



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



2016-12

Vol.42 No.12

目次

小型涡扇发动机燃油控制规律	苏志刚, 张凌霄, 邓甜 (2555)
严格随机正则(3, s) -SAT 模型及其相变现象	周锦程, 许道云, 卢友军, 代寸宽 (2563)
粒子群优化粒子滤波的接收机自主完好性监测	王尔申, 曲萍萍, 庞涛, 蓝晓宇, 陈佳美 (2572)
FC-AE-1553 网络的“并发交换式”动态带宽调度机制	 吴少俊, 赵光恒, 王立芊, 展月英, 王进, 王洪祥 (2579)
面向总体性能的高速飞行器布局优化	邓帆, 焦子涵, 付秋军, 陈林, 田书玲, 张栋 (2587)
基于智能驱动器的软体机器人系统	史震云, 朱前成 (2596)
翅尖轨迹对食蚜蝇悬停时气动特性的影响	牟晓蕾, 许娜 (2603)
弹用电磁继电器贮存退化试验及其寿命预测方法	王召斌, 符赛, 尚尚, 翟国富 (2610)
星敏感器杂散光抑制方法及仿真分析	李洋, 廖志波, 穆生博, 张庭成 (2620)
含铰链间隙板式卫星天线展开精度分析	丁建中, 王春洁 (2625)
高精度法矢下切割面自适应的凸曲面射线寻迹	李尧尧, 苏东林, 刘焱, 杨照 (2632)
基于模型迁移方法的高超声速飞行器建模	王浩亮, 李清东, 任章, 赵启伦, 董希旺, 刘菲 (2640)
超磁致伸缩作动器小回线动态 J-A 模型	高晓辉, 刘永光, 裴忠才 (2648)
带螺旋静叶诱导轮的气蚀性能	李欣, 李家文, 王珏, 刘中祥 (2654)
蜂窝壁缺失所致应力集中分析	石晓飞, 席平, 宋玉旺, 李如, 石晓娟 (2662)
不同后掠角三角翼的静态地面效应数值模拟	秦云鹏, 刘沛清, 屈秋林, 黄列伟 (2669)
1 + 3/2 级对转涡轮气动性能试验研究	吴中野, 方祥军, 刘思永, 赵大勇 (2676)
智慧城市多模式数据融合模型	张义, 陈虞君, 杜博文, 蒲菊华, 熊璋 (2683)
扰动形状对钝头体非对称流动的影响	齐中阳, 王延奎, 沙永祥, 王磊 (2691)
航行器低速斜入水运动规律	李永利, 冯金富, 齐铎, 杨健, 胡俊华, 徐保伟 (2698)
相控阵天线快速校准方法	王焕菊, 孙厚军 (2709)
通用导弹雷达罩曲面分片展开系统的开发	李正洲, 肖天航, 昂海松, 陆召严 (2715)
饱和时序下防空相控阵雷达动态优先级调度算法	张浩为, 谢军伟, 师俊朋, 李靖卿, 盛川 (2722)
飞机结构件自动编程中转角构建方法及算法	崔志伟, 郑国磊 (2730)
转动副临界角分析及其在四连杆机构中的应用	张洁, 王丹, 陈五一 (2738)
基于动态步长的无人机三维实时航迹规划	张帅, 李学仁, 张建业, 张鹏, 李博, 赵晓林 (2745)
大斜视直升机载太赫兹 ViSAR 振动补偿成像算法	孙伟, 孙进平, 张远, 张耀天 (2755)
复合材料仿骨缝齿接结构建模与力学特性分析	毛伟, 王文智, 何利军, 张超 (2762)

2016 年第 42 卷总目次

期刊基本参数: CN11-2625/V * 1956 * m * A4 * 214 * zh * P * ¥20.00 * 900 * 28 * 2016-12

第 42 卷终

(编辑 娄嘉 张嵘 赵海容 李晶 张欣蔚 孙芳)

CONTENTS

Fuel control law of small size turbofan engine	SU Zhigang, ZHANG Lingxiao, DENG Tian (2555)
Strictly regular random (3, s)-SAT model and its phase transition phenomenon	ZHOU Jincheng, XU Daoyun, LU Youjun, DAI Cunkuan (2563)
Receiver autonomous integrity monitoring based on particle swarm optimization particle filter	WANG Ershen, QU Pingping, PANG Tao, LAN Xiaoyu, CHEN Jiamei (2572)
Dynamic bandwidth allocation mechanism with parallel and switching for FC-AE-1553 network	WU Shaojun, ZHAO Guangheng, WANG Liqian, ZHAN Yueying, WANG Jin, WANG Hongxiang (2579)
Hypersonic vehicle shape optimal design based on overall performance	DENG Fan, JIAO Zihan, FU Qiujuan, CHEN Lin, TIAN Shuling, ZHANG Dong (2587)
Soft robot system based on intelligent driver	SHI Zhenyun, ZHU Qiancheng (2596)
Effect of wing-tip trajectory on aerodynamics of hovering true hoverfly	MOU Xiaolei, XU Na (2603)
Storage degradation testing and life prediction for missile electromagnetic relay	WANG Zhaobin, FU Sai, SHANG Shang, ZHAI Guofu (2610)
Stray light suppressing technique and simulation for star sensor	LI Yang, LIAO Zhibo, MU Shengbo, ZHANG Tingcheng (2620)
Deployment accuracy analysis of planar satellite antenna with joint clearances	DING Jianzhong, WANG Chunjie (2625)
Convex surface ray tracing based on adaptive cutting surface adjustment under exact normal vector	LI Yaoyao, SU Donglin, LIU Yan, YANG Zhao (2632)
Modeling of hypersonic vehicle via model migration method	WANG Haoliang, LI Qingdong, REN Zhang, ZHAO Qilun, DONG Xiwang, LIU Fei (2640)
Minor loop dynamic Jiles-Atherton model in giant magnetostrictive actuator	GAO Xiaohui, LIU Yongguang, PEI Zhongcai (2648)
Cavitation performance of inducer with helical static blades	LI Xin, LI Jiawen, WANG Jue, LIU Zhongxiang (2654)
Stress concentration analysis of honeycomb with missing cell walls	SHI Xiaofei, XI Ping, SONG Yuwang, LI Ru, SHI Xiaojuan (2662)
Numerical simulation to static ground effect of delta wings with different sweep angles	QIN Yunpeng, LIU Peiqing, QU Qiulin, HUANG Liewei (2669)
Experimental research of 1 + 3/2 contra-rotating turbine aerodynamic performance	WU Zhongye, FANG Xiangjun, LIU Siyong, ZHAO Dayong (2676)
Multimodal data fusion model for smart city	ZHANG Yi, CHEN Yujun, DU Bowen, PU Juhua, XIONG Zhang (2683)
Effects of perturbation geometry on behavior of asymmetric flow over blunt body	QI Zhongyang, WANG Yankui, SHA Yongxiang, WANG Lei (2691)
Movement rule of a vehicle obliquely water-entry at low speed	LI Yongli, FENG Jinfu, QI Duo, YANG Jian, HU Junhua, XU Baowei (2698)
Fast calibration method for phased array antenna	WANG Huanju, SUN Houjun (2709)
Development of a generalized surface partition and projection system for missile radome	LI Zhengzhou, XIAO Tianhang, ANG Haisong, LU Zhaoyan (2715)
Dynamic priority scheduling algorithm for air defense phased array radar in overload situations	ZHANG Haowei, XIE Junwei, SHI Junpeng, LI Jingqing, SHENG Chuan (2722)
Corner building method and algorithm of automatic programing for aircraft structural parts	CUI Zhiwei, ZHENG Guolei (2730)
Critical angle of revolute pin joint and its application in a four-bar mechanism	ZHANG Jie, WANG Dan, CHEN Wuyi (2738)
UAV 3D real-time path planning based on dynamic step	ZHANG Shuai, LI Xueren, ZHANG Jianye, ZHANG Peng, LI Bo, ZHAO Xiaolin (2745)
High squint helicopter-borne terahertz ViSAR vibration compensation imaging algorithm	SUN Wei, SUN Jinping, ZHANG Yuan, ZHANG Yaotian (2755)
Modeling and mechanical properties of composite bionic suture joint structures	MAO Wei, WANG Wenzhi, HE Lijun, ZHANG Chao (2762)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0829

小型涡扇发动机燃油控制规律

苏志刚*, 张凌霄, 邓甜

(中国民航大学 中欧航空工程师学院, 天津 300300)



摘 要: 以小型涡扇发动机 DGEN380 燃油控制规律为研究目标,使用解析法基于 MATLAB 平台建立其整机部件级稳态及动态数学模型并进行仿真计算。在旋转部件建模过程中使用工具获取特性数据,并绘制可以即时显示当前工作点/线的部件特性图;在稳态仿真时使用 Newton-Raphson 法和遗传算法 2 种方法求解发动机工作方程组,并对二者进行评估对比,针对遗传算法在发动机模型求解过程中的局限性对一般基础模型进行优化改进;在动态仿真时,采用欧拉法计算微分项。基于模型分析发动机燃油控制规律,并以发动机高度特性为例进行仿真计算。试验结果表明:Newton-Raphson 法具有高精度和高速度,改进模型后遗传算法具有更好的适应性,模型及燃油控制规律的仿真结果较好地符合试验数据和理论趋势,对比误差小于 3%。

关 键 词: 涡扇发动机; 燃油控制规律; 部件级模型; 部件特性; Newton-Raphson 法; 遗传算法

中图分类号: V235.13

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2555-08

航空发动机的工作过程是极为复杂的气动热力学过程,为了保证发动机运行的稳定性及安全性,必须对此过程加以控制,这是发动机控制系统的职责^[1]。而航空发动机建模与仿真是分析其控制规律以及低成本、高效率、短周期研制发动机数控系统的重要工具和手段^[2]。

目前,发动机常见建模方法有解析法和试验法。解析法(即理论模型法)是根据发动机运行过程中遵循的气动热力学规律建立其数学模型;试验法(即系统辨识法)是基于发动机试验数据进行分析处理从而获得数学模型^[3]。试验法对数据采集有较高的要求,所建模型在适用范围上具有一定局限性;而解析法所建模型精度较高,可在全包线内模拟发动机动态与稳态特性,因此被

国内外普遍采用^[4]。

涡扇发动机因为经济性等优点被民用喷气飞机大量装备,并且在当前极为热门的无人机领域也有着广泛应用。DGEN380 是由法国 Price Induction 公司为小型飞机所设计制造的大涵道比小型涡扇发动机,因体积小、污染少和油耗低等优势被欧美国家用于教学研究,建模并研究其燃油控制规律对于了解小型涡扇发动机性能和控制方案将会带来一定帮助。

本文结合 DGEN380 发动机特性采用解析法建立其部件级非线性数学模型,利用 MATLAB 平台对模型进行稳态、动态仿真验证,提出部件共同工作方程组求解过程中常见问题的解决方法,并研究发动机燃油控制规律。

收稿日期: 2015-12-17; 录用日期: 2016-01-11; 网络出版时间: 2016-01-19 10:46

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160119.1046.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(51506216); 中央高校基本科研业务费专项资金(ZXH2012H001)

* 通讯作者: Tel.: 13920214946 E-mail: srsru@vip.sina.com

引用格式: 苏志刚, 张凌霄, 邓甜. 小型涡扇发动机燃油控制规律[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2555-2562.

SU Z G, ZHANG L X, DENG T. Fuel control law of small size turbofan engine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2555-2562 (in Chinese).

1 发动机结构及建模假设

DGEN380 发动机为双转子、分开排气涡扇发动机,核心机采用单级离心式压气机、环形回流式燃烧室和轴流式高压涡轮,低压转子则由高涵道比风扇、齿轮箱(低压转速/风扇转速=3.32)、轴流式低压涡轮组成。采用先进的集成式 FADEC 控制系统,燃油泵等附件系统均为电驱动且几何不可调。图 1 为 DGEN380 发动机框图。图中:鹅颈为风扇出口至压气机入口的内涵气体通道。

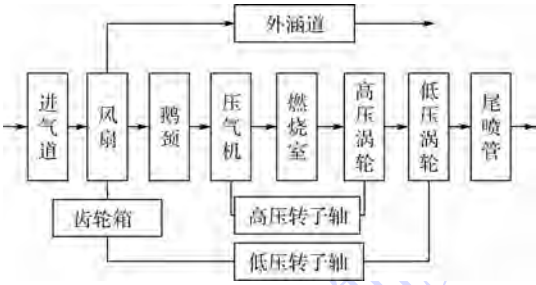


图 1 DGEN380 发动机框图

Fig. 1 Block diagram of DGEN380 engine

因为实体发动机极为复杂,建立与其完全符合的模型难度太高,为简化发动机数学模型推导,特作出如下假设^[5]:①忽略燃烧延时及引气流量;②忽略部件热交换以及容积惯性;③气体在外涵道和尾喷管中完全膨胀;④气体绝热指数不随温度变化;⑤高、低压转子转动惯量为常数;⑥鹅颈、外涵道、尾喷管总压恢复系数为常数。

2 发动机气动热力学模型

本文按部件结构顺序,结合发动机本身设计参数以及特性数据,从进气道到尾喷管逐一建立气体流动过程与热力学过程的部件数学模型^[6],最后在 MATLAB 平台上分别将各部件模型公式整合打包为 M 函数形式。

以压气机为例,按计算顺序排列打包各气动热力学公式后^[7],其函数模型最终形式如下:

[P_3^* , T_3^* , W_{3cor} , W_3 , N_c] = $f_{comp}(T_{25}^*$, P_{25}^* , n_h , π_c)

(1)

式中:模型输入量 T_{25}^* 和 P_{25}^* 分别为压气机进口总温和总压(即鹅颈出口处总温和总压); n_h 和 π_c 分别为高压转子转速和压气机增压比;输出量 P_3^* 、 T_3^* 、 W_{3cor} 、 W_3 和 N_c 分别为压气机出口气体总压、总温、换算流量、实际流量和压气机

功率。

旋转部件(风扇、压气机和涡轮)建模由于缺少特性数据来构建效率以及流量的插值函数^[8],本文使用了读图软件“GetData”,从发动机技术参数文献上扫描特性图后利用该软件读取所需特性数据^[9],并以此来绘制可以显示当前部件工作状态的特性图。以压气机为例,图 2 为重绘的压气机特性图。图中:方形点为当前工作点。

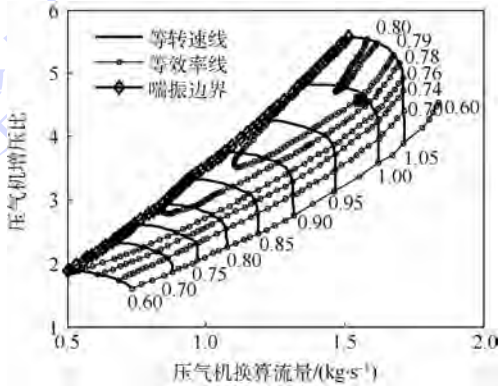


图 2 压气机特性图

Fig. 2 Figure of compressor characteristics

将各部件模型按结构顺序组合,图 3 为发动机气动热力学模型结构框架图。与压气机模型类似,进气道模型 f_{in} 、风扇模型 f_{fan} 、外涵道模型 f_{byp} 、鹅颈模型 f_{go} 、燃烧室模型 f_{comb} 、高压涡轮模型 f_{hpt} 、低压涡轮模型 f_{lpt} 和尾喷管模型 f_{noz} 的输出量分别为:各部件出口气体总温 T^* 、总压 P^* ,实际流量 W 、换算流量 W_{cor} ,排气速度大小 V ,内、外涵推力大小 F_{cold} 、 F_{hot} ,部件功率 N ,涵道比 B ,数字下标代表各部件出口处横截面编号。从图 3 可以看出,按气体流动顺序,后者部件数学模型的输入量均含有前者的输出量。因此,按该顺序将各部件的 M 函数模型排列组合后,只需要 3 个自变量(飞行高度 H 、飞行马赫数 Ma 和供油量 q_{mf}),以及 6 个状态参数(低压转子转速 n_l 、高压转子转速 n_h 、风扇增压比 π_f 、压气机增压比 π_c 、高压涡轮落压比 π_{hpt} 和低压涡轮落压比 π_{lpt}),即可实现各部件模型的联动运行。图 3 中: N_f 为风扇功率; N_{hpt} 为高压涡轮功率; N_{lpt} 为低压涡轮功率。

以此打包各部件的 M 函数模型,获取可用以进行循环计算的发动机临时运行 M 函数模型:

[各部件模型所有输出量] =

$f_{DGEN380temp}(H, Ma, q_{mf}, n_l, n_h, \pi_f, \pi_c, \pi_{hpt}, \pi_{lpt})$

(2)

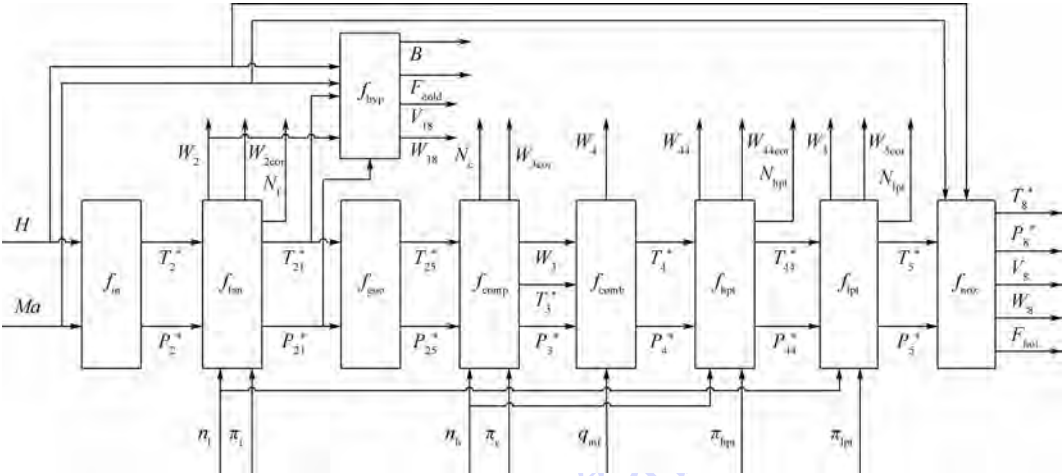


图 3 发动机气动热力学模型结构框图

Fig. 3 Structure block diagram of engine thermodynamics model

3 稳态仿真及验证

发动机工作状态分为稳态和过渡态 2 种,根据发动机各部件共同工作的原理,当其处于稳态运行时,各部件之间存在平衡关系,并由此可以列出稳态部件共同工作方程^[10]。

1) 风扇与内外涵流量平衡方程:

$$W_2 - W_3 - W_{18} = 0 \quad (3)$$

2) 燃烧室出口与高压涡轮流量平衡方程:

$$W_4 - W_{44} = 0 \quad (4)$$

3) 高、低压涡轮流量平衡方程:

$$W_{44} - W_5 = 0 \quad (5)$$

4) 低压涡轮与尾喷管流量平衡方程:

$$W_5 - W_8 = 0 \quad (6)$$

5) 高压转子轴功率平衡方程:

$$\eta_{hpm} N_{hpt} - N_c = 0 \quad (7)$$

式中: η_{hpm} 为高压转子轴机械效率,本文取常数。

6) 低压转子轴功率平衡方程:

$$\eta_{lpm} N_{lpt} - N_f = 0 \quad (8)$$

式中: η_{lpm} 为低压转子轴机械效率,本文取常数。

已知 H 、 Ma 和 q_{mf} 时,由建立的发动机临时运行模型将平衡方程式(3)~式(8)中各参量用参数 n_1 、 n_h 、 π_f 、 π_c 、 π_{hpt} 和 π_{lpt} 表示,由此可获得一个 6 维非线性平衡方程组^[11]。求解该方程组即可获取发动机当前工作状态参数,并可通过临时运行模型运行获取其他性能参数,从而建立仅需 3 个输入量即能运行计算的发动机实际稳态工作模型:

$$[\text{模型所有输出量}] = f_{\text{DGEN380s}}(H, Ma, q_{mf}) \quad (9)$$

3.1 设计点计算

发动机非线性方程组常用的数值求解方法有 Newton-Raphson 法、遗传算法、 $N+1$ 点残量法等。本文选用 Newton-Raphson 法和遗传算法对发动

机设计点进行仿真计算,并对这 2 种方法进行评估对比,指出二者在计算过程中的常见问题及对应解决方法。

1) Newton-Raphson 法在非线性方程组求解过程中因具有较快的收敛速度等优点被广泛采用^[12]。将发动机在设计工作条件下(高度 3 048 m,马赫数 0.338,供油量 0.027 6 kg/s)的稳态共同工作方程组去量纲化,使用 Newton-Raphson 法对其求解,并选取欧几里得范数作为解的误差检验函数。

计算过程为:输入初猜解向量,调用发动机临时运行模型计算当前误差,若满足精度要求则输出当前解,不满足则对解向量扰动后调用临时运行模型计算雅可比矩阵,并根据 Newton-Raphson 法迭代公式计算修正解向量,循环直至满足精度要求。图 4 为 Newton-Raphson 法误差收敛图,迭代 50 次后收敛残差为 1.4×10^{-15} 。

2) 遗传算法在理论上具有全局优化性能、适应性强、稳定性高,与 Newton-Raphson 法相比不需要求导也不具有初值敏感性。对强非线性问题,遗传算法有其独特优势^[13]。将方程组去量纲化,选取其欧几里得范数作为目标函数和解的误差检验函数用以衡量种群个体适应度。将非线性

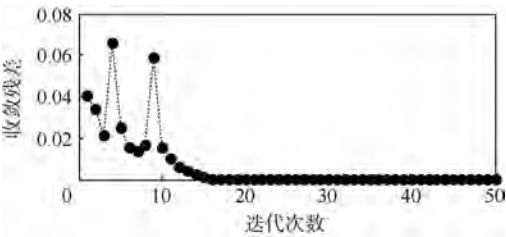


图 4 Newton-Raphson 法误差收敛图

Fig. 4 Error convergence map of Newton-Raphson method

方程组求解问题转化为求解目标函数最小值的优化问题^[14],并调用 MATLAB 遗传算法工具箱进行求解。

计算过程为:根据边界范围生成解向量的初始种群,调用发动机临时运行模型计算各个体目标函数值,若满足精度要求则输出最优解,没有则执行选择、交叉、变异运算生成下一代种群,循环直至满足要求。

针对遗传算法求解速度慢,以及在发动机模型求解时存在的局限性,即在自变量范围内随机生成的种群个体参数在模型计算时不匹配所引发的程序报错和终止问题(例如旋转部件模型的增压比或其他运行参数背离发动机工作点造成后续部件模型无法运行),本文对一般基础模型做出如下改进:当发动机临时运行模型对初始种群个体进行运行计算时,一旦超出部件模型或其他相关工作限制,则直接给出一组模型输出量使当前解的误差值极大,由于采用了比例(轮盘)选择运算,目标函数值大的个体会被更快淘汰,提高了搜索速度,算法则可以流畅地搜索最优解并不断排除无效解。图 5 为模型计算流程改进示意图。图中:虚线部分为新增改进步骤。

