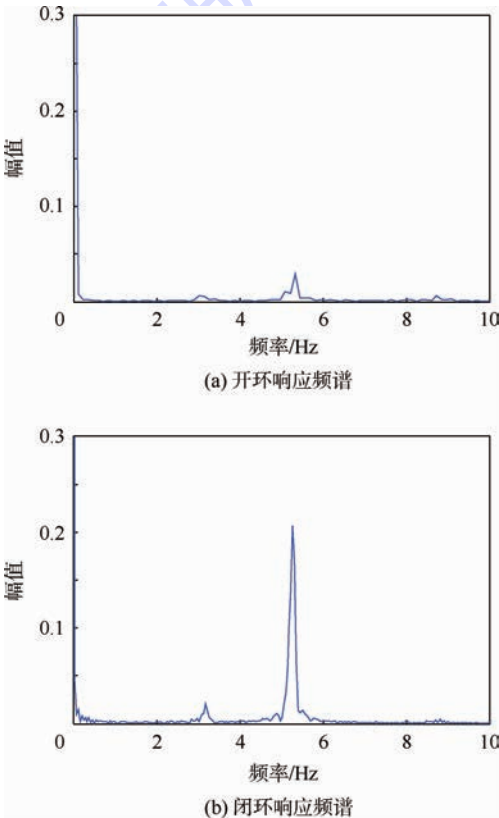


图 6 风速 30 m/s,增益 3.0 下过载频谱分析(试验 006)
Fig. 6 Frequency analysis of load factor response with air velocity 30 m/s and control gain 3.0 (test 006)

伺服弹性稳定性试验如图 7 所示,没有气动力作用下,在 8 s 附近施加人工激励后,过载响应有随时间逐渐收敛的趋势。因此可以确定没有气动力情况下,该伺服弹性系统是稳定的,即从另一面证明了之前试验中气动力确实参与了耦合,响应发散原因应该为气动伺服弹性失稳。

表 2 各控制增益下试验模型过载(无来流)

Table 2 Load factor response of test model under different control gains (air velocity 0 m/s)

试验条目	控制增益	来流速度/ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	激励前 过载响应	激励后 过载响应
007	4.0	0	静止	随时间收敛
008	6.0	0	静止	随时间收敛
009	10.0	0	静止	随时间收敛

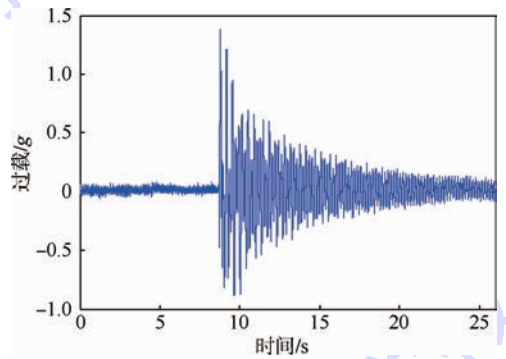


图 7 无来流,控制增益 10.0 下过载响应(试验 009)
Fig. 7 Load factor response with air velocity 0 m/s and control gain 10.0 (test 009)

2 机理分析和数值仿真

2.1 失稳原因

下面通过构建、推导运动微分方程定性分析失稳原因。为简化,首先给出以下前提条件或假设:

- 1) 图 8 中 θ 与模型飞机的真实迎角和俯仰角大小及方向一致。
- 2) 使用图 8 中等效扭转弹簧(刚度系数为 k_θ)来模拟支持系统,重点研究支持系统第 2 阶模态的影响。且有 $\sqrt{k_\theta/J} = 5 \cdot 2\pi$, J 为模型绕 O 点转动惯量。

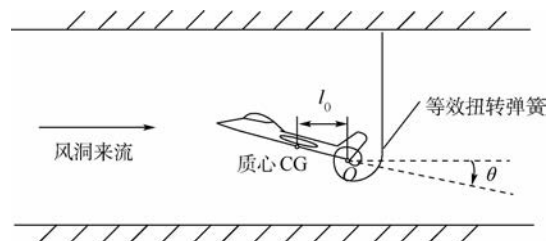


图 8 简化后风洞试验结构力学模型

Fig. 8 Simplified structural dynamic model of wind tunnel test

3) 控制过程中,舵面偏转方向和升力变化方向相反。简化处理后,可将操纵面的偏转与升力间的传递函数写作: $\delta = -K_c F_y$,且 $K_c > 0$, δ 为舵面指令, K_c 为反馈增益, F_y 为升力。

4) 模型飞机满足静稳定性。

5) 模型绕 O 点振动未达到临界迎角。

因此,图 8 中 θ 对应自由度上有

$$J\ddot{\theta} + c\dot{\theta} + k_\theta\theta = A_\theta\theta + A_\delta\dot{\theta} + A_\delta\delta \quad (1)$$

式中: c 为系统阻尼; $A_\theta\theta$ 为 θ 引起的对 O 点的气动力矩; $A_\delta\dot{\theta}$ 为角速度 $\dot{\theta}$ 引起的气动力矩; $A_\delta\delta$ 为偏转模型操纵面引起的对 O 点的气动力矩。模型绕 O 点俯仰转动时,升力可由 θ 和角速度 $\dot{\theta}$ 表示为

$$F_y = C_y^\alpha\theta + C_y^\dot{\theta}\dot{\theta} \quad (2)$$

式中: C_y^α 和 $C_y^\dot{\theta}$ 分别为升力 F_y 对 θ 和 $\dot{\theta}$ 的导数。

注意到,由于参考点的不同,这里的角 θ 作用并非完全等价于飞机的俯仰角或迎角;角速度 $\dot{\theta}$ 变大会使模型质心有向上运动,使得有效迎角减小。因此,更进一步, θ 和 $\dot{\theta}$ 对升力贡献可写为

$$F_y = C_y^\alpha\theta + C_y^\dot{\theta}\dot{\theta} =$$

$$C_y^\alpha\theta + \left(C_y^\dot{\theta}\dot{\theta} - C_y^\alpha \frac{l_0\dot{\theta}}{V_\infty} \right) = C_y^\alpha\theta + \left(C_y^\dot{\theta} - C_y^\alpha \frac{l_0}{V_\infty} \right) \dot{\theta} \quad (3)$$

式中: C_y^α 为升力对迎角 α 的导数且 $C_y^\alpha > 0$; $C_y^\dot{\theta}$ 为升力对俯仰角速度 q 的导数; l_0 为模型质心 CG 和 O 点间距离; V_∞ 为来流速度,经计算 $C_y^\dot{\theta} = \left(C_y^\dot{\theta} - C_y^\alpha \frac{l_0}{V_\infty} \right) < 0$ 。结合前提条件中的 $\delta = -K_c F_y$ 可得

$$\delta = -K_c C_y^\alpha\theta - K_c C_y^\dot{\theta}\dot{\theta} \quad (4)$$

将式(4)代入式(1)得

$$J\ddot{\theta} + (c - A_\delta + A_\delta K_c C_y^\dot{\theta})\dot{\theta} + (k_\theta - A_\theta + A_\delta K_c C_y^\alpha)\theta = 0 \quad (5)$$

若 A_δ 为正(注意 $A_\delta > 0$ 表示操纵面偏转引起对 O 点正力矩,而非对模型质心 CG 点),则增益系数 K_c 增大到一定程度时,阻尼项 $(c - A_\delta + A_\delta K_c C_y^\dot{\theta})$ 将变为负,即负阻尼状态。此时,类比微分方程:

$$\ddot{x} + 2\xi\omega_n\dot{x} + \omega_n^2x = 0 \quad (6)$$

式中: ω_n 为系统无阻尼自然频率; ξ 为系统阻尼比。若 $0 > \xi > -1$,系统将有一对实部为正的共轭复根,系统时间响应应具有发散振荡的特性^[11]。因此,第 1.2 节所述失稳问题的主要原因可归结为

1) 试验前未考虑到加装支持钢架后整个系

统的弹性模态。

2) 在试验过程中开启控制系统后,各个操纵面的偏转也会产生不利于稳定的气动力矩。

综上所述,支持系统的弹性与气动力矩以及控制系统发生不利耦合,导致系统气动伺服弹性不稳定。

2.2 仿真建模

为验证上述推导的正确性,下面建立系统状态方程进行仿真。实际情况下的控制系统,将天平所测升力解算成过载,作为反馈信号计算舵偏,过载变化可写作 θ 和 $\dot{\theta}$ 的函数:

$$\Delta N_y = \frac{F_y}{Mg} - 1 = \frac{C_y^\alpha\theta + C_y^\dot{\theta}\dot{\theta}}{Mg} - 1 \quad (7)$$

那么,将 θ 和 $\dot{\theta}$ 作为状态变量,取操纵面偏转 δ 和扰动激励 w_c 作为系统输入,过载变化作为系统输出,状态空间方程可写为

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ A_\theta - k_\theta & A_\delta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ A_\delta \end{bmatrix} \delta + \begin{bmatrix} 0 \\ A_{w_c} \end{bmatrix} w_c$$

$$\Delta N_y = \begin{bmatrix} C_y^\alpha & C_y^\dot{\theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} - 1 \quad (8)$$

以方程式(8)为基础,构建 MATLAB/Simulink[®] 模型,如图 9 所示,调整控制面 1、2 回路增益和控制面 3、4 回路增益,使得 A_δ 为正以满足失稳条件。数值模型的相关几何、质量、气动等参数如表 3 所示。

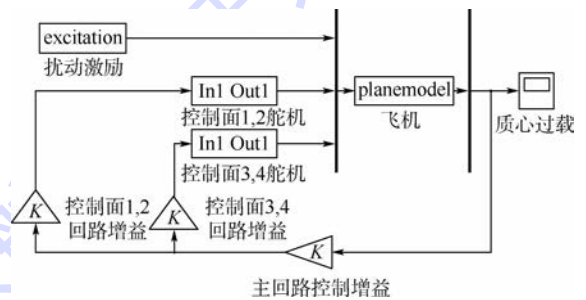


图 9 气动伺服弹性系统 Simulink 仿真模型

Fig. 9 Simulink simulation model of aeroservoelastic system

2.3 仿真结果

图 10 模拟风洞来流中的微小扰动,通过仿真给出扰动下的过载响应,分别讨论了无控、小增益、大增益 3 种情况下的过载响应,其中小增益和大增益控制参数下的仿真结果如图 11 所示。在无控和小增益系数情况下,过载响应最终均趋于平稳,而大增益情况下仿真模型过载出现振动发散。

表3 数值仿真模型相关基本参数

Table 3 Related basic parameters of numerical simulation model

参数	项目	数值
几何参数	参考弦长/m	0.20
	参考面积/m ²	1.40
质量惯量参数	质量/kg	43.0
	绕O点转动惯量/(kg·m ²)	8.40
飞行参数	飞行速度/(m·s ⁻¹)	30.0
	空气密度/(kg·m ⁻³)	1.225
弹性结构参数	等效扭转弹簧刚度/(kg·m ² ·s ⁻²)	8290
	固有频率/Hz	5.00
	模型质心距O点长度/m	0.4
	$C_y^\alpha / (N \cdot (\circ)^{-1})$	88.056
相关气动导数	$C_M^\alpha / (N \cdot m \cdot (\circ)^{-1})$	-1.294
	$C_y^q / (N \cdot s \cdot (\circ)^{-1})$	9.074
	$C_M^q / (N \cdot m \cdot s \cdot (\circ)^{-1})$	-1.474
	$A_\theta / (N \cdot m \cdot (\circ)^{-1})$	349.93
	$A_\delta / (N \cdot m \cdot (\circ)^{-1})$	20.101
	$A_{\dot{\theta}} / (N \cdot m \cdot s \cdot (\circ)^{-1})$	-12.14

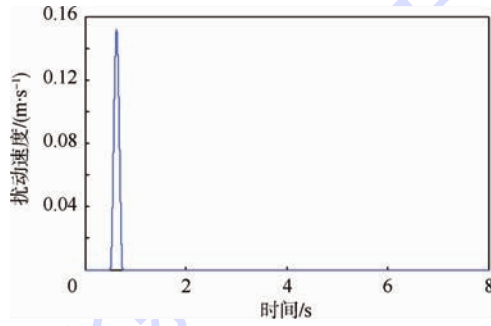
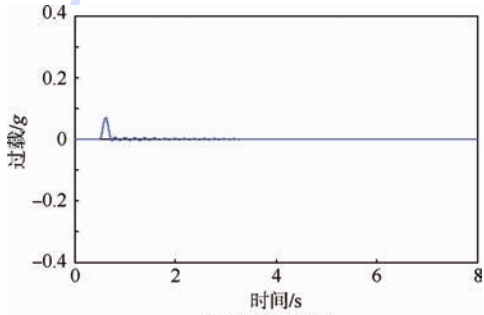
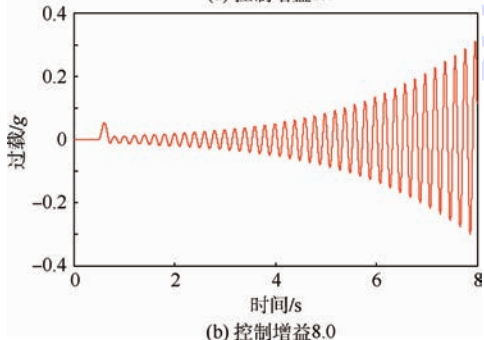


图10 数值仿真小扰动激励

Fig. 10 Small disturbance excitation in numerical simulation



(a) 控制增益1.0



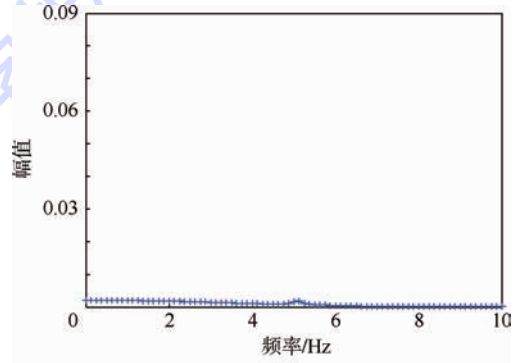
(b) 控制增益8.0

图11 小扰动激励下仿真的过载响应

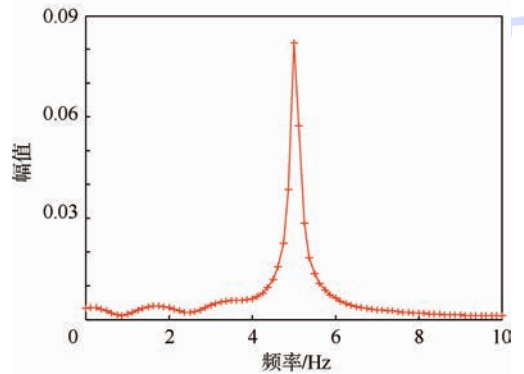
Fig. 11 Load factor response due to small disturbance excitation in simulation

施加小扰动激励仿真模型的过载频谱分析如图12所示,在较大控制增益情况下,响应出现了频率5 Hz左右的振动发散,而小增益下的响应在5 Hz频率的幅值很小。

为使结果更明显,下面仿真中施加连续 sin 型激励如图13所示,图14则给出了开环、闭环情况下的响应情况,频谱分析如图15所示。可见,开环响应主要幅值集中在激励频率4 Hz附近,几乎没有5 Hz 振动;而闭环响应在弹性频率5 Hz 左右的幅值较大,这说明在闭环情况下,控制、弹性结构以及气动力发生了不利耦合,这也解释了



(a) 控制增益1.0



(b) 控制增益8.0

图12 小扰动激励下仿真的过载频谱分析

Fig. 12 Frequency analysis of load factor response due to small disturbance excitation in simulation

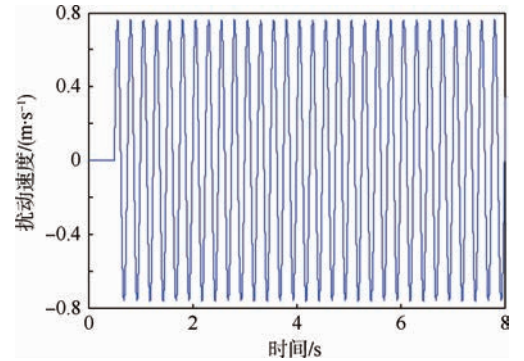


图13 数值仿真中连续 sin 型激励(频率4 Hz)

Fig. 13 Continuous 'sin' type excitation in numerical simulation (frequency 4 Hz)

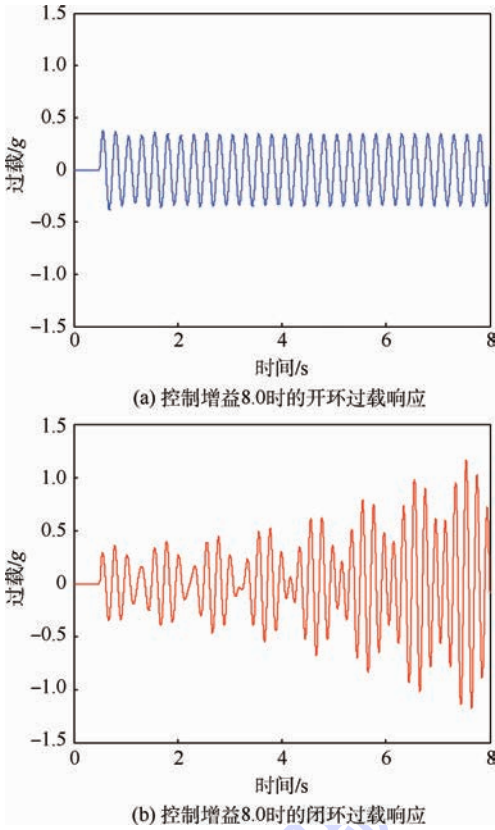


图14 连续 sin 型激励下仿真的过载响应

Fig. 14 Load factor response due to continuous 'sin' type excitation in simulation

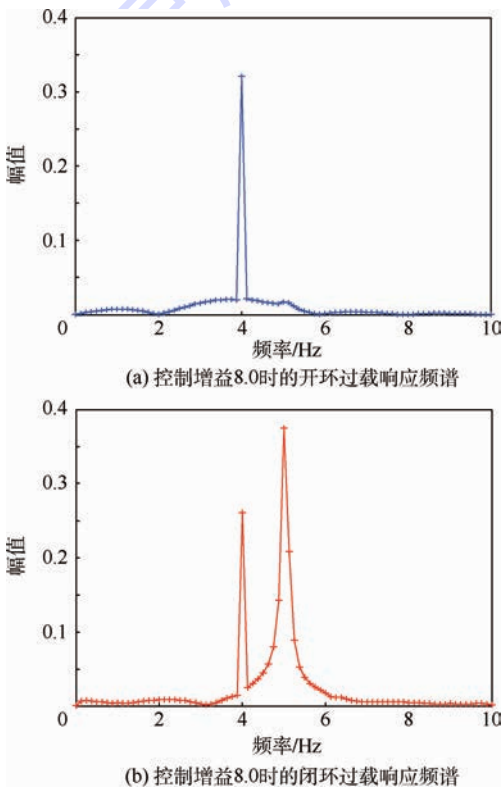


图15 连续 sin 型激励下仿真的过载频谱分析

Fig. 15 Frequency analysis of load factor response due to continuous 'sin' type excitation in simulation

图14(b)中的振动发散情况,注意到图14(b)中的类似“拍”响应是由于在失稳临界状态,系统的振动响应包含2个部分:一部分是系统失稳引起的,其振动频率是失稳频率(5 Hz左右);另一部分是外部简谐激励引起的,其振动频率等于激励频率(4 Hz左右)。这2部分频率相近,振幅相差不大,迭加在一起形成“拍”^[12]。

通过以上2种形式激励下的仿真验证了机理分析的正确性,说明失稳原因确实是由于不稳定的力矩及支持系统的弹性引起的。

3 改进设计

3.1 改进方案及仿真

针对以上出现的气动伺服弹性失稳问题,结合分析结果,对控制系统提出了以下2种改进方案:

1) 根据相关文献^[13-15],在控制系统反馈回路中增加结构陷波器环节,其传递函数可写为

$$G_{\text{notch}}(s) = \frac{s^2 + 2\xi_1\omega_r s + \omega_r^2}{s^2 + 2\xi_2\omega_r s + \omega_r^2} \quad (9)$$

式中: ω_r 为陷波器中心频率。

针对本文中情况,选取 $\xi_1 = 0.05$, $\xi_2 = 0.5$, $\omega_r = 5 \cdot 2\pi = 31.42 \text{ rad/s}$ 。通过“挖去”频带来危险的频率以改善气动伺服弹性稳定性,结构陷波器传递函数的伯德图如图16所示。

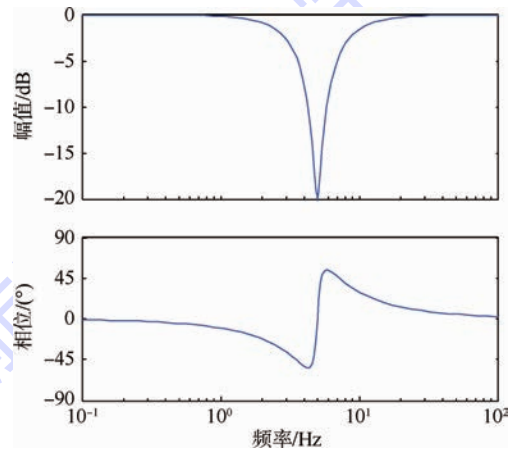


图16 结构陷波器环节的伯德图

Fig. 16 Bode diagram of structural notch filter

2) 改变鸭翼和升降舵的偏转比例增益,使得绕O点气动力矩对操纵面偏转的导数 $A_\delta \leq 0$ 。这样,阻尼项将始终为正,但也改变了控制系统原先设置的一些参数。

就以上2种改进方案,分别进行仿真分析。依然施加连续激励如图13所示,其闭环条件下的过载响应如图17和图18所示,2种改进方案均能起到抑制气动伺服弹性失稳的效果。

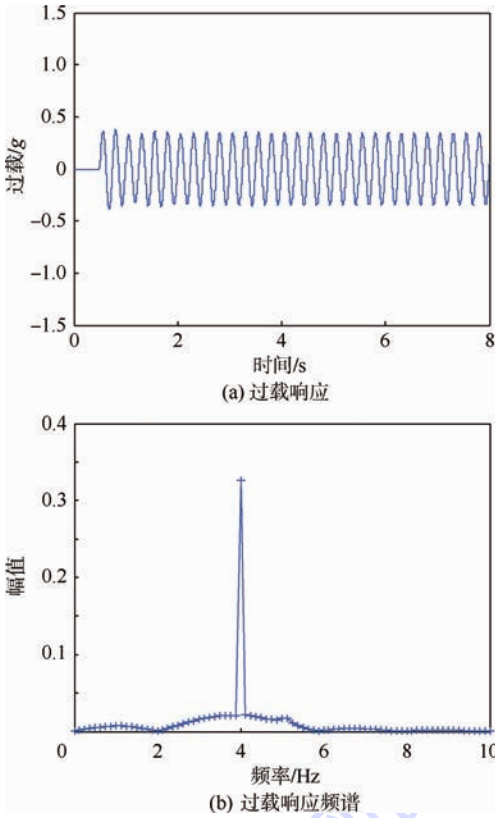


图17 改进方案1 过载响应及频谱分析
Fig. 17 Load factor response and frequency analysis with Solution 1

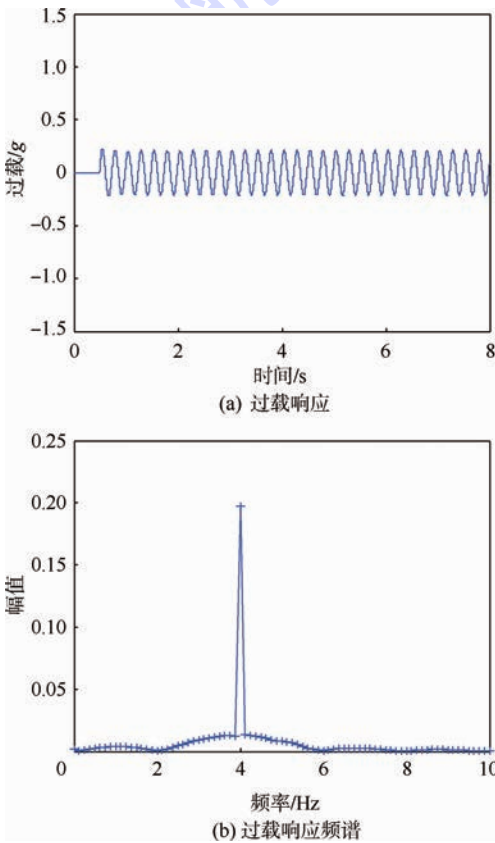


图18 改进方案2 过载响应及频谱分析
Fig. 18 Load factor response and frequency analysis with Solution 2

3.2 实际应用

在实际风洞试验中,考虑到控制参数变化可能对预期的控制效果产生影响,因此实际选取改进方案1,即在控制回路中添加结构陷波器,从而避免改动控制参数。加装滤波器后,试验中不再出现气动伺服弹性失稳现象,改进方案被证实是可行有效的。具体地,表4列出了改进控制系统后各试验条件下的过载响应情况,试验条目011即增益3.0下的过载和操纵面偏转响应曲线在图19中给出。

表4 各增益下试验模型过载响应(控制系统改进后)

Table 4 Load factor response under different control gains (after control system improvement)

试验条目	控制增益	来流速度/ ($m \cdot s^{-1}$)	开环过载 响应	闭环过载 响应
010	1.0	30	静止	静止
011	3.0	30	静止	静止
012	5.0	30	静止	静止

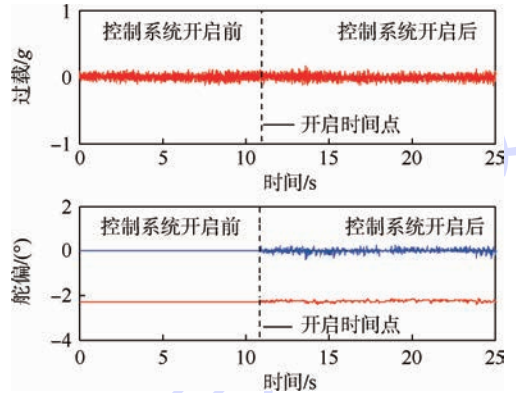


图19 试验中使用改进方案1后过载和舵偏响应(试验011)

Fig. 19 Load factor response and control surface deflection with Solution 1 in real test (test 011)

4 结论

本文针对某特种风洞试验中出现的气动伺服弹性失稳现象进行了机理分析和数值仿真,在此基础上对控制系统提出了2种改进意见并对改进方案仿真验证,最后将一种改进方案运用到了试验中,取得了满意的效果。

1) 在带控制的特种风洞试验中,需要特别注意气动伺服弹性问题。不仅要关注试验模型的弹性效应,也要将整个支持系统的弹性影响纳入考虑。

2) 飞行器实际飞行过程中,往往关心的是偏转操纵面对飞行器质心力矩的影响;但在风洞试验中,模型安装在支架上,为防止类似气动伺服弹性问题发生,也要关注偏转操纵面对支架各部位产生的力矩影响。

3) 为减小或消除弹性模态的不利影响,在控制回路中增加合适的结构陷波器是一种有效的工程设计方法。

参考文献 (References)

- [1] 杨超,吴志刚,万志强,等.飞行器气动弹性原理[M].北京:北京航空航天大学出版社,2011:148-167.
YANG C, WU Z G, WAN Z Q, et al. Principle of aircraft aeroelasticity[M]. Beijing: Beihang University Press, 2011: 148-167 (in Chinese).
- [2] 杨超,吴志刚.导弹气动伺服弹性稳定性分析[J].飞行力学,2000,18(4):1-5.
YANG C, WU Z G. Aeroservoelastic stability of missile[J]. Flight Dynamics, 2000, 18(4): 1-5 (in Chinese).
- [3] FELT L R, HUTTSELL L J, NOLL T E, et al. Aeroservoelastic encounters[J]. Journal of Aircraft, 1979, 16(7): 477-483.
- [4] KARPEL M. Procedures and models for aeroservoelastic analysis and design[J]. Journal of Applied Mathematic and Mechanics, 2001, 40(6): 579-592.
- [5] KARPEL M, MOULIN B, IDAN M. Robust aeroservoelastic design with structural variations and modeling uncertainties[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(5): 946-954.
- [6] GUPTA T K, MEEK J L. Finite element multidisciplinary analysis[M]. Reston: AIAA, 2003: 295-310.
- [7] REICHENBACH E, CASTELLUCCIO M, SEXTON B. Joined wing sensorcraft aeroservoelastic wind tunnel test program: AIAA-2011-1956[R]. Reston: AIAA, 2011.
- [8] PITT D M, HAYES W B, GOODMAN C E. F/A-18E/F aeroservoelastic design, analysis and test: AIAA-2003-1880[R]. Reston: AIAA, 2003.
- [9] REICHENBACH E, DAVIDSON R. Aeroservoelastic design and test of the X-45A unmanned combat air vehicle: AIAA-2003-1883[R]. Reston: AIAA, 2003.
- [10] 章俊杰.飞机的气动伺服弹性横侧向风洞试验研究[J].北京航空航天大学学报,2003,29(2):120-123.
ZHANG J J. Wind tunnel test for roll/lateral aeroservoelasticity of aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29(2): 120-123 (in Chinese).
- [11] 孟庆明.自动控制原理[M].北京:高等教育出版社,2008: 67-68.
MENG Q M. Principle of automatic control[M]. Beijing: Higher Education Press, 2008: 67-68 (in Chinese).
- [12] 邢誉峰,李敏.工程振动基础[M].北京:北京航空航天大学出版社,2011:38-39.
XING Y F, LI M. Basics of vibration engineering[M]. Beijing: Beihang University Press, 2011: 38-39 (in Chinese).
- [13] YAMASHIRO H, STIRLING R. Reduction of flight control system/structure mode interaction: AIAA-2007-6381[R]. Reston: AIAA, 2007.
- [14] 楚龙飞,吴志刚,杨超,等.导弹自适应结构滤波器的设计与仿真[J].航空学报,2011,32(2):195-201.
CHU L F, WU Z G, YANG C, et al. Dsign and simulation of adaptive structure filter for missiles[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(2): 195-201 (in Chinese).
- [15] 吴志刚,杨超.弹性导弹的连续与离散阵风响应[J].北京航空航天大学学报,2007,33(2):136-140.
WU Z G, YANG C. Discrete and continuous gust response of elastic missile[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(2): 136-140 (in Chinese).

作者简介:

唐波 男,硕士研究生。主要研究方向:气动弹性。

Tel.: 010-82338406

E-mail: tangbo23@126.com

吴志刚 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:气动弹性与主动控制,结构动力学。

Tel.: 010-82338723

E-mail: wuzhigang@buaa.edu.cn

杨超 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:气动弹性与主动控制,飞行器设计。

Tel.: 010-82338723

E-mail: yangchao@buaa.edu.cn

马成骥 男,博士研究生。主要研究方向:气动弹性与主动控制。

Tel.: 010-82327539

E-mail: machengji@buaa.edu.cn

Aeroservoelastic instability failure analysis in special wind tunnel test

TANG Bo, WU Zhigang*, YANG Chao, MA Chengji

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: In an already completed wind tunnel test where a flight control system was applied, the vibration divergence of the test model under big closed-loop gain has drawn our attention. To find the mechanism of this failure, the frequency analysis of the test data has been done and the servo stabilization under no wind condition has been examined. Also, we built a simplified structural mechanic model according to the real situation and investigated the problem by analyzing the related differential equation of motion. The main cause for this failure has been found: the unexpected elastic effect after the involving of support system is significant and thus the coupling of elastic structure, control system and aerodynamic force gives rise to the aeroservoelastic instability. In addition, a numerical simulation has been done and verified the above mechanism. To solve this divergence problem, two improvements/solutions for the control system have been brought up: adding a structure filter in the feedback loop or changing the gain parameters of different control surfaces. Also, both the solutions have been verified by numerical simulation. The solution of adding a structure filter has been applied in the real wind tunnel test and expected effect has been achieved.

Key words: wind tunnel test; control systems; aeroservoelastic; vibration divergence; test improvement

Received: 2015-05-26; **Accepted:** 2015-07-17; **Published online:** 2015-10-09 15:33

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151009.1533.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11372023, 11402013)

* **Corresponding author.** Tel.: 010-82338723 E-mail: wuzhigang@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0325

导航卫星单粒子软错误影响建模与仿真方法

范基坪¹, 焦健^{1,*}, 赵海涛², 赵廷弟¹

(1. 北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100083; 2. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

摘 要: 单粒子(SEU)软错误是导致卫星中断、影响卫星可用性的重要因素。针对SEU软错误在导航卫星内部的失效传播过程描述与影响评估问题,提出一种基于有限状态机(FSM)理论/Stateflow的软错误影响传播过程建模方法,阐述了构建软错误传播过程有限状态机模型的基本元素与原则,并针对导航卫星特点提出软错误影响传播与防护恢复策略的建模思路。利用Stateflow仿真得到单星可用度与平均任务中断时间,分析了多种恢复策略时间对整星可用性指标的影响;并通过构建MATLAB与STK联合仿真平台,由单星软错误传播仿真结果得到星座位置精度因子(PDOP)可用性指标,从而评估了SEU软错误在整星与星座2个层级的影响。

关键词: 单粒子(SEU)软错误; 失效传播; 有限状态机(FSM); 可用性; Stateflow

中图分类号: V19; TP391.9; N945

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)05-1008-08

自1975年Binder等^[1]发现空间飞行器单粒子效应以来,由高能质子与重离子造成的现场可编程门阵列(FPGA)等逻辑器件单粒子(SEU)效应日益成为航天设计与研究的焦点。空间环境中辐射条件对FPGA的主要影响分为长期辐射累积造成的总剂量效应(TID)和单个高能粒子电离辐射引起的单粒子效应(SEE)。随着半导体工艺的提高,FPGA门数激增,核电压降低,器件对总剂量效应的抵抗能力增强,但是更容易产生单粒子效应。2013年ITRS报告^[2]指出,器件软错误率源自多位翻转的概率由2007年65 nm工艺下的16%上升到2013年35 nm工艺下的64%,并有可能在2016年25 nm工艺下达到100%。单粒子翻转效应已经成为纳米工艺下航天集成电路产品面临的最重要挑战之一。

目前国内外对单粒子效应的研究集中在单粒子翻转机理^[3-5]、器件加固、恢复技术^[6-8]以及探测评估技术^[9-11],器件单粒子软错误对整星的影

响则主要凭借工程经验进行分析。然而,实际情况中单粒子效应在器件级表现为多类失效模式,并在卫星各单元间传递失效影响,同时由于卫星设计中的防护与恢复策略,使得单粒子软错误影响在整星层表现出明显的随机特性。另一方面,在导航卫星整星乃至星座层面,可用性是衡量导航服务质量的重要参数之一^[12],软错误中断虽然不会造成卫星的永久损伤,但影响到服役卫星的可用性,降低对用户的服务水平,因此分析单粒子软错误的失效传播并评估其对卫星可用性的影响也是单粒子效应研究的重要内容。

本文在研究单粒子软错误防护与恢复策略的基础上,结合导航卫星有效载荷的信息流与功能结构,提出单粒子软错误影响传播的有限状态机(FSM)模型,利用Stateflow仿真得到单星可用性指标,并从影响结果、发生概率和持续时间等方面分析软错误及各类恢复措施对整星可用性的影响,为导航卫星可靠性设计决策提供支持。并通

收稿日期: 2015-05-21; 录用日期: 2015-08-26; 网络出版时间: 2015-10-19 15:20

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151019.1520.010.html

* 通讯作者: Tel.: 010-82317665 E-mail: jiaojian@buaa.edu.cn

引用格式: 范基坪, 焦健, 赵海涛, 等. 导航卫星单粒子软错误影响建模与仿真方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 1008-1015. FAN J P, JIAO J, ZHAO H T, et al. SEU soft error effect modeling and simulation method for navigation satellite[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 1008-1015 (in Chinese).

过MATLAB与STK联合仿真,分析了单星软错误中断状态在星座层面的影响。

1 面向任务中断的软错误影响分析

1.1 软错误及其防护/恢复策略分析

导航卫星结构按功能分为平台与有效载荷两部分,平台部分包括综合电子、控制、推进和测控分系统,有效载荷部分则主要是导航相关设备,包括上行注入单元、时间产生单元、任务处理单元及信号播发单元等。根据工程验证,导航、测控设备易发生单粒子软错误。为避免软错误或消除其影响,卫星内部在不同层级采用不同的防护与恢复策略,如表1所示。

表1 软错误防护/恢复策略

Table 1 Soft error protection/recovery strategies

系统层级	防护措施	恢复措施
器件级	材料、选型、工艺方面的加固与屏蔽措施,硬件电路与软件设计,如三模冗余,定时刷新	器件、模块级复位,看门狗电路
单机级	EDAC、余度配置	指令复位、开关机
系统/分系统级	并联备份	余度切换、工作模式切换

针对软错误的防护措施集中在系统较低层级,通过器件硬件设计与软件容错实现较低的翻转失效率。在软错误发生后系统通过对软错误的检测与组合恢复策略恢复系统工作状态,消除软错误影响。一般软错误恢复流程如图1所示。

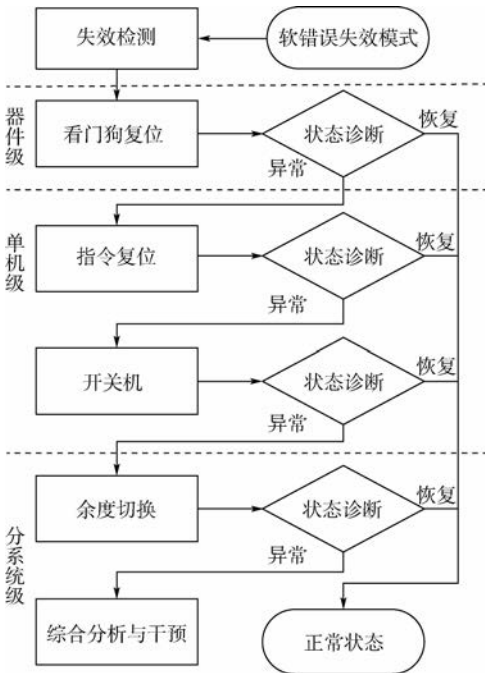


图1 软错误恢复流程

Fig. 1 Soft error recovery process

1.2 软错误影响传播定性分析

根据工程分析可以得到软错误在卫星各个层级的失效影响及基本传播序列,图2给出了软错误的部分影响传播示例。图中虽然列出了各类软错误可能形成的影响路径及导致的整星级影响,但是由于各级防护与恢复措施所导致的失效传播过程离散化,使得失效传播具有多种场景,失效传播场景可以分为层级间的纵向传播与同层级部件间的横向传播2类。

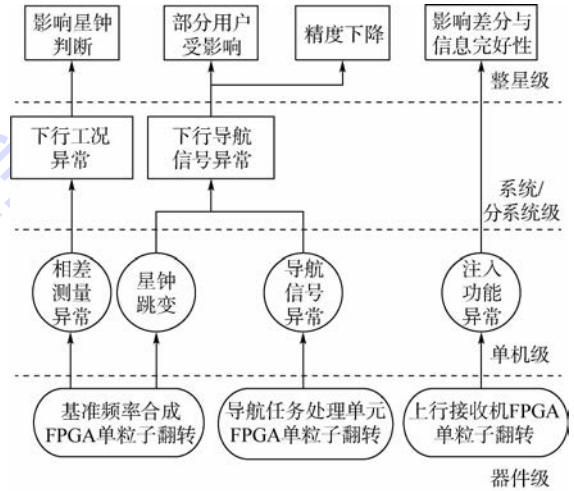


图2 软错误影响示例

Fig. 2 Example of soft error effect

纵向传播场景存在以下3种类型:①由于容错、校验等防护措施存在,软错误影响保留在当前层级而停止向上一层级传播。②系统检测到软错误发生后采取特定恢复措施,软错误影响可能继续传递,恢复措施完成后系统恢复正常。③因防护、恢复措施失效而导致整星任务中断且一段时间内无法恢复,须采取地面站人工干预手段恢复。

横向传播发生在具有接口关系的部件之间,该类部件的失效可能由2类原因导致:①部件自身单粒子翻转事件导致的数据错误或功能异常。②由于输入部件失效导致的关联失效,例如上行注入设备与时频系统失效导致的导航任务处理模块失效。

在评估每一种软错误的传播概率及影响程度时,基于故障模式影响分析(FMEA)与故障树分析(FTA)的失效分析难以描述同层次部件的关联失效与不同层次影响传播的随机特性,进而采用基于有限状态机仿真的影响评估方法。

2 软错误传播有限状态机模型

2.1 有限状态机理论

有限状态机是一种具有离散输入输出的数学

模型,用于表示系统在有限个状态之间进行转移和动作的一系列行为,是描述系统复杂逻辑变化的有效方法。

典型的有限状态机可以表示为一个五元组: $M = (\Sigma, S, S_0, \delta, F)$, 在构建一般离散事件系统时, Σ 描述系统运行中所有可能事件, S 表示系统状态空间, $S_0 \subseteq S$ 为系统初始状态集合, δ 为转移函数, 表示 $S \times \Sigma$ 到 S 的映射, $F \subseteq S$ 为系统终止状态集合。

典型有限状态机无法处理层次化、带有并发特性的问题,在构建规模较大的系统模型时容易导致状态空间爆炸, Harel^[13] 在此基础上提出分层、正交、并发和广播等特性, 分层与正交特性使得构建系统模型过程中能够按照实际系统结构进行抽象, 按系统层次进行状态嵌套, 同层次独立部件可以表示为带有并发特性的正交组件, 从而降低结构复杂度, 引入广播机制则扩展了转移的触发方式, 简化了系统描述与实现。

MATLAB 中的 Simulink/Stateflow 模块利用状态、转移、节点、事件和数据等对象, 实现了对 Harel 状态图元素的完整覆盖, 不仅可以构建层次化系统的逻辑运行状态, 还能通过与 Simulink 其余模块的连接实现混成系统行为描述, 是实现有限状态机建模的有力工具^[14]。

2.2 模型结构

利用 Simulink/Stateflow 构建系统软错误的传播模型时, 将系统状态分为 2 类: 运行状态与功能状态。对具体系统建立 Stateflow 模型须包含 2 类状态框图, 运行状态描述系统所有可能的工作状态, 功能状态描述系统所执行的功能变化情况。在导航分系统软错误传播模型中, 2 类状态包含: ①运行状态: 停止状态、正常运行、各类失效模式和恢复动作等。②功能状态: 系统停止、功能正常和功能失效影响等。

系统运行过程中并行执行的 2 类状态空间通过有限状态机隐含事件广播机制相连接, 如图 3 所示。图中 S1 表示系统可能运行状态, 通过条件 C1、C2 判别进入不同失效模式, S2 为系统功能状态空间, 功能状态迁移的触发采用有限状态机的隐含事件触发条件(如图 3 中 in(S1.O2) ~ in(S1.O4) 所示)。

系统分层、冗余等结构特性在模型中以层次状态嵌套及并行状态的形式描述, 功能状态跟踪系统运行状态而变化, 软错误产生、工作模式切换等系统复杂行为的描述主要依靠运行状态的建模。

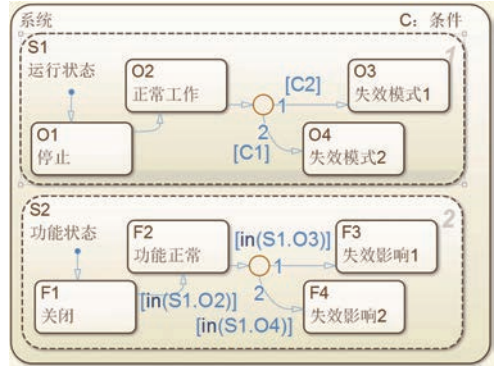


图 3 2 类软错误传播模型状态

Fig. 3 Two kinds of state in soft error propagation model

2.3 软错误影响传播建模

星内软错误影响的传播包括 2 个方面:

- 1) 系统约定层级间下层部件发生的软错误所导致的上层部件功能异常。
- 2) 同一约定层级之间具有输入输出等明显交互关系的部件间由于上游部件软错误导致下游部件的功能异常。

软错误沿系统层级向上传播的过程在有限状态机模型使用嵌套运行状态框图的隐含事件触发, 类似于图 3 所示结构。对于同层级部件的软错误影响建模, 为了避免在建模过程中出现循环、递归以及与功能状态冲突等问题, 采用直接事件广播形式构建传播关系, 如图 4 所示。



图 4 传播关系模型

Fig. 4 Propagation relation model

S1、S2 2 个并行状态分别表示 2 个同层级部件的运行状态, S1 是 S2 的输入部件, S1 存在 2 种失效模式: S1_O3, S1_O4, 其中 S1_O4 失效模式能够导致 S2 部件产生失效模式 S2_O4。当 S1、S2 激活时, S1 部件满足条件 C2, 并在触发事件 SEU 作用下由正常工作态转为失效模式 2, 同时向 S2 广播时间 event_1, 从而令 S2 进入失效模式 2。在此基础上, S1、S2 对应的功能状态框图也进入相应功能失效状态。

2.4 防护与恢复措施建模

- 1) 防护策略。单星内部在各个系统层级所

采用的防护策略可以根据防护手段是否具有物理边界分为2类。

对三模冗余、余度配置等存在物理结构或明显逻辑特征的防护措施,构建相对应的部件状态机模块以描述其逻辑功能。

类似于器件加固、容错和校验等措施,在器件级以上不存在明显的结构特征,在模型中定义特定翻转事件失效状态转移概率:

$$\alpha_i = \alpha_0 \sum_{i=1}^k \beta_i \quad (1)$$

式中: α_0 为器件基本翻转失效率; β_i 为各防护手段对降低翻转失效率的影响权重, $\beta_i \in [0, 1]$ 。在部件正常态到失效态的转移过程中,根据 α_i 调整抽样状态的分支概率。

2) 恢复策略。复位、开关机和余度切换等恢复策略,按照恢复流程建立状态转移链路。图5所示为一般恢复策略下余度部件的状态转移模型,部件出现软错误失效时依照恢复流程分别执行检测、复位、开关机和切机操作,直至部件功能恢复正常。

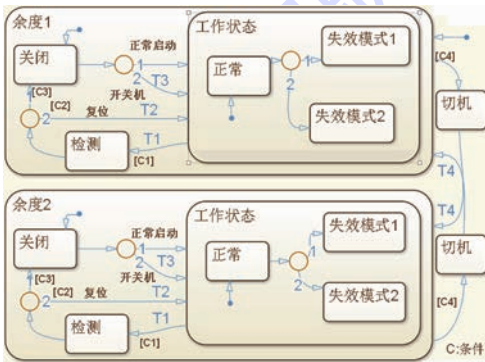


图5 恢复流程建模

Fig. 5 Recovery process modeling

3 可用性建模

软错误对导航卫星的影响主要表现为运行过程中的功能中断,采用可用性作为软错误影响的衡量指标需要从单星与星座2个角度考虑。

3.1 单星可用性

单星可用性是指占据轨位(SLOT)的卫星发射健康的、能被跟踪的空间信号的年均时间百分比。单粒子任务中断情况时的单星可用度表示为

$$p = 1 - T_{\text{MTTR}} / (T_{\text{MTTR}} + T_{\text{MTBF}}) \quad (2)$$

式中: T_{MTBF} 为卫星平均单粒子任务中断平均故障间隔时间; T_{MTTR} 为单粒子任务中断平均维修时间。

针对单粒子软错误可恢复的特点,平均维修时间实际指软错误发生后从检测到一系列恢复措

施完成,卫星恢复正常工作的总时间。仿真过程中通过记录每次软错误发生时刻 t_i^s 与恢复时刻 t_i^e ,并记录仿真总时长 t_{total} ,则 p 及 T_{MTTR} 转化为

$$p = 1 - \sum_{i=1}^n (t_i^e - t_i^s) / t_{\text{total}} \quad (3)$$

$$T_{\text{MTTR}} = \sum_{i=1}^n (t_i^e - t_i^s) / n \quad (4)$$

式中: n 为单次仿真软错误发生总次数。

3.2 星座可用性

导航系统的可用性^[15]根据不同的描述需要在各类文献中定义都不相同,常用星座可用性指标为位置精度因子(Positioning Dilution of Precision, PDOP)^[11]:在任意24h的时间间隔中,导航系统对其服务区内任意用户点提供的PDOP值小于或等于一个给定阈值的时间所占的百分比。

理论上,可根据各种可能的失效组合利用全概率公式计算PDOP可用度^[16-18],但往往难以获得不同组合下的可用度值,通常假定星座特定卫星个数与特定轨道卫星的失效,从而计算该情况下的PDOP可用性。该方案不仅忽略了导航星座高阶失效的情况,而且在计算星座可用性时由于需要分情况考虑,计算流程繁琐。本文通过软错误传播的有限状态机模型,在仿真获得单星可用度的同时生成单星软错误中断时间区间列表,并将中断时间作为STK输入开展星座可用度仿真,由STK计算获得目标服务区内各仿真采样时刻PDOP值,则星座PDOP可用性为

$$A = \sum_{j=1}^T \text{bool}(\delta_{\text{PDOP}_j} < L) / T \quad (5)$$

式中: L 为PDOP阈值,当PDOP精度值小于 L 时,布尔量 $\text{bool}(\delta_{\text{PDOP}_j} < L) = 1$,反之则为0, L 通常取6; T 为仿真采样总次数。

4 案例分析

4.1 软错误影响模型

经过FMEA定性分析,卫星上导航设备的器件级软错误传播至单机级总计可能导致15种单机失效模式,并最终产生8类整星级中断影响。

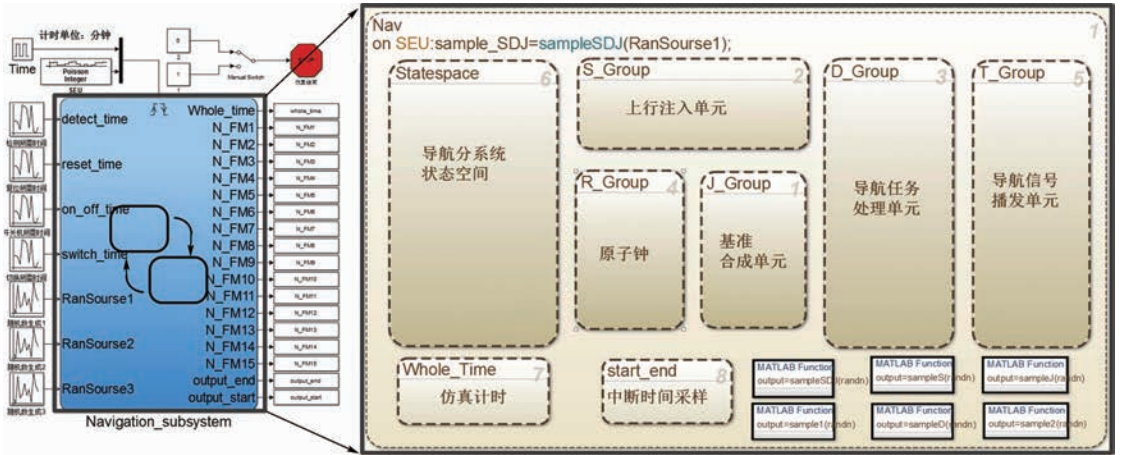
导航设备软错误传播模型的基本结构如图6(a)所示,导航处理模块仿真运行如图6(b)所示,图中出现蓝色实线及虚线框的状态为当前激活的状态。

软错误影响模型输入包括单粒子软错误事件流、软错误检测、系统复位、开关机、切机时间分布以及各类容错、加固措施所对应 β 取值。本文假设单粒子软错误事件的发生为泊松过程,单星内