设置种群规模为 1000,单点交叉概率为 0.8,变异方式为自适应变异。图 6 为遗传算法计算过程误差收敛图。

Newton-Raphson 法和遗传算法的求解结果见表 1。

从图 4、图 6 和表 1 对比可见,Newton-Raphson 法具有高收敛速度及精度,但其在求解过程

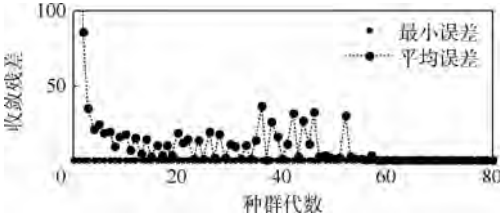


图 6 遗传算法误差收敛图

Fig. 6 Error convergence map of genetic algorithm

表 1 Newton-Raphson 法、遗传算法仿真结果

Table 1 Simulation results of Newton-Raphson method and genetic algorithm

方法	$n_1 / (r \cdot \min^{-1})$	$n_h / (r \cdot \min^{-1})$	π_f	π_c	π_{hpt}	π_{lpt}
Newton-Raphson 法	42 798	50 653	1.16	4.56	2.28	1.93
遗传算法	42 919	50 712	1.17	4.56	2.30	1.92
实际值	42 830	50 687	1.16	4.57	2.27	1.93

中亦有诸多问题,例如精度不足的初猜值以及不合适的扰动步长会造成迭代不收敛或雅可比矩阵不可逆,以及对靠近限制边界的工作点求解时易出现迭代超出限制造成模型程序报错,对此需要对上述相关参数进行反复调试,此方法对编程技术有一定要求;改进模型后遗传算法在求解最优解时更有针对性,从图 6 中可见背离工作点的个体被迅速淘汰,其搜索速度虽不如 Newton-Raphson 法但也满足需求,此方法适应性强的优点也适合用来进行动态仿真。

3.2 多点仿真验证

采用第 3.1 节 Newton-Raphson 法的方式对固定飞行条件(高度 3048 m,马赫数 0.338)、不同供油量时的发动机模型进行稳态仿真计算,并将仿真曲线与实际进行对比,图 7 为推力和涵道比的变化对比图。

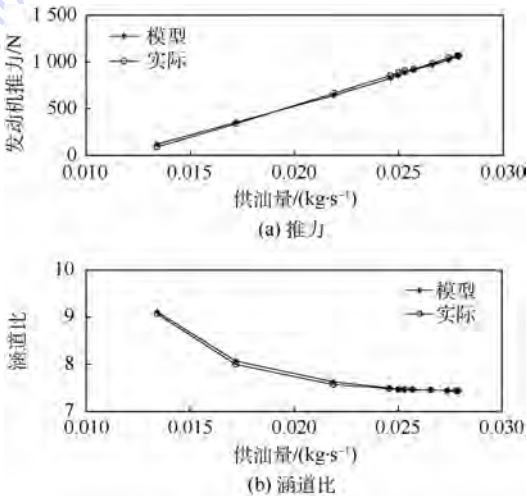


图 7 推力和涵道比变化对比

Fig. 7 Comparison of thrust and bypass ratio variation

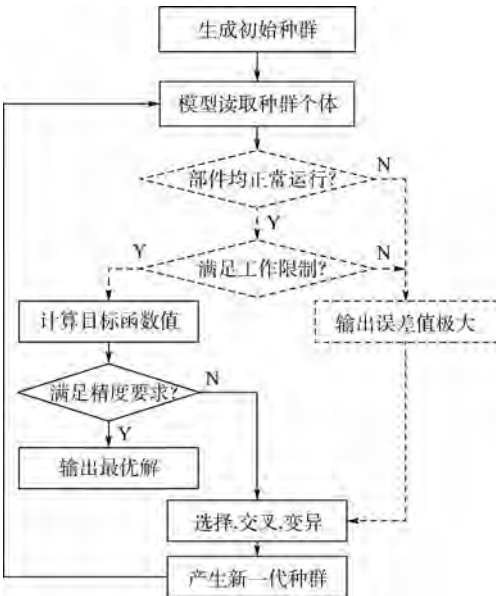


图 5 模型改进示意图

Fig. 5 Schematic of model improvement

可见,简化模型的仿真结果与实际误差约小于 3%,较好地反映了供油量变化时发动机推力及涵道比的变化趋势。

4 动态仿真及验证

将动态过程视为由准稳态平衡点构成的过渡态过程,过程中仍满足部件流量平衡关系,故发动机实际动态工作模型的建立与稳态相似,不同的是动态过程中高、低压转子轴能量不再保持平衡,产生剩余功率^[15],其能量平衡方程变为

$$\eta_{hpm} N_{hpt} - N_c - \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J_h n_h \frac{dn_h}{dt} = 0 \tag{10}$$

$$\eta_{lpm} N_{lpt} - N_f - \left(\frac{\pi}{30}\right)^2 J_l n_l \frac{dn_l}{dt} = 0 \tag{11}$$

式中: J_h 和 J_l 分别为高压转子和低压转子的转动惯量。本文采用欧拉法计算微分项^[16],新方程组求解与稳态类似。

取仿真步长为 20 ms,固定飞行条件(高度 3 048 m,马赫数 0.338)下按给定的加速供油规律进行动态仿真计算。图 8 为该过程加速线在旋转部件特性图上的显示(圈内曲线),以风扇和低压涡轮为例,由此可以直观地显示工作点在发动机模型特性图上的变化趋势。

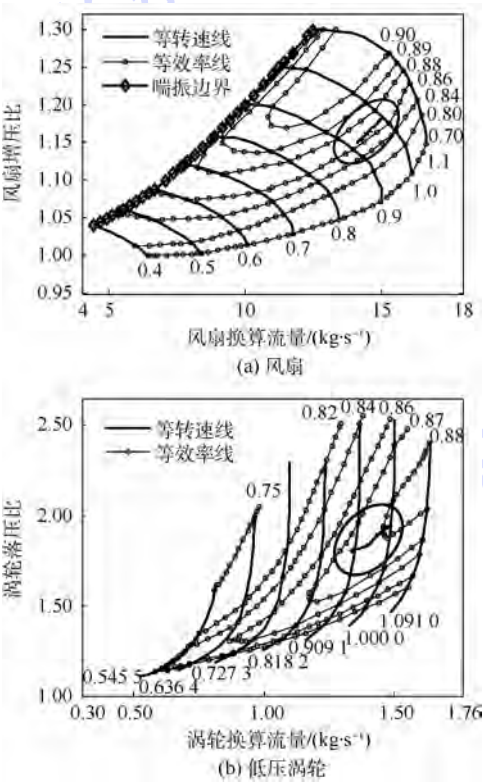


图 8 风扇和低压涡轮特性图上的加速线
Fig. 8 Acceleration lines on fan and low pressure turbine characteristic maps

图 9 为该加速过程给定的供油规律曲线,以及模型性能参数变化与实际的对比,以推力为例。可见,动态模型仿真结果较好地反映了该加速过程推力变化趋势,对比误差小于 3%。

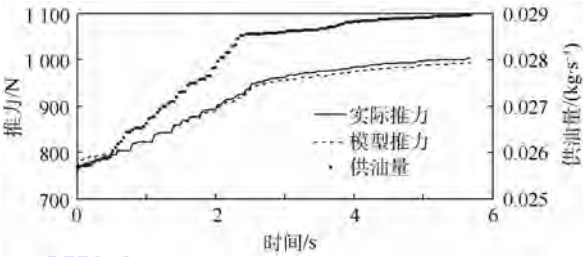


图 9 推力、供油量变化
Fig. 9 Changes of thrust and fuel supply

5 燃油控制规律

因 DGEN380 发动机是典型的几何不可调发动机,故采用以供油量为控制量的单变量控制方案。当油门杆(PLA)位置一定而飞行条件发生变化时,发动机控制系统通过调节供油量 q_{mf} 来保持被控参数不变,并且为了保证不同飞行阶段发动机的潜能能得到较大发挥,随着进口总温 T_2^* 变化所选择的被控参数也不同^[17];当快速推动 PLA 加速时,FADEC 系统给定加速控油规律使被控转子转速按期望变化。图 10 为控制系统示意图。图中:EGT 为排气温度。

以发动机高度特性为例,当飞行高度增加时,发动机进口总温 T_2^* 降低,风扇负荷降低,所需低压涡轮功率也降低,若要保持低压转子转速 n_1 不变,则需要减少供油量以降低涡轮进口燃气温度,而此时燃烧室出口的燃气温度也会因此降低,高压转子转速也随之下降,推力则因空气流量减小而持续下降。

基于建立的发动机模型,本文对变飞行高度时发动机燃油控制规律进行模拟计算,即在飞行高度增加过程中保持低压转子转速不变,计算供油量、高压转子转速和推力等参数并观察其变化趋势。计算方法为:将目标转子转速作为已知量,

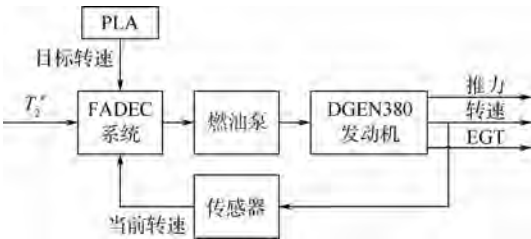


图 10 DGEN380 发动机控制系统
Fig. 10 Control system of DGEN380 engine

供油量作为未知量,利用发动机临时运行模型进行求解。已知 H 、 Ma 和 n_1 3 个输入量时,利用发动机临时运行模型可将平衡方程组中的变量用参数 q_{mf} 、 n_h 、 π_f 、 π_c 、 π_{hpt} 和 π_{lpt} 表示,借此获取一个新的 6 维平衡方程组,求解方法与之前稳态仿真类似。图 11 为飞行高度增加时保持 PLA 位置及马赫数 0.34 不变,选取低压转子转速为被控参数,基于发动机模型计算所得的供油量、推力以及高、低压转子转速的变化曲线。

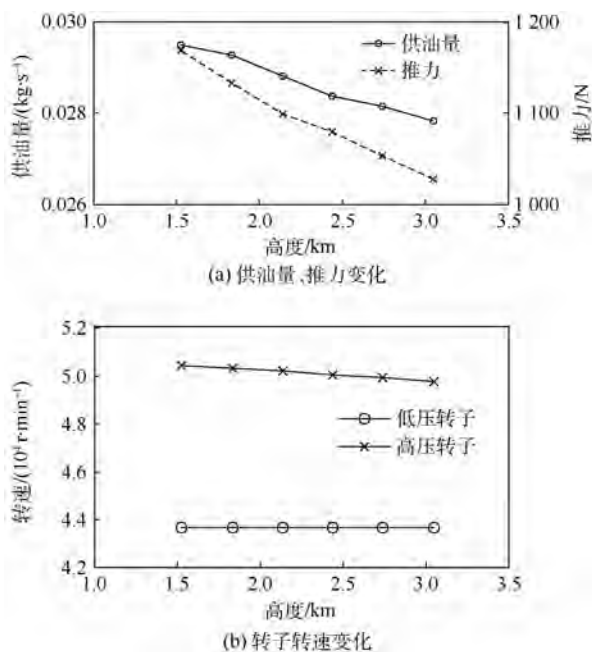


图 11 供油量、推力和转子转速变化

Fig. 11 Change of fuel supply, thrust and rotating speed

从图 11 中可见,该过程中发动机供油量、高压转子转速和推力均随高度增加而降低,模型仿真结果与理论趋势相符合。

同理,可以通过制定过渡态过程目标转子加速/减速线来计算该过程中供油量变化规律^[18],其数值计算方法与第 4 节的动态仿真类似,此处不再赘述。

6 结 论

本文以 DGEN380 小型涡扇发动机为研究对象,建立其部件级非实时气动热力学模型并进行仿真计算,针对遗传算法在求解发动机模型时的局限性对基础运行模型加以优化改进,并基于模型分析 DGEN380 发动机的燃油控制规律,试验结果表明:

1) Newton-Raphson 法在模型方程组求解时具有更好的精度和收敛速度,而改进模型后遗传算法在搜索最优解时打破了原有的局限性,背离

工作点的解被迅速排除,表现出更好的适应性和流畅性。

2) 稳态、动态模型仿真结果与实际试验数据十分接近,验证了建模方法的有效性,模型即时显示的部件特性图能够更加直观地展现工作点的变化趋势。

3) 当发动机进口总温发生变化时,控制系统通过调节供油量使被控参数保持不变,以变飞行高度时发动机燃油控制规律为例进行仿真计算的结果与理论预期完全符合。

参考文献 (References)

- [1] KONG X X, WANG X, TIAN D L, et al. An extrapolation approach for aeroengine's transient control law design[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(5): 1106-1113.
- [2] 冯海峰. 航空涡轴发动机数学建模方法与控制规律研究[D]. 西安:西北工业大学, 2007: 1-3.
FENG H F. Study of aero turbine engine mathematic model and control law[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007: 1-3 (in Chinese).
- [3] DUYAR A, GU Z, LITT J. A simplified dynamic model of the T700 turboshaft engine[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1995, 40(4): 62-70.
- [4] JAW L C, MATTINGLY J D. Aircraft engine control design, system analysis, and health monitoring[M]. Reston: AIAA, 2009: 187-201.
- [5] 钱得峰. 大涵道比民用涡扇发动机部件级建模技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010: 17-18.
QIAN D F. Research on component-level modeling technology for high bypass ratio civil turbofan engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010: 17-18 (in Chinese).
- [6] 蔡开龙, 谢寿生, 胡金海, 等. 涡扇发动机燃油综合控制半实物仿真试验系统[J]. 推进技术, 2007, 28(4): 422-427.
CAI K L, XIE S S, HU J H, et al. Semi-physical simulation experiment system of fuel integration control system for turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(4): 422-427 (in Chinese).
- [7] 夏飞. 基于 MATLAB/Simulink 的航空发动机建模与仿真研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010: 19-31.
XIA F. Modeling and simulation of aeroengines based on MATLAB/Simulink[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010: 19-31 (in Chinese).
- [8] GAUDET S R. Development of a dynamic modeling and control system design methodology for gas turbine[D]. Ottawa: Carleton University, 2007: 52-58.
- [9] 骆广琦. 航空燃气涡轮发动机数值仿真[M]. 北京:国防工业出版社, 2007: 70-90.
LUO G Q. Numerical simulation of aero gas turbine engine[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2007: 70-90 (in Chinese).
- [10] 梁宁宁. 航空涡轴发动机建模与控制规律研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2011: 14-15.

- LIANG N N. Research on turboshaft engine modeling and control law [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011:14-15 (in Chinese).
- [11] 荀学中,周文祥,黄金泉. 变循环发动机部件级建模技术[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1):104-111.
- GOU X Z, ZHOU W X, HUANG J Q. Component-level modeling technology for variable cycle engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1):104-111 (in Chinese).
- [12] 葛海. 大涵道比涡轮风扇发动机建模技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013:33-35.
- GE H. Research on modeling technology for high bypass ratio turbofan engine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013:33-35 (in Chinese).
- [13] JOSHI G, KRISHNA M B. Solving system of nonlinear equations using genetic algorithm [C] // International Conference on Advances in Computing, Communications and Informatics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014:1302-1308.
- [14] 陈磊,霍永亮. 利用改进的遗传算法求解非线性方程组[J]. 西南师范大学学报(自然科学版), 2015, 40(1):23-27.
- CHEN L, HUO Y L. On solution to nonlinear equation group by means of improved genetic algorithm [J]. Journal of Southwest China Normal University (Natural Science Edition), 2015, 40(1):23-27 (in Chinese).
- [15] ZHANG S Y, YU X, HU Y. Study of fuzzy control with Smith forecast and compensation for aeroengine [C] // International Conference on Information and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2010:594-598.
- [16] 田金虎,乔渭阳,彭生红. 小涵道比涡扇发动机动态特性数值计算[J]. 航空动力学报, 2013, 28(9):1988-1996.
- TIAN J H, QIAO W Y, PENG S H. Numerical calculation of dynamic performance of low-bypass ratio turbofan engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(9):1988-1996 (in Chinese).
- [17] 王鑫. 航空发动机数学模型与控制规律研究 [D]. 西安:西北工业大学, 2007:13-14.
- WANG X. Study of aeroengine mathematic model and control law [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007:13-14 (in Chinese).
- [18] 樊思齐. 航空发动机控制(下册) [M]. 西安:西北工业大学出版社, 2008:50-61.
- FAN S Q. Aeroengine control (II) [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2008:50-61 (in Chinese).

作者简介:

苏志刚 男,博士,教授,硕士生导师。主要研究方向:谱估计、信号处理、航空推进工程。

Tel.: 13920214946

E-mail: ssrsu@vip.sina.com

张凌霄 男,硕士研究生。主要研究方向:航空推进工程。

Tel.: 18668782906

E-mail: 748169155@qq.com

邓甜 女,博士,讲师,硕士生导师。主要研究方向:航空推进系统。

Tel.: 18622265099

E-mail: dengtian.siae@foxmail.com

Fuel control law of small size turbofan engine

SU Zhigang*, ZHANG Lingxiao, DENG Tian

(Sino-European Institute of Aviation Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: Focusing on the fuel control law of the small size turbofan engine DGEN380, a steady and transient component-level mathematical model was developed and simulated on MATLAB platform with analytic method. A special tool was used for modeling the rotating parts in order to get the components characteristics and draw the maps which can show the current operating point/line. In the steady model simulation process, the Newton-Raphson method and genetic algorithm were evaluated and compared for solving the working equations of the engine. The basic model was modified to overcome the limitations of simulation in the genetic algorithm. The Euler method was used to calculate the differential term for the transient model simulation. Based on the model, the fuel control law was studied, and the altitude characteristic was described as an example. The experimental results show that the Newton-Raphson method has high accuracy and speed, while the genetic algorithm has better adaptability with the model modification. The simulation results of the model and the control law fit the test data and theory well, as the error is maintained below 3%.

Key words: turbofan engine; fuel control law; component-level model; component characteristics; Newton-Raphson method; genetic algorithm

Received: 2015-12-17; **Accepted:** 2016-01-11; **Published online:** 2016-01-19 10:46

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160119.1046.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51506216); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (ZXH2012H001)

* **Corresponding author.** Tel.: 13920214946 E-mail: ssrsu@vip.sina.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0845

严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 模型及其相变现象

周锦程^{1,2}, 许道云^{1,*}, 卢友军¹, 代寸宽¹

(1. 贵州大学 计算机科学与技术学院, 贵阳 550025; 2. 黔南民族师范学院 数学与统计学院, 都匀 558000)

摘 要: 研究变元和文字出现次数受限制的规则 3-SAT 问题, 提出了一种严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 问题, 并给出了该问题的实例产生模型——SRR 模型。结合一阶矩方法和生成函数展开项系数的渐近近似技术, 证明了严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 问题相变点的上界, 即当变元规模 N 较大且变元出现次数 $s > 11$ 时, 严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 实例是高概率不可满足的。实验结果表明: 由 SRR 模型所生成的随机实例中, 当 $N > 60$ 且 $s > 11$ 时, 所有的 $(3, s)$ -SAT 实例均是不可满足的, 而当 $N > 150$ 且 $s < 11$ 时, 所有的 $(3, s)$ -SAT 实例均是可满足的, 即严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 实例的相变点位于 $s = 11$ 处, 且在 $s = 11$ 处 (子句变元比为 $11/3$) 的严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 实例, 比在相变点 (子句变元比) 4.267 处同规模的均匀随机 3-SAT 实例更难求解, 因此, SRR 模型可以很方便地在 $s = 11$ 处构造难解的随机 3-SAT 实例。

关键词: 严格正则 $(3, s)$ -SAT 问题; 相变性质; 计算复杂性; 难解实例产生模型; 生成函数

中图分类号: TP301.5

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2563-09

可满足性问题 (Satisfiability Problem, SAT) 是一种特殊的约束满足问题 (Constraint Satisfaction Problem, CSP), 它是计算机和数学界众多学者关注的一个重大问题。现实世界中, 很多重要且难以解决的验证和组合优化问题都可以转化为 SAT 问题。研究者已从计算复杂性、相变现象、难解实例产生模型和判定算法等方面对该问题开展了大量的研究, 并为进一步认识 SAT 问题的难解本质、构造 SAT 难解实例、设计及测试高效的 SAT 判定算法奠定了一定的基础。

在 SAT 问题中, 子句长度为 k 的 SAT 判定问题称为 k -SAT 问题。当 $k \geq 3$ 时, k -SAT 问题是第一个被证明了的 NP 完全问题^[1]。众多学者以 SAT 问题的 NP 完全性为种子, 借助于多项式规

约转换技术, 发现了许多组合优化问题都是 NP 完全问题, 而将这类组合优化问题转化为 SAT 判定问题, 然后再利用现有的 SAT 判定工具来求解, 往往比求解原问题更为简单^[2]。当前, SAT 问题特别是 3-SAT 问题仍然是计算复杂性中的一个核心问题。

在随机 k -SAT 问题中, 子句个数 M 与变元个数 N 的比值 α (也称约束密度) 是一个重要的结构参数, 该参数不仅会影响到公式的可满足性, 还会影响到公式的判定难度^[3-4]。具体地说, 对于给定的较大规模的变元数 N , 随着子句变元比 α 的不断增大, 存在某个临界值点 $\alpha_s(k)$, 当 $\alpha < \alpha_s(k)$ 时, 几乎所有的随机 k -SAT 实例都是可满足的, 而当 $\alpha > \alpha_s(k)$ 时, 几乎所有的随机 k -SAT 实

收稿日期: 2015-12-24; 录用日期: 2016-03-25; 网络出版时间: 2016-04-13 15:37

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160413.1537.007.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61262006, 61463044, 61462001); 贵州省重大应用基础研究项目 (JZ20142001); 贵州省科技厅联合基金 (LH20147636, LKQS201313); 黔南民族师范学院校级科研项目 (QNSY2011QN10, 2014ZCSX13)

* 通讯作者: Tel.: 0851-83627649 E-mail: dyxu@gzu.edu.cn

引用格式: 周锦程, 许道云, 卢友军, 等. 严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 模型及其相变现象[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2563-2571. ZHOU J C, XU D Y, LU Y J, et al. Strictly regular random $(3, s)$ -SAT model and its phase transition phenomenon [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2563-2571 (in Chinese).

例都是不可满足的。这种现象被称为随机 k -SAT 问题的相变 (phase transition) 现象。另外,从算法角度来看,在远离临界值点 $\alpha_s(k)$ 的两侧,绝大部分实例都是易解的,而在临界值点 $\alpha_s(k)$ 附近,从统计物理学的角度来看,由于随机 k -SAT 公式的解空间被分解成许多较小的解集簇,且这些解集簇之间相互分离,在每个解集簇内,存在着大量的冻结变元^[5-7],不可能通过翻转这个解集簇中的某个可满足指派少量变元赋值而使其转化为另一个解集簇中的可满足指派。因此,在临界值点 $\alpha_s(k)$ 附近,几乎所有的 k -SAT 求解算法都表现出了较差的性能,即便是采用当前求解 k -SAT 问题最为有效的调查传播 (Survey Propagation, SP) 算法^[8-9],其在求解 $\alpha_s(k)$ 附近的 k -SAT 实例时,也往往会失效。因此,研究 k -SAT 问题的相变现象不仅有助于进一步理解 NP 完全问题的难解本质,还有助于激发人们设计更为有效的 SAT 求解算法。然而,要找出 k -SAT 问题的确切相变点却是非常困难的。

当前,在 SAT 问题相变性质的研究方面,仅知道 2-SAT^[10]、 k -NAESAT^[11]、Regular 2-SAT^[12]、Regular NAE-SAT^[13] 以及 k -XORSAT^[14] 等几种具有特殊规则结构的 SAT 问题的精确相变点。Mertens 等^[15]运用统计物理中的一阶复本对称破缺理论,预测随机 k -SAT 问题可满足的临界值点 $\alpha_s(k) = 2^k \ln 2 - (\ln 2 + 1)/2 + o_k(1)$ 。在此基础上,Coja-Oghlan^[16]与 Ding 等^[17]通过寻找随机 k -SAT 问题中解的聚类,分别证明了当 k 足够大时 $\alpha_s(k)$ 的渐近值,即 $\alpha_s(k) \sim 2^k \ln 2 - (\ln 2 + 1)/2 + o_k(1)$,这与文献^[16]的预测几乎吻合。

在一般的随机 3-SAT 问题中,尽管人们不知道 α_s 的确切值,但研究表明, α_s 至少为 3.520^[18],至多为 4.506^[19]。Mézard 等^[8-9]预测 α_s 的值为 4.267,且存在阈值 $\alpha_c \approx 3.921$,并称 $\alpha < \alpha_c$ 的区域为易解 SAT 区域,而 $\alpha_c < \alpha < \alpha_s$ 的区域被称为难解 SAT 区域。

难解区域中的难解实例不仅能被广泛应用于各种 NP 完全问题的算法性能测试,还与密码学领域中的单向函数 (one-way function) 等密切相关^[3, 20]。因此,众多学者对如何构造 CSP 中的难解实例开展了大量的研究。北京航空航天大学的许可教授等^[21-22]分别在 B 模型和 D 模型的基础上提出的具有精确相变点的 RB 模型及 RD 模型,解决了经典 CSP 模型的平凡无解性问题,已被广泛应用于构造 CSP、SAT 和最大团等问题的难解实例^[23]。

此外,在 SAT 问题的研究中,研究者常常通过对公式结构中的子句长度、变元出现次数等加以限制,从而得到某种规则结构的 SAT 问题,使得在保留 NP 完全性的公式子类中 SAT 问题的研究更为具体。如限制子句长度为 k 的 k -SAT 问题,Tovey^[24]提出的变元出现次数受界的 SAT 判定问题;Dubois^[25]提出的每个子句恰有 r 个不同文字,每个变元至多出现 s 次的 r, s -SAT 问题;许道云教授^[26]提出的利用极小不可满足公式的临界特性,将任意一个 3-SAT 问题多项式时间规约到每个变元恰好出现 4 次的规则 3-SAT 问题;特别地,Boufkhad 等^[12]提出的随机正则 k -SAT 问题,受到了广泛的关注^[16, 27-31]。

在随机正则 3-SAT 问题的相变性质方面,Boufkhad 等^[12]首先证明了随机正则 3-SAT 问题可满足的临界值点 α_{3r} 位于 2.46 ~ 3.78 之间,即该相变点在均匀随机 3-SAT 问题相变点的左侧,也就是说,相对于一般的均匀随机 3-SAT 实例,随机正则 3-SAT 实例更难满足。此外,Rathi 等^[27]利用一阶矩方法和二阶矩方法证明了随机正则 k -SAT 问题可满足临界值点 α_{kr} 的上界和下界,即 $2^k \ln 2 - (k+1) \ln 2/2 - 1 \leq \alpha_{kr} \leq 2^k \ln 2$ 。

本文重点研究随机正则 3-SAT 问题的一个子问题——严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 问题。给出严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 问题的实例产生模型——SRR 模型,并证明严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 问题在 $s > 11$ 时是高概率不可满足的。实验结果表明:严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 实例的相变点位于 $s = 11$ 处,且当 $s = 11$ 时,SRR 模型所产生的随机实例比在相变点 $\alpha_s \approx 4.267$ 处同规模的均匀随机 3-SAT 实例更难求解,因此,本文所提出的 SRR 模型能够较容易地构造 $s = 11$ 处的随机 3-SAT 难解实例。

1 严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 问题

1.1 基本概念

令 $\{x_1, x_2, \dots, x_N\}$ 为含有 N 个布尔变元的集合,一个文字 ℓ_i 是一个变元 x_i 或其否定 $\neg x_i$,一个子句 C 是若干个文字的析取 $(\ell_1 \vee \ell_2 \vee \dots \vee \ell_k)$ 。一个 CNF (Conjunctive Normal Form) 公式 F 是若干个子句的合取 $(C_1 \wedge C_2 \wedge \dots \wedge C_M)$ 。一个 k -CNF 公式是由 N 个变元和 M 个长度恰好为 k 的子句构成的 CNF 公式。给定一个 CNF 公式 F , SAT 问题指:是否存在一组变元 $\{x_1, x_2, \dots, x_N\}$ 的赋值,使得公式 F 为真,其中 k -CNF 公式的判定

问题称为 k -SAT 问题。一个正则 3-SAT 问题^[12]是一个具有 N 个变元, M 个子句并满足如下限制的 3-CNF 公式的判定问题: 每个子句的长度恰有 3 个不同文字, 每个变元恰好出现 s 次, 且其正负文字出现的期望次数相等。

定义 1 严格正则(3,s)-SAT 问题

严格正则(3,s)-SAT 问题是正则 3-SAT 问题的子问题, 在这类公式中, 每个子句恰有 3 个不同文字, 每个变元恰好出现 $s(s \in \mathbf{Z}^+)$ 次且其正负文字出现至多相差 1 次。

一个严格随机正则(3,s)-SAT 公式是指均匀地从所有严格正则(3,s)-SAT 公式上选取的一个随机实例, 其对应的因子图^[32]是一个双正则二部图, 其中, 二部图中的一侧由变元集构成, 另一侧由子句集构成。通常用实心圆点来表示变元节点, 用矩形框来表示子句节点, 若变元 x_i 在子句 C_i 中正出现, 则用实边连接 x_i 与 C_i , 否则就用虚边连接 x_i 与 C_i 。例如, 严格正则(3,4)-SAT 公式 $F = (\neg x_1 \vee \neg x_2 \vee x_3) \wedge (\neg x_1 \vee x_2 \vee \neg x_3) \wedge (x_1 \vee \neg x_2 \vee x_3) \wedge (x_1 \vee x_2 \vee \neg x_3)$ 的因子图为图 1 所示的双正则二部图。图中: $C_1 = (\neg x_1 \vee \neg x_2 \vee x_3)$, $C_2 = (\neg x_1 \vee x_2 \vee \neg x_3)$, $C_3 = (x_1 \vee \neg x_2 \vee x_3)$, $C_4 = (x_1 \vee x_2 \vee \neg x_3)$, 且每个变元恰好出现 4 次, 每个文字恰好出现 2 次。

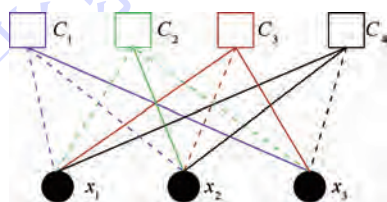


图 1 严格正则(3,4)-SAT 公式 F 的双正则二部图表示

Fig. 1 Biregular bigraph representation of strictly regular (3,4)-SAT formula F

1.2 随机 k -SAT 的相变现象

大量的理论研究和实验结果表明, 在通过某种随机过程产生的某些 NP 完全问题实例中, 往往会存在某个控制参数 μ , 使得当随机实例中变元规模较大时, 存在某个临界值点 μ^* , 当 $\mu > \mu^*$ 时, 几乎所有的实例都是无解的, 而当 $\mu < \mu^*$ 时, 几乎所有的实例都是有解的, 这种现象被称为相变现象, 临界值点 μ^* 被称为相变点。此外, 实验结果还表明, 此类问题中, 最难解的实例往往位于相变点附近的区域。

在随机 k -SAT 问题中, 当变元规模 $N \rightarrow \infty$ 时, 对于给定的变元规模 N 和子句长度 k , 随机选择一个 k -SAT 式 F , 其可满足的概率 $\Pr(F \text{ is SAT})$

是子句变元比 α 的减函数。实验研究表明^[33], 存在一个临界值点 $\alpha_s(k)$, 当 $\alpha < \alpha_s(k)$ 时, 几乎所有随机 k -SAT 实例都是可满足的, 而当 $\alpha > \alpha_s(k)$ 时, 几乎所有的随机 k -SAT 实例都是不可满足的, 其形式化为

$$\lim_{N \rightarrow \infty} \Pr(F \text{ is SAT}) = \begin{cases} 1 & \alpha < \alpha_s(k) \\ 0 & \alpha > \alpha_s(k) \end{cases} \quad (1)$$

尽管人们普遍相信式(1)对于任意的 $k \geq 2$ 都是成立的, 然而在求解精确的临界值点 $\alpha_s(k)$ 方面, 经过众多研究者的努力, 虽然已取得了很大的进步, 但当前, 式(1)仅在 $k = 2$ ^[10] 时得到了严格的证明, 在 k 足够大时, 得到了 $\alpha_s(k)$ 的渐近值^[16-17]。因此, 研究某种更为具体的规则结构的随机 k -SAT 子问题, 例如严格随机正则(3,s)-SAT 问题是比较有意义的。

2 严格随机正则(3,s)-SAT 实例产生模型

通常的均匀随机 3-SAT 问题的实例产生模型是指: 独立并且均匀地从所有 $2^3 C_N^3$ 个长度为 3 的子句中随机选取 $M = \alpha N$ 个可能子句, 从而构成一个随机 3-SAT 公式。下面我们介绍严格随机正则(3,s)-SAT 问题的实例产生模型——SRR 模型。该模型包含变元规模 N 和变元出现次数 s 2 个参数, 在 SRR 模型产生的子句中, 每个子句恰有 3 个不同文字, 每个变元都恰好出现 s 次且其正负文字出现次数 r 至多相差 1 次, 不难发现, 在严格随机正则(3,s)-SAT 问题实例中, 变元总数 N 为 3 的整数倍, 子句总数 M 恰为 $Ns/3$ 个, 且子句变元比 $\alpha = M/N = s/3$ 。令 r_{i1} 表示文字正出现的次数, r_{i2} 表示文字负出现的次数。下面给出 SRR 模型生成严格随机正则(3,s)-SAT 问题实例的具体过程。

Step 1 置 $j = 0, C = \emptyset$ 。

Step 2 对每个变元 $x_i, i \in (1, 2, \dots, N)$:

Step 2.1 若 s 为偶数, 则置 $r_{i1} = r_{i2} = s/2$;

Step 2.2 若 s 为奇数, 等概率地置 $r_{i1} = \lfloor s/2 \rfloor$

或 $r_{i1} = \lfloor s/2 \rfloor + 1$, 并置 $r_{i2} = s - r_{i1}$;

Step 2.3 产生 r_{i1} 个正文字的拷贝、 r_{i2} 个负文字的拷贝放置于盒子 A 中。

Step 3 从 A 中不放回地随机选取 3 个文字 $\ell_{j1}, \ell_{j2}, \ell_{j3}$:

Step 3.1 若 $\ell_{j1}, \ell_{j2}, \ell_{j3}$ 对应的变元互不相同(可以构成一个合法的子句)且 $\ell_{j1}, \ell_{j2}, \ell_{j3}$ 不同时出现在已有的某个子句 $C_k (k = 1, 2, \dots, j)$ 中(不

是重复子句), 则置 $C_j = \ell_{j1} \vee \ell_{j2} \vee \ell_{j3}$, 并将子句 C_j 以合取的方式连接到 C 中;

Step 3.2 否则将 $\ell_{j1}, \ell_{j2}, \ell_{j3}$ 放回 A 中, 返回 Step 3;

Step 3.3 置 $A = A \setminus \{\ell_{j1}, \ell_{j2}, \ell_{j3}\}, j = j + 1$ 。

Step 4 若 $j < Ns/3$, 返回 Step 3, 否则输出 C 并结束处理。

3 严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 问题相变点上界

本节结合一阶矩方法和生成函数展开项系数的渐近近似技术, 证明严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 问题相变点的上界。

令 Z 为一个非负随机变元且其期望为 $E(Z)$, 则由一阶矩方法有

$$\Pr(Z > 0) \leq E(Z) \quad (2)$$

若 $\mathcal{N}$ 表示一个严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 公式 F 可满足的解的个数, 那么由式(2)有

$$\Pr(F \text{ is SAT}) = \Pr(\mathcal{N} > 0) \leq E(\mathcal{N}) \quad (3)$$

对于 F 中的任意一个指派 $\sigma(x_1, x_2, \dots, x_N)$, 令 $\mathcal{A}$ 表示事件: 指派 $\sigma(x_1, x_2, \dots, x_N)$ 满足公式 F ; 令 $\mathcal{B}$ 表示事件: 指派 $\sigma(1, 1, \dots, 1)$ 满足公式 F 。由 SRR 模型的生成机制知, 对变元集 $\{x_1, x_2, \dots, x_N\}$ 中的任何指派, 其能成为一个可满足解的概率是相同的, 因此有 $\Pr(\mathcal{A}) = \Pr(\mathcal{B})$ 成立。由于 N 个变元的所有指派数共有 2^N 个, 所以结合式(3)有

$$\Pr(F \text{ is SAT}) \leq E(\mathcal{N}) = 2^N \Pr(\mathcal{A}) = 2^N \Pr(\mathcal{B}) \quad (4)$$

下面计算 $\sigma(1, 1, \dots, 1)$ 满足一个严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 公式 F 的概率 $\Pr(\mathcal{B})$ 。由生成函数的性质知, 每个子句中至少含有 1 个正文字的生成函数为

$$p(x) = \sum_{i=1}^3 C_3^i x^i = 3x + 3x^2 + x^3 \quad (5)$$

由 SRR 模型的产生机制知, 其所产生的公式中正文字的总数和负文字的总数均为 $Ns/2$ 个, 由于所有 $M = Ns/3$ 个子句中每个子句都至少含有 1 个正文字的生成函数为 $p(x)^M$, 即

$$p(x)^M = x^M (3 + 3x + x^2)^M \quad (6)$$

令 λ 表示公式中 M 个子句均能被满足的公式总数, 则由生成函数的性质知, λ 为 $p(x)^M$ 的展开项中 $x^{Ns/2}$ 项的系数。记: $\lambda = [x^{Ns/2}] \{p(x)^M\}$ 。令 $f(x) = p(x)/x = 3 + 3x + x^2$, 由 $M = Ns/3$ 知

$$\lambda = [x^{Ns/2-M}] \{f(x)^M\} = [x^{M/2}] \{f(x)^M\} \quad (7)$$

下面采用文献[34]中关于生成函数展开项

系数的渐近近似技术, 来求解 $f(x)^M$ 的展开项中 $x^{M/2}$ 项的系数, 即计算式(7)中 λ 的值。

引理 1^[34] 令 $f(x) = f_0 + f_1x + f_2x^2 + \dots$, 其是一个满足 $f_0 \neq 0, f_1 \neq 0$ 且 $f_i \geq 0 (i \geq 2)$ 的生成函数, 定义 $\Delta f(x)$ 和 $\delta f(x)$ 为 $f(x)$ 上的 2 个操作算子, 且 $\Delta f(x) = xf'(x)/f(x), \delta f(x) = \Delta f'(x)/x$, 假设 $\gamma, \eta \rightarrow \infty$ 且 γ/η 是区间 $[a, b] (0 < a < b)$ 上的常数, 定义 ρ 和 σ^2 分别满足 $\Delta f(\rho) = \gamma/\eta, \sigma^2 = \rho^2 \delta f(\rho)$, 若 $\rho > 0$, 则

$$[x^\gamma] \{f(x)^\eta\} = \frac{f(\rho)^\eta}{\sigma \rho^\gamma \sqrt{2\pi\eta}} (1 + o(1)) \quad (8)$$

定理 1 若 $s > 11$, 则 SRR 模型所生成的严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 实例是高概率不可满足的。

证明 由 $f(x) = 3 + 3x + x^2, \gamma = M/2, \eta = M$, 由引理 1 有

$$\Delta f(x) = \frac{3x + 2x^2}{3 + 3x + x^2} = \frac{1}{2} \quad (9)$$

$$\delta f(x) = \frac{3(1+x)(3+x)}{x(3+3x+x^2)^2} \quad (10)$$

则由式(7)和式(8)有

$$\lambda = [x^{M/2}] \{f(x)^M\} = \frac{f(\rho)^M}{\sigma \rho^{M/2} \sqrt{2\pi M}} (1 + o(1)) \quad (11)$$

由于严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 公式中所有正文字的排列和负文字的排列均有 $(Ns/2)!$ 个, 且总的公式数为 $(Ns)!$ 个, 则 $\sigma(1, 1, \dots, 1)$ 满足一个随机公式 F 的概率为

$$\Pr(\mathcal{B}) = \frac{(Ns/2)!(Ns/2)!}{(Ns)!} \lambda \quad (12)$$

进一步计算一个随机公式可满足的解的个数 $\mathcal{N}$ 的期望值, 由式(4)和式(12)有

$$E(\mathcal{N}) = 2^N \frac{(Ns/2)!(Ns/2)!}{(Ns)!} \cdot \frac{f(\rho)^M}{\sigma \rho^{M/2} \sqrt{2\pi M}} (1 + o(1)) \quad (13)$$

由 Stirling 公式^[35] 有

$$\lim_{N \rightarrow \infty} N! = \sqrt{2N\pi} e^{-N} N^N (1 + O(1/N)) \quad (14)$$

则由式(13)和式(14)有

$$E(\mathcal{N}) = 2^N \frac{\sqrt{Ns\pi} \left(\frac{Ns}{2e}\right)^{Ns/2}}{\sqrt{2Ns\pi} \left(\frac{Ns}{e}\right)^{Ns}} \cdot \frac{f(\rho)^{Ns/3}}{\sigma \rho^{Ns/6} \sqrt{Ns\pi}} (1 + o(1))$$

定义 $E(\mathcal{N})$ 的熵密度为 $\lim_{N \rightarrow \infty} \ln(E(\mathcal{N}))/N$, 则

$$\lim_{N \rightarrow \infty} \frac{\ln(E(\mathcal{N}))}{N} = (1-s) \ln 2 + \frac{s \ln f(\rho)}{3} - \frac{s \ln \rho}{6} \quad (15)$$

由式(9)得 $\rho = (\sqrt{5} - 1)/2$, 则 $f(\rho) = \sqrt{5} + 3$ 。
由式(10)知 $\delta f(\rho) = (15 + 9\sqrt{5})/(2 + 2\sqrt{5})$ 。另
外,由 $\sigma^2 = \rho^2 \delta f(\rho)$ 知 $\sigma = 3\sqrt{5}/2$ 。

令函数 $g(s) = \lim_{N \rightarrow \infty} \ln(E(\mathcal{N}))/N$, 有

$$g(s) = (1 - s) \ln 2 + \frac{s}{3} \ln(\sqrt{5} + 3) - \frac{s}{6} \ln \frac{\sqrt{5} - 1}{2}$$

(16)

则 $g'(s) = -\ln 2 + \frac{1}{3} \ln(\sqrt{5} + 3) - \frac{1}{6} \ln \frac{\sqrt{5} - 1}{2} \approx$
 -0.0611 , 由 $g'(s) < 0$ 知 $g(s)$ 是关于 s 的单调递
减函数, 又因为 $g(11) \approx 0.0212 > 0$, $g(12) \approx$
 $-0.0399 < 0$, 因此, 由 $s \in \mathbf{Z}^+$ 知当 $s > 11$ 时,
 $E(\mathcal{N}) < 0$, 结合式(3)知, SRR 模型所生成的严格
随机正则(3,s)-SAT 实例是高概率不可满足的。

证毕

4 实验分析

本节通过实验观察严格随机正则(3,s)-SAT
问题的相变点, 并比较求解该问题在相变点处的
实例与求解均匀随机 3-SAT 问题在相变点处的实
例难度, 以说明 SRR 模型所构造的在相变点处的
3-SAT 实例比均匀随机 3-SAT 模型构造的相变点
处的实例更难解。

由于 SAT 问题的树型归结证明长度与基于
归结的算法的运行时间有密切关系, Chvátal 和
Szemerédi^[36] 已经证明了随机 k -SAT 问题在 $k \geq 3$
时具有指数级的树型归结证明, 即基于归结的算
法在求解随机 3-SAT 问题中的时间开销呈指数增
长。此外, 由于当前求解 SAT 问题的较好的完备
算法如 DPLL^[37] 及其改进版本 ZChaff^[38] 都是基于
归结的算法, 因此, 在实验中选用 ZChaff 算法来
求解这 2 种随机 3-SAT 实例, 用以比较这 2 种实
例的求解难度。

1) 针对严格随机正则(3,s)-SAT 问题, 选取
变元规模 N 分别为 60, 90, $\dots$, 210, 各变元出现次
数 s 分别取 7, 8, $\dots$, 15, 并用 SRR 模型对每个变
元规模中的每个 s 产生 100 个随机实例(共 $6 \times$
 9×100 个实例)。然后采用 ZChaff 算法计算各变
元规模下的 9×100 个实例, 同时记录下求解每个
实例的运行时间和可满足情况。表 1 列出了不
同变元规模下, s 取不同值时每 100 个随机实例
中可满足的实例总数。表 2 列出了不同变元规
模下, s 取不同值时每个随机实例的平均求解
时间。

表 1 各变元规模下, 不同 s 时每 100 个严格随机正则
(3,s)-SAT 实例中可满足的实例总数

Table 1 Total number of satisfied instances for
each s in every 100 strictly regular random (3,s)-SAT
instances with different-sized variables

s	7	8	9	10	11	12	13	14	15
$N = 60$	100	100	100	84	43	0	0	0	0
$N = 90$	100	100	100	94	33	0	0	0	0
$N = 120$	100	100	100	95	30	0	0	0	0
$N = 150$	100	100	100	100	17	0	0	0	0
$N = 180$	100	100	100	100	14	0	0	0	0
$N = 210$	100	100	100	100	13	0	0	0	0

表 2 各变元规模下, 不同 s 时每 100 个严格随机正则
(3,s)-SAT 实例中各实例的平均求解时间

Table 2 Average solution time for each s in every 100
strictly regular random (3,s)-SAT instances with
different-sized variables

s	9	10	11	12	13
$N = 60$	0.0024	0.0315	0.0292	0.0286	0.0176
$N = 90$	0.0045	0.2067	0.4384	0.1673	0.1079
$N = 120$	0.0088	2.4937	4.8541	1.4364	0.5951
$N = 150$	0.0450	10.9437	109.4090	15.2676	5.4547
$N = 180$	0.0904	124.5869	1760.3780	219.2434	30.0708
$N = 210$	0.1506	747.5473	57679.6000	4080.9870	485.3580

从表 1 可以看出, 当变元规模 $N \geq 60$ 且各变
元出现次数 $s \geq 12$ 时, 在所有随机生成的严格随
机正则(3,s)-SAT 实例中, 均未发现可满足的实
例, 这与定理 1 中的结论完全吻合。

此外, 当变元规模 $N \geq 60$ 且各变元出现次数
 $s \leq 9$ 时, 在所有随机生成的严格随机正则(3,s)-
SAT 实例中均未发现不可满足的实例, 并且在 $s =$
10 时, 随着变元规模 N 的增大, 随机生成的严格
正则(3,10)-SAT 实例中可满足实例的数目也逐
渐增多, 且当变元规模 N 达到 150 以后, 所有的
严格随机严格正则(3,10)-SAT 实例都是可满足
的, 而在 $s = 11$ 时, 实验中发现, 既有不可满足
的实例, 也有可满足的实例。