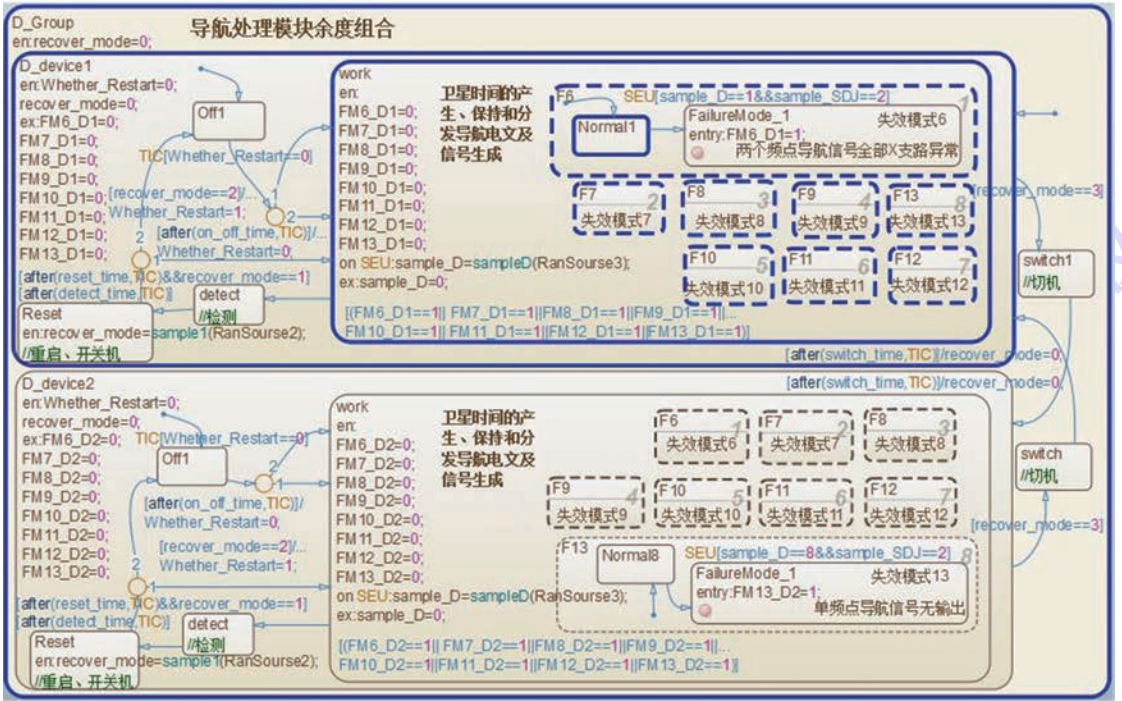
部软错误检测、复位、开关机和切机时间均服从正态分布。

设定仿真时长为 1 a, 分别仿真 GEO 与 MEO

2 种轨位卫星软错误传播流程, 得到 2 种轨位下卫星在不同恢复时间均值时的单星可用度及平均中断恢复时间如图 7 所示。



(a) 导航分系统软错误传播模型结构图



(b) 导航处理模块仿真运行图

图 6 导航分系统 Stateflow 模型

Fig. 6 Stateflow model of navigation subsystem

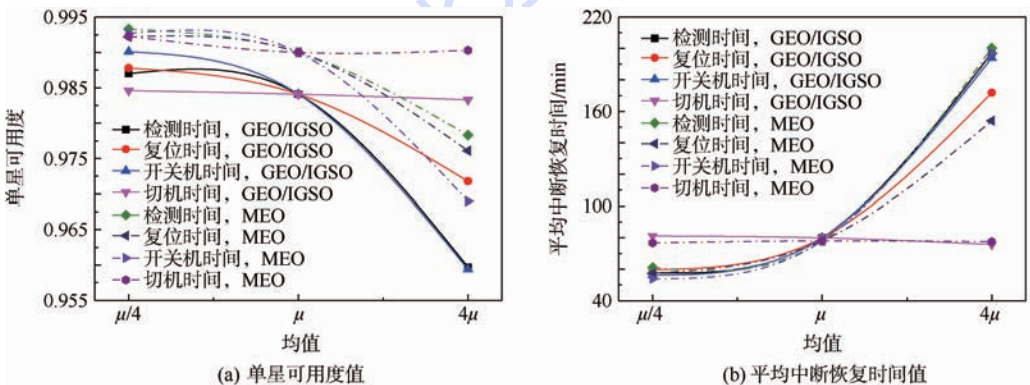


图 7 恢复措施对单星可用度和平均中断恢复时间影响

Fig. 7 Impact of recovery measures on single satellite availability and mean time of interrupt recovery

由图7(a)可知,GEO/IGSO单星可用度普遍较MEO低,与实测结论相符,这是由于在较高轨位时卫星所受离子辐射增多,更易产生单粒子翻转效应。随着检测、复位、开关机和切机时间增加,单星可用度普遍降低,其中检测时间对单星可用度的影响相对显著,在取值为 $\mu/4$ 、 μ 、 4μ 时单星可用度分别为0.9870、0.9841和0.9597;切机时间对可用度产生的影响较小,3类切机时间取值时可用度分别为0.9846、0.9841和0.9833;表明在当前软错误恢复策略下,软错误检测时间是影响恢复时间的主要因素。由图7(b)可知,中断时间受软错误发生率影响较小,对检测、复位和开关机的执行时间较敏感,而基本不受切机时间影响。

综合上述结论,提高单星可用性,减少任务中

断,最直接的方式是降低软错误检测时间,同时也可以通过改变恢复策略,灵活执行单机切换功能,进一步提高单星可用度。

4.2 软错误星座可用性影响仿真

本文参考已运营的北斗区域导航系统,在STK软件中构造5GEO+5IGSO+4MEO的区域导航星座结构^[18]。采用MATLAB/GUI构建MATLAB与STK联合仿真平台(如图8所示),输入不同轨位单粒子翻转率得到14颗卫星中断时间列表,截取30d中断数据输出至STK,由STK仿真获得星座服务区内PDOP动态变化值并计算星座PDOP可用性,仿真得到导航星座考虑单粒子软错误前后服务区内的PDOP值,如图9中3条曲线分别表示每一时刻服务区内PDOP最



图8 MATLAB/STK联合仿真平台

Fig.8 MATLAB/STK co-simulation platform

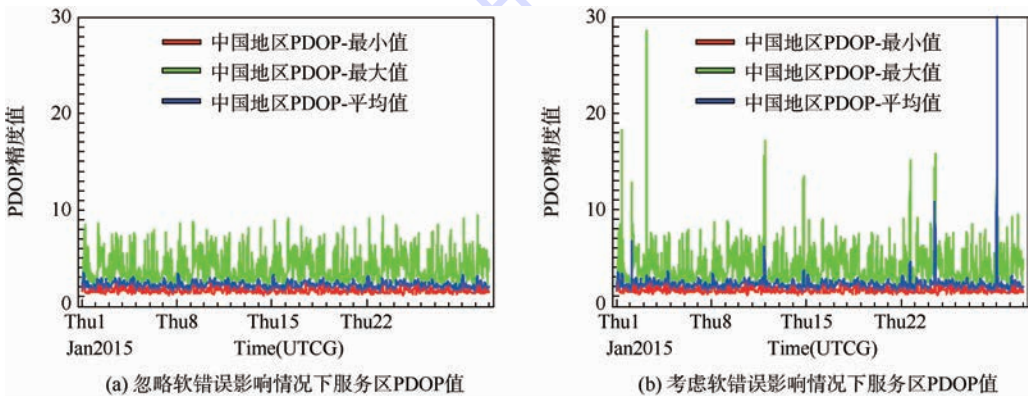


图9 卫星软错误中断对PDOP值影响

Fig.9 Impact of satellite soft error interrupt on PDOP

大值、平均值及最小值。统计得到忽略单星软错误影响情况下星座 PDOP 可用性为 100%，区域 PDOP 平均值最大为 3.482，表明当前星座构形与规模在理论层面能够提供满足可用性标准的导航服务；考虑单星软错误后星座 PDOP 可用性为 99.69%，区域 PDOP 平均值最大达到 69.842。对比考虑软错误情况前后的服务区 PDOP 平均值，表明在星座构形及规模完善的情况下，单纯的单粒子软错误中断不会对星座的 PDOP 可用性造成严重影响，只有当多颗卫星中断状态耦合时可能导致局部地区的 PDOP 值突增。因此，确保足够数量的卫星数与稳定星座构形是在星座层面减小单粒子影响的有效措施。

5 结 论

深入分析软错误在卫星中的传播过程及其影响，对于提高卫星可靠性具有重要意义。综合本文所作工作，得到如下结论：

1) 针对单粒子软错误在单星内部影响传播的规律，提出了面向单星物理结构、防护与恢复策略的软错误传播有限状态机模型构建方法。

2) 阐述了单星可用性与星座可用性的内涵，利用 MATLAB 与 STK 联合仿真得到软错误影响下的单星可用度及星座可用度。

3) 建模方法具有一定的通用性，可针对不同系统的具体结构构建相应的仿真模型，支持可靠性设计分析工作。

目前本文在整星与星座层面建模与仿真过程中仅考虑了单粒子软错误，在此基础上综合分析部件永久失效、卫星人工控制策略等影响因素的共同作用是下一步需要研究的重点。

参考文献 (References)

- [1] BINDER D, SMITH E C, HOLMAN A B. Satellite anomalies from galactic cosmic rays [J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 1975, 22(6) : 2675-2680.
- [2] Semiconductor Industry Association. International technology roadmap for semiconductors (ITRS) [R/OL]. 2013 [2015-05-20]. <http://www.itrs.net/Links/2013ITRS/Home2013.htm>.
- [3] 宋凝芳, 朱明达, 潘雄. SRAM 型 FPGA 单粒子效应试验研究 [J]. 宇航学报, 2012, 33(6) : 836-842.
SONG N F, ZHU M D, PAN X. Experimental study of single event effects in SRAM-based FPGA [J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(6) : 836-842 (in Chinese).
- [4] MITRA S, SEIFERT N, ZHANG M, et al. Robust system design with built-in soft-error resilience [J]. Computer, 2005, 38(2) : 43-52.
- [5] ADELL P, ALLEN G. Assessing and mitigating radiation effects in Xilinx FPGAs [M]. Pasadena, CA: Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, 2008 : 33-45.
- [6] 李志刚, 张或, 潘长勇, 等. 抗单粒子翻转的可重构卫星通信系统 [J]. 宇航学报, 2009, 30(5) : 1752-1756.
LI Z G, ZHANG Y, PAN C Y, et al. A new SEU tolerant satellite dynamically-reconfigurable system based on SDR [J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(5) : 1752-1756 (in Chinese).
- [7] 胡洪凯, 施蕾, 董暘暘, 等. SRAM 型 FPGA 空间应用的抗单粒子翻转设计 [J]. 航天器环境工程, 2014, 31(5) : 510-515.
HU H K, SHI L, DONG Y Y, et al. SEU-tolerant design for SRAM based FPGA on spacecraft [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2014, 31(5) : 510-515 (in Chinese).
- [8] CARMICHAEL C, FULLER E, BLAIN P, et al. SEU mitigation techniques for Virtex FPGAs in space applications [C] // Proceeding of the Military and Aerospace Programmable Logic Devices International Conference (MAPLD). Washington, D. C. : NASA, 1999 : 5-9.
- [9] 侯建文, 张爱兵, 郑香脂, 等. FPGA 单粒子翻转事件在轨探测研究 [J]. 宇航学报, 2014, 35(4) : 454-458.
HOU J W, ZHANG A B, ZHENG X Z, et al. Research on in-orbit detection of SEU of FPGA [J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(4) : 454-458 (in Chinese).
- [10] 贺朝会. 空间轨道单粒子翻转率预估方法研究 [J]. 空间科学学报, 2001, 21(3) : 266-273.
HE C H. Study of methods for predicting SEU rate in space orbits [J]. Chinese Journal of Space Science, 2001, 21(3) : 266-273 (in Chinese).
- [11] CAFFREY M, MORGAN K, ROUSSEL D, et al. On-orbit flight results from the reconfigurable Cibola flight experiment satellite (CFESat) [C] // Proceedings-IEEE Symposium on Field Programmable Custom Computing Machines (FCCM 2009). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009 : 3-10.
- [12] United States Department of Defense. Global positioning system standard positioning service performance standard [M]. Washington D. C.: US United States Department of Defense, 2001.
- [13] HAREL D. Statecharts: A visual formalism for complex systems [J]. Science of Computer Programming, 1987, 8(3) : 231-274.
- [14] 王蓓, 赵廷弟, 焦健. 基于有限状态机的安全性仿真技术 [J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(4) : 428-432.
WANG B, ZHAO T D, JIAO J. Safety simulation technology based on finite state machine [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(4) : 428-432 (in Chinese).
- [15] RYCROFT M J. Understanding GPS: Principles and applications [J]. Artech House Mobile Communications, 2005, 59(5) : 598-599.
- [16] 李国重, 李建文, 焦文海, 等. 顾及卫星故障修复的导航星座 PDOP 可用性分析方法研究 [J]. 武汉大学学报 (信息科学版), 2010, 35(7) : 841-845.
LI G Z, LI J W, JIAO W H, et al. Analysis of PDOP availability of navigation constellation based on satellite service intermittence [J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2010, 35(7) : 841-845 (in Chinese).
- [17] 侯洪涛, 谢菲, 张旺勋, 等. 基于 Markov 过程的导航系统星座可用性分析 [J]. 系统工程与电子技术, 2014, 36(4) :

685-690.

HOU H T, XIE F, ZHANG W X, et al. Availability analysis for constellation of GNSS based on Markov process [J]. Systems Engineering and Electronics, 2014, 36 (4): 685-690 (in Chinese).

[18] 徐嘉. 故障星分布对星座 PDOP 可用性影响的建模及评价 [J]. 航空学报, 2008, 29(5): 1139-1143.

XU J. Modeling and evaluation of effects of fault satellites distribution on PDOP availability of navigation constellation [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(5): 1139-1143 (in Chinese).

[19] 王琦, 杨颖. STK 在计算机仿真中的应用 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2005: 96-115.

WANG Q, YANG Y. The application of STK in computer simulation [J]. Beijing: National Defense Industry Press, 2005: 96-115 (in Chinese).

作者简介:

范基坪 男, 硕士研究生。主要研究方向: 系统安全, 故障传播理论。

Tel.: 010-82317665

E-mail: fanjiping@buaa.edu.cn

焦健 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 复杂系统安全性建模、可靠性仿真、系统工程。

Tel.: 010-82317665

E-mail: jiaojian@buaa.edu.cn

赵廷弟 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 系统安全。

Tel.: 010-82316570

E-mail: ztd@buaa.edu.cn

SEU soft error effect modeling and simulation method for navigation satellite

FAN Jiping¹, JIAO Jian^{1,*}, ZHAO Haitao², ZHAO Tingdi¹

(1. School of Reliability and Systems Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: Single event upset (SEU) soft error is one of the most important factors that affect the reliability and availability of satellite. To analyze and evaluate the SEU soft error propagation and effect in navigation satellite system, a novel finite-state machine (FSM)/Stateflow modeling method is proposed, where the basic model elements and modeling principles combined with protection and recovery strategies in satellite are presented. Through the simulation based on Simulink/Stateflow platform, the availability of satellite and mean task interruption time are obtained, and the effects of several recovery strategies on the availability of satellite are analyzed; moreover, a co-simulation between MATLAB and STK is conducted to evaluate the constellation positioning dilution of precision (PDOP) availability obtained from the simulation result of single satellite soft error propagation, which reflects the impacts of SEU soft error on both single satellite and constellation.

Key words: single event upset (SEU) soft error; failure propagation; finite-state machine (FSM); availability; Stateflow

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0312

含孔隙基体缎纹编织复合材料面内压缩 弹性性能预报



边天涯¹, 关志东^{1,*}, 刘发齐¹, 王仁宇¹, 穆军武²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 复杂航空系统仿真重点实验室, 北京 100076)

摘 要: 缎纹编织复合材料微观结构复杂, 传统弹性性能预报方法较难适用。针对该问题, 建立缎纹编织复合材料代表体积单元 (RVE), 对 RVE 模型面内压缩弹性模量和面内泊松比的预报方法进行了研究。分别基于能量法原理和单夹杂理论, 对弯曲纤维束纵向压缩模量和含孔隙基体弹性性能进行预报, 改进了传统细观力学中的混合率方法, 并利用已得的组分材料性能对 RVE 模型有效面内压缩模量和面内泊松比实现了解析法预报。基于 Python 语言对 ABAQUS 有限元分析软件进行二次开发, 建立了基体含孔隙的 RVE 模型, 利用 RVE 模型在基本受力状态下的有限元方法结果实现有效面内压缩模量和面内泊松比的有限元方法预报。基于碳/碳复合材料, 解析法与数值法计算结果吻合很好, 实现了对缎纹编织材料面内压缩性能的有效预报。

关键词: 编织复合材料; 压缩弹性性能; 代表体积单元; 能量法; 有限元方法

中图分类号: V257; TB332

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)05-1016-09

编织复合材料是一种新型的结构材料, 具有高比强度、高比模量以及可设计性等优良性能, 近年来受到工程领域广泛关注, 现已作为重要的耐高温结构材料大量应用于航空航天飞行器中, 同时在民用方面, 诸如体育用品、医疗器械等方面的应用也日益增多。为更合理地利用编织复合材料, 则需要了解与掌握其微观结构及力学行为。通常把编织复合材料微观结构中独立重复的代表体积单元 (RVE) 称为单胞, 单胞的力学性能决定于其结构形式。目前, 国内外已有不少关于编织复合材料单胞弹性性能研究的文献, 包括编织复合材料单胞结构几何建模方法^[1-4], 编织复合材料弹性性能预报和力学行为研究^[5-9]等。综合诸多研究结果, 编织复合材料弹性性能研究的通用

基本步骤为: 依据材料微观结构, 确定其单胞结构, 通过几何方法进行简化并描述, 建立单胞几何模型; 在单胞几何模型上进行受力分析, 确定其刚度矩阵。该通用方法也适用于缎纹编织复合材料弹性性能研究, 但是缎纹编织微观结构具有复杂性和材料多孔性等特点, 其性能研究方法尚需进一步探索与改进。

针对编织材料微观结构复杂性特点, Mu^[10]和 Guan^[11]等基于实验研究, 对 8 枚三飞缎纹编织结构几何建模进行了阐述, Xiong^[12]和 Cheng^[13]等基于能量法原理, 建立了平面平纹编织复合材料的单胞有限元模型, 并对其拉伸和压缩模量进行了准确的预报。针对微观结构多孔性特点, 卢子兴等^[14]利用 ABAQUS 二次开发数值模

收稿日期: 2015-05-18; 录用日期: 2015-08-29; 网络出版时间: 2015-10-30 16:34

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151030.1634.005.html

* 通讯作者: Tel.: 010-82338873 E-mail: d5062010@163.com

引用格式: 边天涯, 关志东, 刘发齐, 等. 含孔隙基体缎纹编织复合材料面内压缩弹性性能预报[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 1016-1024. BIAN T Y, GUAN Z D, LIU F Q, et al. Prediction on in-plane compression elastic properties of satin weave composites with pore matrix[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 1016-1024 (in Chinese).

拟方法,建立了含孔隙平纹机织复合材料的单胞有限元模型,预测了其拉伸行为,阚晋^[15]基于 Es-helby 等效夹杂理论,对碳基体的有效模量进行了预测,并建立了含界面层的缎纹编织碳/碳复合材料单胞模型,利用有限元方法预测其拉伸模量,袁辉^[16]基于微分法理论,对含孔隙碳基体微观结构进行了分析,而后采用坐标转换方法对三维四向编织碳/碳复合材料的刚度进行了预报。

本文针对 8 枚三飞缎纹编织细观结构单胞模型,基于碳/碳复合材料体系,考虑了碳/碳复合材料具有孔隙缺陷的特点,基于夹杂理论稀疏方法,分析了含孔隙碳基体的弹性性能。根据最小余能原理,分析了纤维束的弯曲特性对其纵向压缩模量的影响。建立了适用于纵横交叠缎纹编织细观结构的面内压缩模量和面内泊松比解析预报方法。同时,应用基于 Python 语言的 ABAQUS 有限元软件二次开发技术,建立了含孔隙缎纹编织复合材料单胞有限元模型,实现了其弹性性能的数值方法预报。基于碳/碳复合材料体系对比解析法和数值法计算结果,结果显示二者吻合良好,实现了对缎纹编织材料面内压缩模量和面内泊松比的有效预报。

1 单胞结构基本属性

编织复合材料单胞结构的基本属性包括:编织结构形式、几何描述、组分体积分数和组分材料属性。这些基本属性决定单胞结构的力学性能。

1.1 编织结构形式

8 枚三飞缎纹编织复合材料单胞结构由 8 根经向纤维束和 8 根纬向纤维束交织成的纤维布以及周围的基体组成,如图 1 所示^[17],该图中并未显示基体成分。

对于 8 枚三飞缎纹编织单胞结构,文献^[15]将其划分为 3 种规则排布、重复重现的子单胞结构,依据其中纤维束段空间位形,可将其分为交叠子单胞、半交叠子单胞和无交叠子单胞,如图 2 所示^[18]。

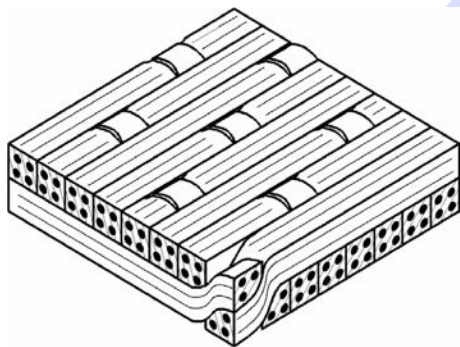


图 1 8 枚缎纹编织材料 RVE 结构^[17]

Fig. 1 RVE structure of 8-harness satin weave material^[17]

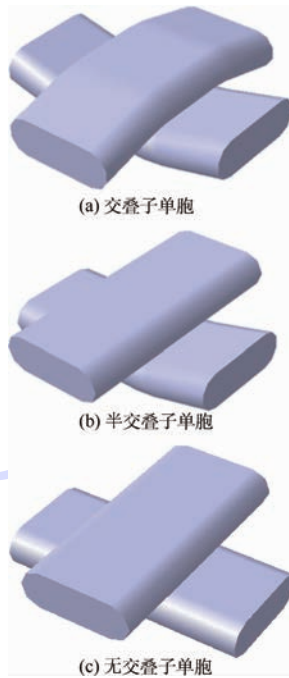


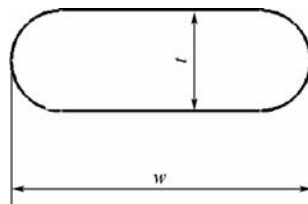
图 2 子单胞细观结构^[18]

Fig. 2 Meso-structures of sub unit cells^[18]

3 种子单胞结构中共包含 3 种形状纤维束段,分别为两端均弯曲的弯曲纤维束段,一端弯曲的半弯曲纤维束段和两端均不弯曲的直纤维束段。其中交叠子单胞中包含 2 根弯曲纤维束段,半交叠子单胞中包含一根半弯曲纤维束段和一根直纤维束段,无交叠子单胞中包含 2 根直纤维束段。需要说明的是,子单胞均为长方体形状,图 2 只显示了经向和纬向纤维束,并未显示基体成分。

1.2 几何描述

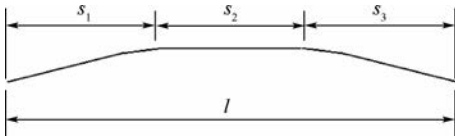
单胞结构的几何描述主要是对纤维束横截面和纤维束空间位形进行数学方式表达,如圆形纤维束截面-正弦曲线空间位形^[2]、双凸透镜形纤维束截面-正弦曲线空间位形^[3]以及跑道形纤维束截面-直线与曲线组合空间位形^[4]。本文对缎纹编织复合材料单胞结构做出如下几何假设:①纤维束横截面形状为“跑道形”,如图 3 所示;②纤维束中心线由正弦曲线段和直线段组合而成,以交叠子单胞中的弯曲纤维束段为例,如图 4 所示;③经向纤维束和纬向纤维束为空间垂直相交;④不同层纤维布中的经向纤维束是相互平行的。



w —纤维束横截面宽度; t —纤维束横截面高度。

图 3 纤维束跑道形横截面形状

Fig. 3 Runway shape cross-section of fiber yarns



l—子单胞宽度。

图4 交叠子单胞中的弯曲纤维束

Fig.4 Bending yarn in bending sub unit cell

纤维束横截面积(S)和转动惯量(I)分别为

$$S = t(w - t) + \frac{1}{4}\pi t^2 \quad (1)$$

$$I = \frac{1}{12}t^3(w - t) + \frac{1}{64}\pi t^4 \quad (2)$$

交叠子单胞中弯曲纤维束段中心线分为 s_1 、 s_2 和 s_3 共3段,各段方程分别为

$$z_1 = \frac{t}{2}\sin\left(\frac{\pi x}{l - w + t}\right) \quad 0 \leq x \leq \frac{l - w + t}{2} \quad (3)$$

$$z_2 = \frac{t}{2} \quad \frac{l - w + t}{2} \leq x \leq \frac{l + w - t}{2} \quad (4)$$

$$z_3 = \frac{t}{2}\sin\left[\frac{\pi}{l - w + t}(x - w + t)\right] \quad \frac{l + w - t}{2} \leq x \leq l \quad (5)$$

式中: $z_i(i=1,2,3)$ 为纤维束中心线挠度; x 为纤维束中心线方程自变量。

纤维束和子单胞几何参数数值如表1^[15]所示。

表1 纤维束几何参数^[15]

Table 1 Geometric parameters of fiber yarns^[15]

几何参数/mm	数值
w	0.6
t	0.2
h	0.46
l	1.3

注:h—子单胞厚度。

1.3 组分体积分数

表1中子单胞的厚度为0.46mm,子单胞厚度大于2层纤维束厚度是由于相邻纤维布之间存在间隙。根据子单胞的宽度和厚度,得到其体积为0.7774mm³。

根据纤维束横截面面积以及子单胞中经向和纬向纤维束段的长度,分别得到不同子单胞中的纤维体积分数,如表2所示。子单胞中除纤维体积外,均为基体。

表2 子单胞中纤维体积分数

Table 2 Fiber volume fraction in sub unit cells

不同子单胞纤维体积分数/%	数值
交叠子单胞 c_{n1}	37.9
半交叠子单胞 c_{n2}	37.4
无交叠子单胞 c_{n3}	37.3

1.4 组分材料属性

本文基于碳/碳复合材料体系进行缎纹编织结构弹性性能预报。其中碳纤维为正交各向异性T300纤维,碳基体为各向同性材料。T300碳纤维和无孔隙碳基体的材料性能参数分别如表3^[19]和表4^[15]所示。

表3 T300纤维材料属性^[19]

Table 3 Material properties of T300 fiber^[19]

弹性性能参数	数值
纵向弹性模量 E_{n1} /GPa	230
横向弹性模量 E_{n2} /GPa	15
主泊松比 ν_{n1}	0.2

表4 无孔隙碳基体材料属性^[15]

Table 4 Material properties of pure carbon matrix^[15]

弹性性能参数	数值
弹性模量 E_m /GPa	9.254
泊松比 ν_m	0.23

2 面内压缩弹性性能解析法预报

2.1 纤维束纵向压缩模量折减系数

纤维束弯曲会对其纵向压缩模量产生一定程度影响。传统方法多采用刚度平均法对弯曲纤维束或空间斜位纤维束进行有效模量预报^[20-22]。文献[12-13]将纤维束简化为梁,并利用最小余能原理得到了平纹编织单胞的结构中弯曲纤维束的拉伸或压缩模量。

参考文献[12-13]的方法,将交叠子单胞中弯曲纤维束段简化为弯曲梁,如图4所示。根据中心线方程式(3)~式(5),第 s_i 段中心线斜率方程为

$$\tan \theta_i = \frac{dz_i}{dx} \quad i = 1, 2, 3 \quad (6)$$

式中: θ_i 为纤维束中心线切线倾角。

在进行弯曲纤维压缩模量预报计算中并不考虑基体的影响。假设弯曲经向纤维束段处于单轴应力加载状态,则单轴压力 T_1 和纤维束段端部支反弯矩 T_2 如图5所示。



图5 纤维束段受力状态

Fig.5 Forced state on fiber yarn

根据材料力学理论,纤维束段中的截面弯矩和截面力可如下表示。

纤维束段中第 s_i 段截面弯矩为

$$M_i(x) = -z_i T_1 + T_2 \quad (7)$$

纤维束段中第 s_i 段截面力为

$$N_i = \frac{T_1}{\sqrt{1 + \tan^2 \theta_i}} \quad (8)$$

纤维束段总余能为

$$\Pi = \frac{1}{2E_{fl}} \int_{s_i} M_i^2 dl + \frac{1}{2E_{fl}} \int_{s_i} N_i^2 dl \quad (9)$$

T_1 和 T_2 可被认为是 0 阶张量,将式(7)和式(8)代入式(9),并以张量形式进行表达,即

$$\Pi = \frac{\lambda_{jk}}{E_{fl}} \mathbf{T}_j \cdot \mathbf{T}_k \quad j, k = 1, 2 \quad (10)$$

式中: λ_{jk} 为只与几何参数有关的常数。

根据最小余能原理,可以得到

$$\frac{\partial \Pi}{\partial \mathbf{T}_1} = \frac{1}{E_{fl}} (K_{11} \mathbf{T}_1 + K_{12} \mathbf{T}_2) = \Delta \quad (11)$$

$$\frac{\partial \Pi}{\partial \mathbf{T}_2} = \frac{1}{E_{fl}} (K_{21} \mathbf{T}_1 + K_{22} \mathbf{T}_2) = 0 \quad (12)$$

式中: K_{jk} 为只与几何参数有关的常数; Δ 为子单胞压缩变形量。

由式(11)和式(12)组成的线性方程组可以得到

$$T_1 = \frac{K_{22} E_{fl} \Delta}{K_{11} K_{22} - K_{12} K_{21}} \quad (13)$$

也即

$$\frac{\Delta}{T_1} = \frac{K_{11} K_{22} - K_{12} K_{21}}{K_{22} E_{fl}} = \frac{W}{E_{fl}} \quad (14)$$

式中: W 为只与几何参数有关的常数。

则弯曲纤维束纵向压缩模量为

$$E_{fl}^{\text{bending}} = \frac{T_1 l}{S' \Delta} = \frac{E_{fl} l}{S' W} \quad (15)$$

式中: S' 为弯曲纤维束段端部截面积。

则交叠子单胞中弯曲纤维束段纵向压缩模量的折减系数^[23-24]为

$$\eta^{\text{bending}} = \frac{E_{fl}^{\text{bending}}}{E_{fl}} = \frac{l}{S' W} \quad (16)$$

$$S' = S \sqrt{1 + \left[\frac{\pi t}{2(l - w + t)} \right]^2} \quad (17)$$

此外,直纤维束段的纵向压缩模量折减系数为 1,半弯曲纤维束段的纵向压缩模量折减系数定义为

$$\eta^{\text{semi}} = \frac{\eta^{\text{bending}} + 1}{2} \quad (18)$$

由此得到 3 种不同纤维束段的纵向压缩模量折减系数如表 5 所示。

表 5 3 种纤维束段的纵向压缩模量折减系数

Table 5 Longitude compression modulus reduction factors of three kinds of yarns

纤维束段类型	纵向压缩模量折减系数
弯曲纤维束段	0.7007
半弯曲纤维束段	0.8504
直纤维束段	1

2.2 含孔隙基体弹性性能预报

含孔隙基体的弹性性能预报属于单夹杂问题。本文将基体所含孔隙认为是球形夹杂,并采用复合材料线性有效模量预测近似方法中的稀疏法进行含孔隙基体的弹性性能预报。

无孔隙碳基体作为各向同性材料,其模量张量 C_{ijkl} 可用无孔隙基体剪切模量 G 、泊松比 ν 、Kronecker 符号 (δ_{ij} 、 δ_{kl} 、 δ_{ik} 、 δ_{jl} 、 δ_{il} 及 δ_{jk}) 和无孔隙基体体积模量 K 表示为

$$C_{ijkl} = \frac{2G\nu}{1-2\nu} \delta_{ij} \delta_{kl} + G(\delta_{il} \delta_{jk} + \delta_{ik} \delta_{jl}) + K \delta_{ij} \delta_{kl} + G \left(\delta_{il} \delta_{jk} + \delta_{ik} \delta_{jl} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \delta_{kl} \right) \quad (19)$$

利用简化方法将式(19)写成矩阵形式

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} K + \frac{4}{3}G & K - \frac{2}{3}G & K - \frac{2}{3}G & & & \\ K - \frac{2}{3}G & K + \frac{4}{3}G & K - \frac{2}{3}G & & & \\ K - \frac{2}{3}G & K - \frac{2}{3}G & K + \frac{4}{3}G & & & \\ & & & 2G & & \\ & & & & 2G & \\ & & & & & 2G \end{bmatrix} \quad (20)$$

式中:

$$K = \frac{mE_m}{3}(1 + 2\nu_m) \quad (21)$$

$$G = \frac{mE_m}{2}(1 - \nu_m) \quad (22)$$

$$m = \frac{1}{1 - \nu_m^2} \quad (23)$$

根据稀疏方法,含球型夹杂材料的体积模量

\bar{K} 和剪切模量 \bar{G} 的估计分别为^[25]

$$\bar{K} = K + \frac{K_1 - K}{1 + 9K_p(K_1 - K)} c_1 \quad (24)$$

$$\bar{G} = G + \frac{G_1 - G}{1 + 4G_p(G_1 - G)} c_1 \quad (25)$$

式中: c_1 为夹杂介质体积分数; K_1 和 G_1 分别为夹杂介质的体积模量和剪切模量,对于孔隙而言, $K_1 = 0, G_1 = 0$; K_p 和 G_p 定义为

$$K_p = \frac{1}{3(4G + 3K)} \quad (26)$$

$$G_p = \frac{3(2G + K)}{10G(4G + 3K)} \quad (27)$$

设 \bar{E}_m 和 $\bar{\nu}_m$ 分别为含孔隙基体的有效弹性模量和有效泊松比,则其稀疏法近似预测值为

$$\bar{E}_m = \frac{6\bar{G}(3\bar{K} + 2\bar{G})}{3\bar{K} + 4\bar{G}} \quad (28)$$

$$\bar{\nu}_m = \frac{3\bar{K} - 2\bar{G}}{2(3\bar{K} + 4\bar{G})} \quad (29)$$

2.3 子单胞面内压缩弹性性能预报

传统混合率算法中的串联模型不能很好地解决缎纹编织子单胞的弹性性能预报问题。为更有效地对缎纹编织子单胞进行面内压缩弹性性能预报,本文将子单胞划分为上、下2层,子单胞受力状态如图6所示。并做出假设:①上、下2部分在同一方向(方向1或方向2)的应变相等;②整个子单胞中内应力保持平衡。

根据上述假设,对于1方向加载情况,可得

$$\varepsilon_1 = -\frac{\sigma_{f1}}{\eta_1 E_{f1}} + \frac{\nu_{f12}}{E_{f2}} \sigma_2 \quad (30)$$

$$\varepsilon_1 = -\frac{\sigma_{m1}}{\bar{E}_m} + \frac{\bar{\nu}_m}{\bar{E}_m} \sigma_2 \quad (31)$$

$$\varepsilon_1 = \left(-\frac{\sigma_1}{E_{f2}} + \frac{\nu_{f21}}{\eta_2 E_{f1}} \sigma_{f2} \right) c_f + \left(-\frac{\sigma_1}{\bar{E}_m} + \frac{\bar{\nu}_m}{\bar{E}_m} \sigma_{m2} \right) c_m \quad (32)$$

$$\varepsilon_2 = \left(-\frac{\sigma_2}{E_{f2}} + \frac{\nu_{f21}}{\eta_1 E_{f1}} \sigma_{f1} \right) c_f + \left(-\frac{\sigma_2}{\bar{E}_m} + \frac{\bar{\nu}_m}{\bar{E}_m} \sigma_{m1} \right) c_m \quad (33)$$

$$\varepsilon_2 = -\frac{\sigma_{f2}}{\eta_2 E_{f1}} + \frac{\nu_{f12}}{E_{f2}} \sigma_1 \quad (34)$$

$$\varepsilon_2 = -\frac{\sigma_{m2}}{\bar{E}_m} + \frac{\bar{\nu}_m}{\bar{E}_m} \sigma_1 \quad (35)$$

$$\sigma_2 \cdot \frac{1}{2} + \sigma_{f2} \cdot \frac{c_f}{2} + \sigma_{m2} \cdot \frac{c_m}{2} = 0 \quad (36)$$

式中: E_{f2} 为纤维束横向弹性模量; ε_1 和 ε_2 分别为1方向和2方向的应变; ν_{f12} 为纤维束面内1、2方

向泊松比; c_f 和 c_m 分别为纤维和基体的体积分数; η_1 和 η_2 分别为1方向和2方向纤维束段的纵向压缩模量折减系数,具体数值如表5所示。

式(30)~式(36)可以整理为矩阵形式:

$$\mathbf{Ax} = \mathbf{b}\varepsilon_1 \quad (37)$$

式中:

$$\mathbf{x} = [\sigma_{f1} \ \sigma_{m1} \ \sigma_1 \ \sigma_{f2} \ \sigma_{m2} \ \sigma_2 \ \varepsilon_2]^T \quad (38)$$

\mathbf{A} 和 \mathbf{b} 均为只与材料参数和组分体积分数有关的常数矩阵和常数向量。

根据克莱默法则,可得

$$x_i = \frac{|A_i|}{|A|} \quad i=1,2,\dots,7 \quad (39)$$

式中: A_i 由 \mathbf{A} 的第*i*列依次替换为 $\mathbf{b}\varepsilon_1$ 而得。

由式(38)可得

$$\mathbf{x} = [P_1 \ P_2 \ P_3 \ P_4 \ P_5 \ P_6 \ P_7]^T \varepsilon_1 \quad (40)$$

式中: P_1, P_2, \dots, P_7 均为只与材料参数和组分体积分数有关的常数。

则子单胞的1方向有效面内压缩弹性模量和有效面内泊松比分别为

$$E_1^{\text{cell}} = \frac{1}{2}(c_f P_1 + c_m P_2 + P_3) \quad (41)$$

$$\nu_{21}^{\text{cell}} = -P_7 \quad (42)$$

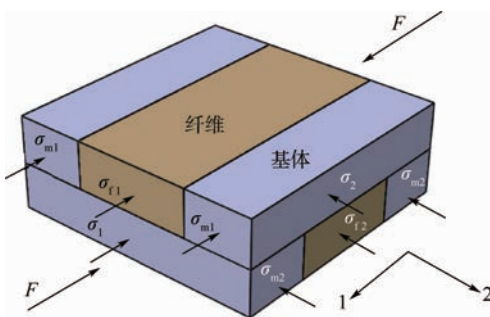
对于交叠子单胞和无交叠子单胞,面内1方向和2方向纤维束段类型相同,也即1方向和2方向的有效面内压缩弹性模量和有效面内泊松比相等。对于半交叠子单胞,面内2方向具有不同类型纤维束段,需要再进行一轮2方向加载情况的计算,得到面内2方向有效面内压缩弹性模量 E_2^{cell} 和有效面内泊松比 ν_{12}^{cell} 。

2.4 单胞弹性性能预报

8枚三飞缎纹编织复合材料的单胞可以被划分为64个子单胞,其中包括8个交叠子单胞,32个半交叠子单胞以及24个无交叠子单胞。本文8枚三飞缎纹编织单胞在面内1方向和2方向具有相同的纤维束横截面积、弯曲程度、材料性能和交叠点密度,属于“平衡单胞”^[26],也即2方向的有效面内压缩模量和有效面内泊松比与1方向相同。

以1方向为研究对象,需要指明的是32个半交叠子单胞中有16个为半弯曲纤维束段平行1方向,另外16个为直纤维束段平行1方向,则根据串联模型混合率算法,单胞在1方向的有效弹性模量和有效泊松比分别为

$$E_1^{\text{eff}} = c_{e1} E_1^{\text{cell1}} + \frac{1}{2} c_{e2} E_1^{\text{cell2}} + \frac{1}{2} c_{e2} E_2^{\text{cell2}} + c_{e3} E_1^{\text{cell3}} \quad (43)$$



F—子单胞受力; σ_{f1}, σ_{f2} —1方向和2方向的纤维束应力;
 σ_{m1}, σ_{m2} —子单胞上层1方向和2方向的基体应力;
 σ_1, σ_2 —子单胞下层1方向和2方向的基体应力。

图6 子单胞受力状态

Fig.6 Force state of sub unit cell

$$\nu_{21}^{\text{eff}} = c_{e1} \nu_{21}^{\text{cell1}} + \frac{1}{2} c_{e2} \nu_{21}^{\text{cell2}} + \frac{1}{2} c_{e2} \nu_{12}^{\text{cell2}} + c_{e3} \nu_{21}^{\text{cell3}} \quad (44)$$

式中: c_{e1} 、 c_{e2} 和 c_{e3} 分别为交叠子单胞、半交叠子单胞和无交叠子单胞的体积分数; E_1^{cell1} 和 E_1^{cell3} 分别为交叠子单胞和无交叠子单胞的有效面内压缩模量; E_1^{cell2} 为半交叠子单胞中半弯曲纤维束段方向的有效面内压缩模量; E_2^{cell2} 为半交叠子单胞中直纤维束段方向的有效面内压缩模量; ν_{21}^{cell1} 和 ν_{21}^{cell3} 分别为交叠子单胞和无交叠子单胞的有效面内泊松比; ν_{21}^{cell2} 为半交叠子单胞中半弯曲纤维束段方向的有效面内泊松比, ν_{12}^{cell2} 为半交叠子单胞中直纤维束段方向的有效面内泊松比。

3 面内压缩弹性性能数值法预报

3.1 有限元模型

有限元分析基于 ABAQUS 商用有限元软件。3 种子单胞的有限元模型采用三维实体线性四面体单元 C3D4, 通过反复增加网格数量, 直至计算结果不再变化, 以确保有限元模型的有效性。如 1.2 节所述, 子单胞的宽度为 1.3 mm, 厚度为 0.46 mm, 其中交叠子单胞共具有 590 948 个网格, 半交叠子单胞共具有 609 305 个网格, 无交叠子单胞共具有 605 283 个网格。子单胞有限元模型如图 7 所示。

在子单胞有限元模型中, 设定在同一表面的所有节点满足如下边界条件: 某表面所有节点在该表面法向具有相等位移。

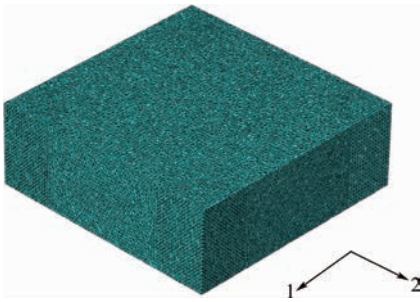


图7 子单胞有限元模型

Fig.7 Finite element model of sub unit cell

3.2 建立基体孔隙

在子单胞有限元模型中, 划分网格后, 网格具有唯一且有序排列的编号。本文通过采用设定基体孔隙率的数值, 而后基于 Python 语言实现对 ABAQUS 二次开发, 从基体网格中随机选取相应数量比例的网格, 对该些网格进行重新赋予孔隙属性, 为保证数值计算的可行性, 同时兼顾孔隙的属性, 将孔隙单元模量和泊松比设定为极低水平, 得到基体含孔隙的子单胞模型。含孔隙基体网格图如图 8 所示, 图中深色单元即为孔隙单元。



图8 含孔隙基体网格

Fig.8 Meshes of matrix with pore

3.3 子单胞有效弹性性能预报

在有限元计算过程中, 加载方式采用位移边界条件。对于交叠子单胞和无交叠子单胞, 其 1 方向前表面位移加载定义为沿 1 方向具有 0.001 3 mm 压向位移, 1 方向后表面位移定义为 0, 即单胞 1 方向变形量为 0.001 3 mm。其他 4 个表面不添加位移约束。有限元计算结果中, 利用 1 方向后表面的支反力结果 R 及 1 方向变形量 $\Delta l = 0.001 3 \text{ mm}$ 可求得子单胞有效面内 1 方向压缩模量为

$$E_1^{\text{cell}} = \frac{R}{\Delta l \cdot h} \quad (45)$$

2 方向前表面与 2 方向后表面沿 2 方向的位移差值为单胞 2 方向变形量, 2 方向变形量与 1 方向变形量比值即为面内泊松比数值计算结果。

对于半交叠子单胞, 由于面内 1 方向和 2 方向弹性性能不同, 需要再进行一轮 2 方向的位移加载。有限元方法计算结果如表 6 所示。

表6 各加载状况有限元方法计算结果

Table 6 Finite element method calculation results of all force states

基体 孔隙率/%	交叠子单胞 1 方向加载		半交叠子单胞 1 方向加载		半交叠子单胞 2 方向加载		无交叠子单胞 1 方向加载	
	1 方向支反端 载荷/N	2 方向变形/ (10^{-5} mm)	1 方向支反端 载荷/N	2 方向变形/ (10^{-5} mm)	1 方向支反端 载荷/N	2 方向变形/ (10^{-5} mm)	1 方向支反端 载荷/N	2 方向变形/ (10^{-5} mm)
0	26.87	7.265	28.62	6.260	30.85	6.787	30.85	6.320
2	26.73	7.344	28.49	6.302	30.74	6.854	30.74	6.360
4	26.53	7.148	28.30	6.080	30.57	6.663	30.56	6.138
6	26.32	6.984	28.10	5.850	30.39	6.471	30.39	5.908
8	26.11	6.855	27.90	5.610	30.22	6.277	30.21	5.666
10	25.90	6.756	27.70	5.360	30.04	6.089	30.03	5.414

各子单胞面内有效压缩弹性性能得到后,仍采用式(42)和式(43)进行整体单胞有效压缩弹性性能的计算。

4 计算结果与讨论

4.1 解析法与数值法计算结果对比

解析法与数值法计算结果对比如表7所示。从表7可以看出,在孔隙率不大于4%时,有效面

内压缩模量的解析法预报误差控制在2.70%以内,有效面内泊松比的解析法预报误差控制在0.5%以内。当孔隙率大于5%时,由于夹杂理论稀疏方法适用范围的局限性,有效面内压缩模量和有效面内泊松比解析法预报误差均有所增加,当基体孔隙率为10%时,有效面内压缩模量解析法预报误差达到2.77%,有效面内泊松比解析法预报误差达到3.40%,误差仍处于较低水平。

表7 解析法与数值法结果对比

Table 7 Comparison of results of analytical method and numerical simulation

基体孔隙率/%	预报面内压缩模量/GPa		面内压缩模量 结果误差/%	预报面内泊松比		面内泊松比 结果误差/%
	解析法	数值法		解析法	数值法	
0	48.49	49.82	2.67	0.0505	0.0503	0.40
2	48.29	49.63	2.70	0.0507	0.0507	0
4	47.99	49.32	2.70	0.0489	0.0491	0.41
6	47.68	49.01	2.71	0.0469	0.0475	1.26
8	47.36	48.70	2.75	0.0448	0.0458	2.18
10	47.04	48.38	2.77	0.0426	0.0441	3.40

综上所述,本文提出的解析预报方法能有效地进行缎纹编织复合材料面内压缩模量和面内泊松比的预报。

4.2 基体孔隙率对RVE有效弹性性能影响

图9为有效面内压缩模量和有效面内泊松比随基体孔隙率变化曲线。从图9可以看出,随着基

体孔隙率增加,缎纹编织复合材料整体单胞有效面内压缩模量和有效面内泊松比呈降低趋势。有限元计算结果中,当基体孔隙率达到10%时,缎纹编织复合材料整体单胞有效面内压缩模量降低2.89%,有效面内泊松比降低13.94%。可见,随着基体孔隙率增大,单胞有效面内泊松比降低明显。

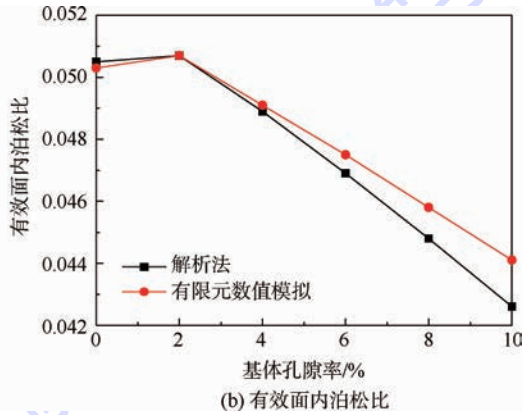
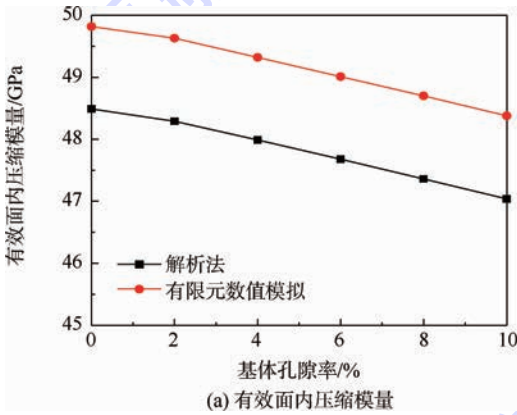


图9 有效面内压缩模量和有效面内泊松比随基体孔隙率变化曲线

Fig.9 Curves of effective in-plane compression modulus and effective in-plane Poisson's ratio changing with matrix porosity

5 结论

1) 针对缎纹编织复合材料微观结构复杂性、多孔性等特点,本文应用最小余能原理进行了弯曲纤维束的纵向压缩模量预报,采用单夹杂理论中的稀疏法进行了含孔隙基体的弹性性能预报,建立了适用于缎纹编织复合材料面内压缩模量和面内泊松比预报的混合率方法。

2) 本文基于Python语言对ABAQUS软件的

二次开发技术,建立了含“模拟孔隙”的缎纹编织单胞结果模型,并基于碳/碳复合材料,进行解析方法和数值方法对面内压缩模量和面内泊松比预报结果对比,对比结果显示在基体孔隙率不大于10%时,误差低于3%。

3) 分析了基体孔隙率变化对缎纹编织复合材料有效面内压缩模量和有效面内泊松比的影响,其中当孔隙率为10%时,有效面内压缩模量降低2.89%,有效面内泊松比降低13.94%。

参考文献 (References)

- [1] 魏高峰,孙晓强,刘国永,等. 三维编织复合材料几何建模及数值分析[J]. 固体力学学报,2011,32(增刊):65-69
WEI G F, SUN X Q, LIU G Y, et al. Geometric model for three-dimensional braided composites and its numerical analysis[J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2011, 32 (Suppl.): 65-69 (in Chinese)
- [2] 董伟锋,肖军,李勇,等. 2.5维编织复合材料弹性性能的理论研究[J]. 南京航空航天大学学报,2005,37(5):659-663
DONG W F, XIAO J, LI Y, et al. Theoretical study on elastic properties of 2.5D braided composites[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 37(5): 659-663 (in Chinese)
- [3] 郑君,温卫东,崔海涛,等. 2.5维机织结构复合材料的几何模型[J]. 复合材料学报,2008,25(2):143-148
ZHENG J, WEN W D, CUI H T, et al. Geometric model of 2.5 dimensional woven structures [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008, 25(2): 143-148 (in Chinese)
- [4] 曹海建,钱坤,盛东晓. 2.5维机织复合材料的几何结构模型与验证[J]. 纺织学报,2009,30(5):58-62.
CAO H J, QIAN K, SHENG D X. Geometry model and experimental verification of 2.5-D woven composites[J]. Journal of Textile Research, 2009, 30(5): 58-62 (in Chinese).
- [5] 杨振宇,俸翔,苏洲,等. 2.5D编织复合材料微观结构及弹性性能[J]. 宇航材料工艺,2010(2):67-71.
YANG Z Y, FENG X, SU Z, et al. Meso-structure and elastic properties of 2.5D braided composites[J]. Aerospace Materials and Technology, 2010(2): 67-71 (in Chinese).
- [6] 卢子兴,冯志海,寇长河,等. 编织复合材料拉伸力学性能的研究[J]. 复合材料学报,1999,16(3):129-134.
LU Z X, FENG Z H, KOU C H, et al. Studies on tensile properties of braided structural composite materials[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 1999, 16(3): 129-134 (in Chinese).
- [7] COX B N, DADKHAH M S, MORRIS W L. On the tensile failure of 3D woven composites [J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 1996, 27(4): 47-58.
- [8] CALLUS P J, MOURITZ A P, BANNISTER M K, et al. Tensile properties and failure mechanisms of 3D woven GRP composites [J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 1999, 30(12): 77-87.
- [9] BIGAUD D, HAMELIN P. Mechanical properties prediction of textile reinforced composite materials using a multiscale energetic approach [J]. Composite Structures, 1997, 38 (1-4): 361-371.
- [10] MU J W, GUAN Z D, BIAN T Y, et al. The experiment and numerical simulation of composite countersunk-head fasteners pull-through mechanical behavior[J]. Applied Composite Materials, 2014, 21(5): 773-787.
- [11] GUAN Z D, MU J W, SU F, et al. Pull-through mechanical behavior of composite fastener threads [J]. Applied Composite Materials, 2015, 22(3): 251-267.
- [12] XIONG J J, SHENOI R A, CHENG X. A modified micromechanical curved beam analytical model to predict the tension modulus of 2D plain weave fabric composites [J]. Composites Part B: Engineering, 2009, 40(8): 776-783.
- [13] CHENG X, XIONG J J. A novel analytical model for predicting the compression modulus of 2D PWF composites [J]. Composite Structures, 2009, 88(2): 296-303.
- [14] 卢子兴,徐强,王伯平,等. 含缺陷平纹机织复合材料拉伸力学行为数值模拟[J]. 复合材料学报,2011,28(6):200-207.
LU Z X, XU Q, WANG B P, et al. Numerical simulation of plain weave composites with defects under unidirectional tension [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2011, 28(6): 200-207 (in Chinese).
- [15] 阚晋. 碳/碳复合材料微观结构的表征及对有效性能的影响研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2010:20-26,41-42,57-58.
KAN J. Investigation on characterization of micro and meso structures and their influence on effective properties of carbon/carbon composites [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010: 20-26, 41-42, 57-58 (in Chinese).
- [16] 袁辉. 碳/碳复合材料刚度与强度预测模型研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2009:52-53.
YUAN H. Research on prediction models for stiffness and strength of C/C composites [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009: 52-53 (in Chinese).
- [17] ZHANG D, HAYHURST D R. Prediction of stress-strain and fracture behavior of an 8-harness satin weave ceramic matrix composite [J]. International Journal of Solids and Structures, 2014, 51(21-22): 3762-3775.
- [18] BIAN T Y, GUAN Z D, MU J W, et al. An analytical model for predicting the tension modulus and Poisson's ratio of satin weave composites [C/OL]. // Proceedings of 20th International Conference on Composite Materials (ICCM). [S. l.]: International Committee on Composite Materials, 2015 [2015-05-18]. <http://www.iccm-central.org/Proceedings/ICCM20proceedings/papers/paper-PI05-4.pdf>.
- [19] SODEN P D, HINTON M J, KADDOUR A S. Lamina properties, lay-up configurations and loading conditions for a range of fiber-reinforced composite laminates [J]. Composites Science and Technology, 1998, 58(7): 1011-1022.
- [20] ISHIKAWA T, CHOU T W. Elastic behavior of woven hybrid composites [J]. Composite Materials, 1982, 16(1): 2-19.
- [21] 张平,桂良进,范子杰. 三向编织复合材料弹性性能研究[J]. 工程力学,2009,26(1):31-36.
ZHANG P, GUI L J, FAN Z J. Study on the elastic properties of triaxially braided composites [J]. Engineering Mechanics, 2009, 26(1): 31-36 (in Chinese).
- [22] 王波. 三维编织复合材料力学行为研究[D]. 西安:西北工业大学,2002:65-67.
WANG B. Study of the mechanical behavior of three dimensional braided composites [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2002: 65-67 (in Chinese).
- [23] 周光明,王新峰,王鑫伟,等. 三维机织复合材料的力学模型与实验验证[J]. 南京航空航天大学学报,2004,36(4):444-448.
ZHOU G M, WANG X F, WANG X W, et al. Mechanical model

- and experimental verification of 3D woven composites[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 36(4): 444-448.
- [24] 吴华利. 三维正交机织复合材料结构与力学性能研究[D]. 武汉: 武汉理工大学, 2007: 38.
WU H L. Study on structure and mechanical performance of three-dimensional orthogonal woven composites [D]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 2007: 38 (in Chinese).
- [25] 沈观林, 胡更开, 刘彬. 复合材料力学[M]. 2版. 北京: 清华大学出版社, 2013: 267-269.
SHEN G L, HU G K, LIU B. Mechanics of composite materials [M]. 2nd ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2013: 267-269 (in Chinese).
- [26] NAIK N K, TIWARI S I, KUMAR R S. An analytical model for compressive strength of plain weave fabric composites[J]. Composites Science and Technology, 2003, 63(5): 609-625.

作者简介:

边天涯 男, 博士研究生. 主要研究方向: 复合材料结构设计.

Tel.: 010-82338873

E-mail: biantianyabuaa@163.com

关志东 男, 博士, 教授, 博士生导师. 主要研究方向: 飞机结构损伤容限设计, 复合材料结构设计, 飞机结构修理设计.

Tel.: 010-82338873

E-mail: d5062010@163.com

Prediction on in-plane compression elastic properties of satin weave composites with pore matrix

BIAN Tianya¹, GUAN Zhidong^{1,*}, LIU Faqi¹, WANG Renyu¹, MU Junwu²

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Science and Technology on Complex Aviation Systems Simulation, Beijing 100076, China)

Abstract: Because of the complex meso-structure of satin weave composites, it is difficult to apply traditional methods to prediction on elastic properties. For this problem, the representative volume element (RVE) of satin weave composite was established and research on prediction on effective in-plane compression modulus and in-plane Poisson's ratio of the RVE was made. Longitude compression modulus of bending fiber yarns and properties of pore matrix were calculated based on energy method and inclusion theory, respectively. Traditional rules of mixtures formulations were improved so as to get an accurate analytical prediction on in-plane compression modulus and in-plane Poisson's ratio of the RVE. The model of the RVE was established based on Python language being used in the finite element method software ABAQUS. Prediction on effective in-plane compression modulus and in-plane Poisson's ratio was made based on finite element method results of the model under the basic forced state. The error between analytical method and numerical simulation is small, which gives an excellent prediction on in-plane compression modulus and in-plane Poisson's ratio of carbon/carbon satin weave composites.

Key words: braided composite; compression elastic properties; representative volume element; energy method; finite element method

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0327

考虑 passivation 的备件库存时变凸优化



宋常浩, 郭霖瀚*, 王乃超, 马麟

(北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100083)

摘 要: 考虑到 passivation 现象, 利用时变库存平衡方程构建时变备件短缺数函数, 根据扩展帕姆定理将当前时刻之前时段的累积需求率糅合入泊松分布的形状参数, 建立考虑备件累积需求率的凸优化算法。以费用约束下的时变可用度为目标函数, 利用凸优化算法, 得到每一时段的最优配置方案。利用众数法, 选择适当的全局库存策略。最后, 构建了优化案例来阐释本文提出的方法, 同时通过对比几种库存策略, 证明了所提方法的优越性。

关键词: 备件; 凸优化; 瞬时可用度; passivation; 库存

中图分类号: TB114.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)05-1025-07

从 20 世纪 60 年代对备件保障进行研究开始, 所有的研究都是在计算一段时间内备件的平均需求率。Sherbrooke^[1]开创了 METRIC 模型, 该模型采用期望缺货数来计算完好率, 将问题归结为在总费用约束下, 对所有库存数量可能的排列组合分析计算相应的期望缺货值, 并采用边际效益分析法^[2]寻找约束下使系统使用效能最大的库存策略。

在 METRIC 模型理论的基础上, 许多学者对基本 METRIC 模型的假设进行了扩展, 并对 METRIC 模型的求解方面进行了改进。Graves^[3]采用负二项分布替代泊松分布来描述基层期望缺货值, 推出了 VARI-METRIC 模型。Muckstadt^[4]把装备的系统结构体现到模型中, 建立了 MOD-METRIC 模型。Diaz 和 Fu^[5]以及 Lau 和 Song^[6]放宽了维修资源无限的假设, 拓展了 METRIC 模型。Sleptchenko 等^[7]扩展了 VARI-METRIC 模型, 研究了备件网络中维修优先级的影响。

基本 METRIC 模型的假设是需求服从稳态泊

松分布, 适合于解决需求固定状态下多类备件配置优化问题。建立在稳态的泊松分布的故障率上的这种方法在初期较好地解决了对需求率的计算, 然而随着研究的深入, 人们发现这种方法所计算的需求率总是会高于实际值, 从而对备件的保障产生影响。在许多情况下, 发现当一个部件故障时, 它会影响到同一系统中的其他部件的使用。而故障部件被送到维修站后, 这个系统剩余部件就不再继续工作, 这意味着这些部件在系统被修复这段时间将不会产生新的备件需求。这一现象被称为 passivation^[8]。

Hillestad^[9]提出了 DYNA-METRIC 模型, 使用非稳态的复合泊松分布过程, 得到实际的初始备件供应环境的动态特征。Slay 等^[10]建立了飞机持续性模型(ASM), 研究了两级、多层次、多备件在维修资源有限、需求不固定情况下的备件配置优化问题。张衡等^[11]利用离散事件仿真, 提出了一种考虑时变需求的可修备件库存模型。但是, 这些模型只能处理任务强度随时间变化的情形, 而不是 passivation。

收稿日期: 2015-05-21; 录用日期: 2015-06-21; 网络出版时间: 2015-10-19 15:19

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151019.1519.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61304148)

* 通讯作者: Tel.: 010-82316443 E-mail: linhanguo@buaa.edu.cn

引用格式: 宋常浩, 郭霖瀚, 王乃超, 等. 考虑 passivation 的备件库存时变凸优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 1025-1031. SONG C H, GUO L H, WANG N C, et al. Time-varying convex optimization for spare parts inventory considering passivation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 1025-1031 (in Chinese).

为了提高优化模型的计算效率,部分学者引入了动态算法^[12]来进行复杂计算。但是动态规划方法只能适用于单级模型或者有限的备件数,更为主流的算法是凸优化算法^[13-14]。但是当引入时间参数后,目标函数在整个时域内不一定都满足凸性条件,只有在不满足凸性的时间段上进行凸构造,然后才能继续使用凸优化方法进行求解。

本文以费用约束下的时变可用度为目标函数,根据扩展帕姆定理^[15]将当前时刻之前时段的累积需求率糅合入泊松分布的形状参数,建立考虑备件累积需求率的凸优化算法,得到每一时段的最优配置方案。然后利用众数法,选择适当的全局库存策略。

1 优化模型

在考虑 passivation 的情况下,备件的实际需求率依赖于可用系统的数量,而系统的可用数量又受前一时间段瞬时可可用度的影响。备件 i 的时变需求率 $\lambda_i(t)$ 为

$$\lambda_i(t) = \frac{U(t)}{T_{BF}^i} \cdot Z_i \cdot N \cdot A_0(t - \Delta t) \quad (1)$$

式中: $U(t)$ 为根据时间 t 变化的使用率; Z_i 为备件 LRU_i 的安装数; N 为系统数量; Δt 为2次计算的时间间隔; T_{BF}^i 为备件 i 的平均故障间隔时间; $A_0(t)$ 为时变可用度。

把时间段分为 n 段($n+1$ 个时间点, $t_0, t_1, \dots, t_j, \dots, t_n$)。假设时间间隔足够小,认为 $\lambda_i^p(t_j)$ 在 (t_{j-1}, t_j) 时间段内是固定值。

根据扩展帕姆定理且假设修理时间服从指数分布,备件 i 在 t_n 时刻的期望在修件数 $E[R_i(t_n)]$ 为

$$\begin{aligned} E[R_i(t_n)] &= \int_0^{t_n} \lambda_i(x) e^{-\frac{1}{T_{TA}^i}(t_n-x)} dx = \\ &= \sum_{j=1}^n \int_{t_{j-1}}^{t_j} \lambda_i(t_j) e^{-\frac{1}{T_{TA}^i}(t_n-x)} dx = \\ &= \sum_{j=1}^n T_{TA}^i \cdot \lambda_i(t_j) \cdot \left(e^{-\frac{t_n-t_j}{T_{TA}^i}} - e^{-\frac{t_n-t_{j-1}}{T_{TA}^i}} \right) \end{aligned} \quad (2)$$

式中: T_{TA}^i 为备件 i 的平均周转时间。

如果备件 i 的库存为 s_i ,其时变期望短缺量 $E_{BO}(s_i, t)$ 为

$$E_{BO}(s_i, t) = \sum_{k=s_i+1}^{\infty} (k - s_i) \cdot \frac{(E[R_i(t)])^k}{k!} e^{-E[R_i(t)]} \quad (3)$$

所以备件 i 的保障可用度 $A_M^i(t)$ 为

$$A_M^i(t) = \frac{1}{1 + \frac{U(t)}{T_{BF}^i} \cdot Z_i \cdot T_{TR}^i} + \left[A_M^i(t - \Delta t) - \frac{1}{1 + \frac{U(t)}{T_{BF}^i} \cdot Z_i \cdot T_{TR}^i} \right] e^{-\left(\frac{U(t)}{T_{BF}^i} \cdot Z_i + \frac{1}{T_{TR}^i} \right) \Delta t} \quad (4)$$

式中: T_{TR}^i 为备件 i 的平均修复时间。

最后,时变可用度 $A_0(t)$ 可以通过式(5)求得。如此可以通过迭代求出各时刻的可用度,从而求出每个时刻的瞬时需求率。

$$A_0(t) = \frac{1}{1 + \sum_{i=1}^I \left(\frac{E_{BO}(s_i, t)}{N - \sum_{j=1}^I E_{BO}(s_j, t - \Delta t)} + \frac{1}{A_M^i(t)} - 1 \right)} \quad (5)$$

式中: I 为备件种类数。

如引言所述,费用约束下的最优库存是随时间变化的。为了得到每一时段的最优库存,建立时变优化模型:

$$\begin{aligned} \text{Maximize } & A_0 \left(\sum_{i=1}^I E_{BO}(s_i, t), \sum_{i=1}^I \frac{1}{A_M^i(t)}, t \right) \\ \text{s. t. } & \begin{cases} \sum_{i=1}^I c_i \cdot s_i \leq C \\ t = n \cdot \Delta t \\ 0 < t \leq T \\ n \in \mathbf{N} \\ s_i \in \mathbf{N} \quad \forall i \end{cases} \end{aligned}$$

式中: c_i 为备件 i 的单价; C 为最大可接受费用; $E_{BO}(s_i, t)$ 为期望短缺量。

本模型有3点假设:

- 1) 备件的故障时间服从指数分布。
- 2) 库存策略为可修产品的及时送修策略—— $(s-1, s)$ 策略。
- 3) 除备件外,其他维修资源均供应充足且维修都是成功的。

2 优化算法

2.1 $E_{BO}(s_i, t)$ 凸函数分析

在将时间变量引入期望备件短缺数后,时变 $E_{BO}(s_i, t)$ 是一个含有2个变量的函数。因为可用度在整个任务周期内是不断变化的,为了满足费效下的最优配置,需要不停得对库存进行优化再分配,显然相邻两时刻的优化方案没有直接连贯性,从而时变 $E_{BO}(s_i, t)$ 在时间维上很可能不是凸的。判断 $E_{BO}(s_i, t)$ 的凸性,可从它的偏导矩阵

$$\begin{bmatrix} \frac{\Delta^2 E_{BO}(s, t)}{\Delta s^2} & \frac{\Delta^2 E_{BO}(s, t)}{\Delta s \Delta t} \\ \frac{\Delta^2 E_{BO}(s, t)}{\Delta t \Delta s} & \frac{\Delta^2 E_{BO}(s, t)}{\Delta t^2} \end{bmatrix} \text{进行分析:}$$

$$\frac{\Delta^2 E_{BO}(s, t)}{\Delta s^2} \cdot \frac{\Delta^2 E_{BO}(s, t)}{\Delta t^2} - \frac{\Delta^2 E_{BO}(s, t)}{\Delta t \Delta s} \cdot \frac{\Delta^2 E_{BO}(s, t)}{\Delta s \Delta t}$$

不总是大于或者小于0,所以时变 $E_{BO}(s_i, t)$ 不是一个凸函数。

为了应用凸优化方法解决该模型,需要移除时间参数并保证 $E_{BO}(s_i, t)$ 在固定时刻是凸函数。

虽然 $E_{BO}(s_i, t)$ 不是凸函数,但只要 $E_{BO}(s_i)$ 是凸函数,就可以通过在算法中做出相应的改进,令优化模型按凸规划的解法求出全局最优解。下面移除时间参数并证明 $E_{BO}(s_i, t)$ 在固定时刻是凸函数。

$$\Delta E_{BO}(s_i, t) =$$

$$\begin{aligned} E_{BO}(s_i + 1, t) - E_{BO}(s_i, t) &= \\ \Pr\{D = s_i + 2, t\} + 2\Pr\{D = s_i + 3, t\} + \dots + \\ n\Pr\{D = s_i + n + 1, t\} + \dots - \\ \Pr\{D = s_i + 1, t\} - 2\Pr\{D = s_i + 2, t\} - \dots - \\ n\Pr\{D = s_i + n, t\} - \dots = \\ - \Pr\{D = s_i + 1, t\} - \\ \Pr\{D = s_i + 2, t\} - \dots - \\ \Pr\{D = s_i + n, t\} - \\ \Pr\{D = s_i + n + 1, t\} - \dots \leq 0 \end{aligned}$$

$$\Delta^2 E_{BO}(s_i, t) =$$

$$\begin{aligned} E_{BO}(s_i + 2, t) - 2E_{BO}(s_i + 1, t) + E_{BO}(s_i, t) &= \\ \Pr\{D = s_i + 3, t\} + 2\Pr\{D = s_i + 4, t\} + \\ 3\Pr\{D = s_i + 5, t\} + \dots - 2 \times \\ (\Pr\{D = s_i + 2, t\} + 2\Pr\{D = s_i + 3, t\} + \\ 3\Pr\{D = s_i + 4, t\} + \dots) + \\ \Pr\{D = s_i + 1, t\} + 2\Pr\{D = s_i + 2, t\} + \\ 3\Pr\{D = s_i + 3, t\} + \dots = \\ \Pr\{D = s_i + 1, t\} \geq 0 \end{aligned}$$

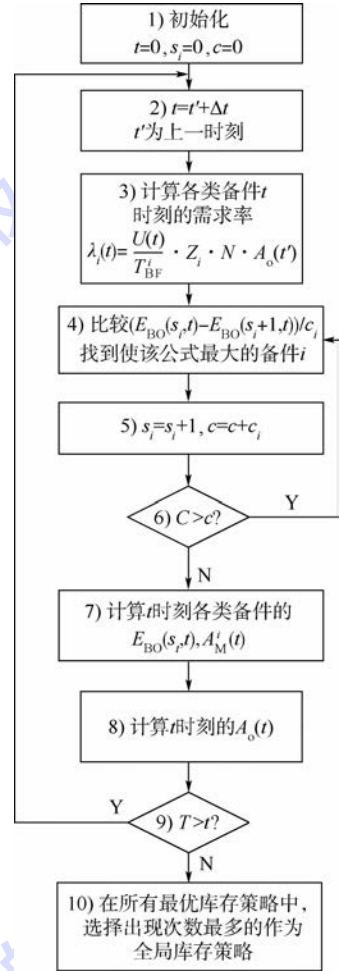
式中: D 为在修件数量。

由以上证明可知 $E_{BO}(s_i, t)$ 虽然不是凸函数,但 $E_{BO}(s_i, t)$ 在固定时刻是凸函数。又因为 E_{BO} 越小, A_0 就越大。所以 A_0 在固定时刻也是凸函数。

2.2 算法设计

在第2.1节已说明时变备件短缺数在时间维不具备凸性,当时间发生改变时备件的最优方案是会变动的,从而在每个时刻对备件进行优化,得到最优的方案,然后计算得出当前所能达到的最大可用度作为下一时刻需求率的输入。假设时间 t 是从0时刻到 T 时刻的连续变量,为了能对时间维进行优化,首先需要对连续变量 t 离散化,将整

个任务周期分为 N 段,标为 $n = 1, 2, \dots, N$ 。如果每个时刻的需求率可以看作是一个常量,并且每个时间间隔足够小从而误差尽量小。在每个时间间隔内,就可以用边际分析法对备件库存进行优化。这样,就得到了每个时刻的最优库存配置。优化算法流程如图1所示。



c —备件总配置费用。

图1 优化算法流程

Fig. 1 Optimization algorithm flowchart

虽然最优库存配置是随时间变化的,但在实际中不可能在短时间内随便改变备件的库存数。所以需要选择一种库存配置,保证该配置通常是最优的,并使可用度在费用的约束下,始终保持在一个较高的水平。具体流程如下所示:

- 1) 初始化备件库存、时间和备件总费用(c)。
- 2) 时间推到下一时刻。
- 3) 根据式(1),计算此时刻各类备件的需求率。
- 4) 比较 $(E_{BO}(s_i, t) - E_{BO}(s_i + 1, t)) / c_i$, 找到使该公式值最大的备件种类。
- 5) 第 i 类备件的库存加1,总费用加 c_i 。
- 6) 当备件总费用小于最大可接受费用(C)

时,跳至步骤4),否则进行步骤7)。

7) 根据式(2)~式(4),计算此时此刻的 $E_{Bo}(s_i, t)$ 和 $A_M^i(t)$ 。

8) 根据式(5),计算此时此刻的 $A_o(t)$ 。

9) 当前时刻小于规定计算时长(T)时,回到步骤2),否则进行步骤10)。

10) 在得到的每时刻最优库存配置中,选择出现次数最多的配置,作为时长 T 内的全局库存策略。

3 应用案例

首先,证明本文提出的时变模型适用于不考虑 passivation 的情况。在零库存下,利用时变模型计算稳态 E_{Bo} 和 A_o ,并将计算结果与通过 METRIC 模型得到的结果进行比较。接下来,将 passivation 引入到 E_{Bo} 的计算过程,并分析其对库存的影响。最后,比较3种库存策略,证明全局库存策略选择方法的优越性。

3.1 不考虑 passivation 的凸优化方法

因为 E_{Bo} 和可用度 A_o 之间可以互相转化,所以将 E_{Bo} 作为目标函数,并且它能反映每种备件的变化。使用表1的示例,将本文使用的时变 E_{Bo} 和经典 METRIC 模型的稳态 E_{Bo} 进行比较,分析两者之间的差异。表1为外场可更换单元(Line-Replaceable Unit, LRU)的可靠性参数。

表1 LRU的可靠性参数

Table 1 Reliability parameters of LRU

备件种类	维修时间/h	故障间隔时间/h	周转时间/h	安装数
LRU ₁	1	400	220	2
LRU ₂	1	500	200	3
LRU ₃	1	400	220	2
LRU ₄	1	500	200	3
LRU ₅	1	440	180	2
LRU ₆	1	400	200	1
LRU ₇	1	500	220	2
LRU ₈	1	440	190	1
LRU ₉	1	400	200	1
LRU ₁₀	1	440	180	2

假设有10架飞机去执行任务且任务的利用率 $U(t) \equiv U = 0.3$ 。图2为零库存下时变 E_{Bo} 和稳态 E_{Bo} 的变化情况,由图可知时变 E_{Bo} 随着时间上升并且当时间趋于1000h时其值和稳态 E_{Bo} 相近。 $E_{Bo1} \sim E_{Bo10}$ 为备件1~备件10的时变 E_{Bo} 。

然后为每类备件增加库存数并通过凸优化算法去比较时变模型和经典 METRIC 模型的差别,如表2所示。

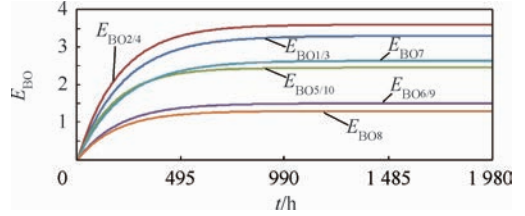


图2 零库存下的时变 EBO

Fig.2 EBO as a function of time under situation of zero inventory

表2 时变模型和 METRIC 模型的优化库存

Table 2 Optimal inventory under time-varying model and METRIC

备件种类	时变库存					METRIC
	5 h	120 h	150 h	225 h	405 h	
LRU ₁	3	4	4	4	4	4
LRU ₂	4	4	5	5	5	5
LRU ₃	3	3	3	3	4	4
LRU ₄	4	4	4	4	4	4
LRU ₅	3	3	3	2	2	2
LRU ₆	3	2	2	3	2	2
LRU ₇	3	4	3	4	4	4
LRU ₈	2	2	2	2	2	2
LRU ₉	3	2	2	2	2	2
LRU ₁₀	3	4	4	4	4	4

时变库存下每类备件的最初优化库存集合都是平均分配的,随着时间转移,需求率增加,可用度降低,每类备件的库存发生巨大变化,备件的购置趋向于那些对当前可用度提升最大的备件,并且从405h开始,最优的备件库存和稳态的一致。

3.2 考虑 passivation 的凸优化算法

因为 passivation 的影响,没有工作的备件被认为在处于工作状态,从而导致备件的需求被高估,所以通过 METRIC 模型计算的备件可用度会被低估。图3为 passivation 对可用度的影响。

图3中时变模型和仿真计算的结果非常相似,只有非常小的误差。而 METRIC 模型计算得出的可用度值低于考虑 passivation 的时变模型或仿真值。

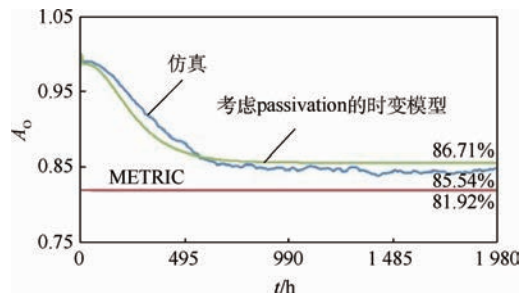


图3 Passivation对可用度的影响

Fig.3 Effect of passivation on availability

因为 passivation 指的是因其他备件故障而导致停止工作的完好件,如果可用装备数比较多, passivation 的影响是非常小的,并且最优库存也会比较相近。然而,当可用度比较低时, passivation 将会非常明显地影响最优库存。

基于表1所示的各备件的可靠性参数,并设利用率为0.3,考虑/不考虑 passivation 的时变最优库存如表3所示。

表3 $U=0.3$ 时考虑/不考虑 passivation 的时变最优库存

Table 3 Optimal time-varying model inventory with/without passivation for $U=0.3$

备件种类	考虑/不考虑 passivation 的时变最优库存					
	5 h	80 h	150 h	225 h	405 h	465 h
LRU ₁	3/3	4/4	4/4	4/4	4/4	4/4
LRU ₂	4/4	4/4	4/5	5/5	5/5	5/5
LRU ₃	3/3	3/3	3/3	3/3	3/4	4/4
LRU ₄	3/3	4/4	4/4	4/4	4/4	4/4
LRU ₅	3/3	3/3	3/3	3/3	2/2	2/2
LRU ₆	3/3	2/2	2/2	2/2	2/2	2/2
LRU ₇	3/3	3/3	4/3	3/3	4/4	4/4
LRU ₈	3/3	2/2	2/2	2/2	2/2	2/2
LRU ₉	3/3	2/2	2/2	2/2	2/2	2/2
LRU ₁₀	3/3	4/4	4/4	4/4	4/4	4/4

当时间趋向无穷大时,此刻库存下的可用度为85.54%,并且这两组库存的差别很小。接下来将利用率增加到0.45和0.6并观察可用度的变化情况。利用率 U 为0.45和0.6时 passivation 对备件库存的影响分别如表4和表5所示。

当利用率上升时,稳态下的最终库存差别很大。下面比较这2组库存下的可用度。 $U=0.45$ 和 $U=0.6$ 时考虑/不考虑 passivation 的 A_0 变化如图4所示。

基于图4可以看出 passivation 对可用度的影响非常大,特别是在高强度的任务条件下(任务利用率高且可用度低)。

表4 $U=0.45$ 时考虑/不考虑 passivation 的时变最优库存

Table 4 Optimal time-varying model inventory with/without passivation for $U=0.45$

备件种类	考虑/不考虑 passivation 的时变最优库存					
	5 h	80 h	150 h	225 h	405 h	465 h
LRU ₁	3/3	4/4	4/4	4/4	4/4	4/4
LRU ₂	4/4	5/5	5/5	5/5	5/6	5/6
LRU ₃	3/3	3/3	3/3	3/4	4/4	4/4
LRU ₄	3/3	4/4	4/4	4/4	4/4	4/4
LRU ₅	3/3	3/3	3/3	2/2	2/2	2/2
LRU ₆	3/3	2/2	2/2	2/2	2/2	2/2
LRU ₇	3/3	3/3	3/3	4/4	4/4	4/4
LRU ₈	3/3	2/2	2/2	2/1	2/1	2/1
LRU ₉	3/3	2/2	2/2	2/2	2/2	2/2
LRU ₁₀	3/3	4/4	4/4	4/4	4/4	4/4

表5 $U=0.6$ 时考虑/不考虑 passivation 的时变最优库存

Table 5 Optimal time-varying model inventory with/without passivation for $U=0.6$

备件种类	考虑/不考虑 passivation 的时变最优库存					
	5 h	115 h	130 h	175 h	355 h	385 h
LRU ₁	3/3	4/4	4/4	4/4	4/5	4/5
LRU ₂	4/4	5/5	5/5	5/6	6/7	6/7
LRU ₃	3/3	3/3	3/3	3/4	4/3	4/4
LRU ₄	3/3	4/4	4/4	4/4	4/4	4/4
LRU ₅	3/3	3/2	2/3	3/2	2/1	2/0
LRU ₆	3/3	2/2	2/2	2/2	2/2	2/2
LRU ₇	3/3	3/4	4/4	4/4	4/5	4/5
LRU ₈	3/3	2/2	2/1	1/1	1/1	1/1
LRU ₉	3/3	2/2	2/2	2/2	2/2	2/2
LRU ₁₀	3/3	4/4	4/4	4/4	4/5	4/5

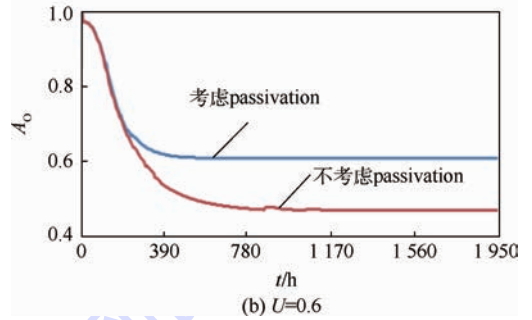
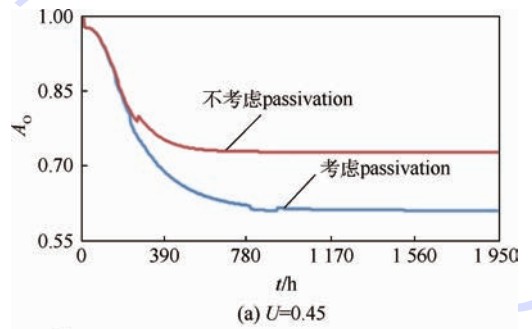


图4 $U=0.45$ 和 $U=0.6$ 时考虑/不考虑 passivation 的 A_0

Fig. 4 A_0 with/without passivation when $U=0.45$ and $U=0.6$

3.3 全局库存策略的选择

在相同的费用约束下,备件的最优库存配置是随时间变化的。但当时间间隔很小时,不可能频繁地改变备件的库存数量,所以需要选择一种全局最优库存配置,保证该配置通常是最优的。

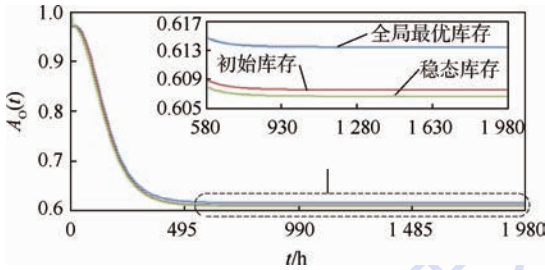
在这里,以利用率0.6为例,运用众数法,选择出现次数最多的配置作为全局最优库存策略。全局最优库存策略如表6所示。同时也引入了初始库存(0时刻)和稳态库存来做比较。

下面,比较这3种库存策略下的 $A_0(t)$,如图5所示。

表6 库存配置

Table 6 Stock allocation

备件 种类	库存水平		
	全局最优	初始库存	稳态库存
LRU ₁	4	3	4
LRU ₂	5	3	5
LRU ₃	3	3	4
LRU ₄	4	3	4
LRU ₅	3	3	2
LRU ₆	2	3	2
LRU ₇	3	3	4
LRU ₈	2	3	2
LRU ₉	2	4	2
LRU ₁₀	4	3	4

图5 3种库存策略下的 $A_0(t)$ Fig. 5 $A_0(t)$ for 3 inventory policies

从图5中可以看出:在全局最优库存配置下,可用度始终保持在一个较高的水平。在前240 h,初始库存要优于全局最优库存;但在240 h以后,全局最优库存策略要明显优于其他2种策略。

4 结论

1) 考虑 passivation 对可用系统数量的影响,在稳态库存的基础上,引入时间变量,建立了时变库存优化模型。

2) 研究基于非稳态备件需求下的备件库存优化方法,并构建了考虑 passivation 的时变优化应用案例,为时变优化分析工作的开展提供了一套可行的优化方法。

下一步的工作将着眼于考虑更多的维修资源以及资源相关性,建立维修能力有限的时变优化模型。

参考文献 (References)

- [1] SHERBROOKE C C. METRIC: A multi-echelon technique for recoverable item control [J]. Operations Research, 1968, 16(2): 122-141.
- [2] 郭峰,刘臣宇,李元奎.基于边际分析法的可修复备件最优库存研究[J].价值工程,2010,29(14):95-96.
GUO F, LIU C Y, LI Y L. Optimal inventory research of repairable spares based on marginal analysis method [J]. Value Engineering, 2010, 29(14): 95-96 (in Chinese).
- [3] GRAVES S. A multi-echelon inventory model for a repairable item with one-for-one replenishment [J]. Management Science, 1985, 31(10): 1247-1256.

- [4] MUCKSTADT J. A model for multi-item, multi-echelon, multi-indenture inventory system [J]. Management Science, 1973, 20(4): 472-481.
- [5] DIAZ A, FU M C. Models for multi-echelon repairable item inventory systems with limited repair capacity [J]. European Journal of Operational Research, 1997, 97(1): 480-492.
- [6] LAU H C, SONG H. Two-echelon repairable item inventory system with limited repair capacity under non-stationary demands [C] // Proceedings of 35th Meeting of the Decision Sciences Institute (DSI). Boston: Research Collection School of Information Systems, 2004, 11: 1901-1908.
- [7] SLEPTCHENKO A, VAN DER HEIJDEN M C, VAN HARTEN A. Using repair priorities to reduce stock investment in spare part networks [J]. European Journal of Operational Research, 2005, 163(3): 733-750.
- [8] LAU H C, SONG H, SEE C T, et al. Evaluation of time-varying availability in multi-echelon spare parts systems with passivation [J]. European Journal of Operational Research, 2006, 170(1): 91-105.
- [9] HILLESTAD R J. Dyna-METRIC: Dynamic multi-echelon technique for recoverable item control [M]. 3rd ed. Santa Monica, CA: Rand Corporation, 1982: 61-71.
- [10] SLAY F M, BACHMAN T C, KLINE R C, et al. Optimizing spares support, the aircraft sustainability model: ADA320502 [R]. Mclean, VA: Logistics Management Institute, 1996: 1-19.
- [11] 张衡, 花兴来, 许绍杰. 可修复备件系统库存决策仿真优化模型 [J]. 系统工程与电子技术, 2009, 31(6): 1510-1514.
ZHANG H, HUA X L, XU S J. Simulation optimization model of inventory decision for repairable spares systems [J]. Systems Engineering and Electronics, 2009, 31(6): 1510-1514 (in Chinese).
- [12] SARANGA H, KUMAR U D. Optimization of aircraft maintenance/support infrastructure using genetic algorithms—level of repair analysis [J]. Annals of Operations Research, 2006, 143(1): 91-106.
- [13] NENES G, PANAGIOTIDOU S, TAGARAS G. Inventory management of multiple items with irregular demand: A case study [J]. European Journal of Operational Research, 2010, 205(2): 313-324.
- [14] CAGGIANO K E, JACKSON P L, MUCKSTADT J A, et al. Efficient computation of time-based customer service levels in a multi-item, multi-echelon supply chain: A practical approach for inventory optimization [J]. European Journal of Operational Research, 2009, 199(3): 744-749.
- [15] CARRILLO M J. Note—Extensions of Palm's theorem: A review [J]. Management Science, 1991, 37(6): 739-744.

作者简介:

宋常浩 男, 硕士研究生。主要研究方向: 维修规划, 备件库存优化。

E-mail: songsun@buaa.edu.cn

郭霖瀚 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 维修规划, 可用性仿真, 复杂网络。

E-mail: linhanguo@buaa.edu.cn

Time-varying convex optimization for spare parts inventory considering passivation

SONG Changhao, GUO Linhan^{*}, WANG Naichao, MA Lin

(School of Reliability and Systems Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Taking passivation into consideration, we apply a time-varying inventory balance equation to setting up the time-varying backorder formula and use the extended Palm theorem to combine the cumulative demands for spare parts with the parameters of the shape characteristics of Poisson processes to create a convex optimization algorithm for spares considering the cumulative demands. Next, we use time-varying availability as the optimization objective under a cost constraint to obtain the optimal configuration program in every period by convex optimization methods. A selection rule known as the mode method is introduced to select the proper global stock policy. Finally, a numerical example is presented to demonstrate the approach, and several inventory policies are compared to prove the superiority of the proposed method.

Key words: spare parts; convex optimization; instantaneous availability; passivation; inventory

Received: 2015-05-21; **Accepted:** 2015-06-21; **Published online:** 2015-10-19 15:19

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151019.1519.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61304148)

* **Corresponding author.** Tel.: 010-82316443 E-mail: linhanguo@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0335

不同工艺成型复合材料加筋板轴压破坏机理分析



徐荣章, 关志东*, 王仁宇, 蒋思远

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 对受到边界约束的不同工艺成型复合材料加筋板进行了轴压试验和数值模拟, 研究二次胶接和共固化工艺成型加筋板轴向压缩破坏机理。轴压试验中, 通过应变计实时监测试验件局部屈曲, 及时记录试验件初始声响载荷, 通过断面观测分析结构破坏机理。基于 ABAQUS 软件建立有限元模型模拟结构后屈曲损伤渐进直至破坏过程。计算结果和试验结果相吻合, 研究表明工艺对结构稳定性及承载能力没有显著影响, 而加筋板构型影响较大。聚甲基丙烯酸亚胺 (Polymethacrylimide, PMI) 泡沫不影响结构失稳载荷及破坏载荷, 但能延缓结构初始损伤的发生。二次胶接成型加筋板界面临近破坏才出现损伤, 而共固化成型加筋板界面损伤出现较早且扩展缓慢, 表现出更好的损伤阻抗特性。

关键词: 复合材料加筋板; 破坏机理; 后屈曲; 断面分析; 损伤渐进

中图分类号: V257; TB330.1

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)05-1032-07

纤维增强复合材料因其比强度和比刚度高、可设计性强、疲劳性能好和耐腐蚀等许多优异的力学特性而被广泛运用于飞机结构设计中^[1-2], 加筋薄壁结构作为飞机机翼及机身结构的主要承力构件, 其主要破坏模式是丧失稳定性。充分利用加筋板后屈曲承载能够大幅提高结构承载效率, 使得进一步研究复合材料加筋板结构破坏机理成为关键^[3-4]。对传统胶接成型加筋板后屈曲承载研究较多, 胶接成型加筋板的破坏通常是由界面脱粘引起, Lanzi^[5] 和 Oh^[6] 等利用内聚力单元有效模拟了加筋板的脱粘过程。Falzon^[7] 和 Orifici^[8] 等对节线和反节线上弯矩和扭矩引起的复合材料脱粘问题进行了深入研究。孔斌等^[9-10] 在此基础上进一步探讨了加筋板后屈曲传载机制并建立了“整体-局部”法快速评估加筋板轴压失效。

随着复合材料成型技术的发展, 尤其是以共

固化和共胶接为核心的大面积整体成型技术的发展使得成型更复杂形式的加筋板得以实现^[11]。帽型加筋板具有结构稳定性好, 传递周向载荷效率高的优点, 是机身段等筒状结构部件的首选。Falzon 和 Steven^[12-13] 对帽型加筋板在轴向压缩下的损伤容限性能进行了试验研究, 表明结构极限强度均由筋条决定, 并监测到模态跳转。Mo 等^[14] 对帽型加筋板进行了试验和数值模拟研究, 分析对比蒙皮曲率和厚度以及筋条间距对结构稳定性的影响, 并给出修正后工程简化算法。Kim 等^[15] 对不同工艺成型加筋板进行了拉拔试验, 分析对比了共固化、共胶接和二次胶接成型加筋板工艺稳定性以及拉拔强度。

本文对侧边受到筒支约束的不同工艺成型帽型加筋板进行了轴压试验, 结合数值模拟分析探讨不同工艺成型加筋板轴压破坏机理, 为高效设计复合材料加筋板提供一定参考。

收稿日期: 2015-05-25; 录用日期: 2015-06-19; 网络出版时间: 2015-10-09 15:30

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151009.1530.001.html

* 通讯作者: Tel.: 010-82338873 E-mail: D5062010@163.com

引用格式: 徐荣章, 关志东, 王仁宇, 等. 不同工艺成型复合材料加筋板轴压破坏机理分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 1032-1038. XU R Z, GUAN Z D, WANG R Y, et al. Failure mechanism analysis of different types of manufacture for composite stiffened panels under axial compression load[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 1032-1038 (in Chinese).

1 试验对象及方法

1.1 试验对象

选用单筋条帽型加筋板进行轴压试验,试验件示意图见图1,尺寸如图中所示。试验件两端各制备有一长为50 mm灌封区,以避免轴压中端部压溃。试验件采用T300/BA9913制备,固化后单层厚度为0.125 mm,帽型筋条内部填充物为PMI-71WF泡沫,材料属性见表1。试验件共4组,每组3件。图2所示为4组试验件筋条截面,其中01组为二次胶接成型加筋板,其余均为共固化成型加筋板,筋条和蒙皮一体固化,整体成型,其中02组筋条下缘完全融合于蒙皮,03组筋条下缘缓慢过渡融合于蒙皮,04组结构与03组相

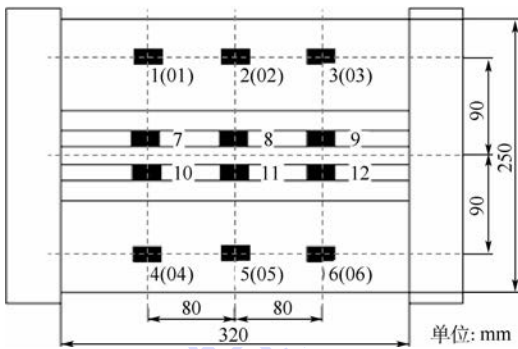


图1 试验件示意图

Fig. 1 Schematic of specimen

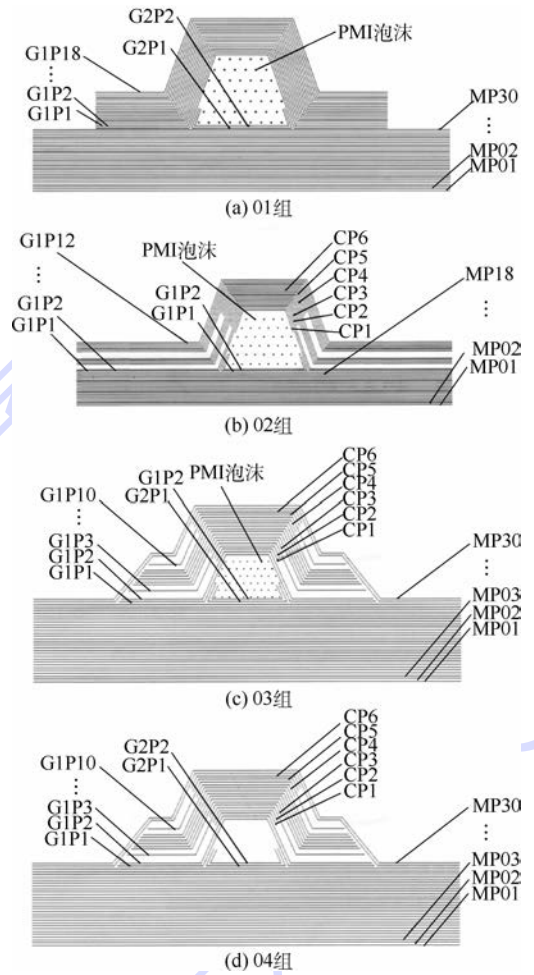
表1 材料属性

Table 1 Material properties

材料	材料属性	数值
单向带	E_{11}/GPa	130
	E_{22}/GPa	9.05
	G_{12}/GPa	4.68
	ν_{12}	0.305
	X^T/MPa	1 569
	X^C/MPa	1 140
	Y^T/MPa	54.7
	Y^C/MPa	156
	S_{12}/MPa	118
	$K_{nn} = K_{tt} = K_{ss}$	10^6
界面	t_n^0/MPa	80
	$t_t^0 = t_s^0/MPa$	90
	$G_n^c/(N \cdot mm^{-1})$	0.3
泡沫	$G_s^c = G_t^c/(N \cdot mm^{-1})$	0.8
	E/MPa	105
	ν	0.37

注: E_{11} —纵向弹性模量; E_{22} —横向弹性模量; G_{12} —剪切模量; ν_{12} —泊松比; X^T —纵向拉伸强度; X^C —纵向压缩强度; Y^T —横向拉伸强度; Y^C —横向压缩强度; S_{12} —剪切强度; K_{nn}, K_{tt}, K_{ss} —界面上3个方向上的刚度; t_n^0, t_t^0, t_s^0 —界面3个方向上的强度; G_n^c, G_s^c, G_t^c —界面3个方向上的临界能量释放率; E —泡沫弹性模量; ν —泡沫泊松比。

同但其不含填充泡沫。按图2所示划分筋条铺层区域,结合图2,各组铺层如表2所示。试验前对试验件进行超声C扫描确保无内部损伤。



M, C, G1, G2—4个区域;Pi—第i层。

图2 4组帽型筋条截面

Fig. 2 Stiffener cross-sections of four groups of hat-stiffened panels

表2 4组试验件铺层

Table 2 Ply sequences of four groups of specimen

组别	区域	层数	铺层
01	M	30	$[45/-45/0/45/0/-45/0/90/0/45/0/-45/0/90/0]_s$
	G1	18	$[45/-45/0/45/0/90/0/0/-45/0]_s$
	G2	2	$[-45/45]$
02	M	18	$[45/-45/0/90/0/45/0/0/-45/0/45/0/0/90/0/0/90/0]$
	G1	12	$[-45/0/45/0/0/-45/0/45/0/90/0/0/-45/45]$
	G2	2	$[45/90/0/0/0/-45/0]$
03/04	C	6	$[45/90/0/0/0/-45/0]$
	G2	2	$[-45/45]$
	M	30	$[45/-45/0/45/0/0/-45/0/90/0/45/0/0/-45/0/90/0]_s$
03/04	G1	10	$[45/-45/0/0/90/0/0/90/0/0/0]$
	C	6	$[0/45/-45/-45/45/0]$
	G2	2	$[-45/45]$

1.2 试验方法

使用 WAW-2000A 型电液伺服万能试验机, 试验中固定加载速率 1.0 mm/min。试验加载系统及夹持系统如图 3 所示, 试验件左右侧边使用专用夹具提供简支约束, 使得距侧边 12 mm 处蒙皮受简支约束, 夹具设计为活动 U 型铝槽内套活动钢制圆弧形垫块可保证整个压缩过程中侧边完全受到约束。为保证传力均匀, 在试验机上压盘与试验件间设计一梯形等强梁, 将压盘区域的载荷均匀的施加在试验件灌封区。

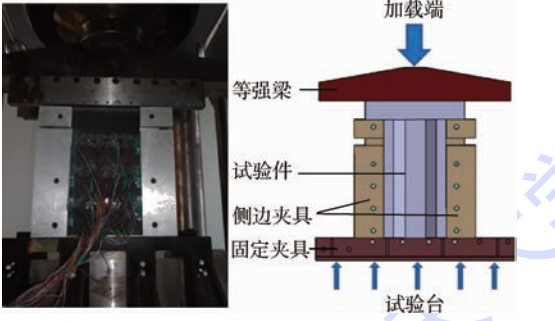


图 3 试验加载系统及夹持系统

Fig. 3 Loading system and clamping system of test

对蒙皮筋条应变的实时监测有助于分析结构压缩传载机制。对重点位置布置应变计监测试验过程中的局部屈曲, 应变计布置方案如图 1 所示, 图中 1~6 为筋条一侧蒙皮区域应变计所在位置, 01 组~06 组为无筋条一侧应变计所在位置, 用于监测蒙皮局部失稳情况, 在对应的筋条斜边也布置成对的 7~12 号应变计, 实时监测筋条失稳。试验中及时记录试验件声响, 辅助结构渐进损伤分析。试验后在破坏位置进行切割, 使用高倍观测仪观测破坏剖面, 分析结构破坏机理。

2 试验结果及分析

2.1 试验后屈曲破坏过程

单筋帽型加筋板在承受压缩载荷过程中具有相似的变形破坏过程, 帽型加筋板试验件典型应变结果, 如图 4 所示。图 4(a) 和图 4(b) 分别为典型加筋板的蒙皮应变-压缩载荷曲线和筋条应变-压缩载荷曲线。加载起始阶段, 压缩载荷随压缩位移线性增加, 直至蒙皮局部区域出现失稳, 蒙皮应变分叉, 蒙皮失稳变形增大加剧筋条扭转, 但帽型筋条闭室结构表现出良好的抗扭性能, 直至破坏筋条斜边应变均未出现明显分叉。结构依靠筋条继续承受压缩载荷, 直至蒙皮筋条脱粘分离, 筋条斜边折断, 结构承载失效。

4 组试验件破坏模式可按成型工艺分为 2 种,

如图 5 所示。图 5(a) 和图 5(b) 分别为二次胶接成型加筋板破坏模式和共固化成型加筋板破坏模式。二次胶接成型加筋板筋条与蒙皮之间大面积脱粘分离, 筋条折断而蒙皮并未完全折断, 相比共固化成型加筋板筋条和蒙皮折断得更彻底, 破坏更严重, 蒙皮基本完全横向折断。

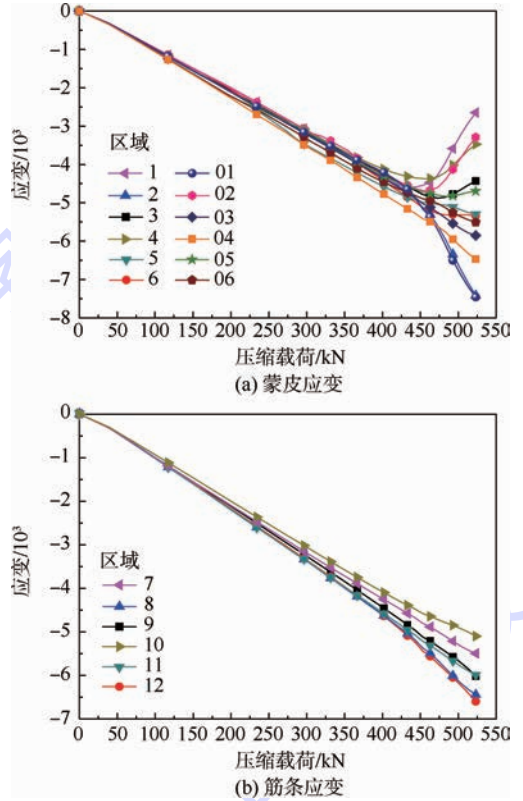


图 4 帽型加筋板试验件典型应变结果

Fig. 4 Typical results of strain on hat-stiffened panels

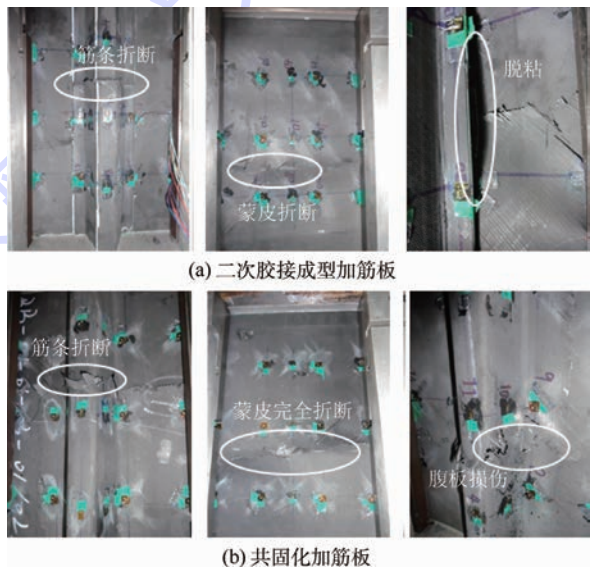


图 5 二次胶接成型加筋板和共固化加筋板典型破坏模式

Fig. 5 Typical failure modes of secondary bonding and co-curing stiffened panels

试验件试验和计算结果见表3,使用基于K样本的Anderson-Darling检验方法检验试验结果,对比01组和03组试验结果可知,对于同种构型,二次胶接和共固化工艺对加筋板失稳载荷及破坏载荷没有显著影响;对比02组和03组试验结果可知,相同共固化工艺成型加筋板,采用下缘条过渡融合于蒙皮的加筋板比下缘完全融合于蒙皮的加筋板稳定性及承载能力均有很大提高。结构弯曲刚度与蒙皮厚度的三次方相关^[16],结合图2分析,01组和03组成型尺寸相近,结构弯曲刚度相近,且后屈曲阶段较短,结构承载受失稳弯曲变形较小,同理相比02组筋条处尺寸较小,弯曲刚度较低,稳定性及承载能力均降低。03组和04组试验结果表明筋条填充泡沫不影响结构稳定性和承载能力,而影响结构初始损伤的发生,含泡沫加筋板初始损伤比不含泡沫加筋板损伤出现的早,但其损伤扩展缓慢,表明结构具有更好的损伤阻抗特性。

表3 试验件试验和计算结果

Table 3 Test and calculation results of specimen

组别	失稳载荷/ kN	失稳载荷离散 系数/%	破坏载荷/ kN	破坏载荷离散 系数/%	初始 响声载荷/ kN	计算 破坏载荷/ kN
01	405	1.23	519.5	0.60	429	508.3
02	360	2.78	492.1	2.34	400	478.7
03	427	2.92	541.2	5.15	427	568.4
04	430	1.90	542.5	2.47	504	567.2

2.2 破坏剖面观测

对结构破坏后进行剖面切割,高倍观测仪下可见结构损伤,4组试验件典型破坏断面如图6所示。二次胶接加筋板筋条和蒙皮胶接界面以及筋条和转角处胶接界面失效,表现为结构脱粘破坏。而共固化加筋板在筋条表面层、筋条和蒙皮连接处等一系列不连续连接处界面失效,此外部分蒙皮内部分层严重,表现为结构的界面失效分层破坏。

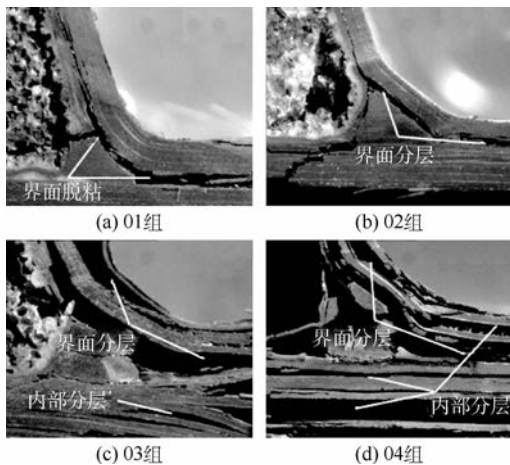


图6 4组试验件典型破坏断面

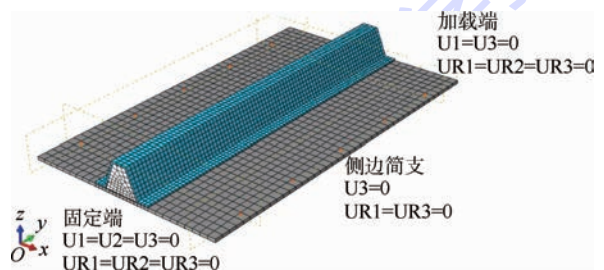
Fig.6 Typical fracture cross-sections of four groups of specimens