因此, 由实验可以看出, 当变元规模 N 较大
时, 严格随机正则(3,s)-SAT 问题在 $s > 11$ 时, 所
有随机生成的实例都是高概率不可满足的, 而当
 $s < 11$ 时, 所有严格随机正则(3,s)-SAT 问题都
是高概率可满足的, 即严格随机正则(3,s)-SAT 问
题的精确相变点位于 $s = 11$ 处。

图 2 给出了不同变元规模下严格随机正则
(3,s)-SAT 实例在不同变元出现次数下, 其可满
足的概率。可以看出, 随着变元规模 N 的逐渐增
大, (3,10)-SAT 实例逐渐变为全部可满足, 而当
变元规模 $N \geq 60$ 时, (3,12)-SAT 实例全部变为
不可满足, 即严格随机正则(3,s)-SAT 问题的精

确相变点位于 $s = 11$ 处。

记 $s = 11$ 处求解单个实例的平均求解时间为 t , 由表 2 知, 当问题规模 $N \leq 120$ 时, 即使是在相变点 $s = 11$ 处的严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 实例, 其单个实例的平均求解也可以在 5 s 内完成, 而当 $N = 150$ 时, $t = 109.409\ 0\ \text{s}$, 当 $N = 180$ 时, $t = 1\ 760.378\ 0\ \text{s}$, 随着问题规模的进一步增大, 求解 $s = 11$ 处单个实例的平均求解时间也迅速增加, 当 $N = 210$ 时, 求解 $s = 11$ 处单个实例的平均求解时间已高达 $57\ 679.600\ 0\ \text{s}$ 。

图 3 给出了变元规模 $N = 150, 180, 210$ 时, s 分别取 $9, 10, \dots, 13$ 时每 100 个随机实例中各实例的平均求解时间。可以看出, 当 $s \leq 9$ 和 $s \geq 13$ 时, 严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 问题实例相对较易求解。另一方面, 从图 3 还可以看出, 求解严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 问题实例的难度与求解均匀随机 3-SAT 问题实例的情形类似, 也呈现出典型的“Easy-Hard-Easy”模式, 且在相变点右侧区域的实例相对于相变点左侧区域的实例而言, 求解难度要更大一些。

2) 针对通常的均匀随机 3-SAT 问题, 分别选取变元规模 N 为 $60, 90, \dots, 270$, 对子句变元比 α , 选取其初始值 $\alpha_{\text{start}} = 2$, 步长 $\Delta\alpha = 0.05$ 且

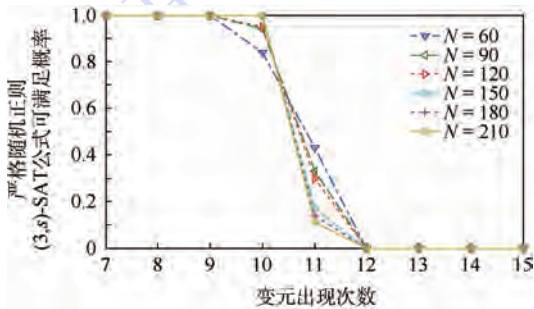


图 2 不同变元规模下严格随机正则公式的相变
Fig. 2 Phase transition for strictly regular random formulas with different-sized variables

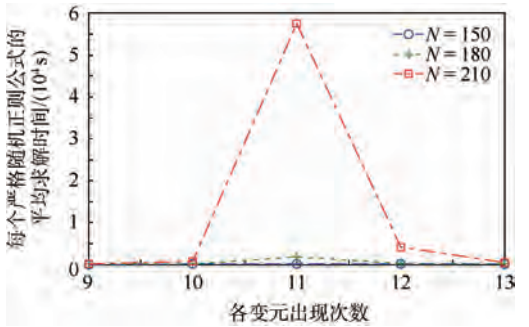


图 3 不同变元规模下严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 实例的平均求解时间
Fig. 3 Average solution time for strictly regular random $(3, s)$ -SAT instances with different-sized variables

$\alpha_{\text{end}} = 6$, 然后采用均匀随机 3-SAT 实例产生模型, 对不同变元规模下的每个 α , 各生成 100 个随机实例。实验过程中, 仍采用 ZChaff 算法对每种变元规模下的 $100(\alpha_{\text{end}} - \alpha_{\text{start}})/\Delta\alpha = 8\ 000$ 个实例 (共计 $8 \times 8\ 000$ 个实例) 进行求解, 并记录求解每个实例的运行时间和可满足情况。

由于 $\alpha < 3.95$ 时, 绝大多数的随机 3-SAT 实例都是可满足的, 而 $\alpha > 4.55$ 时绝大多数的实例都是不可满足的, 因此, 在表 3 中只给出了不同变元规模下, α 取 $3.95 \sim 4.55$ 时每 100 个随机实例中可满足的实例总数。另外, 当变元规模 $N \leq 120$ 时, 随机 3-SAT 实例在相变点附近也较易求解, 所以在表 4 中只给出了变元规模 N 取 $150, 180, \dots, 270$ 且 $\alpha \approx 4.267$ 下每 100 个随机 3-SAT 实例中每个实例的平均求解时间。

由于严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 公式的子句变元比 $\alpha = s/3$, 将图 2 中 s 用对应的子句变元比来表示, 结合实验中所有随机生成的均匀随机 3-SAT 实例的求解结果, 得到了如图 4 所示的随机 3-SAT 与严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 问题的相变。图中: N_r 为正则公式的变元数。可以看出, 相对于一般的 3-SAT 问题, 严格随机正则 $(3, s)$ -SAT

表 3 各变元规模下, 相变点附近每 100 个均匀随机 3-SAT 实例中可满足的实例总数
Table 3 Total number of satisfied instances near phase transition point in every 100 uniform random 3-SAT instances with different-sized variables

α	3.95	4.05	4.15	4.20	4.25	4.30	4.35	4.45	4.55
$N = 60$	91	84	68	67	62	55	42	35	19
$N = 90$	94	89	72	61	61	45	40	35	8
$N = 120$	94	90	74	64	61	40	37	21	6
$N = 150$	95	91	78	64	57	52	46	18	8
$N = 180$	100	91	76	64	48	44	33	19	5
$N = 210$	100	93	81	70	50	47	30	12	0
$N = 240$	99	99	78	73	50	35	25	12	2
$N = 270$	100	98	88	69	61	48	23	13	0

表 4 各变元规模下,α≈4.267 时每 100 个均匀随机 3-SAT 实例中各实例的平均求解时间

Table 4 Average solution time for α≈4.267 in every 100 uniform random 3-SAT instances with different-sized variables

N	150	180	210	240	270
平均求解时间/s	1.341 7	8.293 5	76.859 0	361.543 4	2 548.435 0

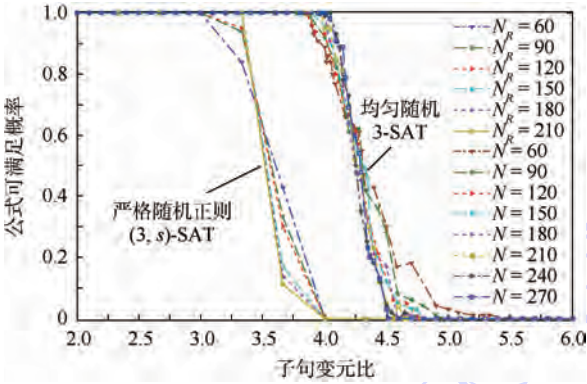


图 4 不同变元规模下均匀随机 3-SAT 实例和严格随机正则(3,s)-SAT 实例的相变

Fig. 4 Phase transitions for uniform random 3-SAT instances and strictly regular random (3,s)-SAT instances with different-sized variables

问题的相变点有明显的前移现象,也就是说,严格随机正则(3,s)-SAT 问题实例比一般的均匀随机 3-SAT 问题实例更难满足。

通过比较表 2 和表 4 中同规模下,在相变点 $s = 11$ 处的严格随机正则(3,s)-SAT 和在相变点 $\alpha \approx 4.267$ 处的均匀随机 3-SAT 的实例的平均求解时间,可以看出,在变元规模 $N = 150$ 时,求解相变点 $s = 11$ 处的严格随机正则(3,s)-SAT 问题实例的平均时间 $t_1 = 109.4090\text{ s}$,而求解同规模的均匀随机 3-SAT 问题实例仅需要 $t_2 = 1.3417\text{ s}$,当 $N = 180$, $t_1 = 1\,760.3780\text{ s}$, $t_2 = 8.2935\text{ s}$,当 $N = 210$ 时, $t_1 = 57\,679.6000\text{ s}$, $t_2 = 76.8590\text{ s}$ 。特别地,即使求解规模 $N = 270$ 时的相变点处的均匀随机 3-SAT 问题实例,其平均求解时间 t_2 也仅仅为 $2\,548.4350\text{ s}$,这个平均求解时间甚至远小于求解规模 N 仅为 210 的严格随机正则(3,s)-SAT 实例的平均求解时间。因此,在基于归结的算法上,求解严格随机正则(3,s)-SAT 问题实例要远比求解一般的均匀随机 3-SAT 问题实例难。

5 结 论

本文考虑了一种严格随机正则(3,s)-SAT 问题,并给出了该问题的实例产生模型——SRR

模型。

1) 证明了严格随机正则(3,s)-SAT 问题可满足临界点的上界,即当变元规模 N 较大且 $s > 11$ 时,严格随机正则(3,s)-SAT 公式是高概率不可满足的。

2) 实验结果表明,SRR 模型所产生的严格随机正则(3,s)-SAT 问题实例的相变点位于 $s = 11$ 处。

3) 严格随机正则(3,s)-SAT 实例在相变点 $s = 11$ 处,比在相变点 $\alpha \approx 4.267$ 处同规模的均匀随机 3-SAT 实例更难于求解。

4) 本文所提出的严格随机正则(3,s)-SAT 实例产生模型可以很方便地构造在相变点 $s = 11$ 处的随机 3-SAT 难解实例,这将有助于人们进一步理解 3-SAT 问题的难解本质,激发人们针对难解问题设计更好的求解算法。

参考文献 (References)

[1] COOK S A. The complexity of theorem-proving procedures [C] // Proceedings of the 3rd Annual ACM Symposium on Theory of Computing. New York: ACM, 1971: 151-158.

[2] JOHNSON D S. The NP-completeness column: An ongoing guide [J]. Journal of Algorithms, 1984, 5 (3) : 433-447.

[3] COOK S A, MITCHELL D G. Finding hard instances of the satisfiability problem: A survey [C] // Satisfiability Problem: Theory and Applications, DIMACS Series in Discrete Mathematics and Theoretical Computer Science. Piscataway, NJ: American Mathematical Society, 1997: 1-17.

[4] FRIEDGUT E, BOURGAIN J. Sharp thresholds of graph properties, and the k -SAT problem [J]. Journal of the American Mathematical Society, 1999, 12 (4) : 1017-1054.

[5] ACHLIOPTAS D, RICCI-TERSENGHI F. On the solution-space geometry of random constraint satisfaction problems [C] // Proceedings of the 38th Annual ACM Symposium on Theory of Computing. New York: ACM, 2006: 130-139.

[6] SEMERJIAN G. On the freezing of variables in random constraint satisfaction problems [J]. Journal of Statistical Physics, 2008, 130 (2) : 251-293.

[7] ACHLIOPTAS D, RICCI-TERSENGHI F. Random formulas have frozen variables [J]. SIAM Journal on Computing, 2009, 39 (1) : 260-280.

[8] MÉZARD M, PARISI G, ZECCHINA R. Analytic and algorithmic solution of random satisfiability problems [J]. Science, 2002, 297 (5582) : 812-815.

[9] MÉZARD M, ZECCHINA R. Random k -satisfiability problem: From an analytic solution to an efficient algorithm [J]. Physical Review E, 2002, 66 (5) : 056126.

[10] CHVÁTAL V, REED B. Mick gets some (the odds are on his side) [satisfiability] [C] // Proceedings of 33rd Annual Symposium on Foundations of Computer Science. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1992: 620-627.

- [11] COJA-OGHLAN A, PANAGIOTOU K. Catching the k -NAESAT threshold [C] // Proceedings of the 44th Annual ACM Symposium on Theory of computing. New York: ACM, 2012: 899-908.
- [12] BOUFGHAD Y, DUBOIS O, INTERIAN Y, et al. Regular random k -SAT: Properties of balanced formulas [J]. Journal of Automated Reasoning, 2005, 35 (1): 181-200.
- [13] DING J, SLY A, SUN N. Satisfiability threshold for random regular NAE-SAT [C] // Proceedings of the 46th Annual ACM Symposium on Theory of Computing. New York: ACM, 2014: 814-822.
- [14] RICCI-TERSENGHI F, WEIGT M, ZECCHINA R. Simplest random k -satisfiability problem [J]. Physical Review E, 2001, 63 (2): 026702.
- [15] MERTENS S, MÉZARD M, ZECCHINA R. Threshold values of random k -SAT from the cavity method [J]. Random Structures & Algorithms, 2006, 28 (3): 340-373.
- [16] COJA-OGHLAN A. The asymptotic k -SAT threshold [C] // Proceedings of the 46th Annual ACM Symposium on Theory of Computing. New York: ACM, 2014: 804-813.
- [17] DING J, SLY A, SUN N. Proof of the satisfiability conjecture for large k [C] // Proceedings of the 47th Annual ACM Symposium on Theory of Computing. New York: ACM, 2015: 59-68.
- [18] HAJIAGHAYI M T, SORKIN G B. The satisfiability threshold of random 3-SAT is at least 3.52 [EB/OL]. Ithaca, New York: Cornell University Library, 2003 (2003-10-22) [2015-12-24]. <http://arxiv.org/abs/math/0310193v2>.
- [19] KAPORIS A C, KIROUSIS L M, LALAS E G. The probabilistic analysis of a greedy satisfiability algorithm [J]. Random Structures & Algorithms, 2006, 28 (4): 444-480.
- [20] IMPAGLIAZZO R, LEVIN L A, LUBY M. Pseudo-random generation from one-way functions [C] // Proceedings of the 21st Annual ACM Symposium on Theory of Computing. New York: ACM, 1989: 12-24.
- [21] XU K, LI W. Exact phase transitions in random constraint satisfaction problems [J]. Journal of Artificial Intelligence Research, 2000, 12 (1): 93-103.
- [22] XU K, LI W. Many hard examples in exact phase transitions [J]. Theoretical Computer Science, 2006, 355 (3): 291-302.
- [23] XU K, BOUSSEMARY F, HEMERY F, et al. Random constraint satisfaction: Easy generation of hard (satisfiable) instances [J]. Artificial Intelligence, 2007, 171 (8): 514-534.
- [24] TOVEY C A. A simplified NP-complete satisfiability problem [J]. Discrete Applied Mathematics, 1984, 8 (1): 85-89.
- [25] DUBOIS O. On the r, s -SAT satisfiability problem and a conjecture of Tovey [J]. Discrete Applied Mathematics, 1990, 26 (1): 51-60.
- [26] 许道云. 极小不可满足公式在多项式归约中的应用 [J]. 软件学报, 2006, 17 (5): 1204-1212.
- XU D Y. Applications of minimal unsatisfiable formulas to polynomially reduction for formulas [J]. Journal of Software, 2006, 17 (5): 1204-1212 (in Chinese).
- [27] RATHI V, AURELL E, RASMUSSEN L, et al. Bounds on threshold of regular random k -SAT [C] // 13th International Conference on Theory and Applications of Satisfiability Testing. Berlin: Springer, 2010: 264-277.
- [28] CASTELLANA M, ZDEBOROVÁ L. Adversarial satisfiability problem [J]. Journal of Statistical Mechanics: Theory and Experiment, 2011, 2011 (3): P03023.
- [29] SUMEDHA S, KRISHNAMURTHY S, SAHOO S. Balanced K -satisfiability and biased random K -satisfiability on trees [J]. Physical Review E, 2013, 87 (4): 042130.
- [30] KRISHNAMURTHY S. Exact satisfiability threshold for k -satisfiability problems on a Bethe lattice [J]. Physical Review E, 2015, 92 (4): 042144.
- [31] BAPST V, COJA-OGHLAN A. The condensation phase transition in the regular k -SAT model [EB/OL]. Ithaca, New York: Cornell University Library, 2015 (2015-10-07) [2015-12-24]. <http://arxiv.org/pdf/1507.03512v3>.
- [32] 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.
- [33] KIRKPATRICK S, SELMAN B. Critical behavior in the satisfiability of random Boolean expressions [J]. Science, 1994, 264 (5163): 1297-1301.
- [34] FLAJOLET P, SEDGEWICK R. Analytic combinatorics [M]. Oxford: Cambridge University Press, 2009.
- [35] ROBBINS H. A remark on Stirling's formula [J]. The American Mathematical Monthly, 1955, 62 (1): 26-29.
- [36] CHVÁTAL V, SZEMERÉDI E. Many hard examples for resolution [J]. Journal of the ACM, 1988, 35 (4): 759-768.
- [37] DAVIS M, LOGEMANN G, LOVELAND D. A machine program for theorem-proving [J]. Communications of the ACM, 1962, 5 (7): 394-397.
- [38] MOSKEWICZ M W, MADIGAN C F, ZHAO Y, et al. Chaff: Engineering an efficient SAT solver [C] // Proceedings of the 38th Annual Design Automation Conference. New York: ACM, 2001: 530-535.

作者简介:

周锦程 男, 博士研究生, 副教授。主要研究方向: 计算复杂性、算法设计与分析、SAT 问题等。

Tel.: 13809490127

E-mail: guideaaa@126.com

许道云 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 可计算性与计算复杂性、算法设计与分析、SAT 问题等。

Tel.: 0851-83627649

E-mail: dyxu@gzu.edu.cn

Strictly regular random $(3,s)$ -SAT model and its phase transition phenomenon

ZHOU Jincheng^{1,2}, XU Daoyun^{1,*}, LU Youjun¹, DAI Cunkuan¹

(1. College of Computer Science and Technology, Guizhou University, Guiyang 550025, China;

2. School of Mathematics and Statistics, Qiannan Normal University for Nationalities, Duyun 558000, China)

Abstract: We study the restricted occurrence times for variables and literatures in 3-SAT problem. In particular, we propose a strictly regular random $(3,s)$ -SAT problem and its instances generating model—SRR model. Using the first moment method and the asymptotic approximation technique to the expansion coefficient in generating function, we derive an upper bound of the phase transformation point for the strictly regular random $(3,s)$ -SAT problem, i. e. , when the variable size N is large enough and the variable occurrence times s is greater than 11, the strictly regular random $(3,s)$ -SAT instances are unsatisfied with high probability. Furthermore, for the random instances generated by model SRR with different variable size, our experimental results show that when N is greater than 60 and s is greater than 11, all the $(3,s)$ -SAT instances are unsatisfied, and when N is greater than 150 and s is less than 11, all the $(3,s)$ -SAT instances are satisfied. Thus, the phase transition point of the strictly regular random $(3,s)$ -SAT instances is located at $s = 11$ (i. e. , the ratio of clauses to variables is $11/3$). We also observe that the strictly regular random $(3,s)$ -SAT instances at the location $s = 11$ are much more difficult to solve than the uniform random 3-SAT instances around its phase transition point, which is about 4.267 (the ratio of clauses to variables). Therefore, it is quite easy to generate hard random 3-SAT instances by our SRR model at the location where s is 11.

Key words: strictly regular $(3,s)$ -SAT problem; phase transition properties; computational complexity; hard instances generation model; generating function

Received: 2015-12-24; Accepted: 2016-03-25; Published online: 2016-04-13 15:37

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160413.1537.007.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61262006, 61463044, 61462001); Major Applied Basic Research Program of Guizhou Province (JZ20142001); Science and Technology Foundation of Guizhou Province (LH20147636, LKQS201313); the Foundation of Qiannan Normal University for Nationalities (QNSY2011QN10, 2014ZCSX13)

* Corresponding author. Tel.: 0851-83627649 E-mail: dyxu@gzu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0362

粒子群优化粒子滤波的接收机自主完好性监测

王尔申^{1,2,*}, 曲萍萍¹, 庞涛¹, 蓝晓宇¹, 陈佳美¹

(1. 沈阳航空航天大学 电子信息工程学院, 沈阳 110136; 2. 沈阳航空航天大学 辽宁省通用航空重点实验室, 沈阳 110136)

摘 要: 接收机自主完好性监测(RAIM)是航空卫星导航接收机必不可少的功能,为保持全球卫星导航系统(GNSS)在卫星发生故障时系统性能不降级,需要对卫星故障进行检测和隔离。针对接收机观测噪声非高斯分布的特点,提出一种基于粒子群优化粒子滤波(PSO-PF)的故障检测和隔离算法。通过粒子群优化粒子滤波对状态估计进行一致性检验实现故障检测。采集实测数据验证算法的检测性能,并与基于基本粒子滤波的完好性监测算法进行比较,结果表明:本文所提算法在非高斯测量噪声下可检测并隔离全球定位系统(GPS)故障卫星,其性能优于基于基本粒子滤波的完好性监测算法性能,对研究北斗卫星导航系统(BDS)接收机自主完好性监测具有一定的意义。

关 键 词: 全球定位系统(GPS); 接收机自主完好性监测(RAIM); 粒子滤波(PF); 故障检测; 粒子群优化(PSO); 北斗卫星导航系统(BDS)

中图分类号: V241.6; TN967.1

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)12-2572-07

全球卫星导航系统(Global Navigation Satellite System, GNSS)具有全天候、全球性和连续的导航定位能力。全球定位系统(Global Positioning System, GPS)是最为成熟的卫星导航系统。我国的北斗卫星导航系统(BeiDou Navigation Satellite System, BDS)目前已进入全球组网建设阶段,在轨运行卫星23颗,预计2020年全面建设完成。卫星导航系统的完好性是衡量其性能的重要指标之一,特别是对可靠性要求苛刻的航空以及交通领域等特殊应用来说,完好性监测是接收机必备的功能之一^[1-3]。完好性监测方式主要有3种^[4]:①卫星自主完好性监测;②利用接收机内部冗余信息的接收机自主完好性监测(Receiver Autonomous Integrity Monitoring, RAIM);③增强系统。其中,RAIM包括利用伪距观测量的快照(Snapshot)算法和卡尔曼滤波算法。上述算法对

于测量噪声为非高斯时性能下降^[5-7]。由于导航信号传输过程的各种干扰,使其残差分布不是严格的高斯分布^[8],此时,卡尔曼滤波算法性能将下降。国内外很多研究人员将粒子滤波(Particle Filter, PF)用于非高斯噪声处理问题^[9-10],但PF存在粒子退化和多样性丧失等问题^[11-12]。

本文采用粒子群优化粒子滤波(Particle Swarm Optimization Particle Filter, PSO-PF),使粒子样本更加精确地表示状态概率密度函数的真实分布,并将其与似然比方法结合构建PSO-PF RAIM算法。

1 PSO-PF 算法

设非线性系统的状态方程和观测方程为

$$\mathbf{x}_k = f(\mathbf{x}_{k-1}, \mathbf{w}_{k-1}) \quad (1)$$

$$\mathbf{y}_k = h(\mathbf{x}_k, \mathbf{v}_k) \quad (2)$$

式中: $\mathbf{x}_k$ 为过程向量; $\mathbf{y}_k$ 为测量向量; f 为转移函

收稿日期: 2016-05-03; 录用日期: 2016-07-22; 网络出版时间: 2016-09-05 10:31

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160905.1031.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(61571309, 61101161); 辽宁省“百千万人才工程”

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

引用格式: 王尔申, 曲萍萍, 庞涛, 等. 粒子群优化粒子滤波的接收机自主完好性监测[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2572-2578. WANG E S, QU P P, PANG T, et al. Receiver autonomous integrity monitoring based on particle swarm optimization particle filter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2572-2578 (in Chinese).