结合应变曲线分析加筋板结构传载过程,起初蒙皮筋条按刚度比分配压缩载荷,结构承载均匀,压缩应变相近,随后蒙皮失稳,蒙皮逐渐失去承载能力,载荷向筋条传递,使得筋条蒙皮连接处载荷过度集中,对二次胶接加筋板表现为胶接界面应力过大,对共固化加筋板表现为连接处界面应力较大,使得复合材料界面发生失效。引起筋条纤维压缩折断,结构承载失效。复合材料界面强度较低诱导了结构的破坏。

3 有限元数值模拟

3.1 复合材料加筋板有限元模型

使用ABAQUS建立复合材料加筋板有限元模型如图7所示,4组加筋板筋条细节模型如图8所示。蒙皮与筋条采用三维连续壳单元(SC8R),填充泡沫采用实体单元(C3D8R),基于试验件断面观测建立二次胶接加筋板胶接界面和共固化加筋板连接处界面,界面使用基于内聚力的界面单元(COH3D8),连接处细化网格单元尺寸5 mm × 5 mm,其余单元尺寸10 mm × 10 mm。蒙皮、筋条和各界面间绑定(Tie)约束,在后屈曲分析中使用通用接触(General contact)来防止界面破坏后的



U1, U2, U3—3个方向位移自由度;
UR1, UR2, UR3—3个方向转动自由度。

图7 复合材料加筋板有限元模型

Fig.7 Finite element models of composite stiffened panel

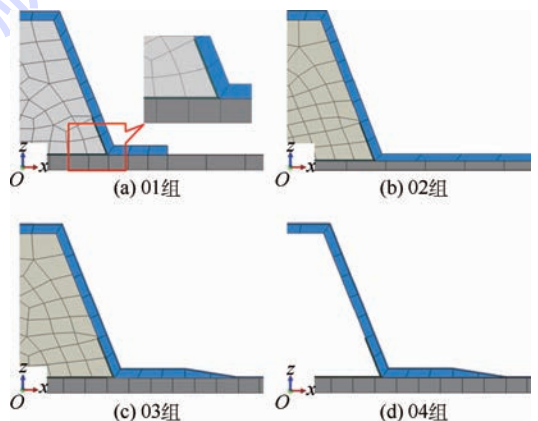


图8 4组加筋板筋条细节模型

Fig.8 Detail models of stiffeners of four groups of stiffened panels

子板侵入。将有限元模型两端各50 mm部分与特征点耦合(Couple)模拟试验件灌封区,一端施加固定约束,一端仅放开加载方向自由度;距侧边12 mm处采用线约束离面自由度实现简支作用。

使用ABAQUS自带二维Hashin损伤判据判断试验件复合材料层内损伤的发生,Hashin准则将复合材料单向带的层内失效区分为纤维失效和基体失效,并使用基于能量的线性损伤演化法则计算损伤起始发生后的材料刚度衰减。界面单元基于牵引力-位移关系建立连续损伤机制,之后采用基于能量的BK-Law混合模式的线性模型计算材料刚度衰减。相关损伤参数见表1。

3.2 计算结果及分析

使用有限元数值模拟可以有效模拟结构的后屈曲失效破坏过程,轴压载荷下结构首先发生蒙皮局部失稳,4组加筋板均表现出相似的失稳模

态如图9所示,故试验中应变计布置在结构失稳反节线附近,应变数据曲线符合纵向3个半波失稳模态,且和试验吻合,计算表明筋条直至折断均未出现失稳。

通过数值模拟结构损伤渐进过程进一步探讨帽型加筋板结构破坏机理,图10所示为4组加筋板在承载过程中不同时刻结构损伤情况。

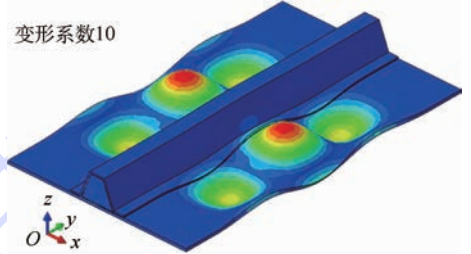


图9 加筋板计算典型失稳模态
Fig.9 Typical calculative buckling mode of stiffened panels

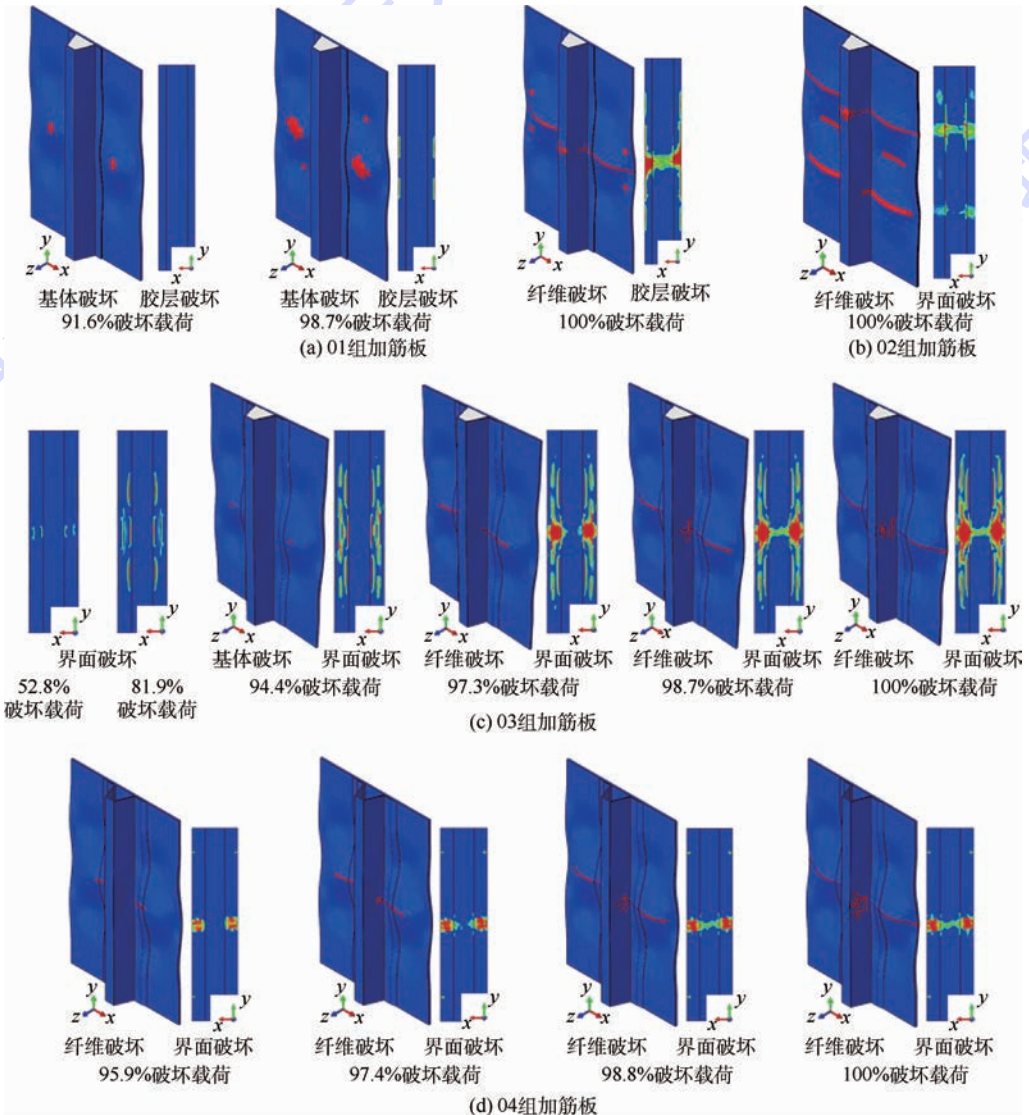


图10 4组加筋板渐进损伤分析

Fig.10 Damage progress analysis of four groups of stiffened panels

图 10(a) 为二次胶接成型加筋板损伤渐进图, 加载至 91.6% 破坏载荷时, 波峰或波谷处基体出现损伤, 但直至 98.7% 破坏载荷时界面才出现损伤, 随后筋条斜边纤维压断导致结构承载失效, 同时伴随筋条蒙皮大面积脱粘。图 10(b) 为 02 组加筋板数值模拟, 与 01 组相似, 结构界面失效发生在筋条纤维压断结构失效瞬间。图 10(c) 为共固化成型 03 组加筋板, 结构在 81.9% 破坏载荷时失稳反节线上界面出现损伤但界面损伤扩展缓慢, 同时加载至 97.3% 时出现纤维压损, 但纤维损伤扩展稍缓慢, 直至筋条斜边纤维压断结构失效, 且破坏后结构掉载较慢, 表明结构具有很好的损伤阻抗性能。图 10(d) 为不含填充泡沫的 04 组加筋板, 与 03 组相比, 04 组加筋板界面损伤起始较晚 (95.9% 破坏载荷), 这与声响记录一致, 但其损伤扩展较快, 泡沫填充并不能提高结构承载能力。数值计算破坏载荷见表 3, 计算表明结构集中破坏在失稳反节线上与试验结果一致, 符合结构传载过程。

4 结 论

1) 同种构型的二次胶接和共固化成型加筋板失稳载荷及破坏载荷无显著差异, 而相同工艺不同构型加筋板轴压失稳载荷及破坏载荷差异较大。

2) 筋条填充泡沫不影响结构的稳定性及承载能力, 但能延缓结构损伤扩展, 提高结构损伤阻抗性能。

3) 基于 ABAQUS 建立有限元模型能够有效模拟结构后屈曲承载过程, 复合材料界面强度低诱导结构承载失效, 使得结构集中在失稳反节线上破坏。

4) 相同构型加筋板, 二次胶接成型加筋板界面临近结构破坏才出现损伤, 并伴随筋条折断而大面积扩展, 而共固化成型加筋板界面损伤出现较早但扩展缓慢, 表现出更好的损伤阻抗特性。

参考文献 (References)

[1] 杜善义, 关志东. 我国大型客机先进复合材料应对策略思考[J]. 复合材料学报, 2008, 25(1): 1-10.
DU S Y, GUAN Z D. Strategic considerations for development of advanced composite technology for large commercial aircraft in China[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008, 25(1): 1-10 (in Chinese).
[2] JEROME P. Advanced materials and technology for A380 structure[J]. FAST Magazine, 2003, 32: 3-8.

[3] NICHOLLS D J, GALLAGHER J P. Determination of GIC in angle-ply composites using a cantilever beam test method[J]. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 1983, 2(1): 2-17.
[4] CHAI H. The characterization of mode I delamination failure in nonwoven, multidirectional laminates[J]. Composites, 1984, 15: 277-290.
[5] LANZI L. A numerical and experimental investigation on composite stiffened panels into post-buckling[J]. Thin-Walled Structures, 2004, 42(12): 1645-1664.
[6] OH S H, KIM K S, KIM C G. An efficient postbuckling analysis technique for composite stiffened curved panels[J]. Composite Structures, 2006, 74(3): 361-369.
[7] FALZON B G, STEVENS K A, DAVIES G O. Postbuckling behaviour of a blade-stiffened composite panel loaded in uniaxial compression[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2000, 31(5): 459-468.
[8] ORIFIGI A C, SHAH S A, HERSZBERG I, et al Failure analysis in postbuckled composite t-sections[J]. Composite Structures, 2008, 86(1-3): 146-153.
[9] 孔斌, 叶强, 陈普会, 等. 复合材料整体加筋板轴压后屈曲的传载机制[J]. 复合材料学报, 2010, 27(5): 142-149.
KONG B, YE Q, CHEN P H, et al. Post-buckling load transfer mechanisms of an integrated composite panel under uniaxial compression[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2010, 27(5): 142-149 (in Chinese).
[10] 孔斌, 陈普会, 陈炎. 复合材料整体加筋板轴压后屈曲失效评估方法[J]. 复合材料学报, 2014, 31(3): 765-771.
KONG B, CHEN P H, CHEN Y. Post-buckling failure evaluation method of integrated composite panels under uniaxial compression[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2014, 31(3): 765-771 (in Chinese).
[11] 陈绍杰. 复合材料技术与大型飞机[J]. 航空学报, 2008, 29(3): 605-610.
CHEN S J. Composite technology and large aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astroautica Sinica, 2008, 29(3): 605-610 (in Chinese).
[12] FALZON B G, STEVEN G P. Buckling mode transition in hat-stiffened composite panels loaded in uniaxial compression[J]. Composite Structures, 1997, 37(2): 253-267.
[13] FALZON B G. The behaviour of damage tolerant hat-stiffened composite panels loaded in uniaxial compression[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2001, 32(9): 1255-1262.
[14] MO Y M, GE D Y, ZHOU J F. Experiment and analysis of hat-stringer-stiffened composite curved panels under axial compression[J]. Composite Structures, 2015, 123: 150-160.
[15] KIM G H, CHOI J H, KWEON J H. Manufacture and performance evaluation of the composite hat-stiffened panel[J]. Composite Structures, 2010, 92(9): 2276-2284.
[16] ZHU S H, YAN J Y, CHEN Z, et al. Effect of the stiffener stiffness on the buckling and post-buckling behavior of stiffened composite panels-experimental investigation[J]. Composite Structures, 2015, 120: 334-345.

作者简介:

徐荣章 男, 硕士研究生。主要研究方向: 复合材料结构设计。

Tel.: 010-82338873

E-mail: buaa_xrz@163.com

关志东 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞机结构设计, 复合材料力学和损伤容限。

Tel.: 010-82338873

E-mail: D5062010@126.com

Failure mechanism analysis of different types of manufacture for composite stiffened panels under axial compression load

XU Rongzhang, GUAN Zhidong*, WANG Renyu, JIANG Siyuan

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: In order to research the failure mechanism of secondary bonding and co-curing stiffened panels under axial compression load, test and numerical calculation were conducted for different types of manufacture of composite stiffened panels with edge constraint. In the test, strain gage was pasted to timely monitor the local buckling, while the load corresponding to initial acoustic emission was detected and fracture cross-section was observed to investigate the fracture mechanism. Based on the ABAQUS software, a finite element was observed to simulate the post-buckling-progress and damage progress. The calculated results are coordinated with the tested results very well. The results indicate that manufacture has no impact on the stability and load capacity, while the structure types have significant influence. Polymethacrylimide (PMI) foam can delay the occurrence of initial damage, even though it cannot increase the buckling load and ultimate load of panels. Initial damage of interface of secondary bonding panels occurs at a time close to fracture, while that of co-curing panels occurs early and extends slowly, so co-curing panels show better behavior of damage resistance.

Key words: composite stiffened panel; fracture mechanism; post-buckling; fracture cross-section analysis; damage progress

Received: 2015-05-25; Accepted: 2015-06-19; Published online: 2015-10-09 15:30

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151009.1530.001.html

* Corresponding author. Tel.: 010-82338873 E-mail: D5062010@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0337

基于约束优化的舰艇区域防空作战能力需求生成



许俊飞, 邢昌风*, 吴玲

(海军工程大学 电子工程学院, 武汉 430033)

摘 要: 作战能力需求生成是在满足多约束条件下完成的, 寻求约束集是能力需求生成的重点; 以舰空导弹区域防空为背景, 通过对作战需求约束、能力需求约束、技术发展约束以及其他因素约束进行综合分析, 提取制约能力指标生成的约束集, 建立舰艇防空作战效能目标函数, 采用基于罚函数法的快速粒子群算法进行能力指标的约束优化求解; 以最大预警距离为变量, 对其他作战能力指标优化前后的曲线图进行仿真验证, 定量生成舰艇区域防空作战所需的能力指标值, 验证了模型算法的可行性, 为舰艇区域防空作战能力需求生成提供了量化依据。

关键词: 舰艇防空作战; 能力需求生成; 指数法; 惩罚函数; 粒子群算法; 约束优化

中图分类号: N94; TP302.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)05-1039-07

作战能力需求生成是以作战任务需求分析中确定的任务为依据, 在给定的条件和标准下, 通过任务-能力的映射关系, 根据一定规则确定完成作战任务的能力需求。目前围绕作战能力需求生成的研究中, 提出了作战元活动的概念, 利用元活动-能力指标实现元活动执行水平向能力需求列表的转换^[1]; 提出了“面向威胁、基于能力”的联合作战能力需求分析方法, 用“价值分析法”分析了“目标、任务、能力”之间的映射关系^[2]; 能力需求分析需要在多类约束条件下获得有效的需求生成方案, 目前主要将该类问题作为约束满足问题, 利用约束网络进行冲突的检测及消解以获得可行需求方案^[3], 但能力需求生成应以作战效能优化为原则, 因此要获得优化的需求方案应将问题建模为约束优化问题。

本文以舰艇区域防空作战任务为例, 将作战能力需求生成的输入问题转化为约束关系集, 定义了舰艇防空作战效能的目标函数, 提出了基于约束优化问题的能力需求生成模型, 不同于约束满足机

制, 寻求既满足约束关系集又使舰艇作战效能最大的能力需求方案, 定量生成舰艇完成区域防空作战任务所需的各项能力指标。

1 舰艇区域防空作战能力约束提取

舰艇区域防空作战能力需求生成可以看作是一个输入输出问题^[4], 作战能力需求生成问题描述, 见图1。输入的已知条件是研究对象、面临的军事威胁、要完成的使命任务等, 而输出是能够有效完成这些使命任务目标或克服这些军事威胁的作战能力指标值。通过解析规则由作战任务向能力进行映射转化, 首先需明确各种“输入”条件, 而这些“输入”条件就如同对作战能力需求生成问题的约束, 使之“输出”科学合理的需求方案, 因此有效地提取约束条件是需求生成的重点。根据“输入”条件及多视图的思想, 将约束类型分为如图1所示的4种类型, 在约束条件的制约下通过能力需求生成方法才能得到科学合理的能力需求生成方案。

收稿日期: 2015-05-26; 录用日期: 2015-06-26; 网络出版时间: 2015-08-03 17:34

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150803.1734.020.html

* 通讯作者: Tel.: 027-65461236 E-mail: xingchf@sohu.com

引用格式: 许俊飞, 邢昌风, 吴玲. 基于约束优化的舰艇区域防空作战能力需求生成[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 1039-1045. XU J F, XING C F, WU L. Combat capability requirement generation of warship area air defense based on constrained optimization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 1039-1045 (in Chinese).

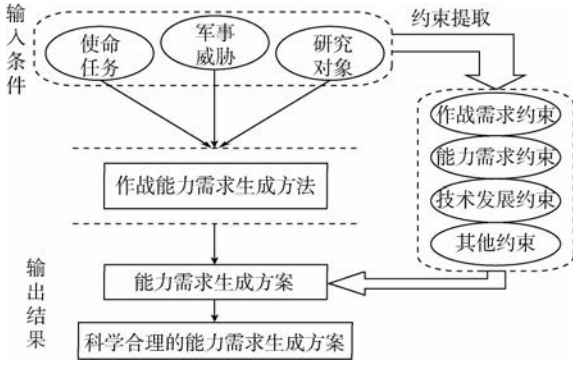


图1 作战能力需求生成问题描述

Fig.1 Combat capability requirement generation problem description

1.1 作战需求约束

作战需求是指为实现所担负的使命任务所必须具备的能力,是战场态势对作战行动提出的要求,即水面舰艇对所担负使命中一系列具体任务的定量描述。以舰艇区域防空作战任务需求约束为背景,假定在距我舰艇400 km外有敌机以速度700 m/s向我舰艇袭来,要求能对敌机实施导弹拦截。为最大限度地对来袭敌机进行多次拦截,提高拦截成功的概率,则要求预警机最大预警距离 R_{dyj} 至少为400 km,拦截相当可靠,即命中概率 P_n 达到90%~95%,下标 n' 为导弹的发数。根据作战需求提取约束集(Inequality Constraints)IC_1为

$$IC_1 \begin{cases} R_{dyj} \geq 400 \text{ km} \\ 90\% \leq P_{n'} \leq 95\% \end{cases} \quad (1)$$

1.2 能力需求约束

能力需求约束是最重要的一类约束,是指对完成任务程度的定量描述,同时体现在能力需求指标之间相互影响关联的基础上。指标的生成并不是单一的指标求解,而是形成类似于网络状相互影响的结构体系关系,指标之间相互制约,相互影响,对彼此具有一定的约束关系。

图2为舰艇作战能力指标关系图,其描述了舰艇杀伤区、发射区、预警机前出距离以及预警距离之间的关系。图中: X 为目标的水平距离; P 为目标的航路捷径; O 为舰艇阵位; E 为预警机阵位;敌目标以速度 V_m 、在高度 h_m 沿航路捷径 p_m 向舰艇袭来; α_d 为敌目标可能形成的威胁扇面角; D_{qc} 和 R_E 分别为预警机的最大前出距离及探测距离; S_{syj} 和 S_{sjj} 分别为杀伤区远近界^[5]; S_{fyj} 和 S_{fij} 分别为发射区远近界; ψ_{max} 为最大航路角; R_{byj} 为舰艇的必需预警距离。己方导弹的攻击速度为 V_w ,设 $k = V_w/V_m$ 。

通过以上模型已建立了能力指标之间的等式约束(Equality Constraints, EC)^[6]关系为

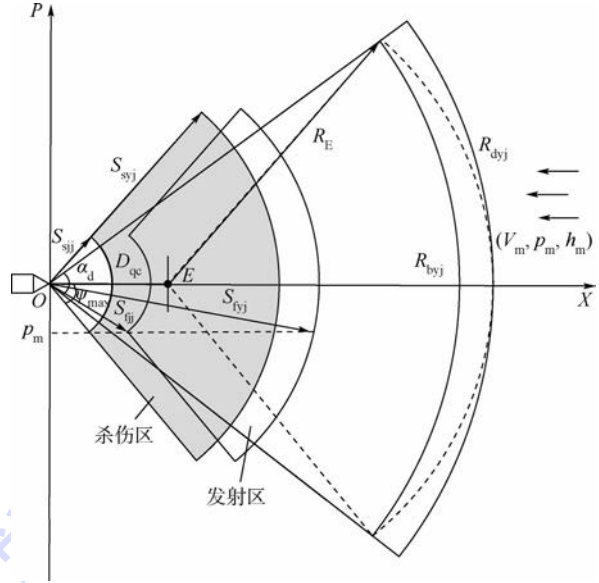


图2 舰艇作战能力指标关系图

Fig.2 Warship combat capability index relationship diagram

$$\begin{cases}
 D_{qc} = R_{byj} \cos \frac{\alpha_d}{2} - \sqrt{R_E^2 - \left(R_{byj} \sin \frac{\alpha_d}{2}\right)^2} \\
 R_{dyj} = D_{qc} + R_E \\
 R_{byj} = S_{syj} + V_m t_{xy} \\
 h_E = \left(\frac{R_E}{4.12} - \sqrt{h_m}\right)^2 \\
 S_{syj} = \sqrt{\left(\frac{0.7R_{dyj}}{\sqrt{1 + \frac{1}{k^2} + \frac{2\cos\psi_{max}}{k}}}\right)^2 + h_m^2} \\
 S_{sjj} = \left(t_{wk} + \sqrt{-2\sigma_t^2 \ln(1 - P_{(t \leq t_{js})})} - \frac{1}{2}t_z\right)V_w \\
 S_{fyj} = \left\{s_{syj}^2 + \left(\frac{s_{syj}}{k}\right)^2 - 2\frac{s_{syj}^2}{k}\right. \\
 \left. \cos\left[\pi - \arcsin\left(\frac{p_m}{s_{syj}}\right)\right] + h_m^2\right\}^{\frac{1}{2}} \\
 S_{fij} = \left\{s_{sjj}^2 + \left(\frac{s_{sjj}}{k}\right)^2 - 2\frac{s_{sjj}^2}{k}\right. \\
 \left. \cos\left[\pi - \arcsin\left(\frac{p_m}{s_{sjj}}\right)\right] + h_m^2\right\}^{\frac{1}{2}} \\
 S_{wgz} = \left[S_{syj}^2 + V_m^2 \left(\frac{S_{syj}}{V_w}\right)^2 + 2V_m \left(\frac{S_{syj}}{V_w}\right)^2 \sqrt{S_{syj}^2 - h_m^2 - p_m^2}\right]^{\frac{1}{2}} \\
 n = 1 + \text{int} \left[\frac{1}{\ln\left(1 + \frac{1}{k}\right)} \cdot \ln\left(\frac{\sqrt{S_{syj}^2 - h_m^2 - p_m^2} + V_w t}{\sqrt{S_{sjj}^2 - h_m^2 - p_m^2} + V_w t}\right) \right] \\
 p = 1 - e^{-\frac{\ln(1 - P_{n'})}{n}}
 \end{cases} \quad (2)$$

式中: S_{wgz} 为舰艇对目标的稳定跟踪距离; n 为舰空导弹武器系统对敌目标的拦截次数^[7]; p 为导弹的单发毁伤概率; s 为一次齐射导弹的数量; $P_{(t \leq t_{js})}$ 为 $t \leq t_{js}$ 时间内导弹的引入概率; t_{wk} 为导弹无控段的飞行时间; σ_i 为导弹引入结束时间的方差; t_z 为舰空导弹有动力飞行时间; t_{sy} 为从接到预警和目标指示到导弹与目标相遇的时间; t 为舰空导弹实施一次完整射击所需要的时间。 s_{syj} 和 s_{sjj} 分别为 S_{syj} 和 S_{sjj} 在水平面的投影; s_{fyj} 和 s_{fjj} 分别为 S_{fyj} 和 S_{fjj} 在水平面的投影。

能力指标之间不仅具有 EC 关系,还存在一些不等式之间的关系。例如在预警机的配置上,考虑预警机的留空时间,前出距离必须在舰艇的有效通信范围之内,并且舰艇要为预警机提供有效的防空火力保护,确保预警机安全遂行作战任务^[8];其次,舰艇对目标的发现距离、稳定跟踪距离与杀伤区远界都存在大小制约关系。提取约束集 IC_2:

$$\text{IC}_2 \begin{cases} D_{\text{qc}} < S_{\text{syj}} \\ D_{\text{qc}} < D_{\text{tx}} \\ D_{\text{qc}} < S_{\text{lk}} \\ R_{\text{dyj}} < R_{\text{byj}} \\ S_{\text{fx}} > S_{\text{wgz}} > S_{\text{syj}} \end{cases} \quad (3)$$

$$S_{\text{lk}} = V_E \cdot \frac{t_{\text{zh}} - t_{\text{cb}} - t_{\text{xl}}}{2} \quad (4)$$

式中: S_{lk} 为预警机在保证巡逻时间的前提下,远离基准点的最大距离; t_{zh} 为预警机的续航时间; t_{cb} 为预警机的储备时间; t_{xl} 为上级对预警机在巡逻区巡逻时间的需求; D_{tx} 为预警机与舰艇进行可靠通信的距离; S_{fx} 为发现距离。

1.3 技术发展约束

技术发展需求描述了武器装备发展预测水平,装备标准随着技术发展不断进步,能力需求给出装备在未来一段时间内预期达到的水平。然而在装备体系发展建设中,往往采用保守的技术和标准来降低风险,根据武器装备建设发展水平,可以给定某一能力指标的技术发展约束,根据文献[9]中某中远型舰空导弹性能参数见表1。

表1 舰空导弹性能参数

Table 1 Performance parameters of ship-to-air missile

参数	数值
作战距离/km	15 ~ 150
作战高度/m	10 ~ 29 000
速度/Ma	2.5
拦截概率/%	80
系统反应时间/s	1

提取约束集 IC_3:

$$\text{IC}_3 \begin{cases} S_{\text{sjj}} \geq 15 \text{ km} \\ S_{\text{syj}} \leq 150 \text{ km} \\ V_w \leq 2.5 \text{ Ma} \\ p \leq 80\% \end{cases} \quad (5)$$

1.4 其他约束

除了以上几种约束之外,通过大量的作战模拟及仿真训练得到的历史数据,加上专家经验往往具有较高的可信度。从大量作战模拟训练数据分析获取指标约束,或者由专家依据自己的经验给定某一能力指标的约束关系也是指标约束获取的有效方法,但是对于经验约束需要进一步分析确定约束的可信度。

2 基于 APSO 算法能力需求约束优化

通过解析规则得到能力需求列表,可以成功执行每一个能力指标对应的作战任务,而科学合理的能力需求方案需要满足系统各方面的约束^[10]。从本质上来讲,在使舰艇整体防空作战效能最大的前提下寻求满足各个约束条件下的能力需求方案是一个约束优化问题(constrained optimization problem),采用罚函数法约束处理技术把一个约束优化问题转化成一系列无约束优化问题,然后通过求解这些无约束优化问题使得整个约束优化问题得以解决^[11]。由于建立模型是一个带约束的非线性方程最优值寻解,采用自适应粒子群寻优(Adaptive Particle Swarm Optimization, APSO)算法,实现对目标函数的寻优求解。

2.1 适应度函数的建立

能力指标的生成既要满足各个约束条件,又要使舰艇的综合作战效能最大,采用指数法建立舰艇防空作战的综合效能模型^[12],将能力指标作为效能指标,为了使模型求解的最终结果统一为越小越优,将成本型指标作为分子,效益型指标作为分母,建立的适应度函数为

$$f(x) = k_{\text{tz}} \cdot \frac{D_{\text{qc}}^{\omega_1} h_{\text{E}}^{\omega_2} S_{\text{sjj}}^{\omega_3} S_{\text{fyj}}^{\omega_4} t_{\text{zk}}^{\omega_5} t_{\text{tx}}^{\omega_6} t_{\text{fs}}^{\omega_7} t_{\text{fy}}^{\omega_8}}{R_{\text{byj}}^{\omega_9} R_{\text{E}}^{\omega_{10}} V_w^{\omega_{11}} S_{\text{syj}}^{\omega_{12}} S_{\text{fx}}^{\omega_{13}} S_{\text{wgz}}^{\omega_{14}} S_{\text{fyj}}^{\omega_{15}} p^{\omega_{16}}} \quad (6)$$

式中: k_{tz} 为调整系数; ω_i 为指标权重; t_{zk} 为指控时间; t_{tx} 为通信时间; t_{fs} 为导弹发射时间; t_{fy} 为反应时间。

利用层次分析(AHP)法,确定判断矩阵,求取特征向量 μ 即为能力指标的权重 ω_i ,进行一致性检验判断矩阵是否具有满意的一致性。

2.2 约束处理的罚函数法

考虑如下约束优化问题:

表2 影响参数设定

参数	μ'	σ	参数	μ'	σ
$t_{zk}(s)$	10	2	$t_{fy}(s)$	8	2
$t_{ix}(s)$	3	1	σ_t	3.1	0.1
$t_{fs}(s)$	20	3	$P_{(t \leq t_{js})}$	0.94	0.03
$t_{wk}(s)$	3.5	0.05	$t_z(s)$	0.1	0.05

μ' - 参数期望; σ - 参数方差。

表3 作战能力指标生成

能力指标	区间值
D_{gc}/km	[88.69, 95.10]
h_E/m	[220.32, 268.88]
R_{byj}/km	[337.79, 347.59]
R_E/km	[304.89, 311.30]
S_{syj}/km	[149.12, 149.12]
S_{sjj}/km	[4.72, 6.17]
S_{fyj}/km	[323.02, 323.02]
S_{fjj}/km	[10.23, 13.37]
S_{fx}/km	[339.65, 349.87]
S_{wgz}/km	[323.38, 323.45]
n	[1, 4]
$p/\%$	[31.23, 90]

由表3可知 S_{syj} 和 S_{fyj} 的区间上下限一致, 因为影响 S_{syj} 的因素主要是敌我速度和跟踪制导距离, S_{fyj} 又主要受 S_{syj} 的影响, 影响参数的变化不会影响两者的取值, 因此 S_{syj} 和 S_{fyj} 的区间上下限一致。在能力指标区间值的基础上, 综合考虑作战需求、能力需求、技术发展及其他约束, 综合 IC_1、IC_2、IC_3 和 EC, 建立如下约束优化求解模型:

$$\begin{aligned}
 & \text{最小化 } f(x) \\
 & \text{s. t. } \begin{cases} \text{IC}_1 \\ \text{IC}_2 \\ \text{IC}_3 \\ \text{EC} \end{cases} \quad (11)
 \end{aligned}$$

采用基于罚函数的粒子群寻优算法进行约束的求解^[15], 得到在约束条件下能力指标的最优值如表4所示, 图3为APSO适应度曲线, 图4为最优个体效能值曲线。

从图3和图4中看出, 对约束较为复杂的最优值寻优求解中, APSO算法表现出较好的健壮性, 系统能够较快收敛, 寻优解也与实际情况相符。

本文中定义舰艇防空作战效能为适应度函数, 由于成本型指标作为分子, 效益型指标作分母, 因此值越小表示作战效能越大, 对比图3和图4, 两图的基本走势趋向一致, 在算法迭代过程中最优个体 gbest 代表的效能值比较小, 但是相对应的其适应度值 fbest 较大, 即 gbest 违反了多个约束条件, 罚函数作用使其适应度值比较大, 随着迭代次数的增加 gbest 的适应度值越来越小, 即

最小化 $f(x)$

$$\text{s. t. } \begin{cases} g_i \leq 0 & i = 1, 2, \dots, m \\ h_j = 0 & j = 1, 2, \dots, n \end{cases} \quad (7)$$

处理约束优化问题应用最广泛的就是罚函数法, 根据约束条件构造如下辅助函数:

$$p(x, r) = f(x) + \eta k(x) \quad \eta > 0 \quad (8)$$

式中: $p(x, r)$ 为增广目标函数; η 为罚因子; $k(x)$ 为罚项, 其定义为

$$k(x) = \begin{cases} 0 & x \text{ 为可行解} \\ > 0 & x \text{ 为不可行解} \end{cases} \quad (9)$$

一般取

$$k(x) = \sum_{i=1}^m [\min(g_i(x), 0)]^2 + \sum_{j=1}^n h_j^2(x) \quad (10)$$

当 x 是不可行解时, $p(x, r) > f(x)$; 当 x 是可行解时, $p(x, r) = f(x)$ 。罚因子 η 越来越大时, 不可行解的函数值也将越来越大, 能够促使一系列无约束问题的极小值点靠近可行域, 或者在可行域内移动, 直到收敛到满足目标函数的最优值。因此, 给原函数加了一个整数以示惩罚, 当 η 足够大时, 就可以保证原函数的最优解和增广目标函数的最优解一致^[13]。

2.3 APSO 算法流程

步骤1 对粒子种群进行初始化(包括粒子数、迭代次数和衰减因子等), 建立约束集(包括不等式约束集和等式约束集)。

步骤2 对粒子进行约束求解, 通过约束集建立罚函数, 进行多维目标函数求解, 返回粒子适应度值, 更新个体最优值 fbest, 记录最优个体 gbest。

步骤3 更新随机性衰减因子, 更新粒子位置, 增加粒子在上下边界区间内的随机性。

步骤4 判断是否满足迭代条件, 如果满足, 返回步骤2构成循环迭代, 否则输出最优结果^[14]。

2.4 实例求解

在预警机协同下的舰艇区域防空作战能力需求分析中, 首先需要判断己方能够探测到敌目标距离, 根据战场态势提出完成相应作战任务所需的作战能力。假定 $V_m = 700 \text{ m/s}$, $V_w = 600 \text{ m/s}$, $h_m = 3500 \text{ m}$, $\alpha_d = 30^\circ$, $\psi_{\max} = 60^\circ$, $p_m = 100 \text{ m}$, $s = 2$, 其余参数主要有 t_{zk} 、 t_{ix} 、 t_{fs} 、 σ_t 、 t_{fy} 、 $P_{(t \leq t_{js})}$ 、 t_{wk} 和 t_z 假定服从正态分布, 影响参数设定见表2。

根据作战需求约束描述, 需对敌 400 km 以外的目标进行预警, 设 $S_{dyj} = 400 \text{ km}$, 仅考虑等式约束条件下各能力指标的生成, 当可设定的影响参数趋于 2 个极值时, 得到作战能力指标生成, 如表3所示。

gbest 尽可能多地满足约束条件,其效能值忽高忽低直至最后稳定,说明在进化算法中,主要以满足约束条件为重要目标兼顾作战效能的大小。

表4 约束优化后的能力指标最优值

Table 4 Optimum value capability index after constrained optimization

能力指标	指标值
D_{qc}/km	93.24
h_E/m	256.14
R_{bjj}/km	384.82
R_E/km	307.46
S_{syj}/km	158.89
S_{sij}/km	15.17
S_{fij}/km	335.06
S_{fjj}/km	24.24
S_{ix}/km	372.82
S_{wgz}/km	346.10
n	4
$p/\%$	64.47

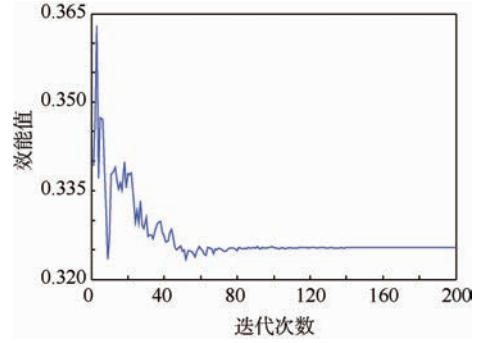


图4 最优个体效能值曲线

Fig. 4 Optimal individual effectiveness value curve

算法在运行到90代左右时能够快速收敛,说明算法已经寻得满足约束条件的最优值,使其适应度值及效能值达到相对最优。然而对比可以发现,最后收敛后的适应度值与效能值并非完全一致,说明所得到的最优解并非完全满足所列的约束集,这与本文所采用的罚函数法有关系,罚因子的取值难以把握,太小起不到惩罚作用,太大则由于误差的影响会导致错误,分析算法最终得到的最优解,经粒子群算法约束优化后的最优解是可行的。

为了验证算法的可行性,考虑到对敌目标预警的全面覆盖,即对 $R_{dij} = 400 \sim 430 \text{ km}$ 进行预警探测,选取 D_{qc} 、 R_{bjj} 、 R_E 、 h_E 、 S_{syj} 和 S_{sij} 具有代表性的能力指标,做出其在 $R_{dij} = [400, 430] \text{ km}$ 区间中约束优化前后的曲线图,如图 5 (a) ~ 图 5 (f) 所示。

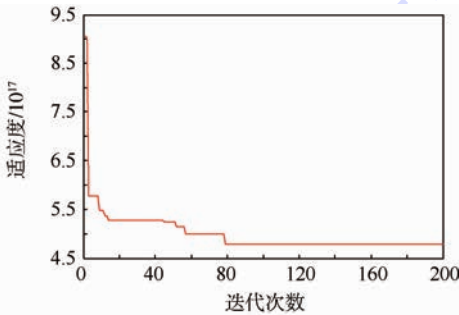


图3 APSO 适应度曲线

Fig. 3 APSO fitness curve

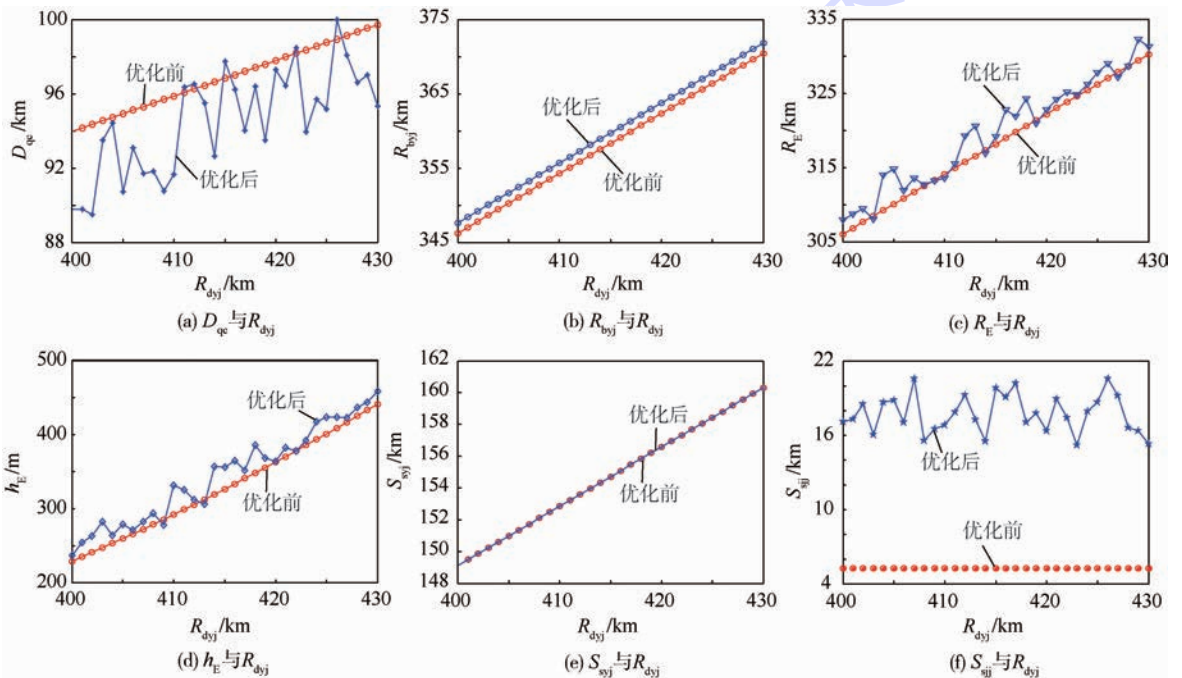


图5 D_{qc} 、 R_{bjj} 、 R_E 、 h_E 、 S_{syj} 、 S_{sij} 与 R_{dij} 之间优化前后关系

Fig. 5 Relationship between D_{qc} 、 R_{bjj} 、 R_E 、 h_E 、 S_{syj} 、 S_{sij} and R_{dij} before and after optimization

从图5可以看出,各能力指标约束优化后的取值基本围绕在优化前取值的附近,对比约束关系集,可以肯定优化值符合约束关系; S_{syj} 的取值优化前后基本没变,原因是影响 S_{syj} 因素已经给定,在能力指标之间的约束关系中, S_{syj} 又是作为影响其他能力指标的主要因素,因此 S_{syj} 优化前后取值基本保持不变; S_{sjj} 优化前后取值变化明显,因为 S_{sjj} 主要与己方舰空导弹的性能有关,在约束关系中,根据技术发展要求 $S_{sjj} \geq 15 \text{ km}$,因此优化后的 S_{sjj} 取值符合约束关系的要求。通过大量仿真得到优化前后能力指标数据曲线图,进一步验证了所建模型、算法的有效性。

3 结论

本文以舰艇区域防空作战为例,以舰艇防空作战效能优化为原则建立了基于约束优化的能力需求生成模型,经仿真验证表明:

- 1) 较为全面地提取了能力需求生成所需满足的约束集,为约束优化模型提供了基础。
- 2) 采用指数法较好地表征了舰艇防空作战效能,使约束优化问题更具有目标性。
- 3) 建立的APSO算法模型可得到满足多维约束条件优化的能力需求生成方案,寻优速度快,优化效果较好。

本文最终得到的能力优化指标验证了仿真模型,为舰艇能力需求生成提供了一种量化方法,对于舰艇装备的发展具有现实指导意义。

参考文献 (References)

- [1] 陈英武,豆亚杰,程贲,等.基于作战活动分解的体系能力需求生成研究[J].系统工程理论与实践,2011,31(1):154-163.
CHEN Y W, DOU Y J, CHENG B, et al. Research on capability requirement generation of weapon system-of-systems based on operational activity decomposition [J]. Systems Engineering-Theory & Practice, 2011, 31(1): 154-163 (in Chinese).
- [2] 王剑飞,郭嘉诚,周云富.联合作战能力需求分析方法研究[J].军事运筹与系统工程,2009,23(2):30-34.
WANG J F, GUO J C, ZHOU Y F. Study on analysis method of joint combat capability requirement [J]. Military Operations Research and Systems Engineering, 2009, 23(2): 30-34 (in Chinese).
- [3] 李涛,熊光燮.基于优化算法的冲突仲裁策略[J].计算机学报,2002,25(1):57-62.
LI T, XIONG G L. Conflict resolving strategy based on optimization algorithm [J]. Chinese Journal of Computer, 2002, 25(1): 57-62 (in Chinese).
- [4] 张兵志,郭齐胜. 陆军需求论证理论与方法 [M]. 北京:国防工业出版社,2012:83-91.
ZHANG B Z, GUO Q S. Theory and method of requirement demonstration for army weapon equipment [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2012: 83-91 (in Chinese).
- [5] 董银文,石章松,李云.舰空导弹协同制导杀伤区建立研究[J].指挥控制与仿真,2010,32(6):16-19.
DONG Y W, SHI Z S, LI Y. Research on damage zone of surface-to-air missile in the mode of collaborative guidance [J]. Command Control and Simulation, 2010, 32(6): 16-19 (in Chinese).
- [6] 许俊飞,邢昌凤,吴玲.基于解析规则的舰艇区域防空作战能力需求生成[J].北京航空航天大学学报,2015,41(1):193-200.
XU J F, XING C F, WU L. Capability requirement generation of warship area air defense based on analytic rules [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(1): 193-200 (in Chinese).
- [7] 栗飞,曲鹏飞,闫艳坤.舰空导弹武器系统反导作战拦截次数建模与仿真[J].弹箭与制导学报,2012,32(2):32-34.
SU F, QU P F, YAN Y K. Modeling and simulation of anti-missile interception frequency for ship-to-air missile weapon system [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2012, 32(2): 32-34 (in Chinese).
- [8] 沈治河,朴成日.航母编队在空防御中歼击机空域配置方法[J].指挥信息系统与技术,2012,3(3):29-34.
SHEN Z H, PIAO C R. Fighter airspace disposition method for carrier formation in air defense [J]. Command Information System and Technology, 2012, 3(3): 29-34 (in Chinese).
- [9] 张冬兴,缪旭东.美航母编队防空作战能力分析[J].飞航导弹,2010,8(1):60-65.
ZHANG D X, MIU X D. The U. S. aircraft carrier fleet air defense combat capability analysis [J]. Cruise Missile, 2010, 8(1): 60-65 (in Chinese).
- [10] 王志亮,张友良,汪惠芬.协同设计中量化约束求解方法[J].计算机辅助设计与图形学报,2004,16(8):1114-1121.
WANG Z L, ZHANG Y L, WANG H F. A quantified method for constraint resolution in collaborative design [J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2004, 16(8): 1114-1121 (in Chinese).
- [11] ANDREW K, WANG J. Dependency analysis in constraint negotiation [J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, 1995, 25(9): 1301-1313.
- [12] 许俊飞,邢昌凤,吴玲.基于指数法的舰艇火控系统效能分析[J].指挥控制与仿真,2015,37(1):80-84.
XU J F, XING C F, WU L. Ship fire control systems effectiveness analysis based on index method [J]. Command Control and Simulation, 2015, 37(1): 80-84 (in Chinese).
- [13] LI X D. Better spread and convergence: Particle swarm multi objective optimization using the maximum fitness function [C] // Proceedings of 2004, Genetic and Evolutionary Computation Part I. [S. l.]: Springer, 2004: 128-177.
- [14] 高飞. MATLAB 智能算法超级学习手册 [M]. 北京:人民邮

电出版社,2014:241-248.

GAO F. MATLAB super intelligent algorithm learning manual [M]. Beijing: The Posts and Telecommunications Press, 2014: 241-248 (in Chinese).

- [15] FAN S K S, ZAHARA E. A hybrid simplex search and particle swarm optimization for unconstrained optimization [J]. European Journal of Operational Research, 2007, 181 (2): 527-548.

作者简介:

许俊飞 男,博士研究生。主要研究方向:作战系统工程。

Tel.: 027-65461865

E-mail: xujunfei1207@163.com

邢昌凤 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:舰载作战系统。

Tel.: 027-65461236

E-mail: xingchf@sohu.com

吴玲 女,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:舰载作战指挥辅助决策。

E-mail: wuling0530@163.com

Combat capability requirement generation of warship area air defense based on constrained optimization

XU Junfei, XING Changfeng*, WU Ling

(School of Electronic Engineering, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China)

Abstract: Capability requirement generation is performed under multiple constraints, so seeking the constraint set is its focus. In the background of area air defense of ship-to-air missile, by extracting the constraint set that has an effect on generation of capability index through the comprehensive analysis of combat requirement constraints, capability requirement constraints, technology development constraints and other constraints, the target function of warship air defense combat effectiveness was established, and we solved constrained optimization of capability index through particle swarm algorithm based on the penalty function method. The curves of the other combat capability indices before and after optimization were simulated and verified with the max distance of early warning as the variable. Finally the capability indices produced verify the feasibility of the model and algorithm and provide quantitative basis for combat capability requirement generation of warship area air defense.

Key words: warship air defense; capability requirement generation; index method; penalty function; particle swarm algorithm; constrained optimization

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0342

2198 铝合金硫酸-己二酸阳极氧化膜耐蚀性



王雪飞, 李松梅*, 刘建华, 于美, 李英东

(北京航空航天大学 材料科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 以 2198 铝-锂合金为研究对象,在硫酸-己二酸电解质溶液中进行阳极氧化,并对氧化后的试样进行沸水封闭处理。采用场发射扫描电子显微镜(FE-SEM)和原子力显微镜(AFM)对氧化膜的表面和截面的形貌进行观察。通过电化学阻抗谱(EIS)、塔菲尔(Tafel)曲线和浸泡实验来分析阳极氧化膜的耐蚀性能。结果表明铝-锂合金在阳极氧化过程中由于含铜合金相的影响,形成的氧化膜孔洞不完整出现连通现象;电化学测试结果表明封闭之后的氧化膜的耐蚀性明显提高,并且随着浸泡时间的延长拟合等效电路发生改变,同时多孔层和阻挡层的阻抗值在降低,说明在浸泡的过程中氧化膜的结构发生改变,耐蚀性降低。

关键词: 阳极氧化; 2198 铝-锂合金; 硫酸-己二酸; 氧化膜; 耐蚀性

中图分类号: V252

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)05-1046-09

由于 2XXX 铝合金的高强度和高比重,在航空工业中得到了广泛的应用^[1]。2XXX 铝合金的主要合金元素包括铜、镁和锰等。以铜为例,使用铜可以提高力学性能,但是富铜合金相可以形成微观电偶使铝合金容易发生腐蚀^[2]。为了增强铝合金的耐蚀性,在应用之前铝合金应该进行阳极氧化处理。含铜铝合金的阳极氧化已经得到广泛的研究,其不仅仅是因为 2XXX 铝合金在航空业的广泛应用,同时也是因为铜可以影响铝合金阳极氧化膜的形貌和耐蚀性。铝合金的阳极氧化膜是由内层比较薄的阻挡层和外层比较厚的多孔层组成^[3-5]。Saeedikhani 等^[6]研究了 2024-T3 铝合金在硫酸-硼酸-磷酸中阳极氧化之后的耐蚀性,结果表明质量分数为 3.5% 的 NaCl 电解质溶液渗透到阻挡层的速度要远远低于渗透到多孔层的速度,表明阻挡层的耐蚀性要高于多孔层。

2198 铝-锂合金可以替代部分 2XXX 系传统铝合金,是第 3 代 Al-Li-Cu 合金,其中 Li 是最轻的金属元素,增加 Li 之后可以降低铝合金的密度,但是可以提高其弹性模量。众所周知在铝合金中铜的固溶度比较大,因此其强化效应比较明显。Ma 等^[7]研究了 AA2099-T8 铝-锂合金在五硼酸铵电解质溶液中阳极氧化膜的生长,结果发现阳极氧化过程中阻挡层的生长伴随着含铜合金相的氧化,氧化膜中氧气的形成和释放以及氧化膜的自封闭过程。本研究组对铝合金的硫酸-己二酸阳极氧化技术进行了大量的研究,分析了低浓度硫酸加上改性剂之后的成膜控制机理^[8-10]。

本文对 2198 铝-锂合金在硫酸-己二酸溶液中阳极氧化之后的氧化膜的结构和电化学性能进行研究,分析合金相对氧化膜结构的影响;通过电化学阻抗谱和浸泡实验来研究阳极氧化之后试样的耐蚀性。

收稿日期: 2015-05-26; 录用日期: 2015-08-06; 网络出版时间: 2015-08-31 17:10

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150831.1710.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(51271012)

* 通讯作者: Tel.: 13901162076 E-mail: songmei_li@buaa.edu.cn

引用格式: 王雪飞, 李松梅, 刘建华, 等. 2198 铝合金硫酸-己二酸阳极氧化膜耐蚀性[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 1046-1054. WANG X F, LI S M, LIU J H, et al. Corrosion resistance of sulfuric-adipic acidic film for 2198 aluminum alloy[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 1046-1054 (in Chinese).

1 实验

1.1 实验材料

本实验所采用的材料是 2198 铝-锂合金(主要成分/wt% :Cu 2.9 ~ 3.5, Li 0.8 ~ 1.1, Si 0.08, Fe 0.10, Mn 0.50, Mg 0.25 ~ 0.80, Cr 0.05, Zn 0.35, Ti 0.10, Ag 0.10 ~ 0.50, Zr 0.04 ~ 0.18)。试样的尺寸是 100 mm × 50 mm × 2mm, 试样依次使用 320#, 600#, 1 200# 和 2 000# 砂纸进行打磨, 使用去离子水进行清洗。在阳极氧化之前试样要进行预处理, 预处理包括: 除油、碱洗和出光。表 1 为试样预处理溶液的化学组成、处理时间和温度。每一步结束之后都要使用去离子水进行清洗再进行下一步。

表 1 试样预处理溶液的化学组成、处理时间和温度

Table 1 Chemical composition, holding time and temperature of solutions used for surface preparation

表面预处理	溶液的化学组成	温度/℃	处理时间/s
除油	20 g/L Na ₃ PO ₄	50	60
	10 g/L Na ₂ CO ₃		
	5 g/L NaOH		
碱洗	50 g/L NaOH	50	60
出光	400 g/L HNO ₃	室温	30

1.2 阳极氧化和封闭

电解质溶液组成为 50 g/L 硫酸 + 10 g/L 己二酸, 阳极氧化电压为 15 V, 持续氧化时间为 30 min, 缓起时间为 5 min, 温度为 25℃, 并记录阳极氧化过程中电流-时间的关系曲线。阳极氧化过程中进行机械搅拌以保证恒定的温度。阳极氧化之后试样使用去离子水进行清洗之后沸水封闭 30 min。

1.3 氧化膜形貌观察

使用场发射扫描电子显微镜 (FE-SEM, JEOL JSM-7500) 和原子力显微镜 (AFM, Icon, Veeco, USA) 对氧化膜的表面和截面形貌进行观察。

1.4 电化学测试

采用电化学工作站 (PARSTAT 2273, Princeton Application Research, USA) 进行电化学测试。测试采用三电极体系, 参比电极: 饱和甘汞电极; 辅助电极: 铂电极; 工作电极: 阳极氧化铝试样, 工作电极的面积是 1 cm²。电化学工作站的工作条件是在室温下, 体系是质量分数为 3.5% 的 NaCl 溶液。未封闭和封闭之后的阳极氧化试样浸泡在质量分数为 3.5% 的 NaCl 溶液不同时间之后进行电化学测试。交流阻抗测试所施加的频率范围是 10⁻³ ~ 10⁵ Hz, 扫描的点数是 50, 外加激励信号

幅值为 ±10 mV; Tafel 曲线扫描速度是 0.5 mV/s, 扫描范围是 -250 ~ 250 mV (扫描的电压设定的范围是以开路电位为基准)。等效电路是通过 ZSimpwin 软件来进行拟合。

2 结果与讨论

2.1 恒电压阳极氧化

2.1.1 电流-时间关系曲线

图 1 为 2198 铝-锂合金阳极氧化电流-时间关系曲线。根据氧化电源的参数设置, 氧化过程主要分为 2 个阶段: ①氧化电压以 3 V/min 的速度上升至 15 V; ②在 15 V 的氧化电压下氧化 30 min。电流-时间曲线符合阳极氧化膜生长的规律, 从关系曲线可以看出在线性升压阶段电流也呈现线性增加趋势, 主要是阻挡层的生长, 阻挡层的厚度随着电压的升高而增加, 电流升高至 0.48 A 时阻挡层的生长结束。随后电流下降并且逐渐趋于稳定, 其稳定电流为 0.37 A, 说明多孔层氧化膜的生长趋于稳定阶段。

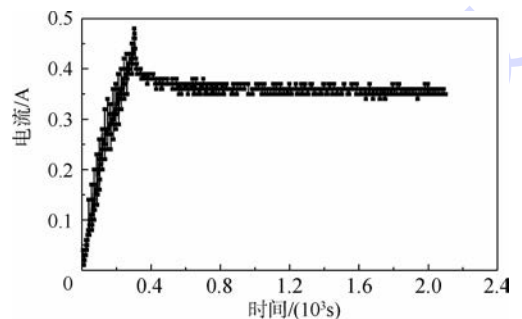


图 1 2198 铝-锂合金阳极氧化电流-时间关系曲线
Fig. 1 Current-time relationship curve of 2198 aluminum-lithium alloy anodic oxidation

2.1.2 氧化膜微观形貌

图 2 为 2198 铝合金阳极氧化之后试样的 FE-SEM 显微照片。

图 2(a) 为氧化膜未封闭时 2198 铝合金的 FE-SEM 显微照片, 可以清楚地看到氧化膜多孔结构发生连通现象, 这是因为含铜合金相会影响阳极氧化过程。含铜相主要包括 θ (Al₂Cu), T1 (Al₂CuLi), T2 (Al₆CuLi₃), S (Al₂CuMg), 在阳极氧化开始的阶段, T1、T2 和 S 相是作为阳极, 在阳极氧化初始阶段会发生优先溶解, 但是由于合金元素 Li、Mg 的含量并不高, 随着反应的进行这 2 种合金元素逐渐被消耗掉, 则 Al-Cu 相将会作为阴极, 含 Cu 相的惰性比较高, 发生氧化反应所需要的吉布斯自由能会高于铝发生氧化所需要的吉布斯自由能, 不易发生氧化, 同时合金中含铜相

的分布是不均匀的,并且随着铝合金氧化的进行,会产生Cu的富集,当Cu原子的富集达到一定程度时,会发生氧化,并且进入氧化膜中。氧化的Cu会产生电子通道来连接氧化膜和基体合金。因此在氧化铜中通过向内移动O原子使 O^{2-} 氧化成 O_2 ,随着氧化的进行会使 O_2 得到富集,则内部的气压会升高,随着气泡的生长和气压相结合最终会导致氧化膜的破裂和 O_2 的释放,因此造成了氧化膜中多孔结构产生连通现象^[7,11-12]。

图2(b)为氧化膜封闭之后2198铝合金的表面形貌,封闭之后氧化膜的形貌发生了明显的变化,氧化膜呈“花瓣状”,覆盖在整个氧化膜的表面。这是因为在沸水封闭的过程中,多孔型的 Al_2O_3 和 H_2O 发生反应^[9],反应方程式为 $Al_2O_3 + H_2O = Al_2O_3 \cdot H_2O (AlOOH)$

在封闭的过程中沸水很快渗透至微孔中,由于

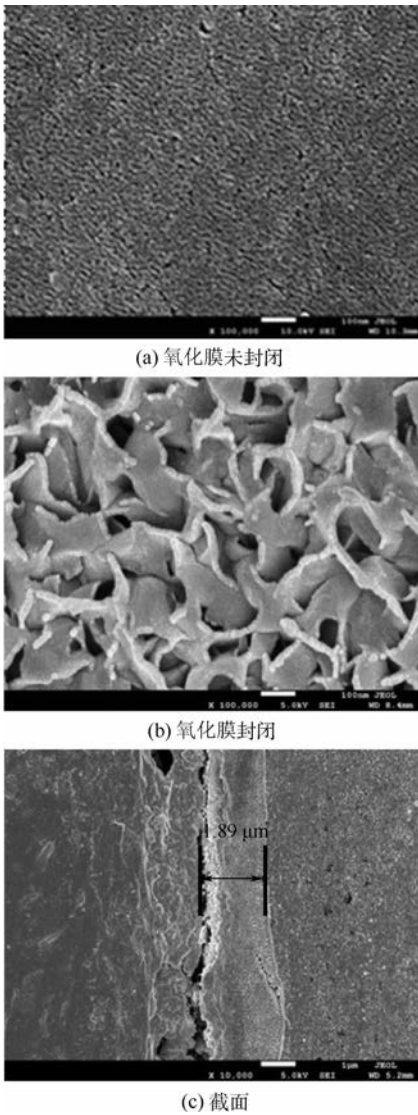


图2 2198铝合金阳极氧化膜的FE-SEM显微照片
Fig.2 FE-SEM micrographs of anodic film of 2198 aluminum alloy

局部的pH值比较高, OH^- 与微孔中向外扩散的 Al^{3+} 相遇,形成水合氢氧化铝沉淀,通过溶解-沉淀反应,从孔壁和孔洞开始发展直至阻塞整个微孔,使得形貌发生明显的变化^[13]。封闭之后对氧化膜的厚度进行分析,从图2(c)可以看出氧化膜的厚度为 $1.89 \mu m$,和笔者团队^[11]研究的5A06铝合金的硫酸-己二酸氧化膜厚度相比,比较小,这是因为含铜相的惰性比较高,在氧化的过程中发生氧化所需要的吉布斯自由能要高于铝氧化所需要的自由能,因此成膜效率比较低,氧化膜的厚度小。

采用原子力显微镜(AFM)对氧化膜的表面形貌进行观察,氧化膜(未封闭)的AFM照片如图3所示。图3(a)为3D图像,其取样范围是 $5 \mu m \times 5 \mu m$,表面的平均粗糙度 $R_a = 11.1 nm$,表面均方根粗糙度 $R_q = 14.2 nm$,图3(b)和图3(c)对2D图像进行剖面分析,剖面分析可以看出氧化膜z轴方向最高点与最低点的落差大约是

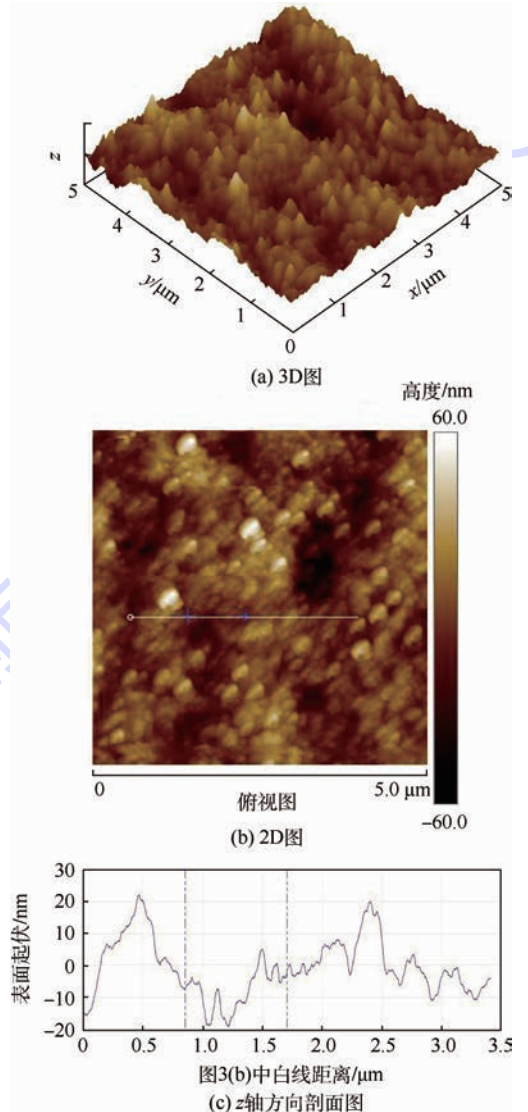


图3 氧化膜(未封闭)的AFM照片
Fig.3 AFM photographs of anodic film (unsealed)

40 nm,可以和3D图像表面的纳米级长度的凸起进行对比,这是因为随着阳极氧化过程的进行必定伴随着氧化膜的局部溶解,这种溶解作用使得氧化膜的表面呈现高低不平的趋势,但总体上看氧化膜的总体平整性很好。

2.2 氧化膜的电化学分析

2.2.1 氧化膜动电位极化曲线

图4为在质量分数为3.5% NaCl溶液中氧化膜(封闭和未封闭)的动电位极化曲线,封闭处理之后氧化膜的腐蚀电流明显降低。在极化时,未封闭试样的阳极极化电流密度*I*随电压的升高而急剧增加,封闭试样的阳极极化电流密度随电压的增加基本没有什么变化,极化电流越大说明腐蚀速度越快。因此封闭处理之后氧化膜的耐蚀性明显提高。

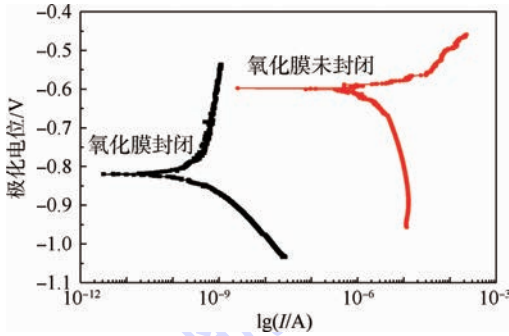
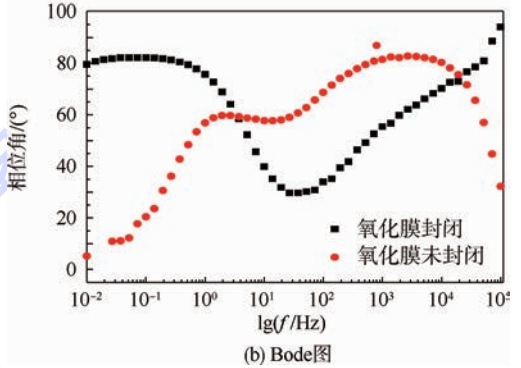
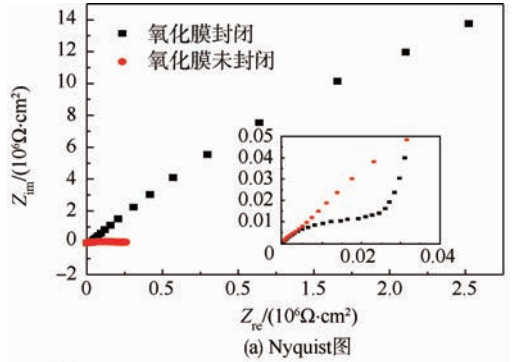


图4 在质量分数为3.5% NaCl溶液中氧化膜(封闭和未封闭)的动电位极化曲线

Fig.4 Potentiodynamic polarization curves of anodic films (sealed and unsealed) in NaCl solution with mass fraction of 3.5%

2.2.2 电化学阻抗谱测试

氧化膜在NaCl体系中的交流阻抗谱图(EIS),如图5所示。图5(a)为2198铝合金阳极氧化之后未封闭和封闭试样的Nyquist图。模拟阳极氧化膜的响应使用最广泛的等效电路为 $R_e(R_p Q_p)(R_b Q_b)$ 其中: R_e 为溶液阻抗; R_p 为多孔层阻抗; Q_p 为多孔层电容; R_b 为阻挡层阻抗; Q_b 为阻挡层电容。电容使用常相位角元件(CPE)来进行表征,CPE的阻抗的定义为 $Z_{CPE} = [Q(j\omega)^n]^{-1}$,其中: Q 为电容值; j 为电流值; ω 为频率; n 为弥散效应的强度,当 $n=1$ 时,CPE是纯电容; $n=0$ 时,CPE是纯电阻^[14-15]。未封闭试样的 $R_b = 2.06 \times 10^5 \Omega$,封闭之后 $R_b = 1.76 \times 10^8 \Omega$,增加了近3个数量级,阻挡层的阻抗明显的增加说明耐蚀性明显的提高。封闭之后阻挡层的参数 n 的数值从0.8713增加到0.935,说明封闭之后优化了阻挡层的性能^[2]。图5(a)中小图为高频部分的放大图像,可以清楚的看到封闭后试样的



Z_{im} —阻抗虚部; Z_{re} —阻抗实部; f —频率; Z —阻抗。

图5 氧化膜在NaCl体系中的EIS

Fig.5 EIS of anodic film immersion in NaCl system

在Nyquist图的2个半弧,但是由于未封闭试样的多孔层的阻抗很小,因此多孔层的半弧不是很明显。从Bode图中可以看出阳极氧化之后的试样含有2个时间常数,对应着Nyquist图中的2个半弧。

2.3 未封闭氧化膜的电化学分析

图6所示为未封闭氧化膜在质量分数为3.5%的NaCl溶液中浸泡1~12h的Bode图。在NaCl中浸泡的未封闭氧化膜的EIS分析等效电路原理图,如图7所示。模拟氧化膜响应使用的等效电路为 $R_e(R_p Q_p)(R_b Q_b)$,如图7(a)所示。浸泡1h时,阻挡层的电阻就发生了明显的降低,拟合结果如表2所示。 R_b 由 $2.06 \times 10^5 \Omega$ 降低至 $2.049 \times 10^3 \Omega$ 。这是因为未封闭氧化膜的表面是多孔型结构,在浸泡的开始阶段氧化膜直接暴露在电解质溶液中,多孔结构在浸泡的开始阶段就被电解质溶液填充,因此在最开始阶段浸泡过程已经完成。浸泡时间为8h时阻挡层的阻抗值略有增加,这是因为在氧化膜的整个孔洞深度方向会发生自封闭过程,孔壁处的无水氧化铝的溶解,同时伴随着水合氧化铝的沉积使得孔洞变宽并且孔洞阻塞^[16]。当浸泡时间达到12h时,水溶液和腐蚀性离子 Cl^- 到达基体导致基体腐蚀产生,等效电路发生改变,应使用拟合电路 $R_e(Q_b R_b(LR))$ 进行拟合分析,如图7(b)所示,其中 R 和

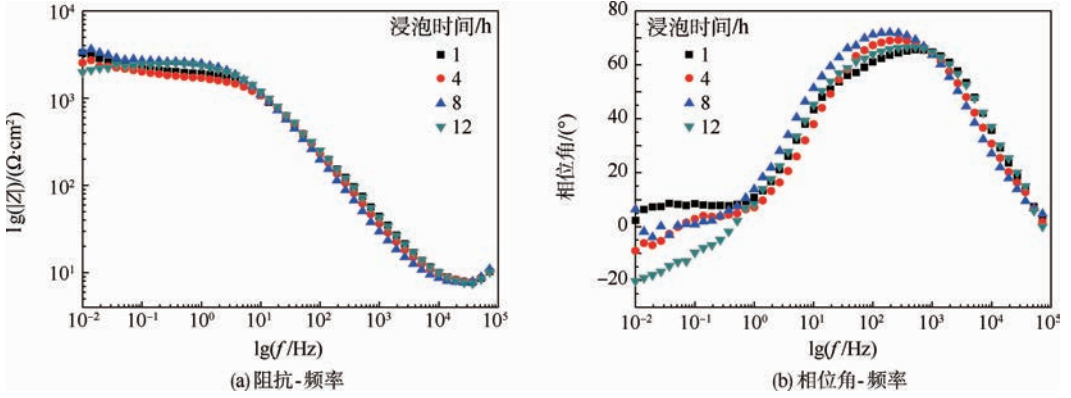


图6 未封闭氧化膜在质量分数为3.5%的NaCl溶液中浸泡1~12h的Bode图

Fig. 6 Bode plots of unsealed anodic film immersed in NaCl solution with mass fraction of 3.5% for 1 - 12 h

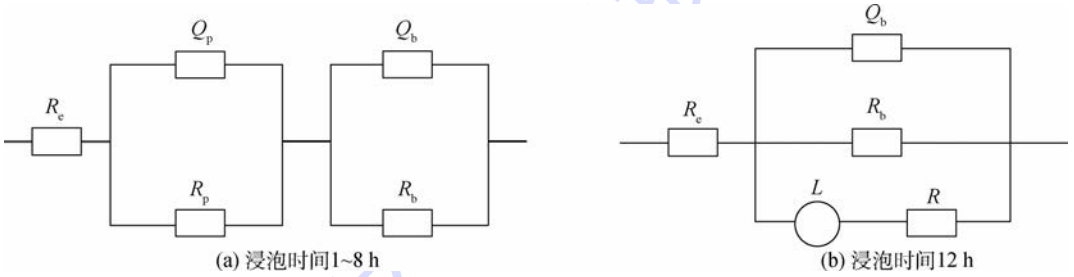


图7 在NaCl溶液中浸泡的未封闭氧化膜的EIS分析等效电路原理图

Fig. 7 Schematic diagrams of EIS equivalent circuit of unsealed anodic film in NaCl solution

表2 未封闭样品Nyquist图拟合后结果

Table 2 Fitting results of unsealed sample Nyquist graph

浸泡时间/h	CPE (P)		$R_p / (\Omega \cdot \text{cm}^2)$	CPE (B)		$R_b / (\text{k}\Omega \cdot \text{cm}^2)$	$L / (\text{H} \cdot \text{cm}^2)$	$R / (\Omega \cdot \text{cm}^2)$
	$Q_p / (10^{-3} \text{F} \cdot \text{cm}^{-2})$	n		$Q_b / (\mu\text{F} \cdot \text{cm}^{-2})$	n			
1	3.949	0.8	1.05×10^3	22.51	0.8	2.049		
4	2.270	1	5.027×10^2	17.29	0.85	1.767		
8	6.983	0.9584	4.60×10^2	14.99	0.8583	2.705		
12				20.49	0.8	2.532	5.32×10^4	191.8

L 分别为电感阻抗和电感,对应氧化膜表面点蚀的发生,点蚀的萌生和发展意味着氧化膜的阻挡层遭到破坏。同时相位角值逐渐降低并且达到负值说明在浸泡的过程中有腐蚀产物形成,氧化膜遭到破坏^[17]。

2.4 封闭之后氧化膜的电化学分析

图8为封闭之后的氧化膜在质量分数为3.5%的氯化钠溶液中的浸泡不同时间之后的Bode图。图8(a)和图8(b)为封闭处理的氧化膜在质量分数为3.5%的NaCl溶液中浸泡1~12h后的Bode图,在浸泡的过程中氧化膜的结构会发生改变,因此用来模拟氧化膜响应的等效电路发生改变。在NaCl溶液中浸泡的封闭氧化膜的EIS分析等效电路原理图,如图9所示。在最初浸泡时间内使用图9(a)的等效电路 $R_c (Q_{pw} (R_{pw} (Q_p R_p) (Q_b R_b)))$ (其中: Q_{pw} 为多孔层孔壁电容; R_{pw} 为多孔层孔壁阻抗)来进行拟合分析,可以得到3个时间常数。在低频处的时间常数是相对应阻

挡层的性能($Q_b R_b$),中频处的时间常数对应多孔层的性能($Q_p R_p$),而高频区域得到时间常数对应的是封闭之后由于体积膨胀而产生的孔壁和孔洞连接而形成的新的膜层的性能($Q_{pw} R_{pw}$),但是由于二者之间的连接性比较弱因此这一层很不稳定, Cl^- 仅需要很小的阻力就可以穿过这一膜层,因此在浸泡的过程中很容易遭到破坏。从图8(a)可以看出在最开始的浸泡时间内阻抗发生了明显的降低,但在浸泡4h之后阻抗值稳定说明腐蚀速度很小,这和Tafel曲线分析得到的封闭之后的氧化膜的腐蚀电流密度很小,腐蚀速度比较小是相对应的。当浸泡时间为12h的时候 R_{pw} 的数值降低到 844Ω ,由此可知最外层耐蚀性很差。因此当浸泡时间超过12h时,由于在封闭的过程中产生的体积膨胀而出现的的时间常数消失,则等效电路发生改变,使用等效电路 $R_c (R_p Q_p) (R_b Q_b)$ (如图9(b))来进行拟合分析。图8(c)和图8(d)是氧化膜浸泡超过48h的

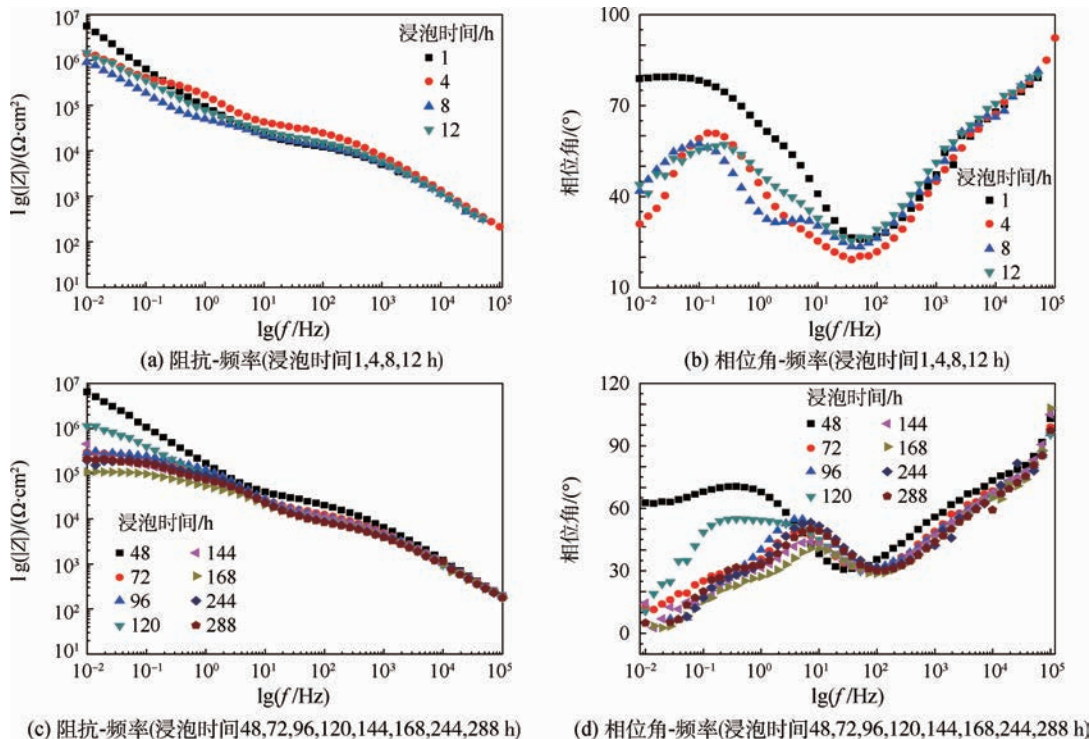


图 8 封闭之后的氧化膜在质量分数为 3.5% 的氯化钠溶液中的浸泡不同时间之后的 Bode 图
 Fig. 8 Bode plots of sealed anodic film in NaCl solution with mass fraction of 3.5% for different immersion time

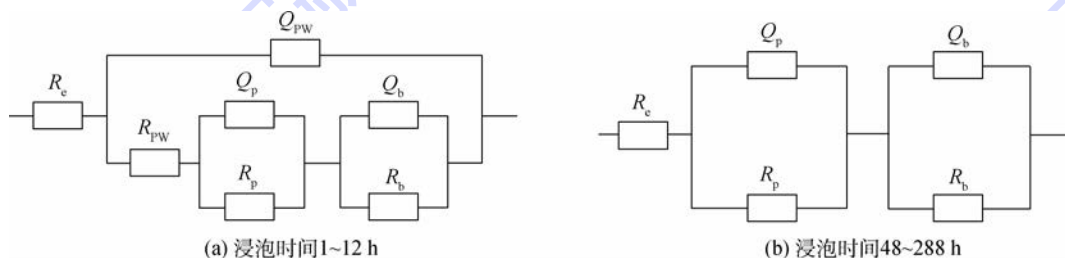


图 9 在 NaCl 溶液中浸泡的封闭氧化膜的 EIS 分析等效电路原理图

Fig. 9 Schematic diagrams of EIS equivalent circuit of sealed anodic film in NaCl solution

Bode 图, 浸泡时间为 48 h 的时候, 低频范围内的相位角增加, 从拟合的结果来看, 发现多孔层的阻抗增加到 $2.28 \times 10^4 \Omega \cdot \text{cm}^2$, 这是浸泡的过程中有腐蚀产物产生使得氧化膜表面的缺陷减少因此阻抗增加, 但是在浸泡时间超过 72 h 时, 低频范围内的相位角发生明显的降低, 说明在浸泡的过程中有电解质溶液通过多孔层浸入阻挡层, 但是由于腐蚀产物的产生将多孔层阻塞, 因此使得电解质溶液残留在多孔层和阻挡层之间, 使得参数 n 值发生下降, 阻挡层的弥散效应比较强。

表 3 为封闭样品 Nyquist 图拟合后结果, 包含等效电路拟合之后电化学阻抗谱的参数。从拟合的结果可以看出, 当浸泡时间不超过 12 h 时, 和多孔层 Q_{CPE} 相关的 n 的数值比较低, n 值比较低可能和在封闭的过程中孔洞内的水合氧化铝相关^[18]。随着浸泡时间的延长, 多孔层的性能很稳定, 这是因为在高频范围内的时间常数没有发生

明显的变化。与之相反的是, 从相位角图中可以看出低频范围内的阻挡层逐渐失去其电容特性, 更多地展现出电阻特性, 同时阻抗值会发生轻微降低, 表明试样遭到破坏。

图 10 所示为浸泡过程中 (48 ~ 288 h) 多孔层和阻挡层的阻抗和电容随浸泡时间的变化。图 10(a) 中, R_b 的数值比 R_p 的数值高出接近 2 个数量级, 表明阳极氧化之后铝合金的耐蚀性主要是由阻挡层提供的。从图 10(a) 和图 10(b) 可以看出在浸泡时间超过 48 h 之后, 和多孔层相关的参数 (R_p 和 Q_p) 基本没有发生变化。但是浸泡过程是始终伴随着电解质溶液的侵入, 多孔层保持稳定说明在浸泡的开始阶段电解质溶液对多孔层的侵入已经完成, 这样的结果可能与多孔层的疏松结构有关^[19]。同时阻挡层的电阻在浸泡时间超过 48 h 之后开始下降, 说明有点蚀开始萌生, 在 120 h 时阻抗增大, 可能是在腐蚀的过程中的

表3 封闭样品 Nyquist 图拟合后结果

Table 3 Fitting results of sealed sample Nyquist graph

浸泡 时间/h	CPE		$R_{pw}/$ ($\Omega \cdot \text{cm}^2$)	CPE		$R_p/$ ($\Omega \cdot \text{cm}^2$)	CPE		$R_b/$ ($\Omega \cdot \text{cm}^2$)
	$Q_{pw}/(\mu\text{F} \cdot \text{cm}^{-2})$	n		$Q_p/(\mu\text{F} \cdot \text{cm}^{-2})$	n		$Q_b/(\mu\text{F} \cdot \text{cm}^{-2})$	n	
1	0.1050	0.813	1.08×10^4	8.76	0.528	2.54×10^5	2.57	0.981	3.67×10^7
4	0.0747	0.829	3.23×10^4	1.19	0.854	2.93×10^5	7.04	0.800	1.11×10^6
8	0.0972	0.823	1.11×10^4	5.20	0.577	3.98×10^4	8.98	0.872	1.35×10^6
12	0.0110	0.988	8.44×10^2	7.15	0.576	1.91×10^4	3.86	0.704	3.34×10^6
48				0.121	0.8058	2.28×10^4	1.35	0.820	2.31×10^7
72				0.121	0.8231	8.19×10^3	2.80	0.654	2.96×10^5
96				0.155	0.7989	8.39×10^3	1.69	0.783	2.81×10^5
120				0.166	0.8	8.20×10^3	2.82	0.800	1.24×10^6
144				0.111	0.8489	6.18×10^3	4.04	0.605	2.92×10^5
168				0.137	0.823	5.50×10^3	3.81	0.647	1.07×10^5
240				0.150	0.8	5.8×10^3	2.12	0.738	1.91×10^5
288				0.128	0.8286	4.92×10^3	3.11	6.67	2.05×10^5

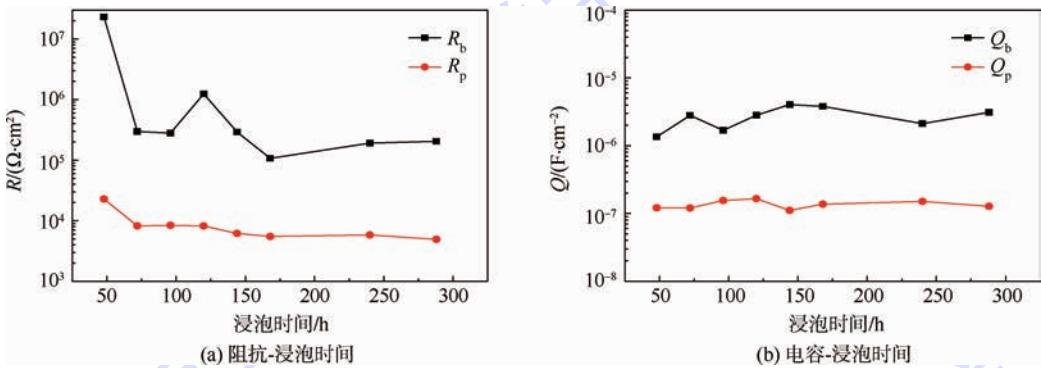


图10 浸泡过程中(48~288 h)多孔层和阻挡层的阻抗和电容随浸泡时间的变化

Fig. 10 Evolution of impedance and capacitance of porous layer and barrier layer with immersion time during immersion (48-288 h)

腐蚀产物将阻挡层的缺陷阻塞,使得电阻增加,随着浸泡时间延长阻抗继续下降表明腐蚀在持续进行。

3 结论

1) 氧化膜的表面微观形貌表明氧化膜的膜层孔洞不完整,出现连通现象,说明 2198 Al-Li 合金中的合金相影响氧化膜的形成,特别是含 Cu 合金相的氧化促进了氧气的形成,氧化膜发生破裂,使得氧化膜的孔洞发生连通。

2) 阳极氧化形成的多孔层结构很容易受到电解质溶液的侵入,阻挡层在防护过程中发挥主导作用。封闭处理很大程度上提高了氧化膜的耐腐蚀性,同时也优化了阻挡层的性能。

3) 氧化膜的电化学阻抗谱测试表明,氧化膜的孔壁和多孔层结构容易受到电解质溶液的入侵。在浸泡的过程中氧化膜的性能发生了变化,在浸泡腐蚀开始阶段封闭处理的保护作用不是特别明显,但是随着浸泡时间的延长,阻抗值基本稳定,说明氧化膜的耐蚀性很好,在浸泡时间达到 288 h 的时候试样仍未被腐蚀。

参考文献 (References)

- [1] GARCIA-HERAS M, JIMENEZ-MORALES A, CASAL B, et al. Preparation and electrochemical study of cerium-silica sol-gel thin films [J]. Journal of Alloys and Compounds, 2004, 380(1-2): 219-224.
- [2] CAPELOSSI V R, POELMAN M, RECLOUX I, et al. Corrosion protection of clad 2024 aluminum alloys anodized in tartaric-sulfuric acid bath and protected with hybrid sol-gel coating [J]. Electrochimica Acta, 2014, 124: 69-79.
- [3] MOUTARLIER V, GIGANDER M P, PAGETTI J, et al. An electrochemical approach to the anodic oxidation of Al 2024 alloy in sulfuric acid containing inhibitors [J]. Surface and Coatings Technology, 2002, 161(2-3): 267-274.
- [4] ZUO Y, ZHAO P H, ZHAO J M. The influences of sealing methods on corrosion behavior of anodized aluminum alloys in NaCl solutions [J]. Surface and Coatings Technology, 2003, 166(2-3): 237-242.
- [5] HUANG Y L, HONG S, HUANG H H, et al. Evaluation of the corrosion resistance of anodized aluminum 6061 using electrochemical impedance spectroscopy (EIS) [J]. Corrosion Science, 2008, 50(12): 3569-3575.
- [6] SAEEDIKHANI M, JAVIDI M, YAZDANI A. Anodizing of 2024-T3 aluminum alloy in sulfuric-boric-phosphoric acids and its corrosion behavior [J]. Transactions of Nonferrous Metals So-

- ciety of China, 2013, 23: 2551-2559.
- [7] MA Y, ZHOU X, THOMPSON G E, et al. Anodic film growth on Al-Li-Cu alloy AA2099-T8 [J]. *Electrochimica Acta*, 2012, 80: 148-159.
- [8] 于美, 陈高红, 刘建华, 等. LY12CZ 铝合金的己二酸硫酸阳极氧化 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2012, 38(3): 363-367. YU M, CHEN G H, LIU J H, et al. Adipic-sulfuric acid anodizing for LY12CZ aluminum alloy [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012, 38(3): 363-367 (in Chinese).
- [9] 李英东. 铝合金阳极氧化成膜控制机理及后处理工艺研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2015: 49-65. LI Y D. Study of the mechanism of anodizing process of aluminum alloy and post-treatment procedure [D]. Beijing: Beihang University, 2015: 49-65 (in Chinese).
- [10] LI S M, LI Y D, ZHANG Y, et al. Effect of intermetallic phases on the anodic oxidation and corrosion of 5A06 aluminum alloy [J]. *International Journal of Minerals, Metallurgy and Materials*, 2015(22): 167-174.
- [11] 刘建华, 高庆娜, 李英东, 等. 5A05 和 2A12 铝合金在硫酸-己二酸中阳极氧化行为及膜层电化学性能研究 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2015, 41(5): 757-763. LIU J H, GAO Q N, LI Y D, et al. Oxidation behavior of aluminum alloy 5A06 and 2A12 in sulfuric-adipic acid and electrochemical property of anodic oxide [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2015, 41(5): 757-763 (in Chinese).
- [12] MA Y, ZHOU X, THOMPSON G E, et al. Anodic film formation on AA 2099-T8 aluminum alloy in tartaric-sulfuric acid [J]. *Journal of the Electrochemical Society*, 2011, 158(2): C17-C22.
- [13] 马宗耀, 谢发勤. 铝-锂合金阳极氧化及膜层性能的研究 [J]. *电镀与环保*, 2008, 26(6): 31-34. MA Z Y, XIE F Q. Study of anodizing Al-Li alloy and properties of anodization film [J]. *Electroplating & Pollution Control*, 2008, 26(6): 31-34 (in Chinese).
- [14] OCÓN P, CURIONI M, THOMPSON G E, et al. Degradation of the corrosion resistance of anodic oxide films through immersion in the anodising electrolyte [J]. *Corrosion Science*, 2010, 52(7): 2219-2227.
- [15] BENFEDDA B, HAMADOU L, BENBRAHIM N, et al. Electrochemical impedance investigation of anodic alumina barrier layer [J]. *Journal of the Electrochemical Society*, 2012, 159(8): C372-C381.
- [16] GONZALEZ J A, LOPEZ V, OTERO E, et al. Postsealing changes in porous aluminum oxide films obtained in sulfuric acid solutions [J]. *Journal of Electrochemical Society*, 2000, 147(3): 984-990.
- [17] CHEN J, SONG Y W, SHAND Y, et al. Study of the corrosion mechanism of the in situ grown Mg-Al-CO₃²⁻ hydrotalcite film on AZ31 alloy [J]. *Corrosion Science*, 2012, 65: 268-277.
- [18] BOISIER G, LAMURE A, PÉBÈRE N, et al. Corrosion protection of AA2024 sealed anodic layers using the hydrophobic properties of carboxylic acids [J]. *Surface & Coatings Technology*, 2009, 203(22): 3420-3426.
- [19] LI S M, LI Y D, ZHANG Y, et al. Effect of intermetallic phases on the anodic oxidation and corrosion of 5A06 aluminum alloy [J]. *International Journal of Minerals, Metallurgy and Materials*, 2015, 22(2): 167.

作者简介:

王雪飞 女, 硕士研究生。主要研究方向: 材料电化学以及材料表面处理。

Tel.: 15063839910

E-mail: wangxuefei89@126.com

李松梅 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 材料电化学、电化学测量技术、微生物腐蚀、材料表面电化学改性等。

Tel.: 13901162076

E-mail: songmei_li@buaa.edu.cn

Corrosion resistance of sulfuric-adipic acid film for 2198 aluminum alloy

WANG Xuefei, LI Songmei*, LIU Jianhua, YU Mei, LI Yingdong

(School of Materials Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: 2198 Al-Li alloys were anodized in sulfuric-adipic acid bath, and then protected by boiling water sealing treatment. The surface morphology and cross-sectional morphology of the anodic film were evaluated by field emission scanning electron microscopy (FE-SEM) and atomic force microscopy (AFM). The corrosion properties of the anodic film were analyzed by electrochemical impedance spectroscopy (EIS), Tafel curve and immersion test. The anodic samples were respectively immersed in sodium chloride solution for different time, then EIS was used to analyze the corrosion behavior. The results show that some holes of the anodic film are connected because of the copper alloy phases. The result of EIS shows that the corrosion resistance of the anodic film after sealing treatment increases obviously, equivalent circuit changes with extension of immersion time, and the impedance of the porous and barrier layers decreases, so immersion process could change the structure of the anodic film and decrease the corrosion resistance.

Key words: anodizing; 2198 Al-Li alloy; sulfuric-adipic acid; anodic film; corrosion resistance

Received: 2015-05-26; **Accepted:** 2015-08-06; **Published online:** 2015-08-31 17:10

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150831.1710.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51271012)

* **Corresponding author.** Tel.: 13901162076 E-mail: songmei_li@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0640

引入多 Agent 协商的协同优化在卫星设计中的应用

董云峰^{1,*}, 卫晓娜¹, 郝朝²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 中国飞行试验研究院 测试所, 西安 710089)



摘 要: 卫星设计是复杂的多学科优化问题, 协同优化算法具有模块化特点适合于处理多学科优化问题。在对卫星进行多学科优化时发现, 现有的协同优化算法为了保证共享变量在系统级和分系统级间的一致性, 收敛困难, 计算量大, 不对分系统自身进行优化不能保证卫星整体性能最优。本文通过引入 Agent 概念和基于 Agent 的协商算法, 提出了一种基于劝说式多 Agent 协商的协同优化设计算法。针对对地观测卫星, 以总质量最小为目标, 建立了包含结构、轨道控制、姿态控制和电源 4 个分系统 Agent 和 1 个系统级 Agent 的卫星优化设计模型并进行了协同优化设计。研究结果表明: 引入 Agent 协商算法的协同优化算法, 可以保证共享变量的一致性; 在协同优化算法中增加分系统自身优化模块, 可以保证在系统级优化过程中各分系统一直都是最优的。

关 键 词: 卫星总体设计; 多学科优化; 协同优化; 协商算法; Agent 模型

中图分类号: V412.4

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)05-1055-10

卫星总体参数设计涉及结构、轨道控制、姿态控制和电源分系统等, 是典型的多学科优化问题, 各学科的数学模型各不相同, 难以统一并转化为一个模型, 必须各分系统独立操作, 各分系统间存在由于变量共享产生的相互制约, 所以, 卫星总体设计是典型的多学科优化问题^[1]。

工程实际中卫星总体设计可以分成总体设计层和分系统设计层。总体设计层根据卫星任务目标, 确定卫星设计的关键参数及取值, 提出对各分系统的要求。分系统设计层在总体设计层指定的要求下, 对各个分系统进行设计。这是自上而下的设计算法。

协同优化算法模拟这一过程, 系统级模型模拟总体设计层, 根据卫星设计总目标进行优化设计; N 个分系统级模型模拟分系统设计层, 以共享变量在分系统级和系统级模型中取值一致作为优化目标^[2-3]。该算法使用 $N + 1$ 个优化模型同

时进行优化设计, 采用计算机进行迭代计算可以获得比实际设计师的协商更高的效率, 同时由于该算法最大限度地保持了学科的自治性和模块化, 广泛应用于卫星总体设计^[2-3]、汽车减速器设计、亚声速喷气式客机总体设计、卫星结构设计^[4]和液体火箭发动机设计^[5]等。

然而, 共享变量在系统级和分系统级的一致性要求导致优化过程收敛困难计算量大。李邦国等^[6]通过定义约束的最优灵敏度, 把系统级约束转换为动态约束, 提高了计算效率。杨希祥等^[7]通过采用支持向量回归机算法构造系统级约束条件的近似模型, 提高计算效率。龙腾和刘莉^[8]采用了 2-范数形式的一致性约束方程。龙腾等^[9]利用学科间动态不一致信息更新系统级优化中的罚因子, 提高了学科级优化的效率。魏锋涛等^[10]利用凝聚约束处理算法, 将系统级优化的多个等

收稿日期: 2015-09-28; 录用日期: 2015-11-13; 网络出版时间: 2015-12-08 14:54

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151208.1454.006.html

基金项目: 国防“973”计划(613237)

* 通讯作者: Tel.: 010-82338880 E-mail: sinosat@buaa.edu.cn

引用格式: 董云峰, 卫晓娜, 郝朝. 引入多 Agent 协商的协同优化在卫星设计中的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 1055-1064. DONG Y F, WEI X N, HAO Z. A multi-Agent negotiation based collaborative optimization application in satellite design[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 1055-1064 (in Chinese).

式约束凝聚成一个单约束。杨丽丽等^[4]采用超球子空间思想通过缩小变量在不同分系统取值的距离的算法实现一致性约束。Darabi等^[5]通过在系统级和分系统级优化时同时考虑一致性约束,降低一致性约束的收敛难度。朱崎峰和宋保维^[11]将系统优化的全部设计变量分为全局设计变量和局部设计变量两部分,基于学科状态方程,在系统级和学科级同时构建共享变量的一致性约束条件,保证更严格的共享变量一致性。Qiao等^[12]通过将参数固定到典型值进而缩小参数可行域,以降低一致性约束时的计算量。Ji等^[13]通过引入动态松弛因子,提高了一致性约束的收敛速度。这些改进措施只是从一定程度简化了一致性约束,但是,一致性约束仍然存在。另外,各分系统的优化目标是共享变量的一致性,并没对自身进行优化,所以,设计结果虽然可以保证系统级模型是最优的,但是无法保证分系统级也是最优的。

为了解决上述问题,本文将劝说式多 Agent 协商算法^[14-15]引入到采用协同优化算法的卫星总体优化设计中,将系统级模型和分系统级模型都升级为智能体模型,提出了基于多 Agent 协商的协同优化算法。该算法中系统级 Agent 模型除进行系统级优化外,主动提议共享变量并通过与各分系统协商确定共享变量满足各分系统一致性的取值,系统级优化模型中不再需要一致性约束;

分系统级 Agent 模型在与系统级模型协商确定共享变量取值之前,先进行自身优化,保证各分系统是最优的。

1 引入劝说式多 Agent 协商的协同优化算法

1.1 协同优化算法

协同优化算法是一种针对复杂系统设计问题的分布式的、多级的优化算法^[2]。它将复杂优化设计问题分解为不同学科的优化设计问题,并通过系统级约束条件来协调各学科之间的共享变量。其基本框架如图 1 所示,包含系统级优化模型、分系统级优化模型和分系统级数学模型。

系统级优化的目的是使系统级优化模型达到最优,同时采用等式约束条件来保证各分系统之间共享变量的一致性。分系统级优化模型的设计变量包括共享变量和只属于本分系统的局部变量,约束条件为对该分系统自身的要求,优化目标是使该分系统包含的共享变量与系统级取值一致。通过系统级优化和分系统级优化之间的多次迭代,最终找到一个使系统级优化模型达到最优并且共享变量在分系统级与系统级取值一致的优化结果。不同分系统有各自的优化模型,可以保证在不同的卫星设计阶段,通过改变分系统级数学模型的详细程度,得到不同设计阶段的优化结果^[2-3]。

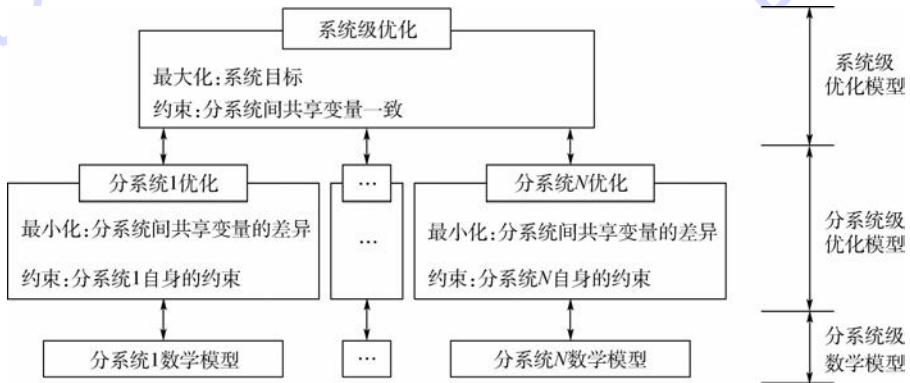


图 1 协同优化的基本框架

Fig. 1 Basic frame of collaborative optimization

由图 1 可见,共享变量的协调一致在系统级优化时作为约束,在分系统级优化时作为优化目标。系统级模型中共享变量可以任意取值,但是共享变量在分系统级中通常不相互独立,因此共享变量在分系统级很难取得与系统级一致的结果,导致计算量大^[2]。另外,所谓的分系统级优化模型其实是各分系统对共享变量的协调,各分系统内部并没有对本分系统自身进行优化,这样不能保证系统级最优时分系统级也是最优,也就

难以保证整个系统是最优的。

1.2 劝说式多 Agent 协商算法

多 Agent 协商算法是处理多议题协调关系最有效的算法之一^[16-17]。如果将共享变量在系统级和分系统级协调一致看作是议题的协商,则多 Agent 协商可以用于变量的协调一致。多 Agent 协商算法有基于辩论的协商算法^[18-19]、基于学习的协商算法^[20]和基于劝说的协商算法^[14-15]等。其中劝说式多 Agent 协商借助信念修正这一推理

工具,可以加快协商进程^[15]。2个 Agent 参与的劝说式协商算法的一次协商过程如图2所示。

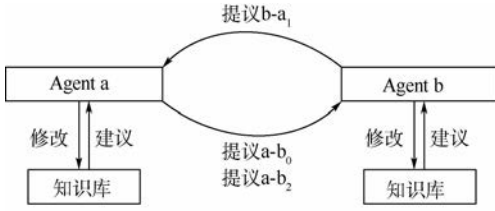


图2 劝说式多 Agent 协商算法的协商过程

Fig.2 Negotiation process of persuasive multi-Agent negotiation algorithm

以 Agent a 发起协商为例,Agent a 提出提议 $a-b_0$ 之后,发给 Agent b。Agent b 根据自己的知识库分析提议 $a-b_0$,如果同意则结束协商,协商结果为 $a-b_0$;如果不能接受,则 Agent b 参考提议 $a-b_0$ 调整自己的知识库并提出反提议 $b-a_1$,发送给 Agent a。Agent a 根据自己的知识库分析提议 $b-a_1$,如果同意则结束协商,协商结果为 $b-a_1$;如果不能接受,则 Agent a 参考提议 $b-a_1$ 调整自己的知识库并提出反提议 $a-b_2$,依次循环。

由图2可见,劝说式多 Agent 协商就是参与协商的多个 Agent 不断交换提议与反提议,直到一方可以满足对方的要求,结束协商。双方的要求一直在变化,提议也逐渐变化,最终协商结果是双方能接受的与初始提议最接近的结果,可以与初始提议不同。协商过程是双方共同参与的,双方同时根据对方的提议修改自己的知识库,可以

保证最终取得一致结论。

1.3 基于劝说式多 Agent 协商的协同优化算法基本框架

如果在协同优化算法中增加协商模块来保证共享变量在系统级和分系统级中的一致性,系统级优化模型不再存在一致性约束,分系统级优化模型的优化目标可以不再是分系统级包含的共享变量与系统级取值一致,而变为自身最优(比如目标为质量最小、功率最小等)。

在系统级模型中增加协商模块,在分系统级模型中增加自身优化模块,图1中的系统级模型和分系统级模型不再是单一的优化模型,而是具有了一定的自治性、适应性和能动性的智能体 (Agent),最终形成了基于劝说式多 Agent 协商的协同优化算法,算法的原理如图3所示(灰色底色为增加的模块)。

图3中,系统级和分系统级模型中的协商模块将系统级优化时的每一个解通过协商生成一个满足共享变量一致性要求的可行解,然后用可行解代替原来的解。协商模块使得系统级优化时每个解都满足共享变量一致性要求。

图3中,分系统级优化模块以本系统协商模块提议的共享变量中本分系统的自变量取值为条件对本分系统进行优化,协商模块提议的共享变量中本分系统的因变量均根据优化结果计算。优化模块保证分系统级提议满足各分系统最优。

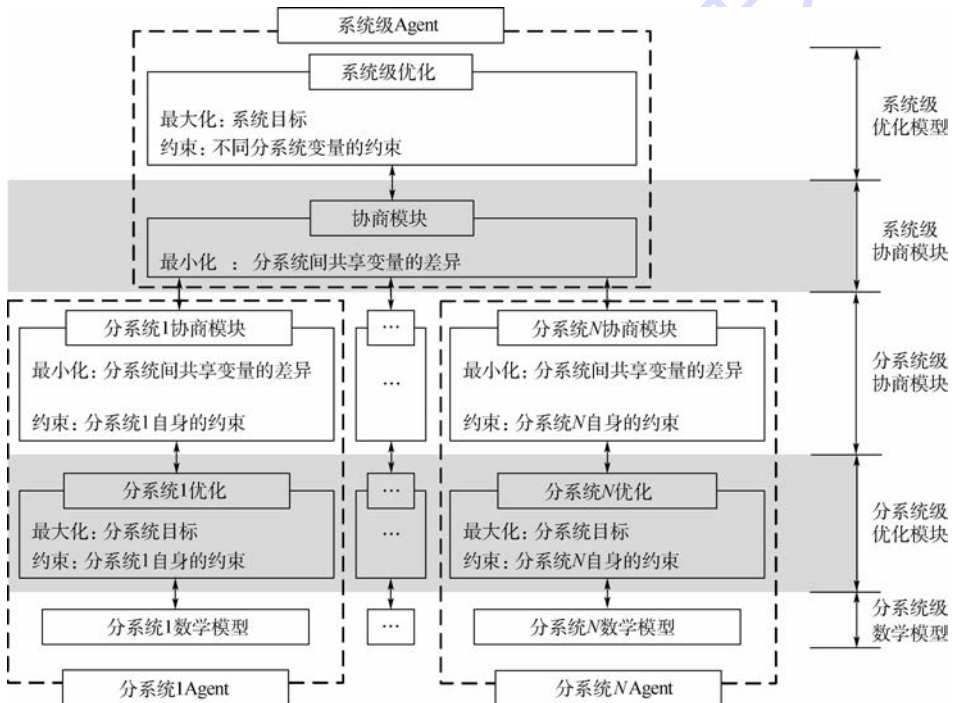


图3 基于劝说式多 Agent 协商的协同优化算法基本框架

Fig.3 Basic frame of collaborative optimization algorithm based on persuasive multi-Agent negotiation