数; h 为传递函数; w_{k-1} 为过程噪声; v_k 为量测噪声。

在 PF 算法中,由于存在粒子退化,引入重采样能够减少粒子中的无效粒子,但重采样会带来新的问题,即多次重采样会增加计算负担,同时也会产生样本枯竭、粒子多样性丧失等问题。针对 PF 算法的缺点,将智能优化算法与 PF 算法相结合^[13]。PSO 是一种群智能优化算法,将其引入到 PF 算法中,可有效改善采样过程。

在 PSO 算法中,每个粒子依据个体极值和全局极值对各自的速度大小和位置进行更新^[14]。在 n 维空间中,个体极值 $P_i = (p_{i1}, p_{i2}, \dots, p_{in})$ 为该粒子经过数次迭代计算,从初始时刻到当前时刻产生的个体最优解;全局极值 $G = (g_1, g_2, \dots, g_n)$ 为整个种群从初始时刻到当前时刻搜索产生的群体最优解。更新公式如下:

$$v_{id}(t+1) = wv_{id}(t) + c_1 r_{1d}(p_{id}(t) - x_{id}(t)) + c_2 r_{2d}(p_{gd}(t) - x_{id}(t)) \quad (3)$$

$$x_{id}(t+1) = x_{id}(t) + v_{id}(t+1) \quad (4)$$

式中: r_{1d} 和 r_{2d} 为介于 $(0,1)$ 区间的随机数; w 为惯性系数; c_1 和 c_2 为学习因子。

令粒子适应度函数为

$$Y = \exp\left[-\frac{1}{2R}(z_{\text{new}} - z_{\text{pre}})^2\right] \quad (5)$$

式中: R 为观测噪声; z_{new} 为最新观测值; z_{pre} 为预测值。

利用粒子的适用度函数值不断驱动所有种群粒子向最优解的粒子移动。PSO-PF 算法步骤如下:

1) 初始化粒子集。在 $k=0$ 时刻,从重要性函数抽样 N 个粒子, $\{x_0^i, i=1, 2, \dots, N\}$ 。

2) 计算粒子适应度值。令 $k=k+1$, 利用式(5)计算每一个粒子的适应度值。

3) 粒子的权值计算。权值计算公式为

$$w_k^i = w_k^i Y(x_k^i) \quad (6)$$

利用式(3)和式(4)更新粒子的速度和位置,更新后粒子位置为 $\{x_k^j, j=1, 2, \dots, N\}$ 。利用式(7)进行权值归一化处理:

$$w_k^i = w_k^i / \sum_{i=1}^N w_k^i \quad (7)$$

4) 粒子重采样。利用式(8)计算有效粒子数 N_{eff} 来衡量粒子数匮乏程度。

$$N_{\text{eff}} = \frac{1}{\sum_{i=1}^N (w_k^i)^2} \quad (8)$$

将 N_{eff} 与门限值 N_{thr} 比较,若 $N_{\text{eff}} < N_{\text{thr}}$, 则进

行粒子重采样,重采样后得到等权值的粒子集为:

$$\{x_k^m, 1/N\}_{m=1}^N$$

5) PSO-PF 输出。

系统状态估计:

$$\hat{x}_k = \sum_{m=1}^N w_k^m x_k^m$$

6) 判断算法是否结束。若未结束,则返回步骤 2); 若结束,则退出算法执行步骤。

2 PSO-PF RAIM 算法

将 PSO-PF 算法与 RAIM 结合检测 GNSS 的故障卫星。根据接收机获取的量测值,利用 PSO-PF 算法对系统状态进行估计,计算在不同组合量测值下各时刻的对数似然比(log-Likelihood Ratio, LLR),在时间窗内进行累加,得到累加 LLR^[15],建立 LLR 检验统计量,通过一致性检验对故障进行检测。

2.1 GNSS 的状态方程和量测方程

GNSS 系统的状态方程:

$$\mathbf{X}_k = \mathbf{F}_{k-1} \mathbf{X}_{k-1} + \boldsymbol{\mu}_{k-1} \quad (9)$$

GNSS 系统的量测方程:

$$\rho^i(k) = R^i(k) + c\Delta\delta^i + T^i(k) + I^i(k) + E^i(k) + v^i(k) \quad (10)$$

式中: $\mathbf{X}_k = [r_x, r_y, r_z, \Delta\delta]^T$ 为接收机的三维位置坐标和接收机钟差值; $\mathbf{F}$ 为转移矩阵,当接收机静止时, $\mathbf{F}$ 为单位矩阵; $\boldsymbol{\mu}$ 为 GNSS 系统状态过程噪声; ρ^i 为第 i 颗卫星 (S_x^i, S_y^i, S_z^i) 到接收机的伪距值; $R^i = \sqrt{(S_x^i - r_x)^2 + (S_y^i - r_y)^2 + (S_z^i - r_z)^2}$ 为第 i 颗卫星到接收机的距离; c 为光速; $\Delta\delta^i$ 为第 i 颗卫星与接收机的时间偏差; T^i 为对流层延迟; I^i 为电离层延迟; E^i 为星历误差; v^i 为量测噪声^[16-17]。

设接收机定位解算的可见卫星数目 $m=9$, 且存在一个故障,令 $y_1, y_2, y_3, y_4, y_5, y_6, y_7, y_8$ 和 y_9 为测量值。PSO-PF RAIM 算法的原理框图如图 1 所示。图中: y_M 为全部观测伪距集合; $y_A, y_B, \dots, y_J$ 为去掉一个测量值后的部分观测伪距集合;Main PSO_PF 为主滤波器;Sub PSO_PF Q ($Q=A, B, \dots, J$) 为辅滤波器; $\hat{x}^i$ ($i=M, A, \dots, J$) 为状态估计; $p^i(y)$ ($i=M, A, \dots, J$) 为概率密度函数; $S(i)$ ($i=A, B, \dots, J$) 为累加 LLR。

在图 1 中,当只有一颗卫星发生故障时,9 个辅滤波器中有一个不含故障卫星的测量组合,若一致性检验超出告警阈值,则检测出故障。

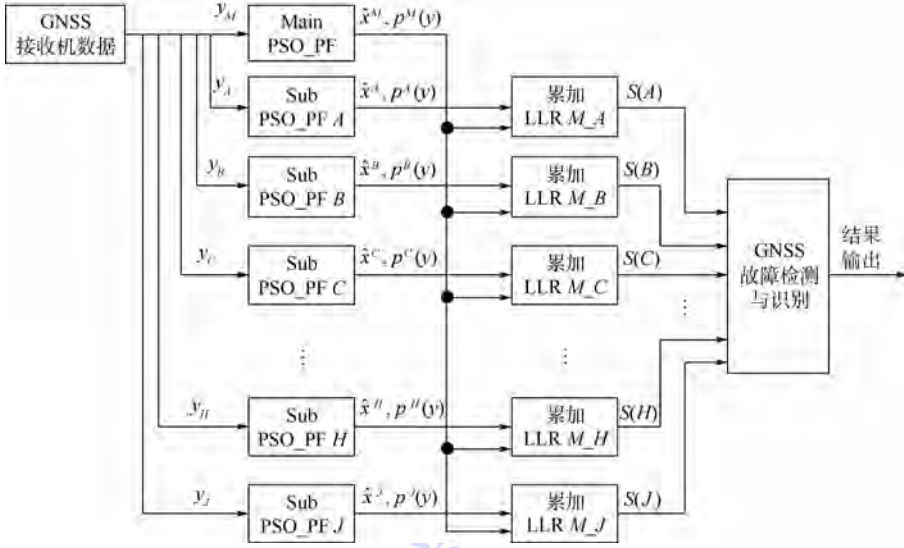


图1 PSO-PF RAIM 原理框图

Fig.1 Principle block diagram of RAIM based on PSO-PF

2.2 LLR 检验统计量

累加 LLR 检验统计量为

$$S_j^k(d) = \sum_{r=j}^k \ln \frac{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \tilde{w}_r^d(i)}{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \tilde{w}_r^A(i)} \quad (11)$$

一致性检验的判决函数为

$$\beta_k = \max_{k-U+1 \leq j \leq k} \max_{1 \leq d \leq 9} S_j^k(d) > \tau \quad (12)$$

式中: U 为时间窗; τ 为检测门限。

当 $\beta_k > \tau$ 时, 检测出故障, 发出告警, 并将告警时刻记为 t_a , 依据式 (13) 可得到故障卫星:

$$g = \arg \max_{1 \leq d \leq 9} S_{t_a}^k \quad k > t_a \quad (13)$$

在系统正常工作的情况下, S_j^k 函数曲线平稳; 当系统在某时刻数据发生变化时, S_j^k 函数曲线会在数据变化之后产生一个明显的正向曲线漂移, 即会有较大的曲线变化率, 以此来判断是否发生故障^[18-20]。

PSO-PF RAIM 算法的步骤如下:

1) 粒子初始化。设接收机的初始坐标为 (r_x, r_y, r_z) , 根据接收机的初始坐标产生 Main PSO-PF 初始粒子集 $\{x_0^M(i), i = 1, 2, \dots, N\}$ 和 Sub PSO-PF Q ($Q = A, B, \dots, J$) 初始粒子集 $\{x_0^q(i), i = 1, 2, \dots, N\}$ 。

2) 在第 k 时刻重复步骤 (1) ~ 步骤 (9):

(1) 粒子状态预测。将初始化粒子集分别代入 GNSS 状态方程式 (9), 得到粒子的状态预测值 $x_{k|k-1}^M(i)$ 和 $x_{k|k-1}^q(i)$ 。

(2) 粒子适应度计算。根据接收机的量测值, 将第 q 颗卫星的坐标值 (s_x^q, s_y^q, s_z^q) 、钟差 $\Delta\delta$ 、星历误差 E^q 、对流层延迟 T^q 、电离层延迟 I^q 和

$x_{k|k-1}^M(i)$ 、 $x_{k|k-1}^q(i)$ 代入测量方程式 (10) 中, 计算每个粒子对第 q 颗卫星的伪距预测值 $\hat{\rho}_{k|k-1}^q(i)$ 。将接收机测量的伪距值 ρ^q 和预测伪距值 $\hat{\rho}_{k|k-1}^q(i)$ 代入适应度公式 (5), 计算粒子的适应度, 得到粒子的权值。

(3) 粒子速度和位置的更新。对粒子的速度和位置进行更新, 得到优化后的粒子 $x_{k|k-1}^M(i)$ 和 $x_{k|k-1}^q(i)$ 。

(4) 粒子的权值归一化。将粒子的权值进行归一化处理, 得到 $\tilde{w}_k^M(i)$ 和 $\tilde{w}_k^q(i)$ 。

(5) 累加 LLR。计算累加 LLR。

(6) 判决函数。计算故障判决函数 β_k 。

(7) 故障检测。若 $\beta_k < \tau$, 则当前时刻未检测到故障发生, 跳至步骤 (9); 若 $\beta_k > \tau$, 则检测到有故障, 记故障告警时刻为 $t_a = k$, 跳至步骤 (8)。

(8) 故障识别。在 $t_a = k$ 条件下, 计算出 Q 个子 PSO-PF 中最大的累加 LLR 值, 进行故障识别。

(9) 重采样和状态更新。计算 $x_{k|k-1}^M(i)$ 和 $x_{k|k-1}^q(i)$ 的有效粒子数 N_{eff} , 与门限值 N_{thr} 比较。若进行重采样, 则经过重采样的粒子为 $x_{k|k-1}^M(i)$ 和 $x_{k|k-1}^q(i)$, 权值为 $1/N$ 。状态更新为

$$X_k = \sum_{i=1}^N w_k^i X_{k|k-1}^i(i)$$

3 算法验证与结果分析

采用 2014 年 5 月 29 日所采集的数据验证本文算法, 数据采集的时间长度为 86 400 s。从数据中提取卫星坐标、伪距值、电离层误差和对流层误差等数据。在算法验证中, 选择其中 1 000 s 的数据, 此时解算的卫星共有 9 颗, 卫星编号分别为

1、12、14、15、17、22、24、26 和 28。

为验证本文算法的性能, $t=500\text{ s}$ 时,在 1 号卫星的无故障的观测伪距值中,人为地加入不同偏差,进而验证算法对不同偏差的检测结果,并选择基于基本 PF RAIM 算法进行比较。粒子数 $N=50$,检测门限值 $\tau=20$,窗函数长度 $U=30$,粒子群优化迭代次数 $k=10$ 。

$t=500\text{ s}$ 时,在 1 号卫星的观测伪距中分别加入 15 m、20 m 和 30 m 阶跃偏差,在不同偏差下得到的累加 LLR 值和不同算法的判决函数如图 2 ~ 图 4 所示。

从图 2 ~ 图 4 的结果可以看出, $t=500\text{ s}$ 时,在不同的偏差下,PSO-PF RAIM 算法和 PF RAIM 算法得到的累加 LLR 值都出现了较大跳变。在

15 m、20 m 和 30 m 偏差情况下,偏差越大,故障检测统计量的累加 LLR 值越大,超过检测门限 τ ,可以检测并识别出故障卫星。从图 2 ~ 图 4 中结果也可以看出,在相同偏差下,PSO-PF RAIM 算法比 PF RAIM 算法具有更好的检测性能。

PSO-PF RAIM 算法和 PF RAIM 算法检测到故障时的告警时刻对比如表 1 所示。

在不同偏差下,PSO-PF RAIM 算法和 PF RAIM 算法得到的平均有效粒子数如表 2 所示。

从表 1 和表 2 可以看出,PSO-PF RAIM 算法故障检测告警的时间比 PF RAIM 算法的告警时间要短,PSO-PF RAIM 算法比 PF RAIM 算法有更高的故障检测灵敏度。在加入相同的伪距偏差情况下,PSO-PF RAIM 算法的平均有效粒子数比 PF RAIM 算法的平均有效粒子数多。对不同伪距偏

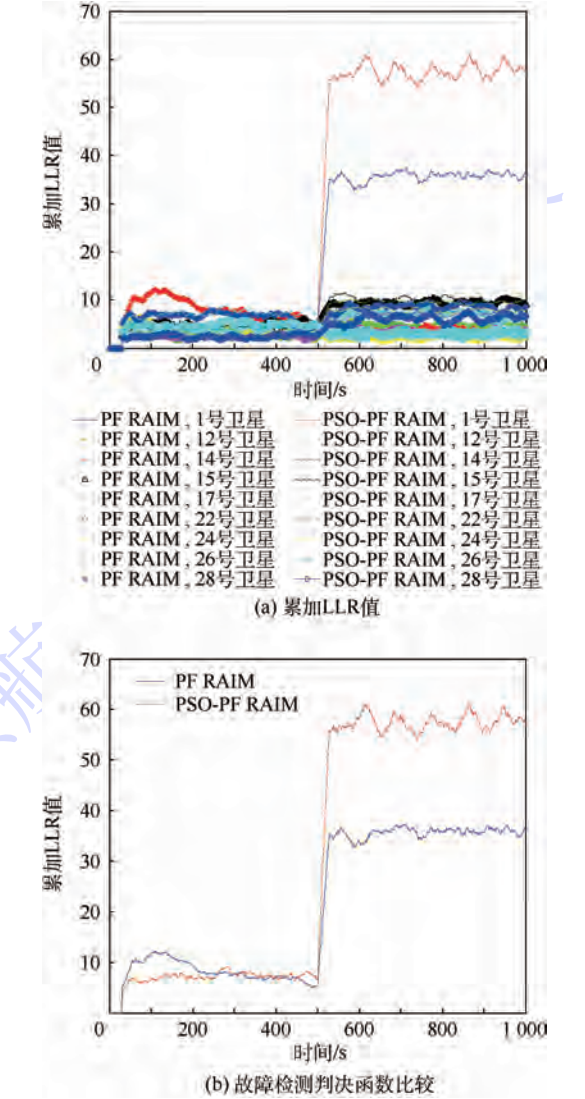
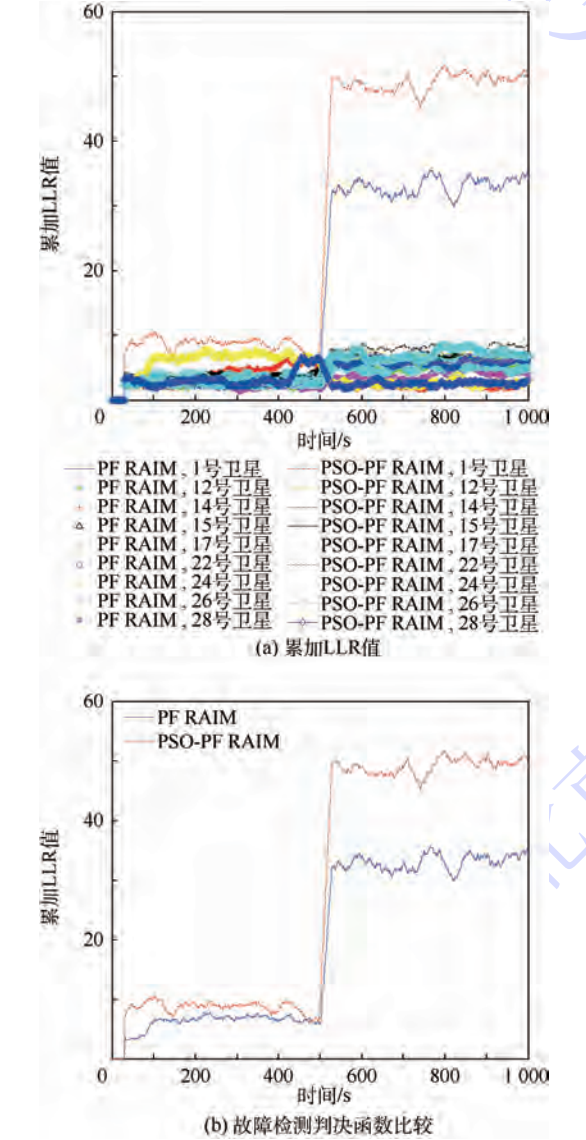


图 2 偏差为 15 m 时累加 LLR 值和故障检测判决函数比较
Fig.2 Cumulative LLR and comparison of decision function for fault detection under 15 m step failure

图 3 偏差为 20 m 时累加 LLR 值和故障检测判决函数比较
Fig.3 Cumulative LLR and comparison of decision function for fault detection under 20 m step failure

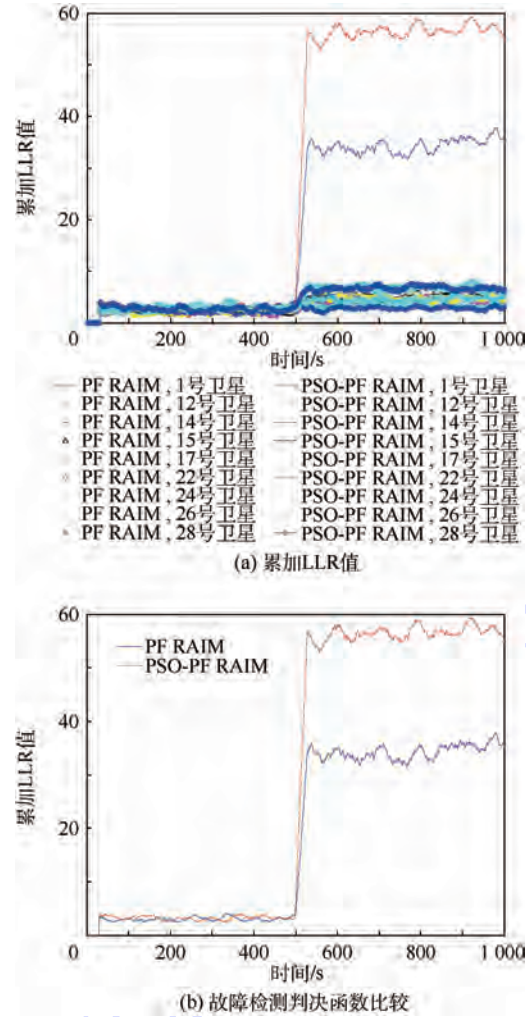


图 4 偏差为 30 m 时累加 LLR 值和故障检测判决函数比较

Fig.4 Cumulative LLR and comparison of decision function for fault detection under 30 m step failure

表 1 PSO-PF RAIM 算法和 PF RAIM 算法的故障检测告警时刻比较

Table 1 Comparison of alarm time for fault detection for PSO-PF RAIM algorithm and PF RAIM algorithm

伪距偏差/m	告警时刻/s	
	PSO-PF RAIM 算法	PF RAIM 算法
15	510	518
20	505	514
30	505	509

表 2 不同偏差下 PSO-PF RAIM 算法和 PF RAIM 算法的平均有效粒子数 (N = 50)

Table 2 Average effective number of particles under different bias for PSO-PF RAIM algorithm and PF RAIM algorithm (N = 50)

伪距偏差/m	平均有效粒子数	
	PSO-PF RAIM 算法	PF RAIM 算法
15	43.8	42.1
20	44.7	42.0
30	44.6	42.8

差下, PSO-PF RAIM 算法和 PF RAIM 算法的平均有效粒子数进行平均得到: PSO-PF RAIM 算法的平均有效粒子数为 44.4, PF RAIM 算法平均有效粒子数为 42.3。通过比较可知, 采用 PSO-PF RAIM 算法能够增加有效粒子数, 可提高 RAIM 算法的检测性能。

4 结 论

本文将 PSO-PF 算法引入 RAIM 算法中进行故障检测与隔离。建立了故障检测与故障识别算法模型, 利用累加 LLR 比建立检验统计量进行 RAIM。通过采集观测数据, 加入不同的伪距偏差, 验证了 PSO-PF RAIM 算法的故障检测性能。结果表明:

- 1) 在加入不同伪距偏差的情况下, PSO-PF RAIM 算法能够有效检测出卫星故障。
- 2) PSO-PF RAIM 算法提高了有效粒子数目, 其整体性能优于 PF RAIM 算法的性能。
- 3) PSO-PF RAIM 算法在卫星故障检测中是可用且有效的, 该研究对 BDS 接收机自主完好性监测具有一定的参考。

参考文献 (References)

[1] JOERGER M, CHAN F C, LANGE S, et al. RAIM detector and estimator design to minimize the integrity risk [C] // Proceedings of the 25th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation. Washington, D. C. : ION, 2012 : 2785-2807.

[2] BINJAMMAZ T, AL-BAYATTI A, AL-HARGAN A. GPS integrity monitoring for an intelligent transport system [C] // Proceedings of the 10th Workshop on Positioning Navigation and Communication. Piscataway, NJ : IEEE Press, 2013 : 1-6.

[3] BROCARD P, JULIEN O, MABILLEAU M. Autonomous integrity monitoring proposal for critical rail applications [C] // Proceedings of the 28th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation. Washington, D. C. : ION, 2015 : 706-734.