2 对地观测卫星的协同优化模型

对地观测卫星的总体优化设计涉及多个学科,本节应用协同优化算法对对地观测卫星进行结构、轨道控制、姿态控制以及电源分系统的一体化设计。

2.1 系统级 Agent 模型

系统级 Agent 模型主要完成共享变量协商和系统级优化 2 个功能,工作流程如图 4 所示。

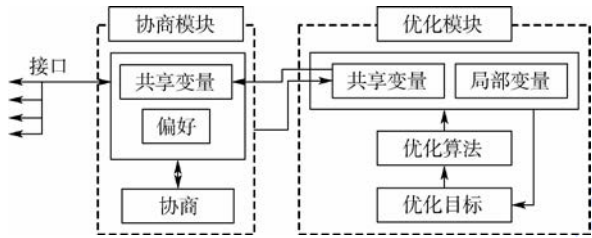


图 4 系统级 Agent 模型的工作流程图

Fig. 4 Workflow of system-level Agent-based model

系统级优化模块使用遗传算法进行优化,具体工作流程如下:

1) 系统级优化模块中的遗传算法生成一代个体,每个个体包含系统的共享变量和只在系统级存在的局部变量。

2) 针对系统级优化模块的一个个体,系统级协商模块为每一个共享变量分配一个偏好。针对每一个分系统,协商模块提取相关共享变量和对应的偏好形成提议。本文中分系统共有 4 个,针对系统级优化模块的一个个体,系统级协商模块分别形成 4 个提议并传给相应的分系统 Agent。每个提议如式(1)所示。

$$o = \{ \bar{p}_1(\bar{w}_1), \bar{p}_2(\bar{w}_2), \dots, \bar{p}_n(\bar{w}_n) \} \quad (1)$$

式中: \bar{p}_i 为共享变量; \bar{w}_i 为共享变量的偏好,共有 n 个共享变量。

3) 每个分系统 Agent 模型形成一个与接收到提议的共享变量最接近的提议,返回给系统级协商模块(详见第 2.2 节)。系统级协商模块比较发出和收到的 2 种提议中的共享变量,如果 2 种共享变量近似相等则转入步骤 4),否则系统

级协商模块将同一共享变量从不同分系统返回的值进行平均,并把同一共享变量的偏好从不同分系统返回的值进行平均,形成新的提议传给分系统级 Agent,重新执行步骤 3)。

4) 用步骤 3) 中共享变量的取值替换步骤 1) 个体中的共享变量。优化模块采用新个体进行系统级优化。

系统级优化模块的优化目标是卫星总质量最小,变量是各个分系统的质量,系统级优化采用遗传算法进行。系统级优化设计问题的数学模型为

$$\begin{aligned} \text{find: } & m_{\text{str}}, m_{\text{orb}}, m_{\text{att}}, m_{\text{pow}} \\ \min & m_{\text{tot}} = m_{\text{str}} + m_{\text{orb}} + m_{\text{att}} + m_{\text{pow}} + m_{\text{oth}} \\ \text{s. t. } & m_{\text{oth}} \end{aligned} \quad (2)$$

式中: m_{tot} 为卫星总质量; m_{str} 为结构分系统质量; m_{orb} 为轨道控制分系统质量; m_{att} 为姿态控制分系统质量; m_{pow} 为电源分系统质量; m_{oth} 为除结构、轨道控制、姿态控制和电源分系统外其他分系统的总质量。

2.2 分系统级 Agent 模型

分系统级 Agent 模型的工作流程如图 5 所示,主要包括协商模块、优化模块和数学模型模块。

分系统级协商模块的作用是在分系统级中通过优化迭代找到与系统级协商模块的提议最接近的提议。分系统级优化模块用来保证分系统级协商模块的提议同时满足本分系统自身要求和使本分系统最优 2 个条件。分系统级优化模块和协商模块都使用遗传算法进行优化。具体工作流程如下:

1) 分系统级协商模块接收系统级提议,形如式(1)。在分系统级中共享变量可以分为 2 种,分别是本分系统的自变量和本分系统的因变量。假设共享变量中分别有 r 个自变量和 s 个因变量 ($r + s = n$),则共享变量可以写为

$$\{ \bar{x}_1, \bar{x}_2, \dots, \bar{x}_r, \bar{y}_1, \bar{y}_2, \dots, \bar{y}_s \} \quad (3)$$

2) 在分系统级协商模块中,遗传算法的一个个体由所有共享变量组成。遗传算法随机生成

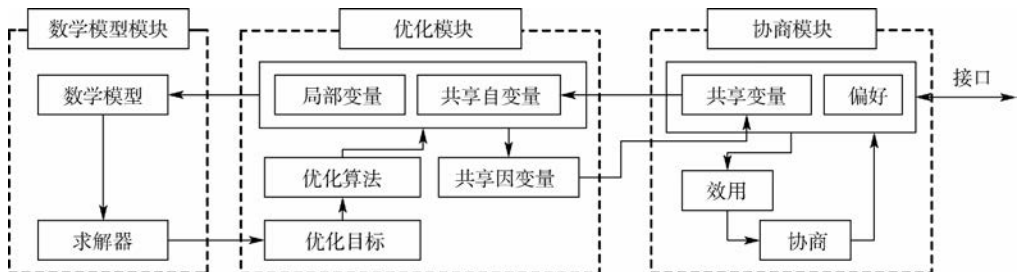


图 5 分系统级 Agent 模型的工作流程图

Fig. 5 Workflow of subsystem Agent-based model

个体时每个个体只包含自变量部分:

$$\text{自变量个体: } \{x_1, x_2, \dots, x_r\}_j \quad (4)$$

式中: j 为个体编号。遗传操作时,也仅对个体中的自变量进行操作。

3) 每个个体的因变量部分由分系统级优化模块计算。针对每个自变量个体,分系统级优化模块以自变量取值 $\{x_1, x_2, \dots, x_r\}_j$ 作为已知条件,利用数学模型,根据每个分系统自身优化目标,对本分系统局部自变量 $\{x_1, x_2, \dots, x_i\}$ (假设局部自变量共有 t 个)进行优化。优化完成后,本分系统的所有自变量为 $\{x_1, x_2, \dots, x_r, x_1^{\text{op}}, x_2^{\text{op}}, \dots, x_r^{\text{op}}\}$ (上标 op 代表本分系统达到最优时局部自变量的值),利用上述自变量可以计算共享变量中本分系统的因变量 y_1, y_2, \dots, y_s 。形成第 j 个完整个体:

$$q_j = \{x_1, x_2, \dots, x_r, y_1, y_2, \dots, y_s\}_j \quad (5)$$

4) 分系统级协商模块以完整个体与式(1)最接近为目标,利用遗传算法不断优化完整个体。将与式(1)最接近的完整个体中的共享变量取值,作为本分系统的提议。

遗传算法优化过程中在第 k 代时,第 j 个个体的适应度函数如下:

$$\xi_j = \sum_{i=1}^n (\eta_i)_j w_{i,k} \quad (6)$$

式中: $(\eta_i)_j$ 为共享变量的归一化系数; $w_{i,k}$ 为共享变量在第 k 代时的偏好。

对于共享变量中的自变量,归一化系数 $(\eta_i)_j$ 的计算算法如下:

$$(\eta_i)_j = \begin{cases} \left| \frac{x_{i,j}}{x_i} \right| & x_{i,j} \leq \bar{x}_i (i=1, 2, \dots, r) \\ \left| \frac{\bar{x}_i}{x_{i,j}} \right| & x_{i,j} > \bar{x}_i (i=1, 2, \dots, r) \end{cases} \quad (7)$$

对于共享变量中的因变量,归一化系数 $(\eta_i)_j$ 的计算算法如下:

$$(\eta_i)_j = \begin{cases} \left| \frac{y_{i,j}}{y_i} \right| & y_{i,j} \leq \bar{y}_i (i-r=1, 2, \dots, s) \\ \left| \frac{\bar{y}_i}{y_{i,j}} \right| & y_{i,j} > \bar{y}_i (i-r=1, 2, \dots, s) \end{cases} \quad (8)$$

适应度函数最大为优化目标。利用上述算法可以得到与系统级提议 o 的共享变量最接近的共享变量个体 q^{op} 。

5) 在分系统级协商模块中,为了尽快获得 q^{op} ,参考 Agent 协商理论中对知识库进行修改的策略,提出了分系统级协商模块对每一个共享变量的偏好进行修改的策略如下:

$$w_{i,k+1} = w_{i,k} \left[1 - \alpha \frac{\eta_{i,k}^{\text{op}} - (\eta_{k,\text{max}}^{\text{op}} + \eta_{k,\text{min}}^{\text{op}})/2}{\eta_{k,\text{max}}^{\text{op}} - \eta_{k,\text{min}}^{\text{op}}} \right] \quad (9)$$

式中: $\eta_{i,k}^{\text{op}}$ 为第 k 代最优个体的第 i 个变量的归一化系数; $\eta_{k,\text{max}}^{\text{op}}$ 为第 k 代最优个体的所有 n 个变量的归一化系数中的最大值; $\eta_{k,\text{min}}^{\text{op}}$ 为第 k 代最优个体的所有 n 个变量的归一化系数中的最小值; α 为偏好的进化系数,假设为 0.1。式(9)会降低与系统级提议接近的共享变量的偏好,提高与系统级提议差别大的共享变量的偏好。

6) 分系统级协商模块将 q^{op} 和获得 q^{op} 时新的偏好形成形似式(1)的提议 o' ,并发送给系统级协商模块。

结构、轨道控制、姿态控制和电源分系统的数学模型采用经验公式,参见文献[21],不再赘述。

2.2.1 结构分系统的协商模型和优化模型

结构分系统的协商模型,以共享变量为参数,在满足本分系统对共享变量范围的要求下,目标是使得本分系统共享变量的取值与系统级提议中的共享变量最接近,协商模型为

$$\begin{aligned} \max \quad & \xi = \eta_{\text{str,oth}} w_{\text{str,oth}} + \eta_A w_A + \eta_{\text{str}} w_{\text{str}} \\ \text{s. t.} \quad & m_{\text{str}} \leq 135 \text{ kg} \\ & x_i = \{m_{\text{str,oth}}, A_s, m_{\text{str}}\} \end{aligned} \quad (10)$$

式中: $m_{\text{str,oth}}$ 为卫星除了结构分系统外其他分系统的总质量; A_s 为卫星横截面积; w 为对应的偏好,在协商过程中会根据式(9)变化; $\eta_{\text{str,oth}}$ 为其他分系统总质量的归一化系数; η_A 为卫星横截面积的归一化系数; η_{str} 为结构分系统质量的归一化系数。其中 $m_{\text{str,oth}}$ 和 A_s 为结构分系统的自变量, m_{str} 为结构分系统的因变量。

结构分系统的优化模型以协商模型每个个体共享变量中本分系统的自变量为已知条件,通过优化本分系统局部自变量,使卫星结构在满足刚度(频率)、强度和稳定性要求下,达到结构分系统质量最小。优化模型为

$$\begin{aligned} \text{find:} \quad & x_i = \{S, L, T, \rho\} \\ \min \quad & m_{\text{str}} \\ \text{s. t.} \quad & m_{\text{str,oth}} \quad m_{\text{str}} \leq 135 \text{ kg} \\ & A_s \quad f_{\text{axi}} \geq 25 \text{ Hz} \\ & f_{\text{lat}} \geq 24 \text{ Hz} \quad \sigma_e \leq \sigma_y \\ & \sigma_e \leq \sigma_c \end{aligned} \quad (11)$$

式中: S 为卫星构形; L 为卫星高度; T 为卫星结构壁厚; ρ 为材料类型; f_{axi} 为卫星轴向基频; f_{lat} 为卫星侧向基频; σ_e 为卫星等效轴向应力; σ_y 为材料屈服应力; σ_c 为结构失稳临界应力。

2.2.2 轨道控制分系统的协商模型和优化模型

轨道控制分系统的协商模型为

$$\begin{aligned} \max \quad & \xi = \eta_h w_h + \eta_{orb,oth} w_{orb,oth} + \eta_{orb} w_{orb} + \eta_A w_A \\ \text{s. t.} \quad & m_{orb} \leq 145 \text{ kg} \\ & x_i = \{h, m_{orb,oth}, m_{orb}, A_s\} \end{aligned} \quad (12)$$

式中： η_h 为卫星轨道高度的归一化系数； $\eta_{orb,oth}$ 为卫星除了轨道控制分系统外其他分系统的总质量的归一化系数； η_{orb} 为轨道控制分系统质量的归一化系数； h 为卫星轨道高度； $m_{orb,oth}$ 为卫星除了轨道控制分系统外其他分系统的总质量。其中 h 、 A_s 和 $m_{orb,oth}$ 为自变量， m_{orb} 为因变量。

轨道控制分系统的优化模型是根据轨道高度 h 、其他分系统总质量 $m_{orb,oth}$ 和卫星横截面积 A_s ，通过选择推进剂类型，使轨道控制分系统的质量最小。优化模型为

$$\begin{aligned} \text{find:} \quad & x_i = \{p_i\} \\ \min \quad & m_{orb} \\ \text{s. t.} \quad & h \quad m_{orb,oth} \\ & A_s \quad m_{orb} \leq 145 \text{ kg} \end{aligned} \quad (13)$$

式中： p_i 为推进剂类型。

2.2.3 姿态控制分系统协商模型和优化模型

姿态控制分系统协商模型为

$$\begin{aligned} \max \quad & \xi = \eta_h w_h + \eta_{att,oth} w_{att,oth} + \eta_{att} w_{att} + \eta_{att,p} w_{att,p} \\ \text{s. t.} \quad & m_{att} \leq 85 \text{ kg} \\ & x_i = \{h, m_{att,oth}, m_{att}, P_{att}\} \end{aligned} \quad (14)$$

式中： $\eta_{att,oth}$ 、 η_{att} 和 $\eta_{att,p}$ 分别为卫星除了姿态控制分系统外其他分系统的总质量、姿态控制分系统的质量和功率的归一化系数； $m_{att,oth}$ 为除姿态控制分系统外其他分系统的总质量； P_{att} 为姿态控制分系统的功率。其中 h 和 $m_{att,oth}$ 为自变量， m_{att} 和 P_{att} 为因变量。

姿态控制分系统的优化模型是以卫星 h 、 $m_{att,oth}$ 和控制精度 c_p 为已知条件，对卫星稳定方式 s_i 和控制方式 c_i 进行优化，使姿态控制分系统的质量最小。

$$\begin{aligned} \text{find:} \quad & x_i = \{s_i, c_i\} \\ \min \quad & m_{att} \\ \text{s. t.} \quad & h \quad m_{att,oth} \\ & c_p \quad m_{att} \leq 85 \text{ kg} \end{aligned} \quad (15)$$

2.2.4 电源分系统协商模型和优化模型

电源分系统协商模型为

$$\begin{aligned} \max \quad & \xi = \eta_h w_h + \eta_{tot,p} w_{tot,p} + \eta_{pow,m} w_{pow,m} \\ \text{s. t.} \quad & m_{pow} \leq 330 \text{ kg} \\ & x_i = \{h, P_{tot}, m_{pow}\} \end{aligned} \quad (16)$$

式中： $\eta_{tot,p}$ 和 $\eta_{pow,m}$ 分别为卫星总功率需求和电源分系统质量的归一化系数； P_{tot} 为卫星总功率需求；其中 h 和 P_{tot} 为自变量， m_{pow} 为因变量。

电源分系统是以 h 和 P_{tot} 为已知条件，对太

阳电池类型 S_i 、太阳帆板安装方式 i_i 、蓄电池类型 b_i 和卫星设计寿命 t_i 进行优化，使电源分系统的质量最小。优化模型为

$$\begin{aligned} \text{find:} \quad & x_i = \{S_i, i_i, b_i, t_i\} \\ \min \quad & m_{pow} \\ \text{s. t.} \quad & h \quad P_{tot} \\ & m_{pow} \leq 330 \text{ kg} \\ & 3 \text{ a} < t_i < 5 \text{ a} \end{aligned} \quad (17)$$

3 卫星多学科设计优化

采用 JADE 平台建立卫星协同优化的系统级和分系统级 Agent 模型，对对地观测卫星进行优化设计。优化时所有遗传算法中每一代的个体数均为 50。本文首先研究协商模块对共享变量的一致性的作用和分系统级优化模块对各分系统质量的优化作用，然后给出基于劝说式多 Agent 协商的协同优化结果以证明本文算法的可行性。

3.1 协商模块和分系统优化模块的作用

协商模块可以保证系统级优化时每个解都满足共享变量一致性要求。图 6 给出增加协商模块和不采用协商模块时，结构分系统质量的归一化系数的比较情况。

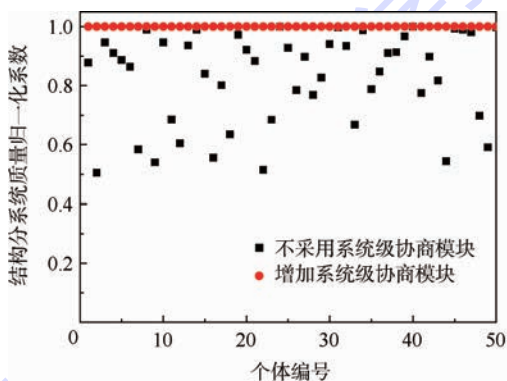


图 6 协商模块对结构分系统质量归一化系数的影响

Fig. 6 Effect of negotiation module on normalization coefficient of structure subsystem mass

由图 6 可见，经过系统级协商模块和结构分系统协商模块的协商之后，结构分系统质量的归一化系数均为 1，表明：结构分系统质量这一共享变量在结构分系统与系统级优化模型中一致。不采用协商模块时，在结构分系统优化模型得到的结构分系统质量只有很少一部分与系统级优化模块中接近，这是因为，针对系统级优化时随机生成的一代个体，结构分系统质量这一共享变量在结构分系统中很难与系统级取得相同的值。因此，协商模块可以保证分系统级模型与系统级模型中共享变量的一致性。

以结构分系统为例分析分系统级优化模块的作用。不采用分系统级优化模块时,结构分系统的3个共享变量在满足结构分系统自身约束条件下直接随机生成,假设为 $m'_{str,oth}$ 、 A'_s 和 m'_{str} 。采用分系统级优化模块时,首先只随机生成 $m'_{str,oth}$ 和 A'_s ,然后在满足结构分系统自身约束条件下对结构分系统的参数如卫星构形、卫星高度、卫星结构壁厚和材料类型等进行优化,得到满足给定 $m'_{str,oth}$ 和 A'_s 及结构分系统自身约束条件下结构分系统质量的最小值 $(m_{str})_{min}$ 。很明显,优化后的 $(m_{str})_{min}$ 不会大于随机生成的 m'_{str} 。图7给出结构分系统质量采用随机生成和通过分系统级优化模块生成时两者的比较情况。

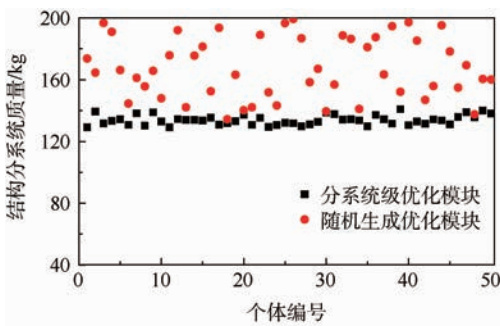


图7 分系统级优化模块对结构分系统质量的优化作用

Fig.7 Effect of subsystem optimization module on mass of structure subsystem

由图7可见,经过结构分系统优化模块优化后的结构分系统质量均小于在满足条件下随机生成的结构分系统质量。表明对各分系统进行优化设计,可以保证各分系统最优。

3.2 基于劝说式多 Agent 协商的协同优化结果

图8和图9给出基于劝说式多 Agent 协商的协同优化结果。其中,图8为卫星总质量的优化历程,图9为卫星共享变量中卫星轨道高度、结构分系统质量、轨道控制分系统质量、姿态控制分系统质量及电源分系统质量的优化历程。

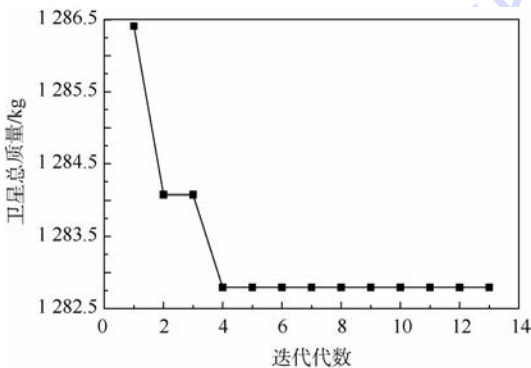


图8 卫星总质量优化历程

Fig.8 History process of optimization for total satellite mass

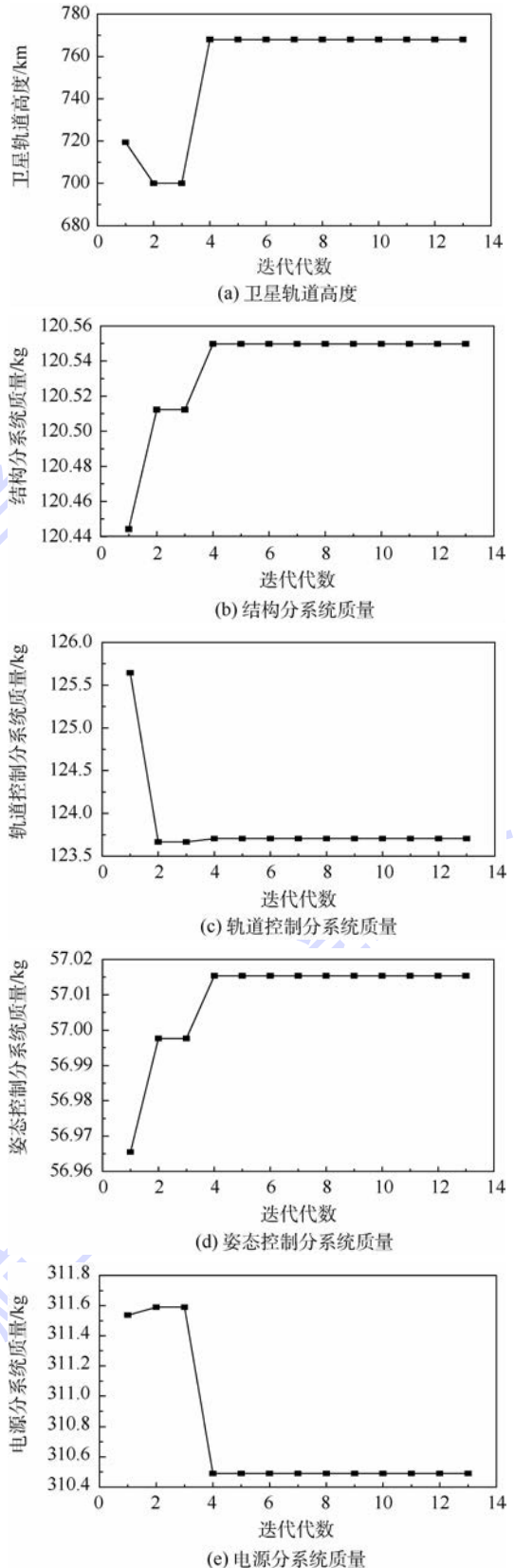


图9 卫星共享变量优化历程

Fig.9 History process of optimization for satellite shared variables

由图8可见,卫星总质量先随着优化代数逐渐下降,然后趋于不变,表明卫星的整体优化达到收敛;另外,卫星的总质量在优化的第4代即达到

稳定状态,表明算法的收敛速度快,因此本文算法具有较好的收敛性。由图 8 和图 9 可见,在第 2~3 代之间,所有变量出现了平台状的变化趋势,到第 4 代时所有变量又发生了变化。这一过程表明,本文算法以卫星轨道高度、结构分系统质量和姿态控制分系统质量的增加为代价,降低了卫星的总质量。这体现了本算法克服局部最优解的能力。

表 1 给出采用文献[3]算法和本文算法分别进行协同优化设计时的优化结果。由表 1 可得,本文算法的优化结果与文献[3]的结果基本吻合,这证明了本文算法的有效性。

表 1 本文算法与文献[3]算法优化结果比较

Table 1 Comparison of optimization results between proposed algorithm and algorithm in Ref. [3]

优化算法	$h /$ km	$m_{str} /$ kg	$m_{orb} /$ kg	$m_{att} /$ kg	$m_{pow} /$ kg	$m_{tot} /$ kg
本文算法	34.17	115.99	126.25	56.19	308.44	1279.40
文献[3]算法	35.67	120.55	123.70	57.02	310.49	1282.79

4 结 论

1) 本文针对协同优化算法中共享变量在系统级优化模型和分系统级优化模型间的一致性问题及分系统自身优化问题,提出了基于劝说式多 Agent 协商的协同优化算法。

2) 以某地对地观测卫星为例,建立了基于多 Agent 协商的协同优化模型,优化结果表明,基于多 Agent 协商的协同优化算法可以保证共享变量的一致性;在协同优化算法中增加分系统自身优化模块,可以保证系统级优化在分系统最优解中进行,并且最终该算法得到了合理的优化结果。

3) 各个分系统 Agent 模型具有很强的相互独立性可以很容易地修改,也可以很容易地增加分系统数量,本文为进一步研究更为复杂的、集合更多卫星分系统的多学科设计优化问题提供了重要的参考方法。

考虑到优化模型中各分系统的数学模型为粗糙的经验公式并且遗传算法的计算量较大,特别是当数学模型复杂化并且精度提高之后,采用遗传算法优化时计算量难以接受,可以进一步研究的工作包括:①考虑更多的卫星分系统;②采用精度更高的分系统级数学模型,比如结构分系统的应力状态采用有限元模型进行分析等;③采用计算量更小的优化求解方法。

参考文献 (References)

- [1] 谭春林,庞宝君,张凌燕,等. 地对地观测卫星总体参数多学科优化[J]. 北京航空航天大学学报,2008,34(5):529-532. TAN C L, PANG B J, ZHANG L Y, et al. Multi-disciplinary optimization in earth observation satellite main parameters[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(5):529-532 (in Chinese).
- [2] 裴晓强,黄海. 协同优化在卫星多学科设计优化中的初步应用[J]. 宇航学报,2006,27(5):1054-1058. PEI X Q, HUANG H. Multidisciplinary design optimization of satellite using collaborative optimization[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(5):1054-1058 (in Chinese).
- [3] 吴文瑞,黄海,吴蓓蓓. 遥感卫星总体参数设计的建模与协同优化[J]. 北京航空航天大学学报,2012,38(10):1363-1368. WU W R, HUANG H, WU B B. Modeling and collaborative optimization of remote sensing satellite system parameters design[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(10):1363-1368 (in Chinese).
- [4] 杨丽丽,陈昌亚,王德禹. 基于多目标协同优化算法的卫星结构优化设计[J]. 上海交通大学学报,2014,48(10):1446-1450. YANG L L, CHEN C Y, WANG D Y. Structural optimization of satellite based on multi-objective collaborative optimization algorithm[J]. Journal of Shanghai Jiao Tong University, 2014, 48(10):1446-1450 (in Chinese).
- [5] DARABI H, ROSHANIAN J, ZARE H. Design of liquid-propellant engine using collaborative optimization and evolutionary algorithms[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2015, 229(2):232-242.
- [6] 李邦国,陈潇凯,林逸. 协同优化方法的改进及应用[J]. 吉林大学学报(工学版),2010,40(6):1497-1501. LI B G, CHEN X K, LIN Y. Reformed collaborative optimization method and its application[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2010, 40(6):1497-1501 (in Chinese).
- [7] 杨希祥,杨慧欣,江振宇,等. 基于支持向量回归机和粒子群算法的改进协同优化方法[J]. 湖南大学学报(自然科学版),2011,38(3):34-39. YANG X X, YANG H X, JIANG Z Y, et al. Improved collaborative optimization based on support vector regression and particle swarm optimization[J]. Journal of Hunan University (Natural Sciences), 2011, 38(3):34-39 (in Chinese).
- [8] 龙腾,刘莉. 改进的 Pareto 多目标协同优化策略[J]. 系统工程与电子技术,2012,34(9):1834-1840. LONG T, LIU L. Enhanced Pareto multi-objective collaborative optimization strategy[J]. Systems Engineering and Electronics, 2012, 34(9):1834-1840 (in Chinese).
- [9] 龙腾,刘莉,彭磊. 基于可行方向序列无约束极小化技术外点法的改进协同优化策略[J]. 机械工程学报,2013,49(3):153-162.

- LONG T, LIU L, PENG L. Enhanced collaborative optimization strategy based on feasible direction SUMT exterior method[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2013, 49(3): 153-162 (in Chinese).
- [10] 魏锋涛, 宋俐, 李言, 等. 改进的多学科协同优化方法[J]. 计算机集成制造系统, 2013, 19(9): 2116-2122.
- WEI F T, SONG L, LI Y, et al. Improved multidisciplinary collaborative optimization method[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2013, 19(9): 2116-2122 (in Chinese).
- [11] 朱崎峰, 宋保维. 一种改进的快速收敛多学科设计协同优化方法[J]. 华中科技大学学报(自然科学版), 2014, 42(2): 116-120.
- ZHU Q F, SONG B W. An improved fast converging collaborative optimization method of multidisciplinary design optimization[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2014, 42(2): 116-120 (in Chinese).
- [12] QIAO F, ZHU J, NI J C. Collaborative optimization model of cost and energy consumption for sintering burden[C]// World Congress on Intelligent Control and Automation (WCICA). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 2316-2321.
- [13] JI A M, YIN X, YUAN M H. Hybrid collaborative optimization based on selection strategy of initial point and adaptive relaxation [J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2015, 29(9): 3841-3854.
- [14] KHAN R F, SUTCLIFFE A. Attractive agents are more persuasive [J]. International Journal of Human-Computer Interaction, 2014, 30(2): 142-150.
- [15] 杨佩, 高阳, 陈兆乾. 一种劝说式多 Agent 多议题协商方法[J]. 计算机研究与发展, 2006, 43(7): 1149-1154.
- YANG P, GAO Y, CHEN Z Q. Persuasive multi-Agent multi-issue negotiation [J]. Journal of Computer Research and Development, 2006, 43(7): 1149-1154 (in Chinese).
- [16] ROSENSCHEIN J S, ZLOTKIN G. Rules of encounter: Designing conventions for automated negotiation among computers [M]. Cambridge, MA: MIT Press, 1994: 29-46.
- [17] JENNINGS N R, FARATIN D, JOHNSON M J, et al. Agent-based business process management [J]. Journal of Cooperative Information Systems, 1996, 5(2-3): 105-130.
- [18] PILOTTI P, CASALI A, CHESNEVAR C. A belief revision approach for argumentation-based negotiation agents [J]. International Journal of Applied Mathematics and Computer Science, 2015, 25(3): 455-470.
- [19] MAREY O, BENTA HAR J, KHOSRO SHAHI-ASLE E, et al. Decision making under subjective uncertainty in argumentation-based agent negotiation [J]. Journal of Ambient Intelligence and Humanized Computing, 2015, 6(3): 307-323.
- [20] ZHANG J H, REN F H, ZHANG M J. Bayesian-based preference prediction in bilateral multi-issue negotiation between intelligent agents [J]. Knowledge-Based Systems, 2015, 84: 108-120.
- [21] LARSON W J, WERTZ J R. Space mission analysis and design [M]. 2nd ed. Torrance: Microcosm Inc., 1992: 353-497.

作者简介:

董云峰 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 航天器总体设计技术、航天器动力学与控制技术、飞行器动态模拟技术。

Tel.: 010-82338880

E-mail: sinosat@buaa.edu.cn

卫晓娜 女, 博士研究生。主要研究方向: 数字卫星仿真、卫星总体设计。

E-mail: xnwei@buaa.edu.cn

郝朝 男, 硕士, 助理工程师。主要研究方向: 试飞遥测与监控。

A multi-Agent negotiation based collaborative optimization application in satellite design

DONG Yunfeng^{1,*}, WEI Xiaona¹, HAO Zhao²

(1. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Measurement Technology Institute, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: Satellite design is a complex problem of multidisciplinary optimization. Collaborative optimization algorithm, with its feature of modularization, is suitable for being applied to the multidisciplinary optimization of satellite design. To guarantee the consistency of shared variables between the system level and the subsystem level, the traditional collaborative optimization has the limitation such as convergence dilemma and excessive computational cost. And the traditional collaborative optimization which cannot optimize the subsystems cannot ensure the optimization of satellite overall performance. This paper proposes a multi-Agent negotiation based collaborative optimization algorithm by introducing the concept of Agent-based model and multi-Agent negotiation. We take earth observation satellite as an example, and with the object that the total weight is the minimum, a system-level Agent model and four subsystem-level Agent models including structure subsystem, orbit subsystem, attitude subsystem and power subsystem are built. The results indicate that the multi-Agent negotiation based collaborative optimization algorithm can ensure the consistency of shared variables, and the subsystem optimization model ensures that the subsystems are optimal when system-level optimization is carried out.

Key words: satellite system design; multidisciplinary optimization; collaborative optimization; negotiation algorithm; Agent-based model

Received: 2015-09-28; **Accepted:** 2015-11-13; **Published online:** 2015-12-08 14:54

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151208.1454.006.html

Foundation item: National Security Major Basic Research Program of China (613237)

* **Corresponding author.** Tel.: 010-82338880 E-mail: sinosat@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0224

基于层次分析法的自适应决策评价方法

张耀天^{1,*}, 张旭成², 贾明顺¹, 薛向上¹

(1. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083; 2. 中国科学院 数学与系统科学研究院, 北京 100190)

摘 要: 为改善经典层次分析法(AHP)主观性强、权重系数固定不变的缺陷,根据被评价对象指标值矩阵所蕴含的客观信息,对经典的层次分析法进行修正,提出了一种基于层次分析法的可变权重决策评价方法。该方法能够根据被评价对象指标值的分布特征,对评价指标的权重进行动态修正,降低区分度不高的指标权重,提升区分度高的指标权重,从而提升层次分析法的客观性,并在一定程度上体现出稀缺性指标的导向作用。以合成孔径雷达图像降斑算法评价为例,验证了本文方法的有效性。

关键词: 层次分析法(AHP); 可变权重; 评价方法; 稀缺性指标; 降斑算法

中图分类号: C934; TN957; V243.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)05-1065-06

在工程方案选优、质量评估和安全风险评价等决策评价类问题中,多个指标共同参与、进而对决策结果产生影响成为主要特征。如何科学合理地确定每个指标权重是评价方法需要解决的核心问题。一般而言,对决策评价方法科学性的考量应该包含2个方面的因素:①要能够体现作为决策主体的主观意志,即主观因素;②要能够体现具体被评价对象的不同特质,即客观因素。目前常用的决策评价方法有线性分配法、简单加权法、层次分析法(Alytic Hierarchy Process, AHP)、TOPSIS法、ELECTRE法和PROMETHEE法等经典决策评价方法^[1]。学者普遍认为,单纯的客观决策评价方法依靠数学规划等手段分析客观数据的内在特点,缺点是忽略了决策者的主观偏好,评价结果往往难以获得决策者的充分认可;单纯的主观决策评价方法则完全依靠决策者的主观判断,缺点是容易造成错误、不一致的判断,并且评价结果极易受到决策者认识程度的影响。相比之下,20世纪后期由美国科学家 Saaty^[2]提出的层次分析法将决策评价主体的主观判断与客观数据

分析相结合,其作为一种经典有效的决策评价工具,具有显著的优越性。

层次分析法由于原理简单,易于理解,应用灵活,在诸多领域得到了广泛的应用。经过多年的发展,又衍生出改进层次分析法、模糊层次分析法、可拓模糊层次分析法和灰色层次分析法等多种方法,并根据研究的实际情况各有其适用的范围^[3]。但是经典层次分析法在实际应用过程中也呈现出了客观性不足、适应性差的缺点。吴殿廷和李东方^[4]对经典层次分析法的不足进行了深度的分析,特别指出层次分析法没有充分利用已有定量信息,对于既有定性指标也有定量指标的问题讨论得不够深入。

此外,在某些领域的评价中,决策者往往希望:当被评价群体某指标值分布相对集中时,由于区分度不高而适当弱化该指标的评价作用;当被评价个体在某指标值较被评价群体有明显优势时,适当强化该指标的导向作用。目前主流的几种层次分析法均不能对决策者的上述需求进行有效回应。本文从以上需求出发,利用被评价对象

收稿日期: 2016-01-22; 录用日期: 2016-04-08; 网络出版时间: 2016-04-11 11:22

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160411.1122.001.html

* 通讯作者: Tel.: 010-82318918 E-mail: zhangyaotian@buaa.edu.cn

引用格式: 张耀天, 张旭成, 贾明顺, 等. 基于层次分析法的自适应决策评价方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 1065-1070. ZHANG Y T, ZHANG X C, JIA M S, et al. Adaptive evaluation method based on analytic hierarchy process[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 1065-1070 (in Chinese).

已有的定量信息对经典的层次分析法进行了修正,提出一种基于层次分析法的自适应决策评价方法(Adaptive evaluation method based on Analytic Hierarchy Process, AAHP)。该方法同时关注权重分配科学性的主观因素和客观因素,能够根据评价群体的变化自适应修正指标权重,有效地弥补了经典层次分析法本身存在的不足,一定程度上提高了决策评价的科学性和适应性。

1 评价指标集的构建和预处理

记 $A = \{A_1, A_2, \dots, A_m\}$ 为被评价对象的全体, $B = \{B_1, B_2, \dots, B_n\}$ 为评价指标的全体。

1.1 评价指标集的构建

构建评价指标集 B 的基本原则为:所选取的评价指标要尽可能反映被评价对象的本质,不能过于复杂但也不能太简单,且它们之间要尽可能相互独立。为此,在具体操作中可以采用如下方法:先照顾评价指标的“多而全”,即将能反映被评价对象的评价指标全部列出,然后利用主分量分析法对所有评价指标进行筛选,剔除冗余(即具有高度相关关系)和不重要的评价指标,得到最终的评价指标集^[5]。

构建完评价指标集 B 后,记 $x_{ij} (1 \leq i \leq m, 1 \leq j \leq n)$ 为被评价对象 A_i 在评价指标 B_j 下的评分。

1.2 评价值的预处理

评价指标有不同的类型、量纲和量级,并且它们之间的量级差别巨大。鉴于此,为了使评价合理化,需要将所有的评价值进行预处理,目的是消除量纲和量级差,便于评分决策。在实际操作中,通常采用如下标准化方法^[6]:对评价值 x_{ij} , 记其标准化之后的值为 x_{ij}^* , 则

$$x_{ij}^* = \frac{x_{ij} - \bar{x}_j}{S_j} \quad (1)$$

式中:

$$\bar{x}_j = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m x_{ij} \quad (2)$$

$$S_j = \sqrt{\frac{1}{m} \sum_{i=1}^m (x_{ij} - \bar{x}_j)^2} \quad (3)$$

标准化之后的值 x_{ij}^* 大部分被压缩在 $-3 \sim 3$ 之间,因此标准化方法起到了某种“惩罚函数”的作用。将标准化的评价值组成的矩阵 $X^* = (x_{ij}^*)_{m \times n}$ 称为决策矩阵。

2 评价指标的自适应赋权

利用层次分析法获得指标集权重,然后结合

被评价对象本身的数据信息,即决策矩阵所蕴含的信息,自适应地给出评价指标集关于该组被评价对象的动态权重。

2.1 层次分析法确权及数据修正

由经典的层次分析法^[7-8],即建立递阶层次结构、利用专家评分意见构造满足一致性条件的判断矩阵,可确定出评价指标集 B 中每一个评价指标 B_j 的权重 $w_j^{(1)}$,从而得到权重向量:

$$W^{(1)} = (w_1^{(1)}, w_2^{(1)}, \dots, w_n^{(1)}) \quad (4)$$

利用这一权重向量,可以对决策矩阵 $X^* = (x_{ij}^*)_{m \times n}$ 修正如下:

$$x_{ij}^* := w_j^{(1)} x_{ij}^* \quad (5)$$

得到的决策矩阵仍记为 $X^* = (x_{ij}^*)_{m \times n}$ 。

2.2 权重的自适应修正

为了改善经典层次分析法自身的不足,期望被评价对象指标值相对集中的指标(一般来讲为区分度低、非稀缺性指标)的权重有所下降,相对分散的指标(一般来讲为区分度高、稀缺性指标)的权重有所上升,这就需要依据决策矩阵对层次分析法所给的权重进行自适应修正。

在利用层次分析法给出的权重对决策矩阵进行修正之后,上述想法等价于寻找一组新的权重 $W^{(2)} = (w_1^{(2)}, w_2^{(2)}, \dots, w_n^{(2)})$,使得在该组权重下,被评价对象的评分值最为分散。为了衡量精确及数学处理的方便,选用方差作为衡量评分值分散程度的统计量,即要求:

$$\max \sigma^2 = \text{Var}(v_1, v_2, \dots, v_m)$$

$$\text{s. t. } \begin{cases} \sum_{j=1}^n w_j^{(2)} = 1 \\ w_1^{(2)}, w_2^{(2)}, \dots, w_n^{(2)} \geq 0 \end{cases} \quad (6)$$

式中: v_i 为被评价对象 A_i 的评分。

为了得到目标函数式(6)的精确表达,需要给出评分值 v_i 关于权重 $w_j^{(2)}$ 的表达式。一般地,取评分值 v_i 为关于权重 $w_j^{(2)}$ 的线性组合^[5]:

$$v_i = \sum_{j=1}^n w_j^{(2)} x_{ij}^* \quad (7)$$

此时,

$$\sigma^2 = \text{Var}(v_1, v_2, \dots, v_m) = \frac{1}{m} \sum_{j=1}^m (v_j - \bar{v})^2 \quad (8)$$

式中:

$$\bar{v} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m v_i \quad (9)$$

将式(9)代入式(8)并进行简单的求和变换,可得

$$\sigma^2 = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \left[\sum_{j=1}^n (x_{ij}^* - \bar{x}_j^*) w_j^{(2)} \right]^2 \quad (10)$$

式中:

$$\bar{x}_j^* = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m x_{ij}^* \quad (11)$$

令

$$\begin{cases} z_{ij} = x_{ij}^* - \bar{x}_j^* \\ \mathbf{Z} = (z_{ij})_{m \times n} \\ \mathbf{Q} = \frac{1}{m} \mathbf{Z}^T \mathbf{Z} \end{cases} \quad (12)$$

则

$$\begin{aligned} \sigma^2 &= \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \left(\sum_{j=1}^n z_{ij} w_j^{(2)} \right)^2 = \\ &= \frac{1}{m} (\mathbf{Z} \mathbf{W}^{(2)})^T (\mathbf{Z} \mathbf{W}^{(2)}) = (\mathbf{W}^{(2)})^T \mathbf{Q} \mathbf{W}^{(2)} \end{aligned} \quad (13)$$

综合以上讨论,得到权重的自适应修正方程为

$$\begin{aligned} \max \sigma^2 &= (\mathbf{W}^{(2)})^T \mathbf{Q} \mathbf{W}^{(2)} \\ \text{s. t.} \quad &\begin{cases} \sum_{j=1}^n w_j^{(2)} = 1 \\ w_1^{(2)}, w_2^{(2)}, \dots, w_n^{(2)} \geq 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (14)$$

并将通过方程组(14)确定的权重向量 $\mathbf{W}^{(2)}$ 作为最终的权重向量。

注意到,指标的稀缺程度一方面会随时间发生变化,另一方面也会随不同的被评价群体发生变化。但无论是哪种情况,这些变化都会反映在被评价对象的决策矩阵中(即评价值中),而上述方法充分利用了决策矩阵的信息,因此其可以自适应地在经典的层次分析法的基础上对指标的稀缺程度进行强化或者弱化。

2.3 利用加性加权法计算评分

取第 i 个被评价对象 A_i 最后的评分为

$$v_i = \sum_{j=1}^n (w_j^{(2)})^2 x_{ij}^* \quad (15)$$

依据这一评分,可以得出各被评价对象的排名。

3 实例应用

合成孔径雷达(Synthetic Aperture Radar, SAR)成像不受光线、天气等因素的影响,可以实现全天时、全天候工作,在目标检测、识别和跟踪等领域有着广泛的应用前景。斑点噪声作为影响 SAR 图像解译的重要因素,一直是遥感领域的研究热点。目前,常见的降斑算法主要集中在空域和频域,例如 Lee 滤波、Kuan 滤波、Frost 滤波、Gamma MAP 滤波、PPB 和 SAR-BM3D。随着研究的深入,小波收缩(wavelet shrinkage)变换以及基于小波变换的二维 S 变换(Two Dimensional S

Transform, TDST)^[9] 滤波在 SAR 图像降斑上取得了不错的效果。各种降斑算法在对 SAR 图像的实际处理过程中表现各有优劣,而目前对这些算法降斑效果的评价主要依靠对图像的视觉观察或单个指标间对比,没有一种更为综合、客观的评价方法。此外,各类降斑算法对于不同特征的图像也各有适用性,需要一种能够反应被处理图像自身信息的评价方法来对其处理效果进行评价。本文先尝试建立一个 SAR 图像降斑算法的评价指标体系,然后用本文提出的方法对几个主流的降斑算法进行综合评价。

3.1 SAR 图像降斑算法评价指标体系

当前常用的评价降斑效果的指标主要包括等效视数(Equivalent Number of Look, ENL)^[10]、边缘保持系数(Edge Preservation Index, EPI)^[11]、信杂比(Target to Clutter Ratio, TCR)^[12]、比图像均值(expectation of Ratio Image, ERI)^[13]和峰值信噪比(Peak Signal to Noise Ratio, PSNR)等。

为了对降斑算法进行全面客观的评价,建立如表 1 所示的降斑算法评价指标体系。

表 1 降斑算法评价指标体系

Table 1 Evaluation index system of despeckling algorithm

准则层 A	指标层 B	指标描述
平滑能力 (A1)	ENL (B1)	评价均匀区域平滑效果,数值越大,平滑能力越强
	EPI (B2)	描述细节保存的能力,数值越大,细节信息丢失越少
细节保留 (A2)	TCR (B3)	描述点目标的保存能力,数值越大,效果越好
	ERI (B4)	描述噪声的分布,数值越接近 1,说明越接近 Γ 分布
噪声影响 (A3)	PSNR (B5)	数值越大,降噪效果越好(假设每幅图像都能找到原图)

同时,选取图 1(a)和图 2(a)2 幅 SAR 图像(白色方块区域用于计算 TCR),分别用 Lee 滤波、PPB、SAR-BM3D、小波收缩变换和 TDST 滤波 5 种算法进行降斑处理,处理结果如图 1 和图 2 所示。5 种降斑算法对应于表 1 评价指标体系中的各项指标值如表 2 和表 3 所示。

表 2 5 种降斑算法处理图 1(a)指标数据

Table 2 Index data of Fig. 1(a) with 5 kinds of despeckling algorithm treatment

指标	Lee 滤波	PPB	SAR-BM3D	小波收缩变换	TDST 滤波
B1 (ENL)	1.7478	1.1004	1.5279	1.4713	1.4582
B2 (EPI)	0.2165	0.6574	0.4080	0.3006	0.3024
B3 (TCR)	9.6499	12.4097	10.2900	11.1119	10.7712
B4 (ERI)	0.9710	0.9984	0.8389	1.0550	1.0826
B5 (PSNR)	21.2729	24.0000	23.7037	21.8941	21.9328

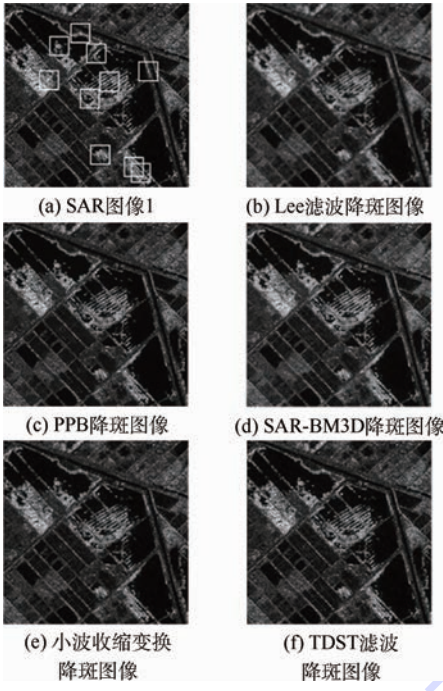


图1 SAR 图像1 及其降斑图像

Fig.1 Image 1 of SAR and its despeckling images

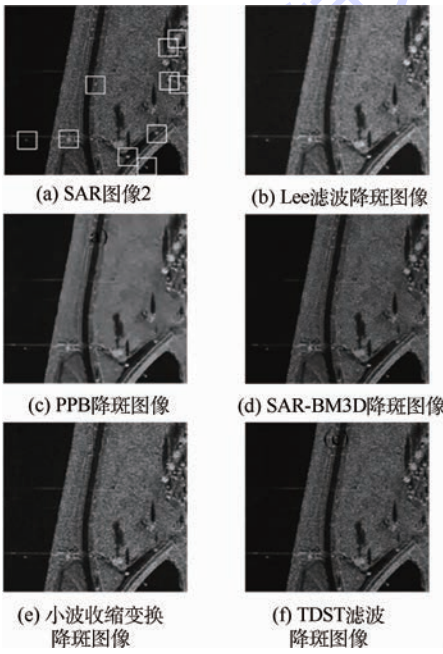


图2 SAR 图像2 及其降斑图像

Fig.2 Image 2 of SAR and its despeckling images

表3 5种降斑算法处理图2(a)指标数据

Table 3 Index data of Fig. 2(a) with 5 kinds of despeckling algorithm treatment

指标	Lee 滤波	PPB	SAR-BM3D	小波收缩变换	TDST 滤波
B1 (ENL)	2.7997	1.7389	2.6591	2.6063	2.5917
B2 (EPI)	0.1194	0.6756	0.0977	0.1387	0.1428
B3 (TCR)	8.5549	12.9777	9.3197	10.1015	9.7815
B4 (ERI)	1.0005	1.0084	0.9075	1.0034	1.0043
B5 (PSNR)	21.0892	22.0000	21.0625	21.3663	21.2599

3.2 评价结果对比及分析

3.2.1 层次分析法和本文方法的权重变化对比分析

本研究邀请了10位专门从事SAR图像理解领域研究的教授对SAR图像降斑算法的评价指标体系中每一层次的各项指标的相对重要性进行两两比较,评价的结果按1~9判断尺度加以量化,得到判断矩阵。先对判断矩阵进行一致性检验,由于一致性指标 $CR < 0.1$,因此由10位专家评分得到的判断矩阵具有满意的一致性。然后按照层次分析法赋权法和本文方法赋权法分别得到对图1(a)降斑算法的评价指标体系的层次分析法权重和本文方法权重,如表4所示。

表4 2种评价方法所得权重的对比

Table 4 Comparison of weights resulting from two evaluation methods

指标	层次分析法权重	本文方法权重	绝对变化
B1 (ENL)	0.2921	0.2483	-0.0438
B2 (EPI)	0.1201	0.1381	0.0180
B3 (TCR)	0.0705	0.0811	0.0106
B4 (ERI)	0.1016	0.0864	-0.0152
B5 (PSNR)	0.4157	0.4462	0.0305

从表4可以看出,ENL和ERI 2个指标在原有专家评分(即层次分析法权重)的基础上权重有所降低,而EPI、TCR和PSNR 3个指标的权重有所提升。这与从表2中对于各种算法的指标值分布特征的观察结果是一致的。如ERI,各算法的指标值相对集中,表明各算法在此项指标上的表现差异不大,因此希望该指标的权重适当降低以弱化其评价作用;再如PSNR,其是比较明显的稀缺性指标,PPB和SAR-BM3D在该指标下的表现明显优于其他指标,因此本文方法给出的权重高于经典的层次分析法,从而有效地体现出了稀缺性指标的导向作用。此外,本文方法对于指标权重的修正幅度不大,在可接受范围内。

3.2.2 本文方法对降斑算法的评价结果分析

表5给出运用本文方法对5种降斑算法降斑效果的评价结果。

表5 本文方法下各种降斑算法的评分及排序

Table 5 Rating and ranking of various kinds of despeckling algorithm within AAHP

算法	图1(a)评分	图1(a)排序	图2(a)评分	图2(a)排序
Lee 滤波	-0.380240	5	-0.240830	3
PPB	0.654673	1	0.505191	1
SAR-BM3D	0.378801	2	0.336952	2
小波收缩变换	-0.290820	3	-0.260950	4
TDST 滤波	-0.362410	4	-0.340360	5

从表5中评价结果可以看出,PPB和SAR-BM3D 2种算法对2幅SAR图像的处理效果都有较好的评价结果,其他算法对于2幅图像处理结果的评价略有差异,这也体现出不同算法对于不同类型图像的处理能力各不相同。如Lee滤波算法对于图2(a)的处理效果要好于图1(a),说明其更适合于均匀SAR图像的降斑处理。

就降斑算法理论而言,PPB算法基于非局部均值滤波器,在低信噪比条件下,其迭代算法能够有效提升SAR图像的降斑效果,在均匀区域的平滑以及细节保存方面都有着良好的表现^[14]。SAR-BM3D算法采用相似性度量,综合考虑了斑点噪声的概率分布以及三维空间内的小波收缩,但由于现阶段斑点噪声统计模型的不足造成其适应性要弱于PPB算法^[15-16]。基于小波变换的TDST滤波算法,其在核心算法上与小波收缩变换算法是相似的,导致两者的降斑效果在一定程度上也是相似的^[9],作为经典的局部统计滤波器的一员,其局限性在于滑动窗口的尺寸是固定的,导致算法的适应性不强,在平滑和细节保存方面没有做到很好的平衡^[16-17]。这些特点均与本文评价结果吻合,从而验证了基于层次分析法的自适应决策评价方法的有效性。

4 结论

本文基于经典层次分析法提出了一种能够根据被评价群体数据分布特征自适应修正权重的评价决策方法。通过对多种SAR图像降斑算法的评价实例,验证了该评价方法的如下特点:

1) 本文方法利用被评价群体的指标值修正决策矩阵,因此在评价过程中包含了被评价对象的自身信息,较经典的层次分析法更为客观,特别适用于对算法、方法等处理对象差异性大的对象(如本文中提到的降斑算法评价)的评价或需要考虑在评价结果中体现政策、时间等因素影响的评价过程(如绩效评估)。

2) 指标值分布相对集中时,将降低该指标的基础权重;被评价个体在某指标值较被评价群体有明显优势时,将提升该指标的基础权重。从而有效体现稀缺性指标在评价体系中的导向作用。

3) 指标权重修正幅度不大,在可接受范围内,由专家主观判断产生的指标权重在决策评价过程中仍然占据主导地位。

基于以上特点,本文方法可有效适用于各类决策评价中决策者希望体现稀缺指标的导向和激

励作用或者凸显指标值离散度高的指标的情况,如通过关键业绩指标进行业绩排序或绩效分配。同时需要特别指出的是,本文方法对稀缺性指标的评判主要依据被评价群体的数据分布特征,但某些情况下,数据分散程度不能与指标稀缺程度完全匹配。在以后的研究中需要考虑如何修正权重以准确体现指标的稀缺性,以期找到一种自适应性更强的评价决策方法。

参考文献 (References)

- [1] 朱建军. 层次分析法的若干问题研究及应用[D]. 沈阳:东北大学,2005:16-25.
ZHU J J. Research on several problems of analytic hierarchy process and its applications[D]. Shenyang: Northeastern University,2005:16-25 (in Chinese).
- [2] SAATY T L. Decision making for leaders: The analytical hierarchy process for decisions in a complex world[M]. Belmont: Wadsworth,1982:28-42.
- [3] 郭金玉,张忠彬,孙庆云. 层次分析法的研究与应用[J]. 中国安全科学学报,2008,18(5):148-153.
GUO J Y, ZHANG Z B, SUN Q Y. Research and application on analytic hierarchy process[J]. China Safety Science Journal, 2008,18(5):148-153 (in Chinese).
- [4] 吴殿廷,李东方. 层次分析法的不足及其改进的途径[J]. 北京师范大学学报(自然科学版),2004,40(2):264-268.
WU D T, LI D F. The shortage and improvement approach for the analytic hierarchy process[J]. Journal of Beijing Normal University (Nature Science), 2004,40(2):264-268 (in Chinese).
- [5] 熊伟. 运筹学[M]. 3版. 北京:机械工业出版社,2014:89-120.
XIONG W. Operations research[M]. 3rd ed. Beijing: Mechanical Industry Press,2014:89-120 (in Chinese).
- [6] 徐光辉. 运筹学基础手册[M]. 北京:科学出版社,1999:43-85.
XU G H. Handbook of operations research[M]. Beijing: Science Press,1999:43-85 (in Chinese).
- [7] SAATY T L, ALEXANDER J. Conflict resolution: The analytic hierarchy process[M]. New York: Praeger,1989:56-118.
- [8] SAATY T L, VARGAS L G. Models, methods, concepts & applications of the analytic hierarchy process[M]. New York: Kluwer Academic,2001:22-73.
- [9] GAO F, XUE X, SUN J, et al. A SAR image despeckling method based on two-dimensional S transform shrinkage[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing,2016,54(5):3025-3034.
- [10] LEE J S. Speckle analysis and smoothing of synthetic aperture radar images[J]. Computer Graphics & Image Processing, 1981,17(1):24-32.
- [11] LEE J S, JURKEVICH L, DEWAELE P, et al. Speckle filtering of synthetic aperture radar images: A review[J]. Remote Sensing Reviews,1994,8(4):255-267.