[4] 徐肖豪, 杨传森, 刘瑞华. GNSS 用户端自主完好性监测研究综述 [J]. 航空学报, 2013, 34 (3) : 451-463.

XU X H, YANG C S, LIU R H. Review and prospect of GNSS receiver autonomous integrity monitoring [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34 (3) : 451-463 (in Chinese).

[5] 孙国良, 孙明茜, 陈金平. 时-集综合的接收机自主完好性监测方法研究 [J]. 航空学报, 2006, 27 (6) : 1171-1175.

SUN G L, SUN M H, CHEN J P. A study on time and set combined method for receiver integrity autonomous monitoring [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27 (6) : 1171-1175 (in Chinese).

[6] 卢德兼, 陈秀万. GNSS 系统接收机自主完好性监测算法 [J]. 计算机工程, 2009, 35 (11) : 10-12.

- LU D J, CHEN X W. Algorithm for global navigation satellite system receiver autonomous integrity monitoring[J]. Computer Engineering, 2009, 35(11): 10-12 (in Chinese).
- [7] JOERGER M, PERVAN B. Integrity risk of Kalman filter-based RAIM[C] // Proceedings of the 24th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation. Washington, D. C. : ION, 2011: 3856-3867.
- [8] SAYIM B, PERVAN S, PULLEN P, et al. Experimental and theoretical results on the LAAS Sigma overbound[C] // Proceedings of the 15th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation. Washington, D. C. : ION, 2002: 29-38.
- [9] YUN Y, KIM D. Integrity monitoring algorithms using filtering approaches for higher navigation performance: Consideration of the non-Gaussian GNSS measurements[C] // Proceedings of the 20th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation. Washington, D. C. : ION, 2007: 3070-3081.
- [10] GUSTAFSSON F, GUNNARSSON F, BERGMAN N, et al. Particle filters for positioning, navigation, and tracking[J]. IEEE Transactions on Signal Processing, 2002, 50(2): 425-437.
- [11] DOUCET A, GODSILL S, ANDRIEU C. On sequential Monte Carlo sampling method for Bayesian filtering[J]. Statistics and Computing, 2000, 10(3): 197-208.
- [12] 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.
- [13] 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).
- [14] 方正, 佟国峰, 徐心和. 基于粒子群优化的粒子滤波定位方法[J]. 控制理论与应用, 2008, 25(3): 533-537.
- FANG Z, TONG G F, XU X H. A localization method for particle-filter based on the optimization of particle swarm[J]. Control Theory and Application, 2008, 25(3): 533-537 (in Chinese).
- [15] ROSIHAN, INDRIYATMOKO A, CHUN S, et al. Particle filtering approach to fault detection and isolation for GPS integrity monitoring[C] // Proceedings of the 19th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation. Washington D. C. : ION, 2006: 873-881.
- [16] KAPLAN E, HEGARTY C. Understanding GPS: Principles and application[M]. 2nd ed. London: Artech House, 2006: 39-45.
- [17] 王尔申, 张淑芳, 蔡明, 等. 遗传粒子滤波的 GPS 接收机自主完好性监测[J]. 西安电子科技大学学报(自然科学版), 2015, 42(1): 136-141.
- WANG E S, ZHANG S F, CAI M, et al. GPS receiver autonomous integrity monitoring algorithm using the genetic particle filter[J]. Journal of Xidian University (Natural Science), 2015, 42(1): 136-141 (in Chinese).
- [18] KADIRKANATHAN V, LI P, JAWARD M H, et al. Particle filtering based fault detection in non-linear stochastic systems[J]. International Journal of Systems Science, 2002, 33(4): 259-265.
- [19] WEI T, HUANG Y, CHEN C L P. Adaptive sensor fault detection and identification using particle filter algorithms[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics. Part C-Applications and Reviews, 2009, 39(2): 201-213.
- [20] LI P, KADIRKAMANATHAN V. Particle filtering based likelihood ratio approach to fault diagnosis in nonlinear stochastic systems[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics. Part C-Applications and Reviews, 2001, 31(3): 337-343.

作者简介:

王尔申 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 卫星导航、航空电子。

Tel.: 024-89723755

E-mail: wanges_2016@126.com

Receiver autonomous integrity monitoring based on particle swarm optimization particle filter

WANG Ershen^{1,2,*}, QU Pingping¹, PANG Tao¹, LAN Xiaoyu¹, CHEN Jiamei¹

(1. School of Electronic and Information Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. Liaoning General Aviation Key Laboratory, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: Receiver autonomous integrity monitoring (RAIM) is an inseparable part of aviation satellite navigation receiver. Failures or faults due to malfunctions in the global navigation satellite system (GNSS) should be detected and isolated to keep the integrity of the GNSS intact. Because measurement noise does not follow the Gaussian distribution perfectly, a fault detection and exclusion algorithm using the particle swarm optimization particle filter (PSO-PF) was proposed. Failure detection was undertaken by checking the consistency. Through the measured data, the proposed algorithm was compared with that based on PF. The results show that under the condition of non-Gaussian measurement noise, the effectiveness of the proposed approach is illustrated in a problem of global positioning system (GPS) RAIM. Moreover, the performance of the proposed algorithm is better than that based on PF. Meanwhile, the results are instructive for the study of the autonomous integrity monitoring of BeiDou navigation satellite system (BDS).

Key words: global positioning system (GPS); receiver autonomous integrity monitoring (RAIM); particle filter (PF); fault detection; particle swarm optimization (PSO); BeiDou navigation satellite system (BDS)

Received: 2016-05-03; **Accepted:** 2016-07-22; **Published online:** 2016-09-05 10:31

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160905.1031.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61571309, 61101161); Liaoning BaiQianWan Talents Program

* **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.1001-5965.2015.0856

FC-AE-1553 网络的“并发交换式”动态带宽调度机制

吴少俊^{1,2,*}, 赵光恒¹, 王立芊³, 展月英¹, 王进³, 王洪祥³

(1. 中国科学院 空间应用工程与技术中心, 北京 100094; 2. 中国科学院大学, 北京 100049;

3. 北京邮电大学 信息光子学与光通信国家重点实验室, 北京 100876)

摘

要: 为提高航天航空网络传输性能, 针对低轨空间舱内有效载荷系统的特点及

有效载荷系统数据传输的要求, 将空间有效载荷系统的数据分为周期性业务、突发性业务及强时效性业务 3 种业务类型, 并综合分析 3 种业务特征, 提出了一种可应用于 FC-AE-1553 网络的“并发交换式”动态带宽调度 (DBA) 机制, 即突发性业务传输采用“并发交换式”的动态带宽分配, 周期性业务采用静态固定带宽分配, 强时效性业务采用抢占式带宽分配的方案。采用理论分析和仿真验证的方式分析了该调度机制的可行性, 并通过 OPNET 仿真软件建立了 FC-AE-1553 网络仿真平台。结果表明, 相比 FC-AE-1553 网络传统的“总线式”调度机制, 所提机制可将 FC-AE-1553 网络的吞吐量提高 10 倍以上, 且当网络节点数为 32 时, FC-AE-1553 网络的吞吐量可从 2.8 Gb/s 提高到 46 Gb/s, 突发性业务的平均时延可降低 1 个数量级。

关键词: 交换式 FC-AE-1553 网络; 周期性可并发; 动态调度机制; 吞吐量; 时延

中图分类号: V243.1; V443⁺.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2579-08

随着空间应用任务领域的不断扩展, 特别是大型航天器的有效载荷的种类越来越多、控制越来越复杂、传输的信息量越来越大、传输速率越来越高, 对网络的实时性、数据传输带宽、数据处理能力及可靠性等方面都提出了更高的要求^[1-3]。FC-AE-1553 作为 FC-AE 协议的一种, 由于其高实时、高带宽、高可靠、低损耗及与 MIL-STD-1553 兼容等优势^[4-7], 被认为是满足未来航空航天任务需求的协议之一, 成为未来航天器的优选网络^[8]。交换式 FC-AE-1553 网络作为 FC-AE-1553 拓扑结构的一种, 相比于传统的 MIL-STD-1553 总线只能通过时分复用共享带宽机制的优势在于能够利用交换机进行多节点的并发操作^[9-10]。传统

总线式 FC-AE-1553 网络采用大周期小周期的调度机制, 即采用时分复用的方式共享网络带宽, 但是该方式不能充分利用交换式网络并发的优势, 无法提高网络吞吐量, 降低了网络的带宽利用率^[11-14]。文献[15]介绍了一种基于大周期小周期的数据传输控制方法, 相比于传统大周期小周期方案在一定程度上提高了带宽利用率, 但仍然是通过时分复用的方式共享网络带宽, 同样没有利用到交换式网络多节点能够同时进行并发传输的特点和优势。文献[14, 16]介绍了一种采用确定随机 PETRI 网 (DSPN) 为工具对 FC-AE-1553 的消息传输机制进行了建模仿真, 讨论了 FC-AE-1553 网络的传输情况, 但是文献[16]仅针对周期

收稿日期: 2015-12-28; 录用日期: 2016-01-28; 网络出版时间: 2016-04-01 17:07

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160401.1707.002.html

基金项目: 中国科学院空间应用工程与技术中心前瞻性课题 (Y3140651QN)

* 通讯作者: Tel.: 010-82178226 E-mail: wushaojun@csu.ac.cn

引用格式: 吴少俊, 赵光恒, 王立芊, 等. FC-AE-1553 网络的“并发交换式”动态带宽调度机制[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2579-2586. WU S J, ZHAO G H, WANG L Q, et al. Dynamic bandwidth allocation mechanism with parallel and swtiching for FC-AE-1553 network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2579-2586 (in Chinese).

性业务进行了讨论,并没有讨论突发性业务和强时效性业务的传输性能。文献[14]虽然考虑了数据的周期性和时延性,但是该方法仅对点对点系统进行了仿真,并没有考虑多个 NT 情况下的并发操作。

因此,本文针对空间有效载荷系统及数据传输的需求,将空间有效载荷的数据类型分为周期性业务、突发性业务和强时效性业务三大类,并结合一级交换结构的 FC-AE-1553 网络可同时传输多个任务的特点,提出了“并发交换式”FC-AE-1553 网络动态带宽调度 (DBA) 机制。将网络带宽抽象为多个可以同时并发操作的时间轴,每一个时间轴上的带宽独立分配,各个时间轴的任务之间互不冲突,并根据业务特点实现了在一个调度周期中可并发操作的节点间数据的传输需求。相比传统的“总线式”调度机制,本文方案将系统的网络吞吐量提高了 10 倍以上,同时通过改变调度周期的大小将周期性业务、强时效性业务及突发性业务的最大时延控制在空间应用具体任务的要求范围内。

1 交换式网络架构及载荷传输需求

交换式 FC-AE-1553 网络主要包括节点、交换机 (SW) 以及连接节点和交换机之间的光纤链路三部分。其中,节点又可分为网络控制器 (NC) 和网络终端 (NT)。交换式 FC-AE-1553 网络的结构组成如图 1 所示。FC-AE-1553 网络采用 NC 集中控制下的命令/响应式的确定性通信,整个网络的正常运行需要 NC 发送的命令帧来控制,网络中有命令帧、数据帧、状态帧 3 种类型的帧,保证了网络的正常运行。命令帧主要是 NC 对各 NT 的

行为进行控制;数据帧主要用于 NC—NT、NT—NC 和 NT—NT 之间数据的传送;状态帧主要是 NT 将自己的请求信息以及当前的状态上报给 NC。

因此,NC 是网络中发出命令的节点,其主要功能是调度整个网络的资源,决定网络中的数据传输,网络中的每一次数据交换都是由 NC 发起命令帧开始;NT 是网络中执行 NC 所发出命令的节点,其主要功能是根据 NC 发起的命令进行与 NC 或其他 NT 的数据交换;交换机是网络中传送数据的节点,其功能主要是将从源 N 端口的数据无误地传送到目的 N 端口,并支持基于优先级的转发。

同时,随着空间应用系统的快速发展,对电子设备间的信息交互和共享的要求越来越高,综合空间有效载荷的数据传输具有数据量大、数据类型多、传输实时性高和可靠性要求高等特点。空间有效载荷系统中的数据传输需求主要包含 3 类:周期性业务、突发性业务及强时效性业务^[1]。周期性业务数据是指 NC 与 NT 节点之间按照一定频率传输的数据,如时间码、遥测数据和电源参数等;突发性业务数据是指设备对地遥感、科学实验或探测产生的数据量较大的数据;强时效性业务数据是指 NC 产生的各种突发的指令性数据。根据某型号任务有效载荷系统的要求,周期性业务一般存在于 NC→NT 与 NT→NC 方向;强时效性业务一般存在于 NC→NT 方向,突发性业务一般存在于 NC→NT、NT→NC 及 NT→NT 方向。

2 “并发交换式”动态调度方案

综合分析 3 种业务的特征,本文设计了静态和动态相结合的周期性“并发交换式”动态调度方案,即突发性业务传输采用“并发交换式”动态带宽分配,周期性业务采用静态固定带宽分配,强时效性业务采用抢占式带宽分配的方案。

在交换式 FC-AE-1553 网络中,既存在多个传输请求竞争一条链路资源,又存在相对独立可并发操作的链路。为了解决交换式网络中的链路资源竞争问题,当业务共享资源时,需要对网络带宽资源进行调度,以提高网络带宽利用率。因此,本文提出了交换式 FC-AE-1553 网络周期性可并发的动态调度机制,具体调度机制总方案如图 2 所示。

“并发交换式”动态带宽调度机制是将 FC-AE-1553 网络的带宽资源抽象概括为 NC 的发送时间轴、NC 的接收时间轴以及所有 NT 的接收时间轴。在多个节点向同一个节点发送业务时,在节

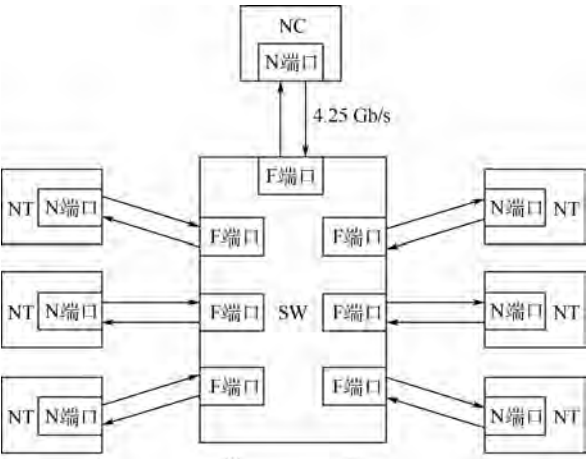


图 1 交换式 FC-AE-1553 网络结构示意图
Fig. 1 Schematic of switching FC-AE-1553 network architecture

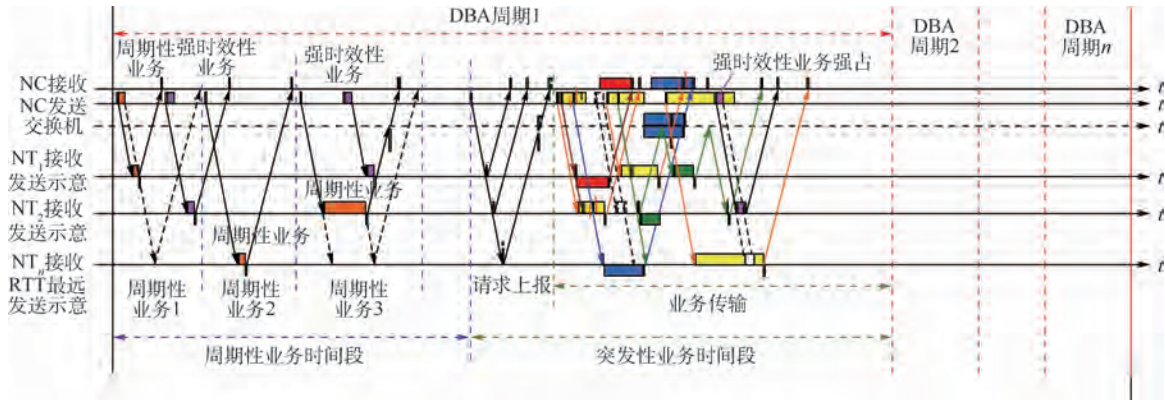


图 2 “并发交换式”动态带宽调度机制示意图

Fig. 2 Schematic of dynamic bandwidth allocation mechanism with parallel and switching

点的接收时间轴上需要进行资源调度,即在 NC 和 NT 的接收时间轴上进行调度。当同时并行调度多个节点的接收时间轴时,各个时间轴上的调度之间并不能完全独立,如果完全独立,可能出现不合理的调度结果,即“要求 1 个节点同时向 2 个节点发送业务”。为便于实现,需对网络进行合理设定,即在一个 DBA 周期内,NT 节点只能被服务去往一个目的节点,NC 节点可以被服务去往多个目的节点。对于设备节点之间的时钟不同步,可通过安排 2 次业务之间的保护时隙来避免业务碰撞。

2.1 周期性业务调度机制

周期性业务是指在网络中周期性产生的一类

业务,由于该类业务的这种周期性特征(需要严格的保证周期性),所以采用周期性的静态带宽分配方式。在进行网络资源的调度时,首先进行周期性业务的调度,固定地预留出时隙用于周期性业务的调度,其他类型业务不可占用该段固定时隙。周期性业务周期与 DBA 周期成整数倍关系,并且严格以时间驱动周期性业务。周期性业务具体的时隙安排如图 3 所示。

为了严格保证周期性业务的周期性,规定在同一时刻网络中只有一个周期性业务在执行,且在执行周期性业务时,强时效性业务不能打断周期性业务的发送,强时效性业务插入在 2 次周期性业务之间进行发送。

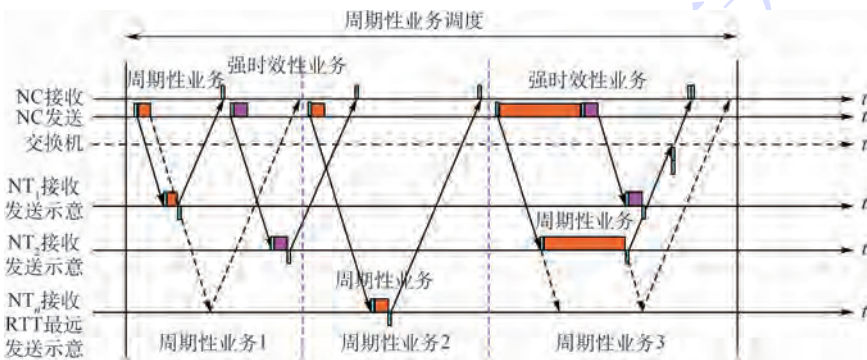


图 3 周期性业务调度机制示意图

Fig. 3 Schematic of allocation mechanism of periodic business

2.2 突发性业务调度机制

突发性业务采用“请求-授权”的动态带宽分配方式,其突发性业务调度机制如图 4 所示。即每个 DBA 周期中的 DBA 计算都会负责安排好 DBA 周期时间内各时间轴的任务安排,调度顺序为:首先安排 NC 发送方向时间轴上的突发性业务,然后同时且相互独立安排 NT₁, NT₂, ..., NT_n 接收方向时间轴上的突发业务,如图 4 所示。

在一个 DBA 周期收到所有突发性业务的请

求后,设突发业务所占的带宽为 B。将按照各个时间轴上的连接的信用值大小顺序进行突发性业务的带宽分配,连接的信用值等于连接的保证带宽与实际获得的带宽之差。详细带宽分配步骤如下:

1) NC 发送轴、NC 接收时间轴的带宽分配: NC 发送时间轴和接收时间轴的带宽分配互不影响,分别对 2 个轴上的请求对应连接的信用值按大小顺序进行排序,按照信用值从大到小分配带宽,且总是优先满足信用值大的连接的请求,直到

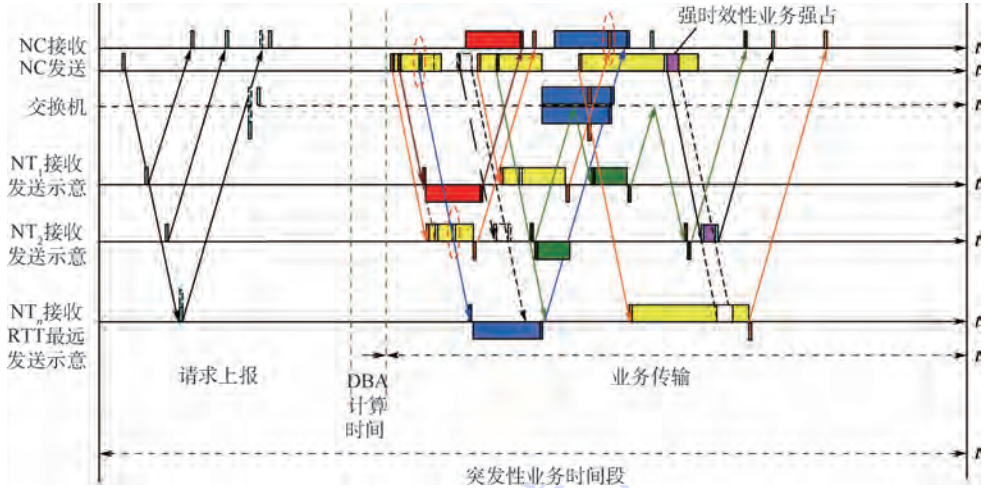


图 4 突发性业务调度机制示意图

Fig.4 Schematic of allocation mechanism of burst business

满足所有请求或剩余带宽为 0 为止。

2) NT 接收时间轴的带宽分配:各个 NT 接收时间轴的带宽分配互不影响,相互独立。但 NT_i 的接收时间轴的带宽分配会受到 NC 发送时间轴分配结果的影响。NC 发送时间轴中连接 $NC \rightarrow NT_i$ 获得的带宽同样将占用 NT_i 接收时间轴的带宽,假设 $NC \rightarrow NT_i$ 连接分配到的带宽为 G_i ,则 NT_i 接收时间轴的突发性业务带宽为 $B \rightarrow G_i$ 。分别对每个接收时间轴上的请求对应的连接信用值进行排序,每个接收时间轴总是优先满足信用值大的连接的请求,直到对应接收时间轴上的带宽分配完或该接收时间轴上的请求全部满足为止。

2.3 强时效性业务调度机制

由于强时效性业务可能在 NC 中产生于 DBA 周期内的任意时刻,并且其具有最高优先级和最严格的时延要求,因而采用优先级抢占式 DBA 调度,具体方案如下:

1) 强时效性业务不能打断周期性业务,需要在 2 个周期性业务之间插入强时效性业务预留时间,预留时间大小为一个强时效性业务的发送时长。

2) 强时效性业务不能打断每个 DBA 周期的带宽请求上报时间段,在带宽请求上报时间段结束后发送强时效性业务。

3) 强时效性业务可以打断突发性业务的发送,一旦有强时效性业务到达 NC,就会被插入到现在 NC 正在发送的突发性业务中立即发送(但并不打断帧的发送)。所有时间轴上,一个交换任务时间内,必须在交换任务时间的末尾预留出强时效性业务的时隙。

4) 如果强时效性业务的目的 NT 现在正在接收来自其他 NT 的业务,则会与强时效性业务

在交换机内产生竞争,此时先转发强时效性业务。

3 FC-AE-1553 网络仿真分析系统

本文基于 OPNET 仿真软件建立了一级交换结构 FC-AE-1553 网络的仿真模型。本系统主要包括 1 个 NC 节点,31 个 NT 节点及 1 个交换机,具体系统网络结构如图 5 所示。

业务源包含在 NC 或 NT 节点内,周期性业务源将周期性产生 512 B 大小的 FC 帧;强时效性业务源产生的时间间隔服从指数分布长度为 512 B 的 FC 帧;突发性业务源采用 ON/OFF 模型实现自相似突发性业务流。

NC、NT 及交换机的节点模型与状态机如图 6 所示。在本系统中,NC 节点模型采用 4 层结构,

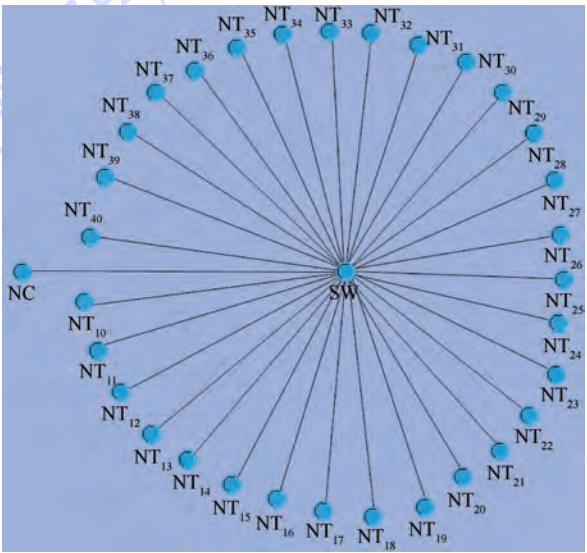


图 5 交换式 FC-AE-1553 网络的仿真系统示意图

Fig.5 Schematic of simulation system of switching FC-AE-1553 network

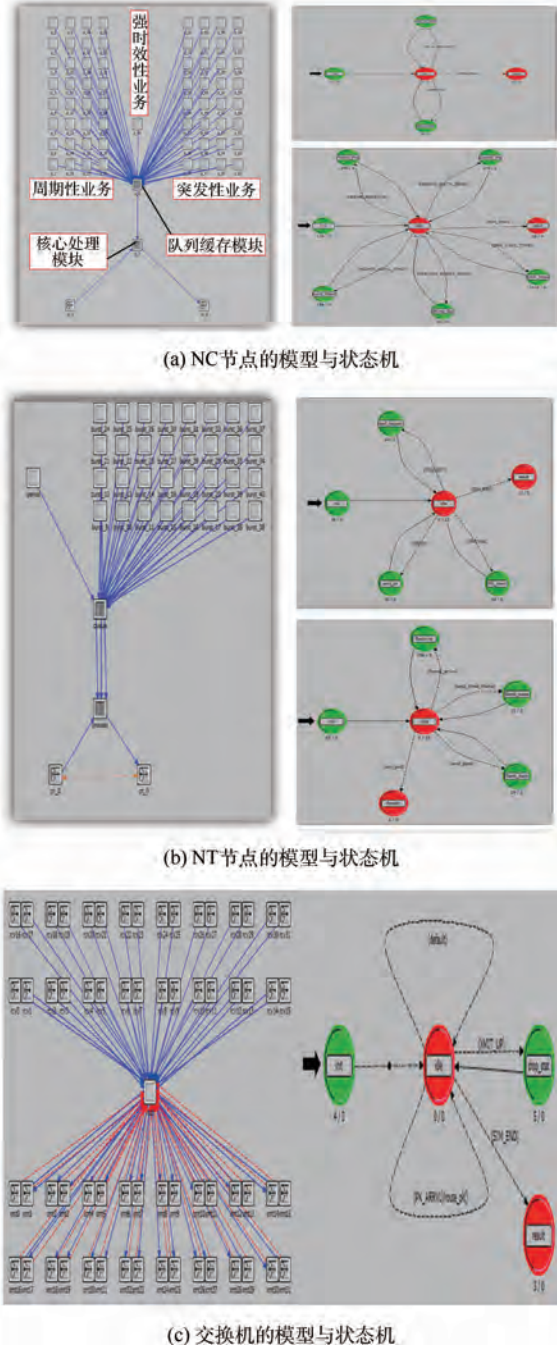


图 6 NC、NT 及交换机的模型与状态机示意图
Fig.6 Schematic of node model and state machine of NC, NT and switch

FC-0、FC-1 通过点对点双工链路模型和收发信机构建;FC-2 层采用有限状态机实现,主要功能包括 NT 节点请求-收集;核心处理模块主要完成 DBA 调度任务列表计算、数据传输控制等;队列缓存模块的功能是缓存业务源产生的业务数据,等待核心处理模块的调度,如图 6(a)所示。

NT 节点模型与 NC 节点模型相似,共分为 4 个模块。业务数据源模块产生业务,队列缓存模块缓存业务源产生的数据;NT 节点核心模块根据 NC 的命令发送、接收数据或上报请求;收发信

机模块连接节点与链路模型,如图 6(b)所示。
交换机以 FC 帧为颗粒度进行转发,根据 FC 帧中的目的地址转发到相应目的端口,系统中支持的最大节点数是 32,如图 6(c)所示。

4 结果分析

根据空间有效载荷系统的特点及数据业务的特征,对比分析了“并发交换式”动态带宽调度机制与传统“总线式”调度机制网络吞吐量及各类业务的最大时延与平均时延,并参考空间应用网络的具体任务,设置了以下仿真参数:

- 1) NC、NT 节点的缓存为 150 Mb。
- 2) 强时效性业务的产生间隔服从指数分布,且平均时间间隔为 1 ms。
- 3) 周期性业务占总业务的 10%,且周期大小始终和 DBA 周期相同。
- 4) NT、NC 的突发性业务负载相同。
- 5) DBA 周期为 1 ms。

分别仿真了节点数为 10、15、20、25 及 32 时的系统网络吞吐量、突发性业务的最大时延和平均时延、强时效性业务的最大时延及周期性业务的时延和时延抖动,其结果如图 7 所示。

图 7(a)为“并发交换式”调度方案与“总线式”调度方案随节点数的增加其网络吞吐量的变化情况。由仿真结果可得到,随着节点数的增加,“并发交换式”调度方案的网络吞吐量增加,当节点数为 32 时,其网络吞吐量可达到 46 Gb/s;而“总线式”调度方案的网络吞吐量随着节点数的增加并没有明显变化,当节点数为 32 时,其网络吞吐量仅为 2.8 Gb/s。因此,本文提出的“并发交换式”调度方案可以将系统网络吞吐量提升 10 倍以上,在节点数为 32 时,网络吞吐量可以提升 16 倍以上。

“并发交换式”调度方案与“总线式”调度方案的突发性业务时延随节点数的变化情况如图 7(b)所示。由仿真结果可知,在“并发交换式”调度方案下,突发性业务在 32 个节点时的平均时延仅为 26 ms;而“总线式”调度方案下的平均延时为 258 ms,最大时延分别为 95 ms 和 672 ms。因此,本文提出的“并发交换式”调度方案可以大大降低突发性业务的时延。

图 7(c)为随节点数增加强时效性业务最大时延的变化情况。从仿真结果来看,在节点数为 32 的情况下,“并发交换式”调度方案的强时效性业务最大时延(19.8 μ s)比“总线式”调度方案的强时效业务最大时延(15.2 μ s)要大,这是由于

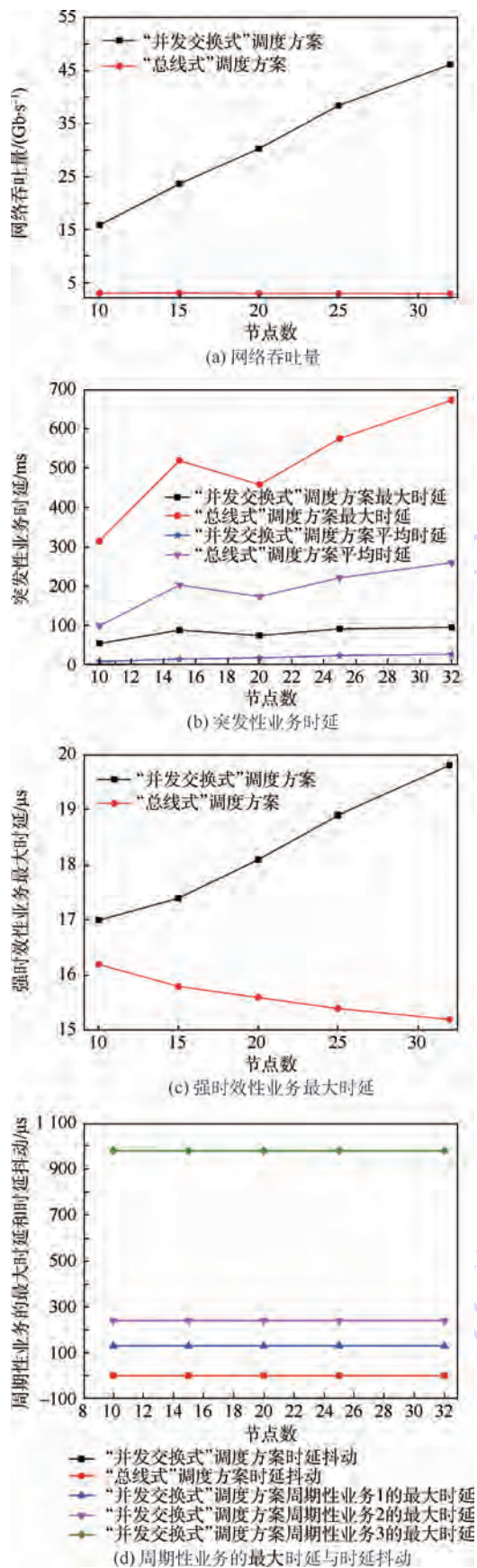


图7 “并发交换式”动态带宽调度机制的仿真结果

Fig.7 Simulation results of dynamic bandwidth allocation mechanism with parallel and switching

“总线式”调度方案所有任务串行传输,强时效性业务在交换机处不存在排队时延,“并发交换式”调度方案下同时传输多个任务,因此在交换机处存在排队时延。但是,“并发交换式”调度方案的仿真结果也满足周期性任务要求。

图7(d)描述了周期性业务在不同调度方案下的最大时延和时延抖动情况。结果表明,2种调度方案下的时延抖动均为0,最大时延不超过一个周期。“并发交换式”调度方案中,对周期性业务采用了与“总线式”调度方案相同的调度方法,为每个周期性业务分配固定时间段,同时在一个周期性业务所占用的时间段内,不会安排其他业务,即这段时间内无并发任务。这样,周期性业务的最大时延不超过自身周期,且时延抖动为0。

5 结 论

- 1) 提出了 FC-AE-1553 网络的“并发交换式”动态带宽调度机制,通过 OPNET 仿真软件搭建了交换式 FC-AE-1553 网络的仿真模型。
- 2) 仿真结果表明,“并发交换式”的调度方案比传统“总线式”调度方案的网络吞吐量可提升 10 倍以上,且当节点数为 32 时,其网络吞吐量可达到 46 Gb/s。
- 3) “并发交换式”的调度方案可降低突发性业务的最大时延与平均时延;32 个节点时的平均时延和最大时延分别为 26 ms 和 95 ms。
- 4) “并发交换式”动态带宽调度机制具有较强的通用性,可以为交换式 FC-AE-1553 网络在航空航天关键任务系统中的设计与优化提供有效的解决途径。

参考文献 (References)

[1] 彭力,吕从民,刘迎春,等.面向空间应用的 FC-AE-1553 网络拓扑性能研究[J].计算机技术与发展,2013,23(9): 10-13.
PENG L, LV C M, LIU Y C, et al. Topology performance study of FC-AE-1553 network in space application [J]. Computer Technology and Development, 2013, 23 (9) : 10-13 (in Chinese) .

[2] BANOVIC D, RADUSINOVIC I. Scheduling algorithm for VOQ switches[J]. International Journal of Electronics and Communications, 2008, 62(6) : 455-458.

[3] CHE M, ZHOU D. A novel passive star network topology used in FC-AE-1553 protocol[C]//2014 IEEE International Conference on Communication Problem-Solving (ICCP). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 607-610.

[4] Information Technology Industry Council (ITI). Fiber channel-Avionics enviroment-Upper layer protocol (FC-AE-1553); IN-

- CITS TR-42-2007[S]. New York: American National Standards Institute, 2007: 1-6.
- [5] 房亮,赵光恒,曹素芝. FC-AE-1553 网络传输性能评价[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1396-1402.
- FANG L, ZHAO G H, CAO S Z. Evaluation of network transmission performance in FC-AE-1553[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(8): 1396-1402 (in Chinese).
- [6] American National Standards Institute. Fiber channel-Avionics environment(FC-AE); INCITS TR-31-2002[S]. New York: American National Standards Institute, 2002: 1-3.
- [7] International Electrotechnical Commission(IEC). Information technology-Fiber channel-Part 312; Avionics environment-Upper layer protocol(FC-AE-1553)[S]. New York: American National Standards Institute, 2009: 10-15.
- [8] MURDOCK J R, KOENING J R. Open systems avionics network to replace MIL-STD-1553[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2001, 16(8): 15-19.
- [9] 曹素芝,张善从. FC-AE-1553 高级特效介绍[J]. 光通信技术, 2010, 34(2): 49-51.
- CAO S Z, ZHANG S C. Analysis on advanced features of FC-AE-1553[J]. Optical Communication Technology, 2010, 34(2): 49-51 (in Chinese).
- [10] LENG Y, ZONG Z L, LIU W. Design and implementation of FC-AE-1553 point to point transmission hardware platform[C]//IEEE Circuits and Systems International Conference on Testing and Diagnosis. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 46-49.
- [11] CHERKASOVA L, KOTOV V, ROKICKI T. Fiber channel fabrics; Evaluation and design[C]//Proceedings of the 29th Annual Hawaii International Conference on System Sciences. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1996: 55-62.
- [12] FANG L, ZHAO G H, CAO S Z. Design of heterogeneous FC-AE-1553 network[C]//Proceedings of 2014 IEEE International Conference on Control Science and Systems Engineering (CCSSE). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 130-134.
- [13] MCGARRY M P, REISSLEIN M. Investigation of the DBA algorithm design space for EPONs[J]. Journal of Lightwave Technology, 2012, 30(14): 2271-2280.
- [14] 高敏,朱岩,喻芳,等. 具有优先级消息的 FC-AE-1553 建模仿真分析[J]. 电子设计工程, 2014, 22(9): 145-148.
- GAO M, ZHU Y, YU F, et al. Modeling and performance analysis of FC-AE-1553 with priority between messages[J]. Electronic Design Engineering, 2014, 22(9): 145-148 (in Chinese).
- [15] 丁凡,熊华钢,宋丽茹. FC-AE-1553 网络的仿真建模研究[J]. 计算机工程与应用, 2008, 44(31): 20-24.
- DING F, XIONG H G, SONG L R. Modeling and simulation for FC-AE-1553 network[J]. Computer Engineering and Applications, 2008, 44(31): 20-24 (in Chinese).
- [16] 刘斌,张建东,黄晨博,等. 基于 PETRI 网络理论的 FC-AE-1553 建模与性能分析[J]. 计算机测量与控制, 2010, 18(9): 2187-2189.
- LIU B, ZHANG J D, HUANG C B, et al. Modeling and performance analysis of FC-AE-1553 based on PETRI net theory[J]. Computer Measurement & Control, 2010, 18(9): 2187-2189 (in Chinese).

作者简介:

吴少俊 男,博士研究生,副研究员。主要研究方向:空间信息处理与组网技术。

Tel.: 010-82178226

E-mail: wushaojun@csu.ac.cn

赵光恒 男,博士,研究员,博士生导师。主要研究方向:空间科学及应用。

Dynamic bandwidth allocation mechanism with parallel and switching for
FC-AE-1553 network

WU Shaojun^{1,2,*}, ZHAO Guangheng¹, WANG Liqian³, ZHAN Yueying¹, WANG Jin³, WANG Hongxiang³

(1. Technology and Engineering Center for Space Utilization, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China; 3. State Key Laboratory of Information
Photonics and Optical Communications, Beijing University of Posts and Telecommunications, Beijing 100876, China)

Abstract: In order to meet the requirement of space payload system and data transmission, the data business type was divided into periodic business, burst business and strong timeliness business. After the characteristics of the three kinds of business are analyzed, a scheme of dynamic bandwidth allocation (DBA) mechanism with parallel and switching for FC-AE-1553 network was proposed. The burst business used the periodical and concurrent dynamic bandwidth allocations, the periodic business used the static bandwidth allocation, and the strong timeliness business used the preemptive bandwidth allocation. An FC-AE-1553 network simulation platform was set up in OPNET Modeler. The performance of the system was analyzed based on both theoretical analysis and simulation approaches. The results show that compared with traditional DBA solutions of FC-AE-1553 network, the proposed mechanism increases the mean network throughput by over 10 times; FC-AE-1553 network throughput increases from 2.8 Gb/s to 46 Gb/s at 32 nodes; the mean time-delay of burst business decreases by one order of magnitude at 32 nodes.

Key words: switching FC-AE-1553 network; periodical and concurrent; dynamic allocation mechanism; throughput; time-delay

Received: 2015-12-28; Accepted: 2016-01-28; Published online: 2016-04-01 17:07
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160401.1707.002.html
Foundation item: Advanced Foundation of Technology and Engineering Center for Space Utilization, Chinese Academy of Science (Y3140651QN)
* Corresponding author. Tel.: 010-82178226 E-mail: wushaojun@csu.ac.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0847



面向总体性能的高速飞行器布局优化

邓帆^{1,2,*}, 焦子涵¹, 付秋军¹, 陈林¹, 田书玲³, 张栋⁴

(1. 中国运载火箭技术研究院 空间物理重点实验室, 北京 100076; 2. 谢菲尔德大学 机械工程学院, 谢菲尔德 S13JD;
3. 南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016; 4. 西北工业大学 航天飞行动力学技术重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 飞行器气动布局的选型和优化技术在总体设计中处于关键地位, 在临近空间飞行的飞行器对升阻比和操控性能都提出了更高的要求。翼身组合的升力体外形由于兼顾内部装填以及升阻特性成为了目前高速飞行器主要的设计方向。以一类具有普适性的面对称升力体外形为基础, 采用相关性分析手段提取出飞行器的关键几何参数, 挖掘出几何参数对所关心的总体性能指标的影响度大小, 并建立起基于 CFD 方法的气动布局优化平台, 以总体性能指标为约束, 优化出高升阻比外形, 通过风洞试验验证了优化设计方法的有效性, 为高速飞行器的气动布局工程化设计提供了有效的技术手段。

关 键 词: 高速飞行器; 优化设计; 总体性能; 风洞试验; 数值计算

中图分类号: V221+.3; V211.3; V211.7

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2587-09

临近空间飞行器一般指其主要活动区域在 20 ~ 100 km, 此范围近年来成为各国开展高速飞行器研究的主要领域。飞行器气动外形设计目的是设计最合理的气动外形, 使得飞行器在给定的约束条件下获得最优良的气动性能^[1-2]。

在临近空间范围内, 为兼顾装填比及升阻特性需求, 考虑工程化和实用性, 飞行器以升力体外形为主, 在布局设计中, 需考虑诸多限制和约束因素, 对飞行器的选型和优化常耗费大量时间, 依靠个人设计经验调节参数优选方案的传统气动布局设计方式面临巨大的挑战, 为提高设计效率, 基于参数化外形的气动布局优化设计技术逐渐发展起来, 为复杂气动外形设计问题提供了有效的解决途径^[3-7]。目前, 国内研究方面, 西北工业大学和南京航空航天大学主要以低速航空飞行器为主^[8-11], 北京航空航天大学、中国空气动力研究与发展中心以及中国航天空气动力技术研究院聚焦于高速航天飞行器^[12-15], 针对气动布局的优化设

计主要集中于机翼或一体化体身等部件的外形参数优化, 参数较少, 并且未充分考虑到工程化的约束条件。为推进飞行器的设计技术研究, 本文探索了一套优化设计方法, 以主要总体性能指标为约束条件和优化目标, 通过几何参数的相关性分析及排序, 针对关键参数的优化迭代, 形成符合总体需求的气动外形, 为布局设计的快速优化迭代提供新的技术手段。

1 总体性能相关性分析

在飞行器气动布局设计中, 为追求升阻特性及飞行性能的提升, 广泛应用了各种优化设计技术。这个过程离不开合理的飞行器参数化模型和适当精度的气动特性评估手段。前者需要一种恰当的参数化几何建模方法, 用尽可能少且物理意义明确的设计参数来描述飞行器的几何外形, 当设计参数变化时, 需要方便快捷地得到新的飞行器外形; 后者则需要一种兼顾效率和精

收稿日期: 2015-12-25; 录用日期: 2016-01-22; 网络出版时间: 2016-02-18 12:38

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160218.1238.005.html

* 通讯作者: Tel.: 010-68199538 E-mail: dengfan8245@sina.cn

引用格式: 邓帆, 焦子涵, 付秋军, 等. 面向总体性能的高速飞行器布局优化 [J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2587-2595. DENG F, JIAO Z H, FU Q J, et al. Hypersonic vehicle shape optimal design based on overall performance [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2587-2595 (in Chinese).