- [12] BENITZ G R. High-definition vector imaging[J]. Lincoln Laboratory Journal, 1997, 10(2): 147-169.
- [13] OLIVER C J, QUEGAN S. Understanding synthetic aperture radar images[M]. Norwood: Artech House, 1998: 65-128.
- [14] DELEDALLE C A, DENIS L, TUPIN F. Iterative weighted maximum likelihood denoising with probabilistic patch-based weights[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2009, 18(12): 2661-2672.
- [15] PARRILLI S, PODERICO M, ANGELINO C V, et al. A nonlocal SAR image denoising algorithm based on LMMSE wavelet shrinkage[J]. IEEE Transactions on Geoscience & Remote Sensing, 2012, 50(2): 606-616.
- [16] ARGENTI F, LAPINI A, BIANCHI T, et al. A tutorial on speckle reduction in synthetic aperture radar images[J]. IEEE Geoscience & Remote Sensing Magazine, 2013, 1(3): 6-35.
- [17] LEE J S. Refined filtering of image noise using local statistics[J]. Computer Graphics & Image Processing, 1981, 15(4): 380-389.

作者简介:

张耀天 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 信息与信号处理、绩效评价等。

Tel.: 010-82318918

E-mail: zhangyaotian@buaa.edu.cn

张旭成 男, 硕士研究生。主要研究方向: 代数几何。

Tel.: 15718870173

E-mail: zxcqingming@163.com

Adaptive evaluation method based on analytic hierarchy process

ZHANG Yaotian^{1,*}, ZHANG Xucheng², JIA Mingshun¹, XUE Xiangshang¹

(1. School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Academy of Mathematics and Systems Science, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: In order to improve the performance of classical analytic hierarchy process (AHP) which has defects of subjectivity and less quantitative component, at the same time according to the objective information which is implied by a plurality of target data matrix, the classical AHP was modified and a changeable weight evaluation method based on AHP was proposed. The conclusion is that the new method is able to adjust the weights of the evaluative parameter dynamically by analysis of the data distribution. By this way the weight of low discrimination index is reduced while the weight of high discrimination index is improved, which makes the AHP more objective, and to some extent the guiding role of the scarcity index is also reflected. The effectiveness of the new method is verified by using the example of the evaluation of the despeckling algorithm of synthetic aperture radar image.

Key words: analytic hierarchy process (AHP); changeable weight; evaluation method; scarcity index; despeckling algorithm

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0324

基于梯度分割区间优化算法的双脉冲交会优化



刘琦, 朱宏玉*

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 研究非固定时间的航天器双脉冲交会轨迹优化问题, 设计了基于梯度分割区间优化算法(GIOA)。该算法结合所研究问题的特点, 使用每次只选择有限个区间进行操作的区间选择策略、基于梯度优化结果的区间分割策略、基于单调性的区间紧缩策略以及约束条件测试和基于梯度的目标优化估计值更新策略等。梯度优化算法仅用于区间分割和目标优化估计值更新, 不但没有影响 GIOA 对区间优化算法全局性和收敛性的继承, 同时加快了包含优化解的小宽度区间的出现, 提高了目标优化估计值的更新速度, 并由此提高了运算效率。区间选择策略的使用, 控制了决策变量区间数量的增长, 降低了算法运行的存储需求。算例仿真中, 成功求解非固定时间双脉冲交会问题, 并展示出算法的优势。

关键词: 脉冲交会; 区间优化; 梯度优化; 区间分割; 全局优化

中图分类号: V448.234

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)05-1071-08

航天器脉冲交会对接, 是空间交会重要制导控制技术之一, 为节省燃料, 提高航天器载荷, 其优化问题一直是人们研究的热点。众多学者对双脉冲^[1-3]或多脉冲的圆轨道或椭圆轨道^[4]的交会对接问题, 利用遗传算法^[1,5-6]、差异演化(Differential Evolution, DE)算法^[2]、粒子群算法^[3,7]、非线性规划算法^[8]和混合遗传算法^[9]等求解了“最优解”, 但是由于算法特性, 基于一定的随机概率或者过度依赖初始值选取, 所求取的“优化解”在理论上无法证明全局性。

近几年来, 一种在给定精度内可以求出问题的全部全局极小点, 用区间运算代替点运算的基于区间分析的区间优化算法, 发展势头良好, 并初步应用于航天领域^[10-20]。但是区间优化算法也因为过多占用系统内存、计算量大及收敛速度慢等缺点, 在实用中受到牵制。如文献[15]采用区间优化算法, 运算超出系统内存。造成系统内存

溢出的主要原因有, 区间分割产生了过多的子区间、不能快速舍弃不包含最优解的子区间等。为此, 学者们针对区间优化算法的自身, 设计了各类策略。例如区间 Newton 法、box 一致性等区间紧缩策略^[13]; 3^n 、 4^n 等的区间分割方式^[16]; cut-off 测试^[17]、单调性测试^[18]等区间舍弃策略等。但是其均有使用范围, 受用性有限。另有一些学者另辟蹊径, 将区间优化算法与局部寻优算法结合。文献[15]采用先区间算法, 后梯度算法的方式, 得到一组“最优解”。该算法大幅减少了运算时间, 降低了系统内存消耗, 但是失去了区间优化算法的全局特性。文献[18]将区间优化算法和粒子群算法结合, 同样无法保证解的全局性。

因此, 为保证全局特性和一定的快速性, 同时降低运算存储, 防止内存运算溢出。本文将采用区间优化算法来保证求解的全局性, 并为区间优

收稿日期: 2015-05-20; 录用日期: 2015-07-31; 网络出版时间: 2015-09-01 10:56

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150901.1056.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(11272028)

* 通讯作者: Tel.: 010-82339753 E-mail: 09190@buaa.edu.cn

引用格式: 刘琦, 朱宏玉. 基于梯度分割区间优化算法的双脉冲交会优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 1071-1078.

LIU Q, ZHU H Y. Optimization of double-impulse rendezvous using gradient-splitting interval optimization algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 1071-1078 (in Chinese).

化算法设计区间选择策略防止运算存储过大;引入梯度优化算法,结合非固定时间的双脉冲交会优化模型自身,设计区间分割方式、目标优化估计值更新方式等提高运算效率,以此研究解决非固定时间的航天器双脉冲交会优化问题。

1 优化模型

2个航天器之间的相对运动可采用 Clohessy-Wiltshire (CW) 方程近似描述:

$$F(\tau) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 6\tau - 6\sin\tau & \frac{4\sin(\omega\tau)}{\omega} - 3\tau & 0 & \frac{2-2\cos(\omega\tau)}{\omega} \\ 0 & \cos\tau & 0 & 0 & \frac{1}{\omega}\sin\tau & 0 \\ 0 & 0 & 4-3\cos\tau & \frac{2(\cos\tau-1)}{\omega} & 0 & \frac{1}{\omega}\sin\tau \\ 0 & 0 & 6\omega(1-\cos\tau) & 4\cos\tau-3 & 0 & 2\sin\tau \\ 0 & -\omega\sin\tau & 0 & 0 & \cos\tau & 0 \\ 0 & 0 & 3\omega\sin\tau & -2\sin\tau & 0 & \cos\tau \end{pmatrix}$$

其中: $\tau = \omega(t - t_0)$; $(x(t_0), y(t_0), z(t_0))^T$ 和 $(\dot{x}(t_0), \dot{y}(t_0), \dot{z}(t_0))^T$ 分别为追踪航天器 t_0 时刻初始相对位置和初始相对速度。

设航天器交会时刻为 t_f 。从 t_0 时刻开始,在 t_1 时刻,追踪航天器施加第 1 次脉冲,相对速度增量为 $\Delta v_1 = (\Delta v_{1x}, \Delta v_{1y}, \Delta v_{1z})^T$ 。经过 $t_{1 \rightarrow f} = t_f - t_1$ 时间,在 t_f 时刻,追踪航天器施加第 2 次脉冲,相对速度增量为 $\Delta v_2 = (\Delta v_{2x}, \Delta v_{2y}, \Delta v_{2z})^T$,至此 2 个航天器交会。

通过式(2),交会时刻 t_f 的相对距离 $S = (S_x, S_y, S_z)^T$ 和相对速度 $V = (V_x, V_y, V_z)^T$ 为

$$(S \ V)^T = F(\omega(t_f - t_0))X_{t_0} + F(\omega t_{1 \rightarrow f})X_{t_1} + X_{t_2} \quad (3)$$

式中: $X_{t_1} = (0, 0, 0, \Delta v_{1x}, \Delta v_{1y}, \Delta v_{1z})^T$; $X_{t_2} = (0, 0, 0, \Delta v_{2x}, \Delta v_{2y}, \Delta v_{2z})^T$ 。

由于航天器交会的终端状态为交会时刻 t_f 的相对距离 S 为 $(0, 0, 0)^T$ m 和相对速度 V 为 $(0, 0, 0)^T$ m · s⁻¹, 即

$$S = (0, 0, 0)^T \quad (4)$$

$$V = (0, 0, 0)^T \quad (5)$$

则若给定了 $t_{1 \rightarrow f}, t_f$, 可以通过式(3)和式(4)求取 $\Delta v_{1x}, \Delta v_{1y}, \Delta v_{1z}$, 结合式(5)可以求取 $\Delta v_{2x}, \Delta v_{2y}, \Delta v_{2z}$, 即当给定了 $t_{1 \rightarrow f}, t_f$ 时, 整个交会轨道就确定了, 故决策变量为 $t_{1 \rightarrow f}, t_f$ 。

若只考虑对燃料消耗的要求, 其优化指标为

$$J = \sum_{i=1}^2 |\Delta v_i| = \sum_{i=1}^2 \sqrt{(\Delta v_{ix})^2 + (\Delta v_{iy})^2 + (\Delta v_{iz})^2} \quad (6)$$

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2\omega\dot{z} = 0 \\ \ddot{y} + \omega^2 y = 0 \\ \ddot{z} + 2\omega\dot{x} - 3\omega^2 z = 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中: ω 为目标航天器轨道角速度。

通过式(1), 可得追踪航天器 t 时刻相对于目标航天器的相对位置和相对速度如下:

$$X = F(\tau)X_{t_0} \quad (2)$$

式中: $X = (x(t), y(t), z(t), \dot{x}(t), \dot{y}(t), \dot{z}(t))^T$; $X_{t_0} = (x(t_0), y(t_0), z(t_0), \dot{x}(t_0), \dot{y}(t_0), \dot{z}(t_0))^T$;

J 取最小值, 则双脉冲交会燃料消耗最低。

2 基于梯度分割区间优化算法

结合航天器脉冲交会优化应用的需要, 本文将区间数定义为大于实数 a 且小于实数 b ($b > a$) 的所有实数的集合, 记为 $[a, b]$ 。一个变量区间可记为 $[x] = [a, b]$, 其中 $[x]. \inf = a$, $[x]. \sup = b$, $\text{width}([x])$ 为 $[x]$ 的区间宽度, 即 $b - a$ 。 $\text{sgn}([x])$ 为区间符号判断函数, $[x]. \inf \geq 0$, 返回 1; $[x]. \sup \leq 0$, 返回 -1; $[x]. \inf \times [x]. \sup < 0$, 返回 0。

区间分析是关于区间数的运算。利用区间分析理论, 通过不断分割变量区间, 并使用区间优化策略方法舍弃不含全局最优解区间, 直至找到指定精度下, 全局最优解区间的过程, 称为区间优化算法^[10]。

为了更好地解决航天器双脉冲交会轨迹优化问题, 在区间优化算法的基础上, 引入梯度优化算法和一些区间优化策略, 构成基于梯度分割区间优化算法 (GIOA), 在保证全局性的同时, 提高运算效率, 算法主要分为以下 6 大模块。

2.1 算法预处理

2.1.1 决策变量区间的选取

根据式(3)、式(4), 可以通过 $t_{1 \rightarrow f}, t_f$ 求取 $\Delta v_{1x}, \Delta v_{1y}, \Delta v_{1z}$, 但是该区间运算中涉及区间除法运算, 而当区间变量的区间宽度大于一定阈值或者在包含某一特定值的区间上, 除数区间可能包含 0, 导致无法获得有限边界的 $[\Delta v_{1x}], [\Delta v_{1y}]$,

$[\Delta v_{iz}]$ 。为此增加设计决策变量 $\Delta v_{ix}, \Delta v_{iy}, \Delta v_{iz}$, 并由此将第1节所述的无约束模型转化为以式(4)、式(5)为约束条件的优化模型。故决策变量区间取为 $[\mathbf{u}] = [[\Delta v_{ix}]; [\Delta v_{iy}]; [\Delta v_{iz}]; [t_{1-r}]; [t_r]]$ 。

2.1.2 约束条件的转化

式(5)相对速度约束 $\mathbf{V} = (0, 0, 0)^T$ 可以由第2次脉冲相对速度增量 $(\Delta v_{2x}, \Delta v_{2y}, \Delta v_{2z})^T$ 得以保证。

而式(4)相对距离约束 $\mathbf{S} = (0, 0, 0)^T$, 将 $S_i(\mathbf{u}) = 0 (i = x, y, z)$ 在区间运算中数值上转化为 $|[S_i]([\mathbf{u})]| < \varepsilon$ (相对距离精度 ε 为小正实数), 在等式约束特征上转化为 $0 \in [S_i]([\mathbf{u})]$ 。

2.2 区间选择

为了有效控制运算中子区间的生成数量和运算存储量, 本文将对由若干决策变量区间 $[\mathbf{u}]$ 组成的区间群队列 L 中的决策变量区间进行选择操作。不同于文献[13]中对区间群队列 L 中决策变量区间以目标函数区间的下界排序, 每次取目标函数区间下界最小对应的决策变量区间进行操作, 下文称为“分而治之”区间选择策略。

设定当前区间群队列 L 有 Q 个决策变量区间, 在每一次算法迭代前, 在区间群队列 L 队尾提取出 M 个决策变量区间作为子区间队列 L_1 , 当 $Q \leq M$ 时, 令 $M = Q$, 同时从区间群队列 L 删除这 M 个决策变量区间。

在一次迭代运算中, 区间队列 L_1 经过后续区间分割、区间紧缩等模块, 生成子区间队列 L_{new} 。当一次迭代结束后, 将子区间队列 L_{new} 置于区间群队列 L 队尾, 以此新的区间群队列 L 进入下一次区间选择, 并迭代运算。

2.3 区间分割

区间分割主要用于在无法继续紧缩区间宽度, 又无法判断舍弃该区间时, 将一个区间按给定策略分割成多个区间, 以便继续利用区间分析方法寻找最优解。

在以往大多数文献中, 均采用了如文献[20]所述的中点分割法。为了进一步提高运算速度, 本文结合模型特性和梯度优化算法, 分别设计了2种特定的分割方式。

1) 结合模型特性的符号分割法

由算法预处理可知, 决策变量区间包含3个相对速度增量区间变量和2个时间区间变量。为了减少区间运算过程中由于区间包含“0”而引起的区间过度扩张, 对决策变量区间中的相对速度增量区间变量以0值为界分割为2个区间, 以使

相对速度增量区间仅包含正值或负值; 对时间区间变量, 以优化模型中出现的三角函数的象限边值为界分割为多个区间, 以使优化模型中的各三角函数区间仅包含正值或负值。该分割法仅限应用于算法第1次迭代。

2) 结合梯度优化算法的梯度分割法

在决策变量区间 $[\mathbf{u}]$ 指定的各区间变量范围内, 采用梯度优化算法寻优, 如有解, 则以该解对应的决策变量值为中心, 以给定的数值为半径, 将决策变量值扩展为包含有梯度优化算法解的扩展区间 $[I_\Delta]$, 以扩展区间 $[I_\Delta]$ 的各个区间变量的边界值分别去分割原决策变量区间 $[\mathbf{u}]$ 的各个区间变量。若梯度优化算法无解, 则采用中点分割法。

梯度分割法将包含局部最优解或可行解的决策变量区间和非包含的决策变量区间分离开来, 有利于不包含全局最优解的决策变量区间的舍弃和较快地得到包含全局最优解的小区间宽度的决策变量区间。

在区间分割时, 为了降低算法的计算量和区间分割的维度, 当决策变量区间 $[\mathbf{u}]$ 中相对速度增量区间的区间宽度大于2个时间区间变量区间宽度的最大值时, 才对相应相对速度增量区间予以分割。相对速度增量区间变量区间宽度的减小主要依靠区间紧缩策略和约束条件测试间接判断法。

2.4 区间紧缩

区间紧缩策略主要应用于约束条件中决策变量区间, 基于一定的策略, 缩减决策变量区间的区间宽度。

本文给出了一种利用相对距离函数 $[S_i]([\mathbf{u}]) (i = x, y, z)$ 单调性对 $[\mathbf{u}]$ 的区间宽度进行紧缩的区间紧缩策略。

若 $[S_i]([\mathbf{u}])$ 对决策变量区间 $[\mathbf{u}]$ 中的第 k 个区间变量 $[p_k]$ 是单调的, 且满足

$$0 \notin [Y_1] \text{ 或 } 0 \notin [Y_2] \quad (7)$$

式中: $[Y_1] = [S_i]([p_1], \dots, [p_k] \cdot \text{inf}, \dots, [p_5])$; $[Y_2] = [S_i]([p_1], \dots, [p_k] \cdot \text{sup}, \dots, [p_5])$, 则在 $[p_k]$ 内寻找满足如下条件的较大值 q_{k1} :

$$\text{sgn}([Y_1]) \times \text{sgn}([Y_3]) > 0 \text{ 且 } q_{k1} \geq [p_k] \cdot \text{inf} \quad (8)$$

式中: $[Y_3] = [S_i]([p_1], \dots, q_{k1}, \dots, [p_5])$, 若没有, 则令 $q_{k1} = [p_k] \cdot \text{inf}$; 在 $[p_k]$ 内寻找满足如下条件的较小值 q_{k2} :

$$\text{sgn}([Y_2]) \times \text{sgn}([Y_4]) > 0 \text{ 且 } q_{k2} \leq [p_k] \cdot \text{sup} \quad (9)$$

式中: $[Y_4] = [S_i]([p_1], \dots, q_{k2}, \dots, [p_5])$, 若没

有,则令 $q_{k2} = [p_k] \cdot \sup$ 。用区间 $[q_{k1}, q_{k2}]$ 更新决策变量区间 $[u]$ 的第 k 个区间变量 $[p_k]$ 。

由此将 $[u]$ 中的第 k 个区间变量 $[p_k]$ 紧缩为了 $[q_{k1}, q_{k2}]$, 利于后续运算。

2.5 区间取舍和目标优化估计值更新

本文中 will 使用多种区间取舍和目标优化估计值更新方法。包括 cut-off 测试^[17]、单调性测试^[18]、结合模型的约束条件测试和基于梯度的目标优化估计值更新等。这里主要介绍后 2 种。

1) 约束条件测试

直接判断:若当前决策变量区间 $[u]$ 不能满足约束条件,则去除相对应的决策变量区间 $[u]$, 否则,需要进一步判断。

间接判断:由于相对距离约束 $S_i(u) = 0 (i = x, y, z)$ 中速度增量是线性相关的,则利用决策变量区间 $[u]$ 中的 $[[t_{1-r}, t_r], [t_f]]$, 通过 $[S_i]([u]) = 0$ 解出 $[[v_{1x_1}, v_{1y_1}], [v_{1z_1}]]$, 并计算其与 $[u]$ 中 $[[v_{1x}, v_{1y}], [v_{1z}]]$ 的交集 $[[v_{1x_n}, v_{1y_n}], [v_{1z_n}]]$, 若该交集为空集,则去除相对应的决策变量区间 $[u]$, 否则,替换决策变量区间 $[u]$ 中的 $[[v_{1x}, v_{1y}], [v_{1z}]]$ 为 $[[v_{1x_n}, v_{1y_n}], [v_{1z_n}]]$ 。

2) 基于梯度的目标优化估计值更新

不同于 2.3 节的梯度分割法,若在一个决策变量区间 $[u]$ 指定的各区间变量范围内,梯度优化算法有解,则以该解对应的决策变量值为中心,以非常小的数值为半径,将决策变量值扩展为包含有梯度优化算法解的扩展区间 $[I_{\Delta 1}]$, 以期得到接近或包含全局最优解的小区间宽度的决策变量区间。利用区间分析理论在扩展区间 $[I_{\Delta 1}]$ 上计算,检查其是否满足航天器双脉冲交会优化模型的约束条件,若满足,则计算相应的目标函数区间 $[J]$ 。假设当前目标优化估计值为 J_{\min} , 若 $[J] \cdot \sup < J_{\min}$, 则更新目标优化估计值,即 $J_{\min} = [J] \cdot \sup$, 否则 J_{\min} 保持不变。

这样能够快速更新目标优化估计值,为后续运算快速地去掉区间群队列 L 中大量不包含全局最优解的决策变量区间打下了基础。

2.6 算法终止条件

2.6.1 决策变量区间运算终止条件

当决策变量区间 $[u]$ 无法判别舍弃,且又满足下列条件时

$$\text{width}([u]) < \delta \text{ 或 } \text{width}([J]([u])) < \delta$$

其中:区间宽度精度 δ 为小正实数。将 $[u]$ 从区间群队列 L 中删除,并将 $[u]$ 置入设计结果区间队列 R 中,该队列包含了指定精度下,所有可能

包含全局最优解的可行解区间。

2.6.2 运算终止条件

当区间群队列 L 中决策变量区间数目为 0 时,运算终止,算法结束。

上述算法的流程见图 1。图 1 中,在指定精度下,包含全局最优解的可行解区间位于设计结果区间队列 R 中。

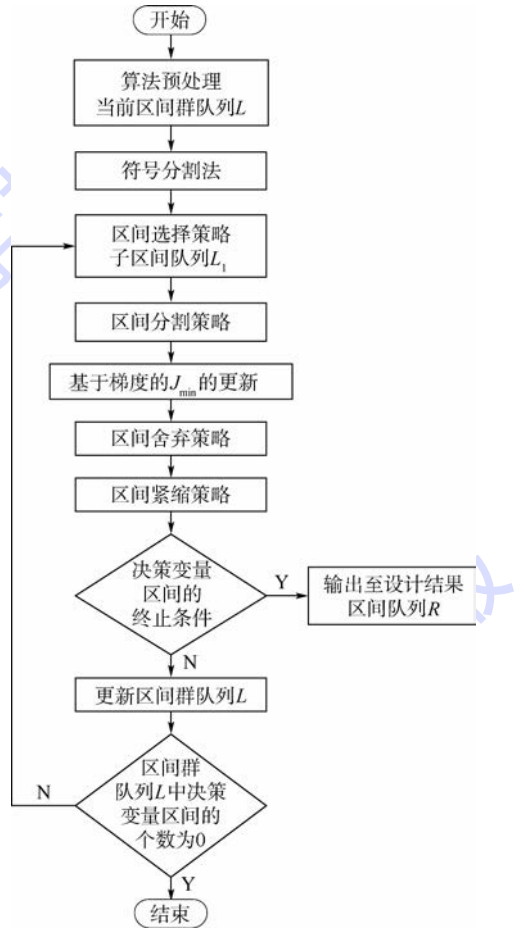


图 1 基于梯度分割区间优化算法流程

Fig. 1 Flowchart of GIOA

3 算法的适用性、全局性和收敛性

3.1 适用性

GIOA 是针对非固定时间的双脉冲交会优化问题而设计的,但是依然具有一定的普适性。在算法设计过程中由于采用了梯度优化算法、区间紧缩策略使用了单调性等,因此该算法针对在定义域某一局部范围内线性或非线性的目标函数和约束条件对决策变量连续可微的优化问题理论上均具有较好的应用效果。显然,本文要解决的非固定时间的双脉冲交会优化问题是符合的。

3.2 全局性和收敛性

GIOA 是在区间优化算法的基础上,引入梯度优化算法,但不直接使用梯度优化算法结果,只是将其作为区间分割和目标优化估计值更新的一

种手段,与其他模块设计一样,并没有破坏区间优化算法整体框架,因此整个算法实质上仍属于区间优化算法,其全局性和收敛性继承了区间优化算法的全局性和收敛性^[19]。

4 仿真算例

为说明所提出的 GIOA 在非固定时间双脉冲

交会轨迹优化问题上的求解能力,并展示其正确性和有效性,进行了数学仿真分析。

4.1 仿真条件

设定目标航天器在 400 km 高的圆轨道上运行,参照文献[1-2]选取了 3 组追踪航天器处于以目标航天器为中心的相对坐标系的不同象限时的初始条件,如表 1 所示。

表 1 基于梯度分割区间优化算法的双脉冲交会目标优化估计值对应的解区间

Table 1 Interval solution corresponding to optimal estimated value of double-impulse rendezvous using GIOA

组次	初始位置/km	初始速度/ (m · s ⁻¹)	$[[\Delta v_{1x}]; [\Delta v_{1y}];$ $[\Delta v_{1z}]]/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$[[t_{1 \rightarrow f}]; [t_f]]/\text{s}$	$[J]/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	设计结果区间 队列中区间个数	运算时间/ min
1	(-7, -1, 5)	(2.8203, 7.4385, -7.93)	[7.416511185, 7.416511187] [-6.420169446, -6.420169444] [4.491909435, 4.491909437]	[2371.772220606, 2371.772220608] [2568.085214200, 2568.085214202]	[12.4249596204, 12.4249596207]	3056	64
2	(2, -1, -5)	(-2.8311, 7.4330, 2.2603)	[-7.197484639, -7.197484637] [-5.160281956, -5.160281954] [1.498190084, 1.498190086]	[2887.638905907, 2887.638905909] [2986.254943073, 2986.254943075]	[12.8909034084, 12.8909034088]	4363	63
3	(-8, 5, 10)	(5.6506, -7.4412, -9.0713)	[13.439968090, 13.439968092] [9.178826090, 9.178826092] [-3.568758729, -3.568758727]	[1525.128810862, 1525.128810864] [1746.702977286, 1746.702977288]	[22.0177475988, 22.0177475993]	4164	85

设相对距离精度 ε 为 0.01 m, 区间宽度精度 δ 为 0.01, 目标优化估计值初值为 $100 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$, 设决策变量区间初始值为 $[u] = [[-60, 60]; [-60, 60]; [-60, 60]; [0, 8000]; [0, 8000]]$ 。

仿真所使用计算机配置为 Inter Core CPU i7-4710M 2.5 GHz, RAM DDR3 8 G。采用 R2012a 版 MATLAB, 使用并行工具 spmd 并行 3 labs 运算。

4.2 算法正确性验证

对 3 组初始条件, 运用 GIOA 仿真运算得出的当前精度下, 目标优化估计值对应的解区间如表 1 所示。

表 1 中 $[J] \cdot \text{sup}$ 即为各初始条件下的目标优化估计值。在表 1 中的第 1 组初始条件解区间内任意取值组合的相对轨迹如图 2 所示。

由图 2 可知, 相对距离随着时间的推移, 逐步缩减至 0, 误差在指定的 0.01 m 范围内。从路径上, 直观地验证了优化解区间的正确性。

表 1 中第 1 组初始条件, 指定不同的求解区间宽度精度 δ , 对应的设计结果区间队列 R 如图 3 所示。

由图 3 可知, 在任意区间宽度精度下, GIOA

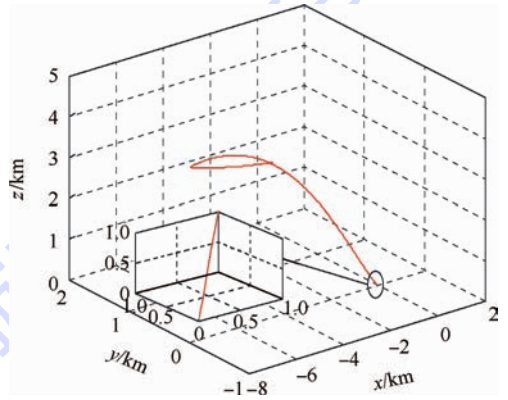


图 2 表 1 解区间内任意取值的相对轨迹

Fig. 2 Relative path of value in interval solution of Table 1

能获得当前精度下所有可行解区间, 体现了算法作为一种区间优化算法的全局性; 随着区间宽度精度的提高, 可行解区间逐步收敛至全局最优解附近, 体现了算法的收敛性。

采用遗传算法求解该问题, 以表 1 中第 2 组数据为初始条件, 令决策变量为 $t_{1 \rightarrow f}$ 和 t_f , 搜索范围均为 $[0, 8000] \text{ s}$, 设初始种群为 500 个, 最大遗传代数 150 代, 求解 10 次, 结果如表 2 所示。

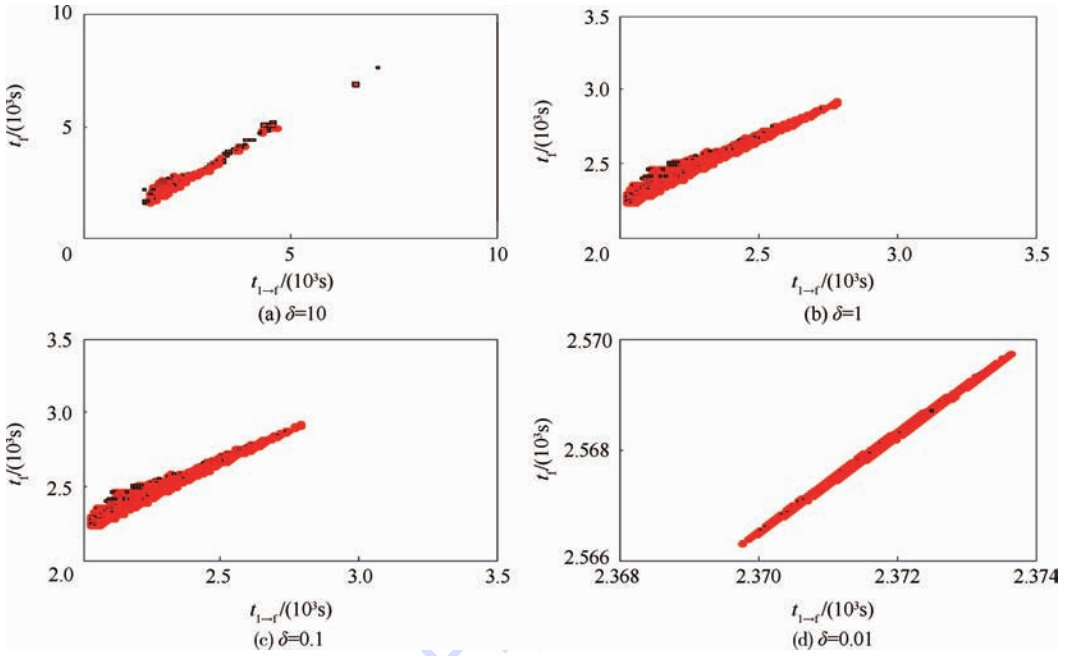


图3 不同区间宽度精度下的可行解 $[t_{1-t}] - [t_t]$

Fig. 3 Feasible solution $[t_{1-t}] - [t_t]$ of various interval width precision

表2 遗传算法结果

Table 2 Results of genetic algorithm

次数	$J_{min}/(m \cdot s^{-1})$	次数	$J_{min}/(m \cdot s^{-1})$
1	12.909 036 593 4	6	12.909 036 594 8
2	12.890 905 501 5	7	12.909 042 299 3
3	12.909 036 606 6	8	12.909 050 776 2
4	12.909 036 593 1	9	12.909 036 860 0
5	12.890 903 762 3	10	12.909 036 655 4

遗传算法求解时间虽然很短,但是因为其算法特性,表2中10次运算,除了第2次和第5次,其余8次均陷入局部最优,经不起反复计算。

表2中遗传算法最好的目标优化估计值为第5次的运算结果12.890 903 762 3,但是仍与表1中GIOA求取的 $[J] \cdot sup(12.890 903 408 4)$ 有略微差距,凸显了GIOA的寻优能力。

4.3 算法有效性验证

在文献[15]所述的改进前的区间优化算法的基础上,添加本文所设计的部分或全部算法模块,形成的算法A、B、C、D如表3所示。

表3 4种算法的特征

Table 3 Characteristics of four algorithms

算法模块	算法A	算法B	算法C	算法D
“分而治之”区间选择	×	√	√	√
符号分割法	√	√	√	√
梯度分割法	×	×	×	√
中点分割法	√	√	√	√
基于单调性的区间紧缩	√	√	√	√
约束条件测试	√	√	√	√
基于梯度目标优化估计值更新	×	×	√	√

注:“√”表示有;“×”表示没有。

以第1组初始条件为例,对算法A、B、C、D多方面比较。算法A、B仅能用满足约束条件的决策变量区间对应的目标函数区间的上界去更新目标优化估计值。由于区间扩张的影响,为了增强对算法A、B求解的可行性,将降低相对距离精度,令相对距离精度 $\varepsilon = 1 m$,同时区间宽度精度 $\delta = 0.01$ 不变。

表4中算法B、C、D的区间数目最大值较算法A,在有限次的迭代次数来看,低一个数量级,充分说明了“分而治之”区间选择策略能够有效控制区间群队列L中决策变量区间数目的增长,降低运算存储,由运算存储的降低同时,从运算时间上来看,运算效率也提高了近3倍。算法C较算法B,说明在相对距离精度 $\varepsilon = 1 m$ 时,基于梯度的目标优化估计值更新在实例中使得运算效率提高近13%。算法A较算法B,说明基于梯度的分割法,包含局部最优解或可行解的决策变量区间和非包含的决策变量区间分离开来,在实例中算法B的基础上,使得效率又提高了接近12%。算法A较算法C,说明引入梯度优化算法之后,在实例中,运算效率提高近25%。

表5中算法B说明了使用“分而治之”策略的区间优化算法能够通过拉长迭代次数,在有限的内存资源内较快地更新目标优化估计值。而使用了基于梯度更新目标函数优化估计值的算法C、D则在第2次迭代中快速地更新了目标优化估计值,加快后续运算中不包含最优解区间变量的舍弃,提高了运算效率。

表4 迭代运算后子区间数目

Table 4 Number of subintervals after each iteration

迭代次数	区间群队列 L 中决策变量区间数目			
	算法 A	算法 B	算法 C	算法 D
1	138	138	88	88
2	188	188	84	126
3	444	444	128	166
4	929	732	147	318
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
14	14 261	1 223	389	1 838
15	21 437	1 485	501	1 668
16	15 723	1 262	685	1 509
17	3 435	1 001	885	1 646
18	0	932	940	1 583
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
71		561	585	244
72		494	421	133
73		606	366	6
74		661	317	0
⋮		⋮	⋮	⋮
102		980	211	
103		1 028	63	
104		728	0	
⋮		⋮	⋮	⋮
142		122		
143		83		
144		0		
区间数目最大值	21 437	1 782	1 662	2 208
运算时间/min	316	83	72	64

表5 运算迭代过程中目标优化估计值的更新

Table 5 Updating table of optimal estimated value during each iteration

迭代次数	$J_{min}/(m \cdot s^{-1})$		
	算法 B	算法 C	算法 D
1	100	100	100
2	100	12.424 959 7	12.424 959 7
⋮	⋮	⋮	⋮
16	66.036 284 9	12.424 959 7	12.424 959 7
⋮	⋮	⋮	⋮

5 结 论

为解决非固定时间的双脉冲交会优化问题,提出了GIOA。建立了燃料最省无约束优化模型,在使用GIOA的预处理中,为方便区间运算,将模型转化为了有约束的优化模型,决策变量为相对速度增量及脉冲施加时间相关变量,结果表明:

1) GIOA将梯度优化算法作为区间分割方式和目标优化估计值更新的重要手段,并对区间优化算法其他模块予以了改进,依然作为一种区间优化算法,继承了区间优化算法的全局性和收敛性。成功求解了非固定时间双脉冲交会问题不同精度下的全局优化解区间,并通过对比,全局性上明显优于遗传算法。

2) 梯度分割的区间优化算法中“分而治之”区间选择策略的使用,有效控制了决策变量区间数量的增长,降低算法运行的存储需求,由内存的降低而导致运算效率较算法A增长近3倍。

3) 由优化模型的约束条件和目标函数在局部连续可微而引入梯度优化算法,衍生的结合梯度优化算法区间分割方式和基于梯度的目标优化估计值更新,大幅提高了目标优化估计值的更新速率,在实例中分别提高了12%和13%的运算效率,整体提高了25%的运算效率。

参考文献 (References)

[1] 王华,唐国金.用遗传算法求解双脉冲最优交会问题[J].中国空间科学技术,2003,23(1):26-30.
WANG H, TANG G J. Solving optimal rendezvous using two impulses based on genetic algorithms[J]. Chinese Space Science and Technology, 2003, 23(1): 26-30 (in Chinese).

[2] 戴光明,李晖.DE算法在空间交会中的应用[J].上海航天,2007,24(3):46-49.
DAI G M, LI H. Study on application of differential evolution algorithm in space rendezvous[J]. Aerospace Shanghai, 2007, 24(3): 46-49 (in Chinese).

[3] 梁静静,解永春.基于粒子群算法优化双脉冲绕飞问题[J].空间控制技术与应用,2013,39(5):43-47.
LIANG J J, XIE Y C. Double-impulsive fly-around problem based on particle swarm optimization algorithm[J]. Aerospace Control and Application, 2013, 39(5): 43-47 (in Chinese).

[4] 姬晓琴,肖利红,陈文辉.基于T-H方程的多脉冲最优交会方法[J].北京航空航天大学学报,2014,40(7):905-909.
JI X Q, XIAO L H, CHEN W H. Optimal multi-impulse rendezvous based on T-H equations[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(7): 905-909 (in Chinese).

[5] 李晨光,肖业伦.多脉冲C-W交会的优化方法[J].宇航学报,2006,27(2):172-176.
LI C G, XIAO Y L. Optimization methods of multi-pulse C-W rendezvous[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(2): 172-176 (in Chinese).

[6] LUO Y Z, TANG G J, LEI Y J. Optimal multi-objective linearized impulsive rendezvous[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(2): 383-389.

[7] GAO X, LIANG B, QIU Y. A PSO algorithm of multiple impulses guidance and control for GEO space robot[C]//Proceedings of the 13th ICARCV Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 1560-1565.

[8] XU L M, LIU H, ZHANG T. Optimal transfer orbit design based on multi-pulse thrust[C]//Proceedings of the 32nd Chinese Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 5193-5197.

[9] 付磊,安效民,覃翌华,等.基于混合遗传算法的多脉冲最优变轨[J].航天控制,2013,31(3):15-19.
FU L, AN X M, QIN Z H, et al. The optimal multiple-impulse

- orbit transfer by using hybrid genetic algorithm [J]. *Aerospace Control*, 2013, 31(3):15-19 (in Chinese).
- [10] MOORE R E, KEARFOTT R B, CLOUD M J. Introduction to interval analysis [M]. 2nd ed. Philadelphia: Society for Industrial & Applied Mathematics, 2009:7-35.
- [11] JULIANA S, CHU Q P, MULDER J A. Reentry flight clearance using interval analysis [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(5):1295-1307.
- [12] DE WEERDT E, CHU Q P, MULDER J A. Global fuel optimization for constrained spacecraft formation rotations [C] // Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston: AIAA, 2009:1-21.
- [13] KAMPEN E V. Global optimization using interval analysis [D]. Delft: Technische Universiteit Delft, 2010:65-89.
- [14] 高东迎, 岳晓奎. 基于区间算法的航天器再入轨迹优化 [J]. *科学技术与工程*, 2012, 20(4):852-856.
- GAO D Y, YUE X K. Trajectory optimization for reentry vehicle via interval algorithm [J]. *Science Technology and Engineering*, 2012, 20(4):852-856 (in Chinese).
- [15] CHEN T, KAMPEN E V, YU H, et al. Optimization of time-open constrained Lambert rendezvous using interval analysis [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, 36(1):175-184.
- [16] CASADO L G, GARCIA I, CSENDES T. A new multisection technique in interval methods for global optimization [J]. *Computing*, 2000, 65(3):263-269.
- [17] NATARAY P S V, KOTECHEA K. An algorithm for global optimization using the Taylor-Bernstein form as inclusion function [J]. *Journal of Global Optimization*, 2002, 24(4):417-436.
- [18] 陈诚. 基于区间数学的并行全局寻优算法的研究与系统实现 [D]. 上海: 上海大学, 2014:25-36.
- CHEN C. Research and system implementation of parallel global optimal algorithm based on interval mathematics [D]. Shanghai: Shanghai University, 2014:25-36 (in Chinese).
- [19] RATSCHKE H, ROKNE J. New computer methods for global optimization [M]. Chichester: Ellis Horwood Ltd., 1988:85-89.
- [20] KAMPEN E V, CHU Q P, MULDER J A, et al. Nonlinear aircraft trim using interval analysis [C] // Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2007, 4:4073-4087.

作者简介:

刘琦 男, 硕士研究生。主要研究方向: 航天器动力学与控制。
E-mail: liuqi-2@163.com

朱宏玉 男, 博士, 讲师, 硕士生导师。主要研究方向: 航天器动力学与控制。

Tel.: 010-82339753

E-mail: 09190@buaa.edu.cn

Optimization of double-impulse rendezvous using gradient-splitting interval optimization algorithm

LIU Qi, ZHU Hongyu*

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The optimal problem of time-open double-impulse rendezvous was studied and the gradient-splitting interval optimization algorithm (GIOA) was introduced. Considering the characteristics of the problem, GIOA utilized the interval selection strategy which selected a finite number of subintervals to compute, the interval splitting strategy based on the result of the gradient optimization algorithm, the interval contraction strategy based on monotonicity, the test of constraints and the updating strategy of target estimated value based on gradient, etc. As the gradient-algorithm was only used for the interval splitting strategy and the updating strategy of target estimated value, it had no negative effect on GIOA's inheriting of the global characteristic and convergence of the interval optimization algorithm. Simultaneously it accelerated the appearance of an interval containing the optimal value with small width and the updating rate of target estimated value. Thereby the operation efficiency was improved. By the interval selection strategy, the increase of subinterval numbers has been controlled, and the storage costs have been reduced. In the simulation, GIOA solves the optimal problem of time-open double-impulse rendezvous successfully, and shows the advantages of the algorithm.

Key words: impulse rendezvous; interval optimization; gradient optimization; interval splitting; global optimization

Received: 2015-05-20; Accepted: 2015-07-31; Published online: 2015-09-01 10:56

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150901.1056.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11272028)

* Corresponding author. Tel.: 010-82339753 E-mail: 09190@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0323

正丁醇/煤油混合物非预混燃烧压力振荡特性

徐赛, 许全宏, 林宇震*, 霍伟业, 秦皓

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)



摘 要: 为探索生物混合燃料在燃气轮机燃烧室内的应用, 将丁醇掺混入航空煤油中, 根据燃烧室的实验结果构建湍波对流模型, 定量分析其不同体积分数对燃烧室内压力振荡频率的影响。实验结果表明: 在燃烧室进口压力 1.98 MPa、温度 600 K 和油气比 0.03 下, 随着丁醇所占体积分数增大, 燃烧室内压力振荡频率逐渐下降, 而幅值变化无明显规律。湍波对流模型结果与实验吻合较好, 通过分析表明, 不同燃料组分热值变化引起的对流时间改变, 是燃烧室压力振荡频率变化的主要原因, 为控制燃烧室内压力振荡提供了参考。

关键词: 压力振荡; 燃料组分; 湍波; 非预混燃烧; 对流时间

中图分类号: V231.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)05-1079-06

随着航空业的发展, 燃料多样化及安全问题成为国内外学者关注的焦点。受传统石油燃料产量和成分(污染物)的限制, 使得发展新型液体燃料成为一个必然趋势。同时, 对于燃烧室来说, 燃烧不稳定问题是限制其发展的主要因素。

生物混合燃料作为新型燃料之一受到了广泛的关注。与甲醇、乙醇等醇类燃料相比, 丁醇除具有醇类燃料易于汽化、可再生等优点外, 还具有亲油性好、能很好地与煤油混合的优点。Rakopoulos^[1]、Oguzhan^[2]、Weiskirch^[3]、Yao^[4]和 Karabektas^[5]等指出柴油掺混丁醇能够保证较高的性能, 并能显著降低碳烟排放。不仅如此, 近些年来, 许多学者对生物混合燃料与不稳定之间的关系产生了极大兴趣。Lieuwen^[6]和 Kido^[7]等发现燃料组分对预混燃烧室内火焰速度及延迟时间的影响很大, 并呈现出非线性的变化规律。Liuwen^[6]和 Figura^[8]等通过研究预混火焰结构, 发现不同燃料组分会改变燃油分子从喷嘴出口运动至火焰释热中心位置所用的对流时间, 导致不稳定热释放与声波之间的相位差发生变化, 从而增强或减

弱燃烧不稳定性。Figura 等^[8]则通过实验观测到不同燃料组分会产生不同的动态压力响应。

而对非预混燃烧室来说, 油气比脉动、燃油雾化、蒸发、掺混脉动以及燃烧区的释热脉动等都会激发燃烧不稳定。其中, 局部高温区即热点是非定常释热的机制之一, 该过程引发的燃烧室压力脉动被称为湍波。近年来, 湍波引起的不稳定性问题是燃烧领域关注的热点。Mordaunt 等^[9-10]指出非预混燃烧室内存在的温度脉动(热点, 湍波), 经燃烧室壁面反射后形成的压力波, 对不稳定性影响很大。Zhu 等^[11]通过进行流体力学(CFD)模拟计算, 假设燃油分子从喷嘴出口运动至火焰释热中心的过程中, 由于湍波影响而产生的对流时间变化是影响不稳定的主要因素。尽管 Sattelmayer^[12-13]和 Polifke^[13]认为, 受燃烧室内空气动力学的影响, 会极大地降低湍波对燃烧过程产生的效应。但 Zhu 等^[11]发现在低频率振荡条件下, 湍波损失很小, 而对燃烧不稳定性的影响不可忽略。

上述研究表明, 对于非预混燃烧, 尤其是低频振荡燃烧下, 湍波是影响不稳定的主要因素, 而燃

收稿日期: 2015-05-20; 录用日期: 2015-07-17; 网络出版时间: 2015-08-31 15:12

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150831.1512.001.html

* 通讯作者: Tel.: 010-82316518 E-mail: linyuzhen@buaa.edu.cn

引用格式: 徐赛, 许全宏, 林宇震, 等. 正丁醇/煤油混合物非预混燃烧压力振荡特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 1079-1084. XU S, XU Q H, LIN Y Z, et al. Pressure oscillation characteristics of n-butanol/kerosene mixture in non-premixed combustor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 1079-1084 (in Chinese).

料组分对不稳定性的影响大多都是针对预混燃烧进行研究。因此,随着对生物混合燃料的广泛关注,本文针对生物混合燃料组分对非预混燃烧不稳定的影响进行实验,分析不同燃料组分对压力振荡频率的影响及其可能的原因。

1 实验系统

本文实验用的燃气轮机燃烧室模型的火焰筒见图1,其横截面为矩形,总长 L 为230 mm,高度 H 约为84.5 mm。空气通过旋流器、主燃孔、掺混孔和冷却孔进入火焰筒,旋流器有效面积占总有效面积的17.3%。燃烧室采用气动雾化方式,包括压力旋流喷嘴、双旋向旋流器和文氏管。

在相同进口条件下,通过实验测量获得不同体积分数丁醇下的燃烧室压力振荡情况。表1给出了燃烧室工况,其中火焰筒进口压力 P_{in} 、测试段进口温度 T_{in} 、总油气比 ϕ_a 和总质量流量 m_2 ,各测量参数的位置如图2所示。

对于航空燃气轮机燃烧室来说,其压力振荡频率一般在10~1500 Hz的范围内^[14],而该频率段的声波可以从火焰筒内传播至火焰筒上游区域,因此将燃烧室的动态压力测试点设置在燃烧室头部上游截面处,如图2中的“×”处,该测试点对压力振荡的频率测量没有影响。动态压力传

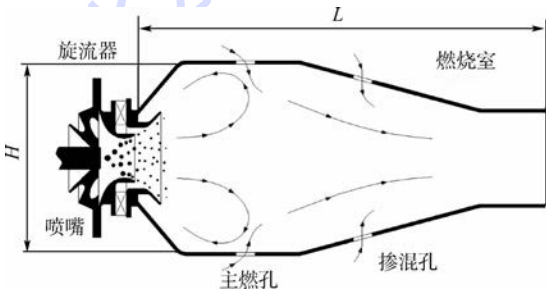


图1 火焰筒简图

Fig.1 Schematic of flame tube

表1 测试工况

Table 1 Testing conditions

参数	P_{in}/MPa	T_{in}/K	ϕ_a	$m_2/(\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$
数值	1.98	600	0.027	1.62

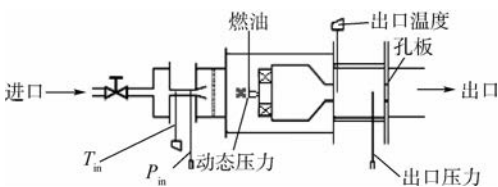


图2 实验系统测点位置

Fig.2 Testing position of experimental system

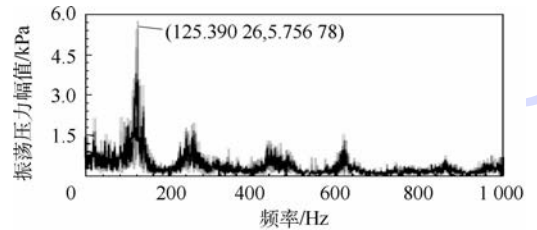
感器采集频率为8192 Hz,样本时长为3 s,频率分辨率为0.3 Hz。

本文的研究目的在于分析不同燃料体积分数对燃烧室压力振荡频率及幅值产生的影响,因此,实验过程中火焰筒进口压力、测试段进口温度、质量流量、总油气比等参数不变,仅改变煤油与丁醇掺混比例,即燃料体积分数。

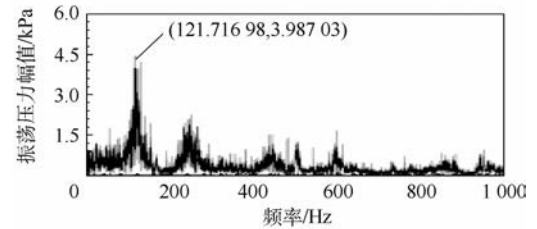
2 实验结果

本文通过对实验测量的压力振荡信号做快速傅里叶变换(FFT),获得了来流工况下压力振荡频率与幅值。图3为压力振荡频谱图。

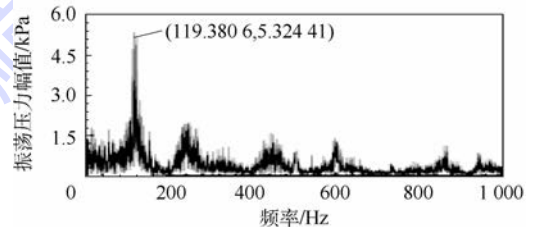
图3(a)~图3(d)为实验中获得的压力振荡频谱图,其为航空煤油分别按体积分数0%、10%、30%和50%掺混丁醇。从图3中可以看出,4幅分图的波形差异较小,出现压力振荡时其频率较低,幅值较高,即当出现燃烧不稳定时,燃烧室出现低频高幅的压力脉动。



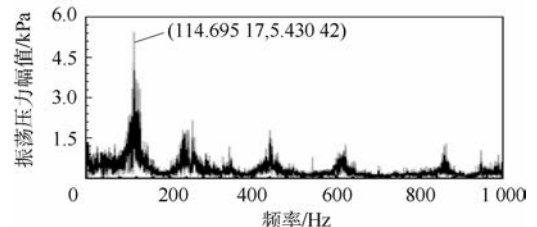
(a) 丁醇体积分数0%



(b) 丁醇体积分数10%



(c) 丁醇体积分数30%



(d) 丁醇体积分数50%

图3 压力振荡频谱图

Fig.3 Pressure oscillation spectra

将图3中4种压力振荡频率单独取出,如图4所示,从图中可以看出,随着燃料中丁醇所占体积分数由0%增加到50%时,压力振荡频率近似呈现线性下降趋势,由126 Hz降低到114 Hz。将图3中的压力振荡幅值与平均压力作比得到图5,可以发现振荡压力幅值变化较平缓,基本不变。

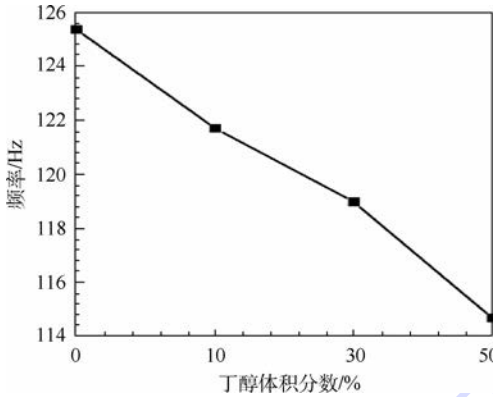


图4 不同燃料组分下压力振荡频率

Fig.4 Pressure oscillation frequency as a function of different fuel components

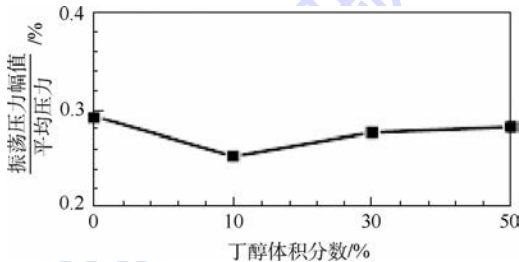


图5 不同燃料组分下振荡压力与平均压力之比

Fig.5 Ratio of pressure oscillation to mean pressure as a function of different fuel components

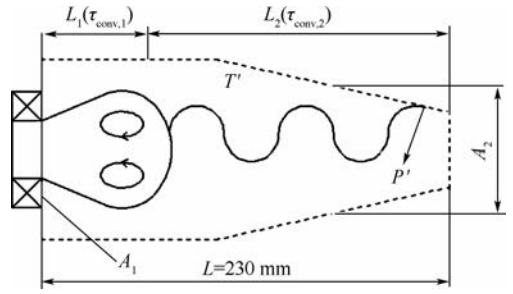
3 分析

3.1 构建模型

3.1.1 模型原理

Zhu 等^[11]发现燃烧室内存在的压力脉动会改变进口质量流量,在实际条件下,燃油雾化效果即液滴直径大小直接取决于燃油流量,而液滴蒸发时间又由液滴直径决定,因此,受液滴蒸发时间的影响,燃烧位置及燃烧速率会不断变化,从而产生局部高温区即热点,产生的热点在火焰筒内继续向下游传播会引起不均匀温度脉动即熵波,其作为产生压力振荡的一种因素已经被广泛接受,热点在向下游传播时,由于火焰筒内的流通面积逐渐变小,会使热点密度发生变化,并在燃烧室出口处产生极大的压力脉动,压力脉动反过来又会使流动和混合过程产生扰动,这些扰动会导致释

热率的波动,进而产生燃烧室的压力振荡。图6为工作原理示意图。



A_1 —旋流器出口截面积; A_2 —火焰筒流动截面积;

T' —温度脉动; P' —压力脉动; $\tau_{conv,1}$ —燃油分子的蒸发时间;

$\tau_{conv,2}$ —熵波从火焰释热中心运动至燃烧室出口产生的

系统延迟时间; L_1 —喷嘴出口至火焰释热中心的距离;

L_2 —火焰释热中心至燃烧室出口的距离。

图6 工作原理示意图

Fig.6 Schematic of working principle

3.1.2 模型构建依据

Eckstein 等^[15]指出,受熵波影响产生压力脉动时,其传播时间恰好为其一个振荡周期。在计算时,Eckstein 等^[15]将传播时间分为2个部分,一部分为液滴从喷嘴运动至火焰释热中心所用时间,另一部分为熵波由火焰释热中心运动至燃烧室出口所需时间。

因此,本文根据扩散火焰特性,构建熵波对流模型,将传播时间 τ 分为 $\tau_{conv,1}$ 和 $\tau_{conv,2}$ 2个部分,建立频率与传播时间之间的对应关系。模型表达式为

$$\tau = \tau_{conv,1} + \tau_{conv,2} \quad (1)$$

3.2 计算过程

由于实验过程中,火焰筒进口压力、进口温度等均不变,仅燃料体积分数变化,因此频率改变是由不同燃料组分热值变化引起的。表2分别给出了航空煤油及丁醇的物性参数^[16]。

表2 燃料物性参数^[16]

Table 2 Fuel physical property parameter^[16]

燃料	分子式	密度@ 20℃/ ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	低位热值/ ($\text{MJ} \cdot \text{kg}^{-1}$)	沸点/℃
航空煤油	$\text{C}_{10.1}\text{H}_{20.4}$	800	43.5	500
正丁醇	$\text{C}_4\text{H}_{10}\text{O}$	808	33.2	390

由表2可以看出,航空煤油及丁醇在密度及沸点处的差别不大,而低位热值相差约9 MJ/kg。振荡压力频率为^[3]

$$f = 1/\tau \quad (2)$$

对于扩散火焰来说, $\tau_{conv,1}$ 为燃油液滴的蒸发寿命,由直径平方定律求出:

$$d_0^2 = K_e \cdot \tau_{conv,1} \quad (3)$$

式中： d_0 为完成雾化后燃料液滴的 Sauter 直径 (SMD)，采用激光粒度测试仪测量，利用光的散射法来测量粒子尺寸分布，在固定的波长下，通过测量散射光在某个小角度范围内的空间角度分布来获得粒度分布；蒸发常数 K_e 为

$$K_e = \frac{8\lambda}{\rho_0 C_p} \ln(1 + B) \quad (4)$$

式中： ρ_0 为燃料密度； λ 为导热系数； C_p 为定压比热容； B 为 Spalding 数，即输运数：

$$B = \frac{C_p (T_\infty - T_0)}{q_e} \quad (5)$$

式中： q_e 为燃料汽化潜热； T_∞ 为环境温度； $T_0 = 600 \text{ K}$ 为液滴初始温度。计算 C_p 及 λ 时，参考 Law 和 Williams^[17] 针对燃烧液滴提出的简化公式：定义参考温度 T' 为液滴沸腾温度 T_b 与 T_∞ 的平均值，即： $T' = (T_b + T_\infty)/2$ ， C_p 为与燃料参考温度有关的参数，即 $C_p = C_{p,f}(T')$ ， λ 为燃料导热系数 $\lambda_f(T')$ 与空气导热系数 $\lambda_\infty(T')$ 的加权平均值： $\lambda = 0.4\lambda_f(T') + 0.6\lambda_\infty(T')$ 。

对于扩散火焰来说，液滴边蒸发边燃烧^[16]。因此 T_∞ 与燃烧温度 T_{ad} 相同，即 $T_\infty = T_{ad}$ 。通过 Chemkin 软件计算，表 1 工况下航空煤油和丁醇的燃烧温度 T_{ad} 分别为 2400.68 K 和 2155.22 K 。燃料与空气的物性参数均由文献[16]获得。表 3 给出了航空煤油和丁醇的 T' 、SMD 和 K_e 。

表 3 航空煤油和丁醇的基本参数

Table 3 Basic parameters of aviation kerosene and butanol

燃料	SMD/ μm	$K_e/(\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1})$	T'/K
航空煤油	25	1.14×10^6	1450
正丁醇	30	1.85×10^{-6}	1272

$\tau_{\text{conv},2}$ 计算式为

$$\tau_{\text{conv},2} = L_2/u \quad (6)$$

式中： $L = L_1 + L_2$ ， $L_1 = u_x \cdot \tau_{\text{conv},1}$ ， $u_x = u_1 \cdot \cos(\theta/2)$ 为喷嘴出口轴向速度， u_1 为喷嘴出口速度， θ 为喷雾张角 (如图 7 所示)。

速度的计算方法为

$$m_i = \rho_i u_i A_i \quad i = 1, 2 \quad (7)$$

式中： m_1 为参与燃烧的质量流量； ρ_1 为高温燃气密度； ρ_2 为掺混冷却空气后的燃气密度； u_2 为掺混冷却空气后燃气平均速度。

计算 u_1 时，相应参数分别为： m_1 、 ρ_1 及 A_1 (如图 6 所示)。计算 u_2 时，对应参数分别为： m_2 、 ρ_2 及 A_2 (如图 6 所示)。计算密度时，由于混合燃气中燃油含量很小，因此，近似取同温同压下的空气密度 ρ 替代燃气密度：

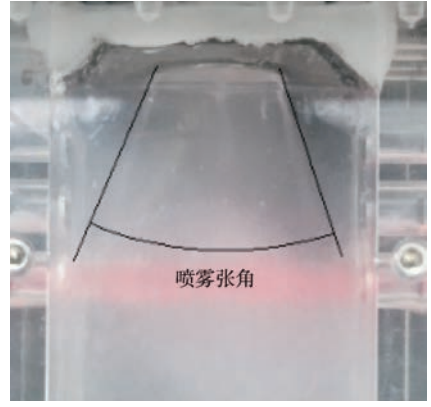


图 7 喷雾张角

Fig. 7 Spray angle

$$P = \rho R_g T \quad (8)$$

式中： P 为燃烧室内压强； R_g 为气体常数； T 为对应压力下的气体温度。表 4 中给出喷嘴压降 ΔP 、 A_1 、 A_2 以及实验测得的喷雾张角 θ 。

表 4 燃烧室的基本参数

Table 4 Basic parameters of combustor

参数	$\Delta P/\%$	A_1/mm^2	A_2/mm^2	$\theta/(\circ)$
数值	3	200	105×105	47.5

式(9)给出了 T_2 的计算方法。

$$m_a C_{p,a} T_{in} + m_f C_{p,f} T_0 = m_2 C_{p,g} T_2 \quad (9)$$

式中： m_a 和 m_f 分别为空气和燃料的质量流量； $C_{p,a}$ 、 $C_{p,f}$ 和 $C_{p,g}$ 分别为对应温度下的空气、燃料及燃气的定压热容。丁醇及高温燃气的 C_p 根据文献[18]获得，煤油的 C_p 由文献[19]获得。根据迭代法算得航空煤油与丁醇的出口温度。根据式(6)~式(9)，得到结果如表 5 所示。

表 5 式(6)~式(9)的计算结果

Table 5 Calculation results of Eq. (6)-Eq. (9)

燃料	$u/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	L_2/mm	T_2/K
航空煤油	25.26	167	1150
正丁醇	20.87	174	950

嫡波对流模型的表达式为

$$\tau_{\text{conv}} = (1 - b\%) \tau_{\text{conv},k} + b\% \tau_{\text{conv},b} \quad (10)$$

式中： $b\%$ 为丁醇所占体积分数； $\tau_{\text{conv},k}$ 、 $\tau_{\text{conv},b}$ 分别为航空煤油的对流时间和丁醇对流延迟时间。表 6 为不同掺混比例下的对流时间。

表 6 b 不同时时间与频率的计算结果

Table 6 Calculation results of time and frequency with different b

$b/\%$	$\tau_{\text{conv},1}/\text{ms}$	$\tau_{\text{conv},2}/\text{ms}$	τ/ms	$1/f/\text{ms}$	$1/f - \tau/\%$
0	0.550	6.660	7.150	7.937	9.91
10	0.544	6.778	7.322	8.197	10.68
30	0.531	7.134	7.665	8.403	8.78
50	0.488	7.490	8.009	8.772	8.70

从表6中可以看出,随着燃料中丁醇含量增多, $\tau_{conv,1}$ 逐渐减小, $\tau_{conv,2}$ 增加,整体时间呈增加趋势,因此第2段对流时间对频率的影响更为显著。由式(6)~式(9)可以看出, $\tau_{conv,2}$ 主要受出口温度 T_2 的影响,在冷却空气掺混过程中,由于掺混用的冷却空气温度及流量不变,因此 T_{ad} 是影响 T_2 的唯一因素。从表2中可以看出,2种燃料最大的区别体现在热值上,而 T_{ad} 主要受热值影响,因此燃料热值是影响频率的主要原因。据此可以得出结论:由于航空煤油中掺入丁醇后,使燃料热值发生改变,因此引起了振荡压力频率变化。

3.3 误差分析

本文实验经过多次测量,喷雾张角 θ 存在 $\pm 2.5^\circ$ 的误差,表7给出了由误差引起的 $\tau_{conv,2}$ 的变化范围。

表7 b 不同时 θ 误差引起的 $\tau_{conv,2}$ 及其变化范围的计算结果

Table 7 Calculation results of $\tau_{conv,2}$ and its variation range caused by error of θ with different b

$\theta/^\circ$	$b/\%$	$\tau_{conv,2}/\text{ms}$	误差引起的 $\tau_{conv,2}$ 的变化范围/ms
45~50	0	6.576~6.624	-0.084~0.036
45~50	10	6.754~6.803	-0.024~0.025
45~50	30	7.110~7.159	-0.024~0.025
45~50	50	7.466~7.515	-0.024~0.025

从表6可以看出,计算得出的结果与实验结果的平均误差为10%左右。这是由于燃烧室中流场分布十分复杂,熵波在传播过程中会受到其他流动的影响,产生一段对流时间。当受到回流区的影响时,熵波先向上游区域传播,经过一段时间后再向下游对流,而在上述分析过程并没有考虑到这段时间,因此存在一定的误差。

4 结论

本文通过构建熵波对流模型,分析不同体积分数丁醇与航空煤油混合燃烧时振荡压力频率和幅值的变化趋势。

1) 当压力1.98 MPa、温度600 K、油气比0.03不变时,随着燃料中丁醇含量增多,幅值无明显变化规律,而振荡压力频率近似呈线性下降。

2) $\tau_{conv,1}$ 随着丁醇体积分数增加而逐渐减小, $\tau_{conv,2}$ 随其增加而增加,总时间增加,因此 $\tau_{conv,2}$ 的影响更为重要。

3) 模型计算结果与实验结果符合较好。

4) 燃料热值变化是引起振荡频率变化的主要原因。

本文的研究工作为生物质丁醇燃料在燃气轮

机中的应用奠定了基础,为控制燃烧室内压力振荡提供了参考。

参考文献 (References)

- [1] RAKOPOULOS D C, RAKOULOS C C, GIAKOURIS E G, et al. Effect of butanol-diesel fuel blends on performance and emissions of a high-speed DI diesel engine[J]. Energy Conversion and Management, 2010, 51(10): 1989-1997.
- [2] OGUZHAN D. The influence of N-butanol/diesel fuel blends utilization on a small diesel engine performance and emissions [J]. Fuel, 2011, 90(11): 2467-2472.
- [3] WEISKIRCH C, KAACK M, BLEI I, et al. Alternative fuels for alternative and conventional diesel combustion systems [J]. SAE Technical Paper, 2008, 20(8): 2491-2507.
- [4] YAO M F, WANG H, ZHENG Z Q, et al. Experimental study of N-butanol additive and multi-injection on HD diesel engine performance and emissions [J]. Fuel, 2010, 89(9): 2191-2201.
- [5] KARABEKTAS M, HOSOZ M. Performance and emission characteristics of a diesel engine using isobutanol-diesel fuel blends [J]. Renewable Energy, 2009, 34(6): 1554-1559.
- [6] LIEUWEN T, MCDONELL V, PETERSEN E, et al. Fuel flexibility influences on premixed combustor blowout, flashback, auto-ignition, and stability: GT-2006-90770 [R]. Reston: ASME, 2006: 2-6.
- [7] KIDO H, NAKAHARA M, NAKASHIMA K, et al. Influence of local flame displacement velocity on turbulent burning velocity [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2002, 29(2): 1855-1861.
- [8] FIGURA L, LEE J G, QUAY B D, et al. The effects of fuel composition on flame structure and combustion dynamics in a lean premixed combustor [J]. Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130(1): 011506-01-011506-10.
- [9] MORDAUNT C. Dual-fuel issues related to performance, emissions and combustion instability in lean premixed gas turbine systems [D]. University Park, PA: The Pennsylvania State University, 2005: 10-40.
- [10] MORDAUNT C, BROSSARD C, LEE S Y, et al. Combustion instability studies in a high-pressure lean-premixed model combustor under liquid fuel operation [C] // Proceedings of the Joint Power Generation Conference, 2001. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2001, 2: 159-170.
- [11] ZHU M, DOWLING A P, BRAY K N C. Self-excited oscillations in combustors with spray atomizers [J]. Engineering for Gas Turbines and Power, 2000, 123(4): 779-786.
- [12] SATTELMAYER T. Influence of the combustor aerodynamics on combustion instabilities from equivalence ratio fluctuations [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2003, 125(1): 11-19.
- [13] SATTELMAYER T, POLIFKE W. Assessment of methods for the computation of the linear stability of combustors [J]. Combustion Science and Technology, 2003, 175(3): 477-497.
- [14] LIEUWEN T C, YANG V. Progress in astronautics and aeronautics [M]. Reston: AIAA Inc., 2010: 296-301.
- [15] ECKSTEIN J, FREITAG E, HIRSCH C, et al. Experimental

study on the role of entropy waves in low-frequency oscillations for a diffusion burner [C] // Proceedings of Combustion and Fuels. Vienna: ASME Press, 2004: 743-751.

[16] 黄勇, 林宇震, 樊未军, 等. 燃烧与燃烧室 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2008: 60-170.

HUANG Y, LIN Y Z, FAN W J, et al. Combustion and combustor [M]. Beijing: Beihang University Press, 2008: 60-170 (in Chinese).

[17] LAW C K, WILLIAMS F A. Kinetics and convection in the combustion of alkane droplets [J]. Combustion & Flame, 1972, 19(2): 393-405.

[18] SARATHY S M, VRANCKX S, YASUNAGA K, et al. A comprehensive chemical kinetic combustion model for the four butanol isomers [J]. Combustion & Flame, 2012, 159 (6):

2028-2055.

[19] NAIK C V, PUDUPPAKKAM K V, MODAK A, et al. Detailed chemical kinetic mechanism for surrogates of alternative jet fuels [J]. Combustion & Flame, 2011, 158(3): 434-445.

作者简介:

徐赛 女, 硕士研究生。主要研究方向: 燃烧不稳定方向。

Tel.: 18601975742

E-mail: 670345945@qq.com

林宇震 男, 博士, 教授。主要研究方向: 航空发动机燃烧室前沿理论及技术研究。

Tel.: 010-82316518

E-mail: linyuzhen@buaa.edu.cn

Pressure oscillation characteristics of n-butanol/kerosene mixture in non-premixed combustor

XU Sai, XU Quanhong, LIN Yuzhen*, HUO Weiye, QIN Hao

(School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To further develop the application of the biomass fuel in gas turbine combustor, the wave convection model was conducted based on the experimental results to quantitatively analyze the influence of n-butanol/kerosene mixing ratios on the pressure oscillation frequencies in a non-premixed combustor. The experimental results show that the pressure oscillation frequencies decrease with the increasing volume proportion of butanol under the experimental condition of combustor inlet pressure 1.98 MPa, inlet temperature of 600 K and fuel/air ratio of 0.03. However, the amplitudes have no significant changes with the increase of volume proportion of butanol. The results of wave convection model are in good agreement with the experiment data. The calculation results show that the variation of convective time caused by the variation of heat value of different fuel components is the main cause of the variation of pressure oscillation frequencies. It provides reference for the control of pressure oscillation in a non-premixed combustor.

Key words: pressure oscillation; fuel components; entropy waves; non-premixed combustion; convective time

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuua@buaa.edu.cn

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0573

基于遗传编程的航天器有限推力逼近轨迹规划



卫晓娜¹, 董云峰^{1,*}, 郝朝²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 中国飞行试验研究院 测试所, 西安 710089)

摘 要: 通过引入基函数的概念, 提出了采用遗传编程求解有限推力航天器逼近非合作目标最终逼近段轨迹规划问题的方法。该方法将推力器开关状态定义为基函数, 以多个基函数分别乘以开关状态持续时间再求和作为推力器开关的历程函数; 将历程函数转换为遗传编程的树型结构, 将消耗燃料的质量作为适应度函数, 并将规避障碍物和终端逼近精度等约束条件以罚函数的形式添加到适应度函数中; 利用遗传编程的模拟自然进化理论的全局寻优机制求解, 最终得到最优逼近轨迹方案。某航天器在有限推力下逼近非合作目标的轨迹规划结果表明: 整个逼近过程推力器仅开关 5 次, 大大降低了对开关频率的要求, 同时, 规划结果比采用高斯伪谱法时逼近时间降低了 30.09%, 燃料消耗降低了 4.18%。

关键词: 轨迹规划; 有限推力; 非合作目标; 遗传编程; 航天器

中图分类号: V412.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)05-1085-08

有限推力航天器逼近非合作目标最终逼近段轨迹规划是空间在轨操作, 如美国的轨道快车^[1]、日本的 ETS-VII^[2] 和欧洲的 TECSAS^[3] 等的关键技术之一^[4-5]。非合作目标航天器的轨道参数不能通过信息交换获取, 只能依靠追踪航天器的测量设备测得的相对运动状态参数进行轨迹规划^[5], 因此需要使用以相对距离为自由度的轨道动力学模型^[6]。逼近时需考虑避障问题, 增加了问题的难度^[7]。目前, 常用的实现非合作目标逼近的方法是先进行轨迹规划, 再设计控制律跟踪已规划的轨迹, 其中, 轨迹规划是关键的一步^[8]。

非合作目标逼近轨迹规划问题的求解方法主要分为间接法和直接法^[9-10]。间接法对共轭变量的初值高度敏感且难以估计, 很难收敛, 如果存在路径约束, 推导过程过于复杂^[11]。相对于间接法, 直接法在收敛的鲁棒性和解决实际问题的适应性上具有优势^[11]。高斯伪谱法是直接法的一种, 它将状态量和控制量在一系列 Legendre-Gauss

(LG)点上进行离散, 将最优控制问题转化为非线性规划问题, 然后采用常规的非线性规划算法求得近似解。该方法具有较高的求解精度和收敛速度, 在处理含初始和终端约束的问题上具有优势^[8,12-13]。邵龙飞等^[12]采用高斯伪谱法研究了电磁航天器运动规划方法。Boyarko 等^[8]采用高斯伪谱法研究了非合作目标的轨迹规划, 考虑了避免追踪航天器与非合作目标碰撞及有限推力限制。本文作者课题组的段传辉和董云峰^[13]采用高斯伪谱法求解了有限推力小伴星的最优释放轨迹。

然而, 轨迹规划实际上是对逼近过程中推力器开关状态的规划。高斯伪谱法的规划结果是随时间连续变化的推力, 必须通过脉冲调制技术^[13]才能转化为推力器的开关状态。为了使推力器输出的推力与规划结果中连续变化的推力冲量等价, 并且保证较高的精度, 要求推力器有很高的开关频率。最终逼近段距离短、控制频繁, 对开关频率的要求更高, 但实际工程中推力器开关频率存

收稿日期: 2015-09-06; 录用日期: 2015-11-20; 网络出版时间: 2015-12-04 15:55

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151204.1555.001.html

基金项目: 国防“973”计划(613237)

* 通讯作者: Tel.: 010-82338880 E-mail: sinosat@buaa.edu.cn

引用格式: 卫晓娜, 董云峰, 郝朝. 基于遗传编程的航天器有限推力逼近轨迹规划[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(5): 1085-1092. WEI X N, DONG Y F, HAO Z. Finite thrust spacecraft approaching trajectory planning based on genetic programming [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(5): 1085-1092 (in Chinese).

在限制。另外,高斯伪谱法等直接法寻优结果的最优性得不到保证^[11]。

如果直接优化推力器开关状态,则可以降低对推力器开关频率的要求。推力器的开关状态是时间轴上离散点,遗传编程善于求解离散变量的优化问题^[14]。遗传编程利用遗传算法的进化原理自动进化出表达式,不仅可以优化参数,还可以优化表达式的结构,实现表达式进化,是对遗传算法的一次突破性发展^[15],其已经在机器学习^[16]、模式识别^[17]和控制律设计^[18]等多个领域取得成功。同时,遗传编程是一种全局最优智能搜索技术^[19-20],可以解决高斯伪谱法等直接法不能保证寻优结果最优性的问题。

本文提出了一种使用遗传编程直接优化推力器开关状态的有限推力航天器逼近非合作目标最终逼近段的轨迹规划方法。通过引入基函数,把推力器开关状态转化为待优化表达式,以燃料最

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2\dot{\theta}z + \ddot{\theta}z + \dot{\theta}^2x - \frac{\mu}{[(r_c - z)^2 + x^2 + y^2]^{3/2}} \\ - \frac{\mu}{[(r_c - z)^2 + x^2 + y^2]^{3/2}} \\ \ddot{\theta}x - 2\dot{\theta}\dot{x} + \dot{\theta}^2x - \frac{\mu(r_c - z)}{[(r_c - z)^2 + x^2 + y^2]^{3/2}} - \frac{\mu}{r_c^2} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: $\dot{\theta} = \sqrt{\mu(1 + e\cos\theta)}/r_c^3$ 为追踪航天器轨道角速度, e 为偏心率, θ 为真近点角; $\ddot{\theta} = -2\dot{r}_c\dot{\theta}/r_c$ 为追踪航天器轨道角加速度。

式(2)中非零的加速度 $[u_x \ u_y \ u_z]^T$ 表示存在轨道机动。航天器轨道机动的推力通常由推力器提供,3个轴的加速度与三轴推力器的开关状态的关系为

$$\begin{bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_x v & m_y v & m_z v \\ M & M & M \end{bmatrix} \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: M 为追踪航天器质量; m_x, m_y 和 m_z 为三轴推力器燃气质量流速; v 为推力器燃气排气速度; T_x, T_y 和 T_z 为三轴推力器的开关状态,有正向开关和负向开3种,对应的取值为 $\{1, 0, -1\}$ 。

综合式(2)和式(3),可得到由三轴推力器开关状态作为控制量的追踪航天器在有限推力下逼近非合作目标的轨道动力学模型。

逼近过程中,要求追踪航天器质心 (x_c, y_c, z_c) 与障碍物质心 (x_b, y_b, z_b) 的距离大于追踪航天器和障碍物的包络半径之和,定义距离与包络半径之和的差值 ξ_1 如下:

$$\xi_1 = \sqrt{(x_c - x_b)^2 + (y_c - y_b)^2 + (z_c - z_b)^2} - (R_c + R_b) \quad (4)$$

省为目标,并把约束条件以罚函数形式增加到目标函数转化成的适应度函数中,建立了直接优化开关状态表达式的轨迹规划模型,再采用遗传编程算法进行轨迹规划设计。

1 逼近轨迹规划的数学模型

有限推力航天器逼近非合作目标时,在最终逼近段,追踪航天器和目标航天器相对运动方程的矢量表示为^[6]

$$\frac{d^2 \Delta \mathbf{r}}{dt^2} = \frac{d^2 \mathbf{r}_T}{dt^2} - \frac{d^2 \mathbf{r}_C}{dt^2} = -\frac{\mu}{r_T^3} \mathbf{r}_T + \frac{\mu}{r_C^3} \mathbf{r}_C - \mathbf{u} \quad (1)$$

式中: $\Delta \mathbf{r}$ 为相对位置矢量; \mathbf{r}_C 为追踪航天器到地球中心的矢量; \mathbf{r}_T 为目标航天器到地球中心的矢量; μ 为地球引力常数; \mathbf{u} 为追踪航天器通过有限推力产生的加速度。

将式(1)在追踪航天器的轨道坐标系中展开,得到完整的相对运动动力学方程:

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: R_C 为追踪航天器的包络半径; R_B 为障碍物的包络半径。

若追踪航天器的尺寸为 $[a, b, c]$, 则追踪航天器的包络半径 R_C 为

$$R_C = \sqrt{a^2 + b^2 + c^2} \quad (5)$$

R_B 有类似的定义。

同时,在逼近非合作目标过程中,追踪航天器质心 (x_c, y_c, z_c) 与目标航天器质心 (x_t, y_t, z_t) 的距离大于追踪航天器包络半径 R_C 和目标航天器包络半径 R_T 之和,定义距离与包络半径之和的差值为 ξ_2 。

假设追踪航天器逼近非合作目标后悬停时两者间的相对距离为 L , 则终端位置约束为

$$\begin{cases} \eta = \left| \sqrt{(x_c - x_t)^2 + (y_c - y_t)^2 + (z_c - z_t)^2} - L \right| \\ \eta < \eta' \end{cases} \quad (6)$$

式中: η' 为位置约束容差; η 为位置误差。

考虑到逼近后会进行一定时间的悬停,终端速度约束为

$$\begin{cases} \zeta = \left| \sqrt{(\dot{x}_c - \dot{x}_t)^2 + (\dot{y}_c - \dot{y}_t)^2 + (\dot{z}_c - \dot{z}_t)^2} \right| \\ \zeta < \zeta' \end{cases} \quad (7)$$

式中: ζ' 为速度约束容差; ζ 为速度误差。

近0也不会发生碰撞。所以,规避障碍物的罚函数采用阶跃函数,当 $\xi_1 < 0$ 会发生碰撞时,罚函数取值为 q ,当 $\xi_1 \geq 0$ 不会发生碰撞时,罚函数取值为0。对追踪航天器规避目标航天器时采用相同的函数形式,当 $\xi_2 < 0$ 会发生碰撞时,罚函数取值为 q ,当 $\xi_2 \geq 0$ 不会发生碰撞时,罚函数取值为0。距离项 J_2 表达式为

$$J_2 = \begin{cases} q & \xi_1 < 0 \\ 0 & \xi_1 \geq 0 \end{cases} + \begin{cases} q & \xi_2 < 0 \\ 0 & \xi_2 \geq 0 \end{cases} \quad (10)$$

式中: q 为罚函数系数。

为了保证终端逼近精度,希望位置误差 η 和速度误差 ζ 尽量小,因此,采用罚函数法处理终端位置约束和终端速度约束,定义距离项 J_3 为

$$J_3 = s(\eta + \zeta) \quad (11)$$

式中: s 为罚函数系数。

当优化结果中 $J_3 < s\min(\eta', \zeta')$ 时,式(6)和式(7)成立,终端约束满足。

轨迹规划的适应度函数 J 取为 J_1 、 J_2 及 J_3 的和,把 J_1 、 J_2 及 J_3 采用式(9)~式(11)代替,适应度函数 J 表示为

$$J = \sum_{i=1}^n t_i (m_x |T_{kx}| + m_y |T_{ky}| + m_z |T_{kz}|) + \begin{cases} q & \xi_1 < 0 \\ 0 & \xi_1 \geq 0 \end{cases} + \begin{cases} q & \xi_2 < 0 \\ 0 & \xi_2 \geq 0 \end{cases} + s(\eta + \zeta) \quad (12)$$

2.4 遗传操作

遗传编程算法根据每一次优化生成的树的适应度函数,采用遗传操作对树进行修改优化。为了保证遗传操作过程中树的形状不变,复制和交叉操作只能在相同运算的2个节点(+或者 \times)之间进行,复制和交叉操作对基函数出现的顺序和次数进行优化。突变操作对所有节点的持续时间 t_i 或 t_j 进行突变,突变操作对基函数持续时间进行优化。

2.5 轨迹规划整体流程

基于遗传编程的航天器轨迹规划的整体流程如图3所示。遗传编程模块随机产生个体(表达式),并将表达式传给航天器动态模拟器的轨道控制子系统;轨道控制子系统解析表达式,得到每时刻三轴推力器的开关状态;推力器模块根据开关状态计算推力历程和适应度函数的质量项;动力学模块对非合作目标的逼近进行数值仿真,根据仿真结果计算适应度函数的距离项,将距离项与质量项相加得到适应度函数,并反馈给遗传编程模块;遗传编程模块根据适应度进行遗传操作,

产生新的个体,依次循环。

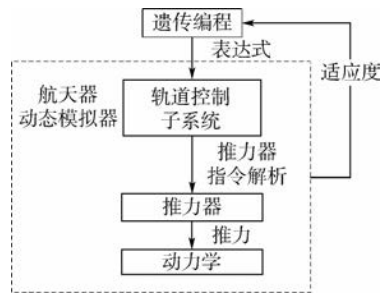


图3 轨迹规划整体流程

Fig. 3 Flowchart of trajectory planning

3 数值仿真结果与分析

3.1 非合作目标最终逼近段轨迹规划算例

假设追踪航天器和目标航天器的轨道六要素如表2所示。在 $t=0$ 时刻两者相距10m,并有相对速度。建立轨道坐标系 S_0 ,原点在追踪航天器质心, z 轴指向地球, x 轴沿速度方向, y 轴符合右手定则,即沿轨道面负法向。在该坐标系下,目标航天器相对于追踪航天器的相对位置和相对速度分别为

$$\begin{aligned} \Delta r_x &= 2.94 \text{ m} & \Delta v_x &= -0.1 \text{ m/s} \\ \Delta r_y &= 9.47 \text{ m} & \Delta v_y &= -0.48 \text{ m/s} \\ \Delta r_z &= -1.28 \text{ m} & \Delta v_z &= -0.03 \text{ m/s} \end{aligned}$$

障碍物的位置为(2,5,-1)。

表2 追踪航天器与目标航天器轨道六要素

Table 2 Six general orbital elements of chaser and target spacecraft

轨道六要素	追踪航天器	目标航天器
半长轴/m	42 164 003	42 164 000
偏心率	1.479×10^{-6}	0
轨道倾角/(°)	1.305×10^{-4}	0
升交点赤经/(°)	8.952×10^{-1}	0
近地点辐角/(°)	87.581	0
真近点角/(°)	-88.476	0

假设要求逼近结束时两者的相对距离降为 $L=3$ m,相对速度为0,位置约束容差 $\eta'=0.01$ m,速度约束容差 $\zeta'=0.01$ m/s。

3.2 轨迹规划过程

针对第3.1节中提出的问题,设置遗传编程的种群每代中共有200个个体,每个个体语法树的深度为5~10层,从每代个体中选出进行变异操作的个体数占总数的40%,进行交叉操作的个体数占总数的60%,进行复制操作的个体数占总数的30%。取三轴6个推力器推力均为10N,罚函数系数 $q=100$, $s=200$;持续时间为4~5s。图4给出每一代内适应度函数最小值的进化过程。

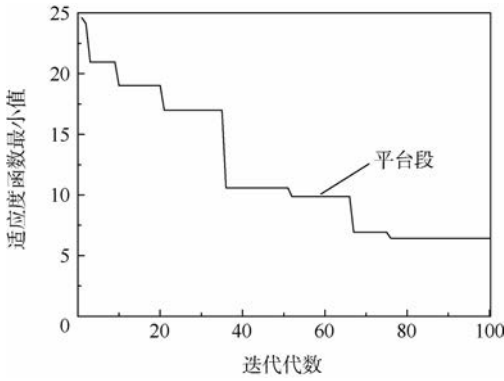


图4 适应度函数最小值的进化过程

Fig. 4 Evolution process of minimum of fitness function

由图4可见适应度函数值随规划迭代代数的增加逐渐趋于最小值的过程。图中出现了很多平台段,这些平台段表明在相邻的几代内前一代的最优解在后续的进化过程中保持不变。在76代后出现了较长的平台段,到100代时都没有变化,因此,选择第76代的平台作为轨迹规划结果。

3.3 轨迹规划结果

轨迹规划结果的推力器开关状态表达式如式(13)所示,树型结构如图5所示。

$$\{ \{ [(4.696 \times X_8 + 4.350 \times X_9) + 4.008 \times X_{17}] + 4.174 \times X_{22} \} + 4.756 \times X_{15} \} \quad (13)$$

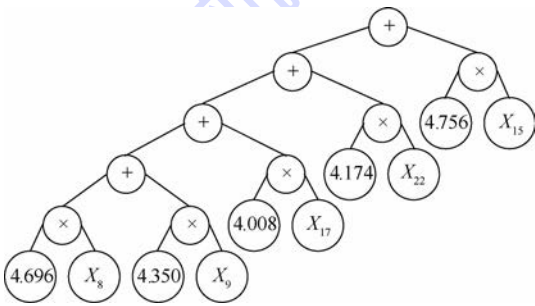


图5 规划结果树型结构

Fig. 5 Tree structure of planning result

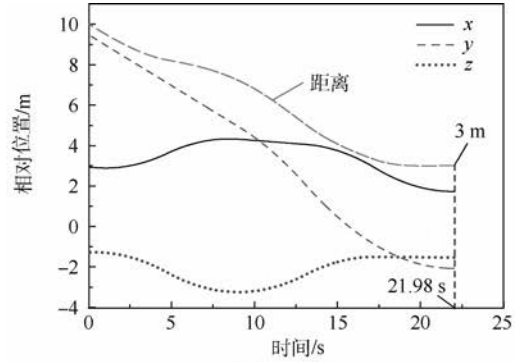
由图5可见,轨迹规划结果共需进行5次机动,总机动时间为21.98 s。执行顺序为

$$X_8 (4.696 \text{ s}) \rightarrow X_9 (4.350 \text{ s}) \rightarrow X_{17} (4.008 \text{ s}) \rightarrow X_{22} (4.174 \text{ s}) \rightarrow X_{15} (4.756 \text{ s}) \quad (14)$$

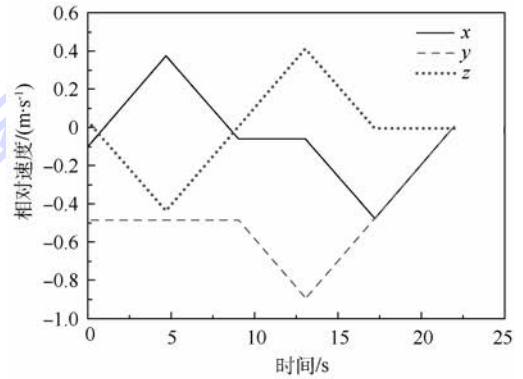
轨迹规划结果中,适应度函数值为6.42,适应度函数的距离项 J_3 为1.61,消耗燃料为4.81 kg。

轨道坐标系 S_0 下2个航天器的相对位置和相对速度及推力器推力随时间变化曲线如图6所示。

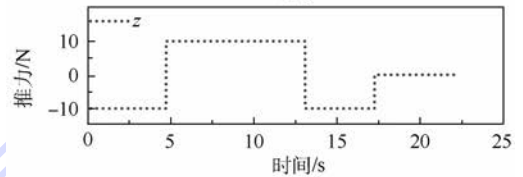
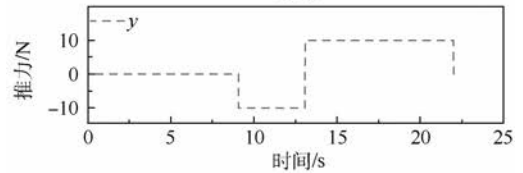
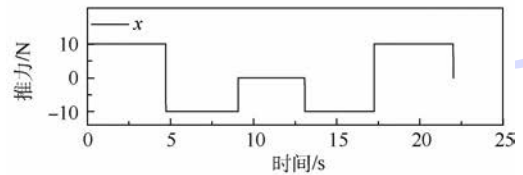
由图6(a)可见,0时刻时,2个航天器的相对位置为10 m,当时间为21.98 s时,相对位置下降到期望值3 m;由图6(b)可见,3个方向的相对速度在21.98 s全部达到期望的零点;所有曲线倾斜斜率的绝对值相同,表明所有方向推力的大小相同,这是以开关状态作为控制量时轨迹规划结



(a) 相对位置



(b) 相对速度



(c) 推力器推力

图6 推力器推力和2个航天器相对位置及相对速度变化曲线

Fig. 6 Variation curves of thrust of thruster and relative position and velocity between two spacecrafts

果的特点。上述结果表明,在有限推力下实现了非合作目标航天器逼近。由图6(c)可见,整个逼近过程推力器开关5次,远小于通过脉冲调制技术^[21]得到的开关状态的频率。

分析图6可知,第1、2次机动在 x 和 z 方向实现了远离障碍物,主要目的是避障;第3次机动 y 和 z 方向的加速均为了接近目标;第4次机动 y 和 z 方向开始减速以满足终端速度为零的约束, x 方向加速是为了接近目标;第5次机动, x 和 y 方向减

速是为了以满足终端速度为零的约束。可见,整个逼近过程在 x 和 z 方向经历了避障、接近目标和减速 3 个过程,在 y 向经历匀速接近、加速接近和减速 3 个过程。这符合逼近轨迹规划的运动特点。

3.4 与原有的轨迹规划方案比较

图 7 给出原有的轨迹规划方案。原有方案中作者课题组采用高斯伪谱法对连续的非合作目标逼近数学模型进行离散,建立了代数约束的参数优化模型,用序列二次规划法求解^[13]。

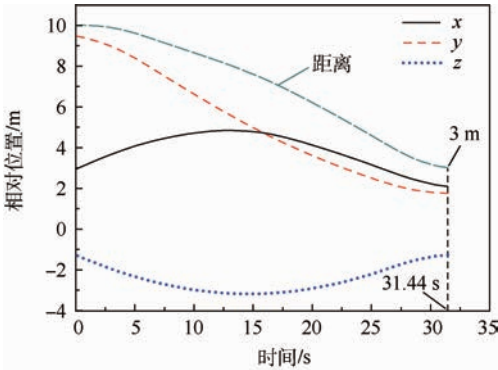


图 7 采用高斯伪谱法轨迹规划结果的相对位置变化曲线

Fig. 7 Relative position curves of trajectory planning based on Gauss pseudospectral method

由图 7 可见,逼近时间约为 31.44 s。另外,结果中适应度函数值为 6.22,适应度函数的距离项为 1.20,消耗燃料为 5.02 kg。比较 2 种结果可见,本文方案比原方案逼近时间降低了 30.09%,燃料消耗降低了 4.18%。本文方案比原方案适应度函数有所增加,主要是逼近精度低于原方案,但是本文方案逼近位置精度的绝对误差为 0.001 2 m,速度精度的绝对误差为 0.006 8 m/s,满足终端约束要求。采用脉冲调制技术^[21]计算图 7 中规划结果的推力器开关状态,当最小脉冲宽度为 20 ms、脉冲推力产生的飞行轨迹与图 7 中的飞行轨迹在 3 个方向上位置的相对误差小于 1% 时,三轴开关状态共 48 次,所以本文方法可以大大降低开关次数。然而,类似遗传算法^[14],本文的方法也存在计算效率低的问题,考虑到航天器中运算器的计算能力相对较低,本文方法计算时间会较长,当任务时间不充裕时,可以采用离线规划。因此,对于本文中算例,采用遗传编程算法的规划结果比原方案采用高斯伪谱法的规划结果具有较小的逼近时间、较低的燃料消耗和较少的开关次数,但是计算效率较低。

4 结 论

1) 通过引入基函数,提出了一种使用遗传编程算法直接优化推力器开关状态的有限推力非合

作目标逼近的轨迹规划方法。

2) 基函数使得遗传编程个体表达式简单、简洁,树型结构的引入使得对开关次序和持续时间的优化实现解耦。

3) 以某非合作目标最终逼近段轨迹规划为例,遗传编程经过 100 次迭代得到了满意的结果。整个逼近过程推力器开关 5 次,对开关频率的要求很低,并且逼近时间和燃料消耗都比原方案明显减少。

本文方法存在计算效率低的问题,当任务时间不充裕时,需采用离线规划。通过构造合适的基函数,本文的轨迹规划方法可以适用于其他有限推力下的轨迹规划问题,本文提供了一种直接优化推力器开关状态的有限推力航天器轨迹规划方法。

参考文献 (References)

- [1] STAMM S, MOTAQHEDI P. Orbital express capture system: Concept to reality [C] // Proceedings of the Society of Photo-optical Instrumentation Engineers. Bellingham: SPIE, 2004, 5419: 78-91.
- [2] ODA M. Space robot technology experiments on NASDA's ETS-VII satellite [J]. Advanced Robotics the International Journal of the Robotics Society of Japan, 1998, 13(1): 335-336.
- [3] LANDZETTEL K, PREUSCHKE C, ALBU-SCHAFFER A, et al. Robotic on-orbit servicing-DLR's experience and perspective [C] // IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 4587-4594.
- [4] 郭继峰, 张立佳, 崔乃刚. 空间非合作目标燃料最优终端接近策略研究 [J]. 宇航学报, 2010, 31(2): 386-390.
GUO J F, ZHANG L J, CUI N G. Optimal control for space capture of noncooperative target [J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(2): 386-390 (in Chinese).
- [5] 朱仁璋, 林彦. 航天器交会最终逼近段相对姿态估计与控制 [J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(5): 544-548.
ZHU R Z, LIN Y. Relative attitude estimation and control schemes for the final approach phase of spacecraft rendezvous [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(5): 544-548 (in Chinese).
- [6] 卢山, 徐世杰. 非合作目标的自主接近控制律研究 [J]. 中国空间科学技术, 2008(5): 7-12.
LU S, XU S J. Control laws for autonomous proximity with non-cooperative target [J]. Chinese Space Science and Technology, 2008(5): 7-12 (in Chinese).
- [7] PHILLIP J M, KAVRAKI L E, BEDROSSIAN N. Spacecraft rendezvous and docking with real-time randomized optimization: AIAA-2003-5511 [R]. Reston: AIAA, 2003.
- [8] BOYARKO G, YAKIMENKO O, ROMANO M. Optimal rendezvous trajectories of a controlled spacecraft and a tumbling object [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(4): 1239-1252.

- [9] 雍恩米,陈磊,唐国金.飞行器轨迹优化数值方法综述[J]. 宇航学报,2008,29(2):397-406.
YONG E M, CHEN L, TANG G J. A survey of numerical methods for trajectory optimization of spacecraft[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(2):397-406 (in Chinese).
- [10] HUANG G Q, LU Y P, NAN Y. A survey of numerical algorithms for trajectory optimization of flight vehicles[J]. Science China Technological Sciences, 2012, 55(9):2538-2560.
- [11] 彭坤,果琳丽,向开恒,等.基于混合的月球软着陆轨迹优化[J].北京航空航天大学学报,2014,40(7):910-915.
PENG K, GUO L L, XIANG K H, et al. Optimization of lunar soft landing trajectory based on hybrid method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(7):910-915 (in Chinese).
- [12] 邵龙飞,师鹏,赵育善.电磁航天器编队动力学建模与运动规划方法[J].北京航空航天大学学报,2015,41(4):737-743.
SHAO L F, SHI P, ZHAO Y S. Dynamics modeling and motion programming for electromagnetic formation flight[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(4):737-743 (in Chinese).
- [13] 段传辉,董云峰.利用高斯伪谱法求解小推力伴星最优释放轨迹[J].中国空间科学技术,2011(5):18-24.
DUAN C H, DONG Y F. Optimal control spacecraft fly-around releasing using continuous thruss based on Gauss pseudospectral method[J]. Chinese Space Science and Technology, 2011(5):18-24 (in Chinese).
- [14] 冯消冰,黄海,王伟.基于遗传算法的大型风机复合材料叶片根部强度优化设计[J].复合材料学报,2012,29(5):196-202.
FENG X B, HUANG H, WANG W. Strength optimization of large wind turbine blade root on the genetic algorithm[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2012, 29(5):196-202 (in Chinese).
- [15] GANDOMI A H, YUN G J. Coupled SelfSim and genetic programming for non-linear material constitutive modeling[J]. Inverse Problems in Science and Engineering, 2015, 23(7):1101-1119.
- [16] WEMER J C, KALGANOVA T. Disease modeling using evolved discriminate function[C]//Proceedings 6th European Conference on Genetic Programming. Berlin:Springer,2003,2610:465-474.
- [17] KISHORE J K, PATNAIK L M, MANI V, et al. Application of genetic programming for multi-category pattern classification[J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2000, 4(3):242-258.
- [18] 钟山,董云峰.基于机器学习的卫星姿态控制律设计[J].航天控制,2011,29(4):61-65.
ZHONG S, DONG Y F. The design of satellite attitude control law based on machine learning[J]. Aerospace Control, 2011, 29(4):61-65 (in Chinese).
- [19] 白焰,蒋毅恒,朱耀春,等.基于遗传编程的火电厂主汽温系统建模研究[J].系统仿真学报,2008,20(4):1076-1079.
BAI Y, JIANG Y H, ZHU Y C, et al. Modeling main steam temperature system of power plant using genetic programming[J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(4):1076-1079 (in Chinese).
- [20] 李良敏,屈梁生.遗传编程在无量纲指标构建中的应用[J].西安交通大学学报,2002,36(7):736-739.
LI L M, QU L S. Genetic programming for dimensionless parameters construction[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2002, 36(7):736-739 (in Chinese).
- [21] 郭清晨.常值推力姿态控制方法研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2006:8-19.
GUO Q C. Research of constant thrust attitude control method [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2006: 8-19 (in Chinese).

作者简介:

卫晓娜 女,博士研究生。主要研究方向:数字卫星仿真、卫星总体设计。

E-mail: xnwei@buaa.edu.cn

董云峰 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:航天器总体设计技术、航天器动力学与控制技术、飞行器动态模拟技术。

Tel: 010-82338880

E-mail: sinosat@buaa.edu.cn

郝朝 男,硕士,助理工程师。主要研究方向:试飞遥测与监控。

Finite thrust spacecraft approaching trajectory planning based on genetic programming

WEI Xiaona¹, DONG Yunfeng^{1,*}, HAO Zhao²

(1. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Measurement Technology Institute, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: Based on the genetic programming algorithm with the introduction of the basis function, this paper proposes a new way to deal with finite-thrust spacecraft trajectory optimization when approaching a non-cooperative object in the final approach phase. Thruster switch state is defined as the basis functions which respectively multiply by the switch state duration and then sum as the thruster state function. The thruster state function is converted into genetic programming tree structure. Fuel consumption is defined as the fitness function of genetic programming, and the constraint conditions of obstacle avoidance and approaching precision are induced into the fitness function in the form of penalty function. Genetic programming algorithm is used to obtain the optimal-fuel trajectory planning scheme by training all the possible combinations of thrusters switch state. The result is global optimal, and the thrusters switch frequency is not high. The trajectory planning result based on finite thrust of a spacecraft approaching non-cooperative object shows that the thruster is only opened and closed 5 times, greatly reducing the requirement for switching frequency. Approaching time is reduced by 30.09% compared with the Gauss pseudospectral method, and fuel consumption is reduced by 4.18%.

Key words: trajectory planning; finite thrust; non-cooperative object; genetic programming; spacecraft

Received: 2015-09-06; **Accepted:** 2015-11-20; **Published online:** 2015-12-04 15:55

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20151204.1555.001.html

Foundation item: National Security Major Basic Research Program of China (613237)

* **Corresponding author.** Tel.: 010-82338880 E-mail: sinosat@buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学核心期刊,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人,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: jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

北航学报
赠阅

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42卷第5期 2016年5月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS
(JBUEAA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.42 No.5 May 2016

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 jbuua@buaa.edu.cn

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 JBUEAA
Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by BUAA Culture Media Group Limited
Telephone (010) 82315594 82338922
82314839
E-mail jbuua@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

刊号 ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V
国内定价 20.00元/期

ISSN 1001-5965