度的气动特性计算方法,可以高效、快速地估算飞行器的气动特性,并且在宽速域范围内满足一定精度要求。

1.1 几何外形参数化建模

在进行气动外形优化计算之前,需要将相关的几何外形使用有限数量的参数表示出来,外形参数化是气动外形设计和优化的第一步,并且对优化过程有着十分重要的影响。由于搜索设计空间的计算量随着设计参数的增加而呈指数增长,参数化过程应使用尽可能少的设计参数来表示几何外形,以降低优化过程的计算量。

高速飞行器目前以翼身组合的面对称升力体为主,考虑装填比和升阻比需求,构造了一个具有普适性的初始几何外形(见图1)。其主体为双锥升力体布局,主要由球形端头、双锥拱形身部、主翼、升降舵和方向舵等部分组成。图中:BS、BA和BB分别表示相对应的截面编号; R_h 为飞行器的钝化半径; L 为飞行器总长; L_1 表示第一锥段的长度; L_w 为机翼的展长。第一机翼段包络线为直线,第二机翼段包络线为卡门曲线。机翼特

征横截面有3个,分别为WS、WA和WB横截面。为了便于优化设计,将两段机翼合并为一段,并将在 xOz 平面内的展长包络线设计为二次曲线。由于该飞行器表面外形较复杂,为了便于利用面元法进行气动特性计算,参数化建模的基本原则是:在不影响整体形状的前提下,忽略不便于建模的次要细节,尽量完全复现飞行器的真实外形,同时提高参数化建模的快速性与高效性。

根据对初始外形特征的简化调整和描述提取,归纳出整个飞行器在几何参数化建模时所需的49个设计参数,根据几何设计参数在量纲上的差别和影响程度的大小,分为3类,即长度量纲类(单位:mm)、角度量纲类(单位:(°))和系数无量纲类,部分几何参数见表1。

在总体方案论证过程中,气动设计不能单纯追求高速下的高升阻比指标,在飞行器参数化几何外形的基础上,为有效分析参数影响度,基于总体指标的合理性以及考虑装填比、防隔热和结构等各专业因素(见表1),对参数进行了取值约束。

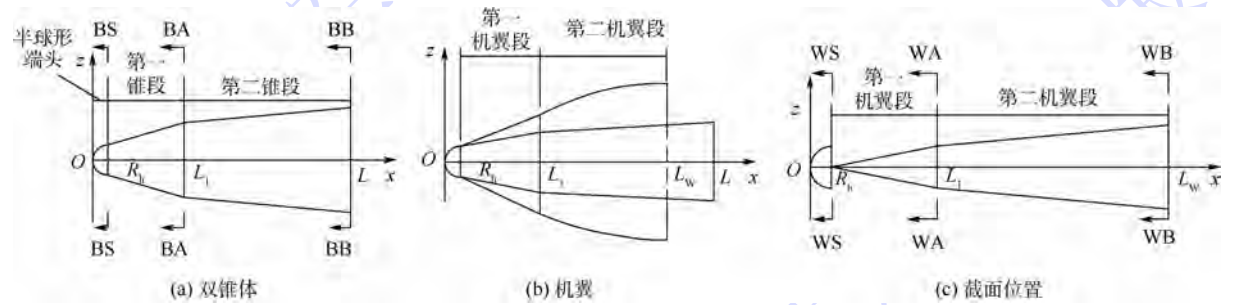


图1 初始参数化外形示意图
Fig. 1 Schematic diagram of initial parameterized shape

表1 参数化建模的主要几何参数

Table 1 Main geometrical parameters of parametric modelling					
参数	物理意义	取值范围	参数	物理意义	取值范围
$\alpha_{1up}/(^{\circ})$	一锥上锥角	(8, 15)	$\alpha_{wing}/(^{\circ})$	水平翼后缘后掠角	(-50, 50)
$\alpha_{2up}/(^{\circ})$	二锥上锥角	(0, 5)	$\alpha_{fyrd}/(^{\circ})$	俯仰舵前缘后掠角	(0, 50)
$\beta_{WB}/(^{\circ})$	水平翼后端面处翼安装角	(-2, +2)	d_{Blw}/mm	BB下截面宽度	(358, 558)
R_{head}/mm	端头半径	(10, 50)	η_{fyrd}/mm	俯仰舵外露展长	(600, 700)
R_{fyrd}/mm	俯仰舵前缘半径	(10, 20)	L/mm	飞行器总长	(2 000, 3 000)
C_{L1}	一锥长度占总长的百分比	(0, 0.5)	f_{xrd_turn}	俯仰舵舵轴位置系数	(0.1, 0.9)
ρ_{wing}	水平翼二次曲线形状系数	(0.3, 0.9)	C_{zita}	俯仰舵在体身z向位置系数	(0.2, 0.8)
C_{WS}	水平翼起始位置长度系数	(0, 1)	C_{Lw}	水平翼截止位置长度系数	(0, 1)

1.2 快速工程算法评估

在对飞行器的基本气动特性预示过程中,采用面元法划分复杂外形的表面,通过将平板的摩擦加入形状因子和可压缩因子来获得飞行器的摩擦阻。机身迎风面采用 Dahlem-Buck 公式,机身背风面采用 Prandtl-Meyer 公式,机翼迎风面采用切

楔/切锥法,机翼背风面采用膨胀波方法。
采用快速工程算法对参数化外形的升阻特性及舵效进行了评估,得到一套典型升力体的气动特性数据库,与风洞试验的结果进行了比对,图2摘取了 $Ma = 10.5$ 时快速工程算法得到的计算数据和风洞试验数据。图中: α 为攻角; β 为侧滑

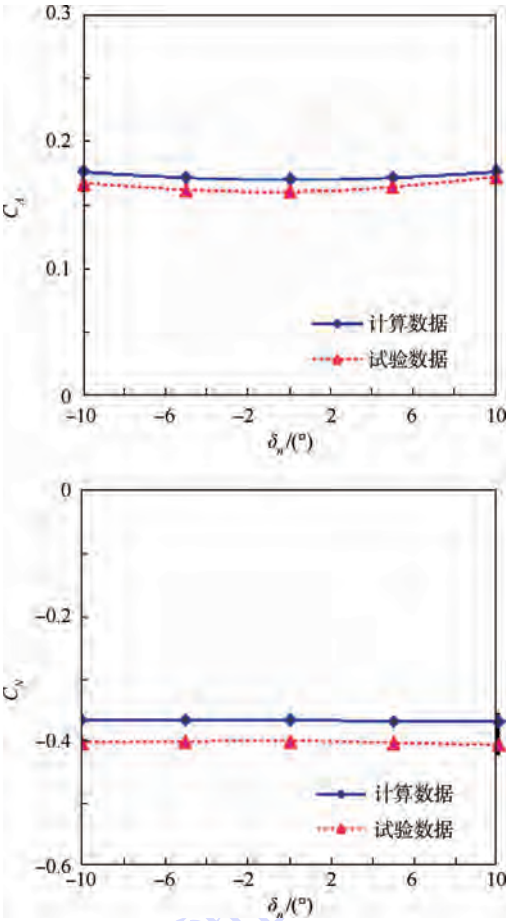


图2 快速工程算法有效性验证($Ma=10.5,\alpha=-4^\circ,\beta=2^\circ$)
Fig.2 Effectiveness verification of engineering algorithm
($Ma=10.5,\alpha=-4^\circ,\beta=2^\circ$)

角。可见,方向舵 δ_n 偏转对轴向力系数 C_A 及法向力系数 C_N 的影响不大,由比对数据分析,轴向力系数的偏差为2%~5%,法向力系数的偏差最大为9%,可见轴、法向力的吻合度满足评估需求。考虑到在飞行器气动数据库建设过程中,除对效率的高要求以外,核心考核指标为:在偏差范围内,计算数据在对气动力及力矩系数变化趋势的跟踪上能保持一致。由此评判,所采用的工程算法可开展批量数据的快速生成,搭建起飞行器的气动特性数据库。

1.3 几何外形参数相关性排序

几何设计参数变化将直接改变飞行器的几何外形,从而间接改变飞行器的气动特性,选择最关注的几个总体性能指标进行分析,分别为阻力系数 $f_1=C_D$ 、升阻比 $f_2=\kappa$ 、容积率 $f_3=\eta$ 、纵向静稳定裕度 $f_4=X_{cp}-X_g$ 以及操纵特性 $f_5=m_z^\alpha/m_z^{\delta_z}$, X_{cp} 为压心位置, X_g 为重心位置, m_z^α 和 $m_z^{\delta_z}$ 分别为俯仰力矩系数对攻角的偏导数和俯仰力矩系数对舵偏角的偏导数。 f_{GEO} 表示与几何外形相关的性能指标参数, f_{FLY} 表示与飞行性能相关的性能指标

参数, H 表示飞行高度。因此,通过计算可以获得总体性能指标与设计参数之间的隐式关系,如下:

$$\begin{cases} f_1=C_D=f_{GEO}(x)+f_{FLY}(Ma,\alpha,\beta,H) \\ f_2=\kappa=f_{GEO}(x)+f_{FLY}(Ma,\alpha,\beta,H) \\ f_3=\eta=f_{GEO}(x)+f_{FLY}(Ma,\alpha,\beta,H) \\ f_4=X_{cp}-X_g=f_{GEO}(x)+f_{FLY}(Ma,\alpha,\beta,H) \\ f_5=m_z^\alpha/m_z^{\delta_z}=f_{GEO}(x)+f_{FLY}(Ma,\alpha,\beta,H) \end{cases} \quad (1)$$

$x\in\mathbf{R}^{n=49}$ 为几何设计参数变量,包含所有几何设计参数。

参数影响度的大小用灵敏度函数来表征。基于一阶灵敏度函数的参数影响度分析方法(见表2),可有效表征各个设计参数对系统响应的影响,进行敏感度分析时,马赫数取值范围为 $5<Ma<10.5$ 。

表2中: f 为系统特性变量; x 为参数变量。当参数变量 x 各分量的量纲一致时,灵敏度函数计算采用一阶标准形式;当参数变量 x 的增量 Δx 以百分比形式给定时,灵敏度函数计算采用一阶百分比形式;当参数变量 x 各分量的量纲不一致时,灵敏度函数计算采用一阶对数形式。将飞行器特性变量 $y_i=f_i(x)(i=1,2,\cdots,n)$ 对参数变量 $x=[x_1,x_2,\cdots,x_r]$ 在基准状态 $x=x_0$ 处的一阶偏导数作为评判变量 x 中各元素对飞行器特性影响程度大小的依据。在基准状态 $x=x_0$ 处给定增量 Δx ,运用有限差分原理,求得一阶灵敏度函数 S_{i1} 为

$$S_{i1}=\frac{f_i(x)-f_i(x_0)}{x-x_0}=\frac{f_i(x_0+\Delta x)-f_i(x_0)}{\Delta x}$$

$i=1,2,\cdots,n \quad (2)$

给定基准状态 $x=x_0$ 和参数增量 Δx ,采用一阶对数形式求取灵敏度函数,对总体性能与气动参数进行相关度分析,对影响总体性能指标的关键几何参数进行了排序,其中,影响飞行器升阻比的几何参数如表3所示。

表2 一阶灵敏度函数

Table 2 First-order sensitivity function			
类型	表达式	正则表达式	维数
一阶基准	$\partial f/\partial x$	$\Delta f/\Delta x$	f/x
一阶百分比	$(\partial f/\partial x)\partial x$	Δf	f
一阶对数	$(\partial f/\partial x)(x/f)$	$(\Delta f/\Delta x)(x/f)$	

表3 参数敏感性排序

Table 3 Rank of sensitive parameters on each factor					
尺寸定义	k (按影响度从大到小排序)				
长度	L	R_{fyrd}	η_{fyrd}	d_{Blw}	R_{head}
角度	α_{1up}	β_{WB}	α_{2up}	α_{wing}	α_{fyrd}
系数	C_{LW}	C_{L1}	C_{WS}	ρ_{wing}	C_{zita}

为使分析结果更具有可比性和合理性,按照长度量纲、角度量纲和系数无量纲系统进行分类评估,由结果发现,高升阻比布局的设计方向应聚焦一锥截面及主翼几何外形,通过控制端头半径、一锥锥角及空气舵几何外形进行局部减阻,优化主翼形线及安装角达到增升目的;针对飞行器稳定性的几何参数主要关注一锥锥角、主翼几何外形及长度系数,体身设计完成后,通过调整空气舵展长及舵位置系数来调节静稳定裕度。

2 面对称飞行器优化平台设计

飞行器布局优化设计是一个多学科优化问题,CFD 技术与数值优化方法结合在一起,实现基于 CFD 的飞行器气动外形优化设计^[16-19],建立计算精度高、适应性强、使用方便、人工干预少和稳定可靠的设计优化环境或框架是未来发展趋势。

优化主要思路为:基于飞行器相关性分析的几何参数排序结果,运用 Kriging 代理模型以及 DIRECT 方法进行气动优化设计,过程中引入动态网格技术,包括表面网格运动技术和体网格运动技术,实现在优化器得到气动外形后 CFD 计算网格的自动处理,最终实现优化设计自动化。

2.1 Kriging 代理模型

当目标函数评估比较耗时时,在优化过程中用一个合理的数学模型来代替真实的目标函数评估,这个数学模型称为代理模型^[20-23]。Kriging 方法是 1951 年由 Krige^[24]提出的一种估计方差最小的无偏估计模型,其通过相关函数的作用,具有局部估计的特点,对非线性模型有很好的逼近能力,充分考虑了样本点之间的距离和样本点的团聚,在估值的过程当中能够很好地体现变量的空间分布情况与连续性。

在构造 Kriging 代理模型之前,采用拉丁超立方体抽样对样本空间进行采样。针对样本均匀性评估准则问题,采用 Hickernell^[25]提出的 L2 中心差异方法对样本分布均匀性进行分析。过程中针对多种复杂函数进行了研究,验证了 Kriging 代理模型和样本生成方法模拟复杂非线性函数的能力和精度。

2.2 数值优化方法

气动外形优化设计过程的本质为:在约束条件下,在设计参数空间中寻找气动参数最值,在数学上即为约束条件下的数值优化问题。研究过程

中采用 DIRECT 方法^[26],其是一种直接全局优化方法,优化空间被剖分为超矩形(hyper rectangle),在超矩形中心计算目标函数值,迭代过程中,优化算法选取适当的超矩形作为样本对象进行进一步剖分。

基于 DIRECT 方法的多维空间寻优方法具有编写简单、计算效率高、全局寻优能力强及鲁棒性强的特点,可通过结合基于 Kriging 方法的代理模型方法实现复杂飞行器气动布局要素优化设计目的。

2.3 优化平台集成及应用测试

由基于 CFD 的数值气动优化设计过程可以看出,在优化设计前需要完成气动外形的参数化工作,并且在优化中或者样本点建立过程中随着气动外形参数变化流场计算网格需要调整,而二者的鲁棒性直接影响优化设计方法的效率和鲁棒性。动网格采用基于 Delaunay 图映射和弹簧准则的网格变形方法,参数化和动网格方法是影响方法是否具有工程应用价值的重要因素,鲁棒性强和自动化程度高的参数方法和动网格方法可以有效减少在气动优化设计中的人工干预工作量,使得优化方法真正能够在工程问题中得到应用。

基于 CFD 和数值优化方法的气动外形优化设计技术(见图 3)在实际工程设计应用中还存计算效率、寻优全局性、优化过程自动化程度及鲁棒性等问题。其中,计算效率和寻优全局性问题主要与 CFD 方法和数值优化方法有关;优化过程自动化程度和鲁棒性问题主要与气动外形参数化优化和自动动态网格处理方法有关。针对这些问题采用了如下技术途径:

- 1) 采用基于 Kriging 方法的代理模型来描述设计空间上的气动特性分布,根据适当的样本点生成气动特性代理模型后,在优化设计过程中,新外形的气动特性通过气动代理模型进行评估,计算效率会大大提高。
- 2) 在设计空间上寻优采用基于 DIRECT 方法的数值优化方法,该寻优方法不但具有全局性,而且具有较高的计算效率和鲁棒性;在进行多目标优化设计时,采用加权方法进行处理;约束以罚函数的形式出现在优化方法中。
- 3) 气动外形参数在样本生成时采用基于 Catia 二次开发的方法。
- 4) 动态网格处理采用基于 Gridgen 脚本开发的方法。

为测试优化设计方法及设计平台,采用该方

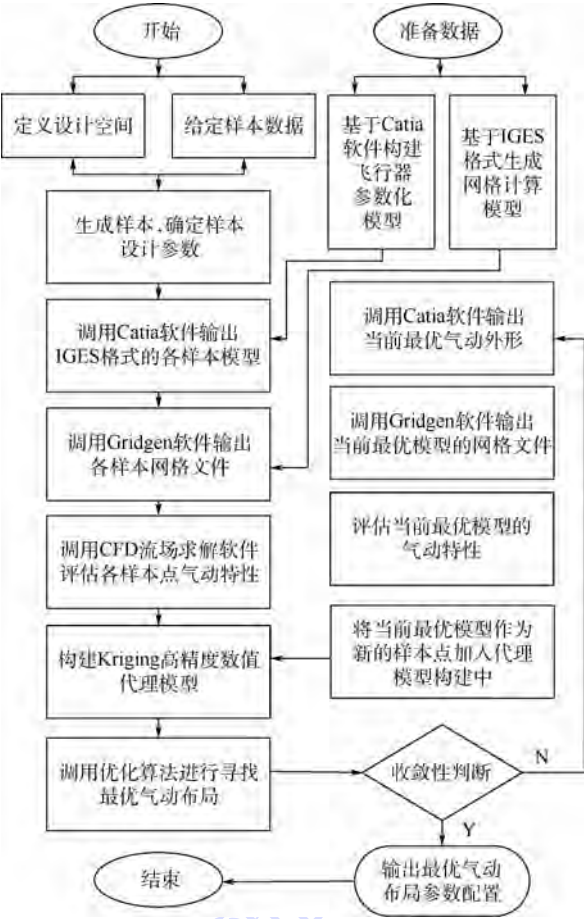


图 3 快速优化设计方法流程图

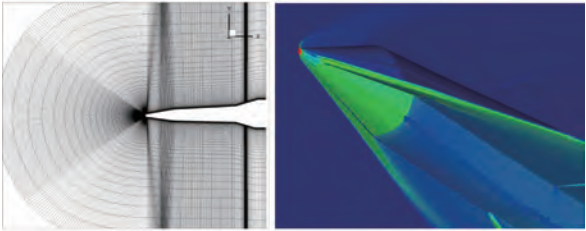
Fig. 3 Flowchart of fast optimization design method

法针对初始外形开展气动外形优化设计研究。将容积率、静稳度以及空气舵舵面铰链力矩作为约束条件,以升阻比为优化目标,马赫数取值范围为 $5 < Ma < 10.5$,在保证空气舵舵效的前提下,尽可能提高飞行器升阻比,并在滑翔段范围内保持升阻比的稳定性。经设计参数与设计目标的相关性分析及排序,按照影响度大小从 49 个几何参数中选取 26 个参数作为优化设计参数,其他外形参数在优化设计中保持不变。优化设计参数给定了设计变量的取值范围,即设计空间,生成 260 个样本点,经判断发现有 16 个无法生成外形,因此有效样本为 244 个。调用 Catia 的二次开发程序,生成每个样本点的外形,并输出相应的 IGES 文件,通过调用 Gridgen 脚本文件生成每个样本的网格,图 4(a)为其中一个样本网格示意图。经检查,244 个网格中有 8 个网格存在负体积,通过人工调整可以使这些网格中的负体积单元消失。由于计算网格为块结构网格,其拓扑相同,因此在气动特性计算时,首先对其中一个样本点进行计算,然后以该样本流场作为初始流场进行其他样本气动特性的计算,由于初始流场

良好,可以用很少求解步数获得收敛的结果,计算量大大减少。图 4(b)为模拟得到其中一个样本点的流场结果。

通过多轮优化得到了气动外形,图 5 所示为优化得到的外形与初始外形对比。可以看出,在考虑到热防护以及装填空间约束的前提下,优化外形的一锥长度增大,半锥角减小,机翼形线后掠角增大,机身底面更加扁平,外形趋向于改善波阻的特点。

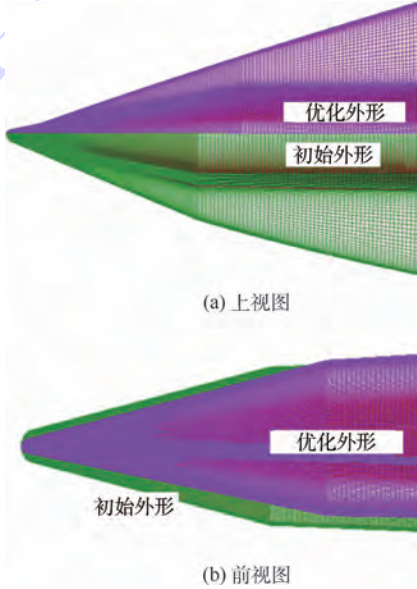
图 6 给出了优化前后外形在设计状态($H = 37\text{ km}$, $Ma = 8$, $\alpha = 8^\circ$)沿对称面和翼舵干扰处的流场结构。可见,沿流向飞行器头部出现一道典型的弓形脱体激波,使飞行器头部出现局部高压,构成飞行器主要的阻力来源,通过针对半锥角及一锥长度的优化设计,头部波阻明显减小;主翼前缘也出现一道压缩波,翼后缘的膨胀波和舵前缘的压缩波有一定程度的交汇,说明翼舵流场出现一定程度干扰,通过针对主翼翼型、翼舵外形及空间摆放位置的优化,在翼面波阻减小的同时,主翼背风面分离区也有所缩小。



(a) 计算网格 (b) 头部压力分布

图 4 样本点计算网格拓扑和压力分布云图

Fig. 4 Computational grid topology and pressure distribution contours of sample points



(a) 上视图

(b) 前视图

图 5 初始外形与优化外形对比

Fig. 5 Comparison between initial and optimum shapes

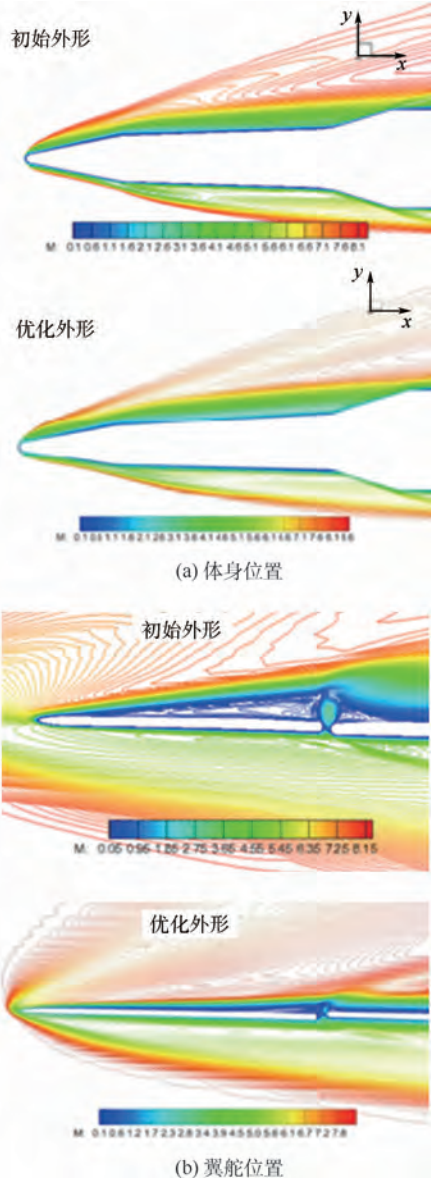


图6 飞行器优化前后流场结构对比
Fig.6 Flow structure comparison of initial and optimum vehicle

3 风洞试验验证

为评估优化效果,开展气动特性验证,选取 $\phi 300\text{ mm}$ 低密度风洞进行优化前后 2 种外形的试验验证,考核优化后气动性能。

3.1 试验吹风状态

以来流黏性干扰系数 $\overline{\nu_\infty}$ 为相似参数,试验模型采用 7% 缩比模型,参考面积 0.0009 m^2 ,参考长度 0.25 m 。采用内式六分量测力天平,试验典型状态,包括模拟高度 H 、总温 T_0 、总压 P_0 以及单位雷诺数 $Re_{x/L}$ 如表 4 所示。

表 4 典型马赫数状态

Table 4 Parameters of typical Mach number

H/km	Ma	T_0/K	$P_0/(10^5\text{ Pa})$	$\overline{\nu_\infty}/10^{-3}$	$Re_{x/L}/(10^7\text{ m}^{-1})$
33.02	5.16	290	6.70	2.43	1.97
38.21	8.17	435	33.28	4.16	1.64
41.72	10.60	596	95.90	5.69	1.43

3.2 试验结果分析

图 7 为优化前后外形试验状态下的纹影图。对比图 6 的数值流场,头部主激波的模拟吻合度很好,优化前后外形比较而言,优化后外形激波强度减弱。同时随着模型攻角的增大,主激波上下呈现不对称性,渐强的迎风面激波向模型腹部贴近。攻角增加到 8° 时,模型头部激波与迎风面方向舵产生激波干扰,方向舵前缘压缩波将主激波外推,当攻角达到 16° 时,模型头部主激波已打在方向舵前缘,这对舵面的热防护环境十分不利,在设计飞行轨迹时,需要考虑尽量避免大攻角飞行。

表 5 给出了优化前后外形的气动性能对比。可以看出,优化得到的外形在设计点轴向力系数减小了 32.6%,法向力系数减小了 10.3%,针对优

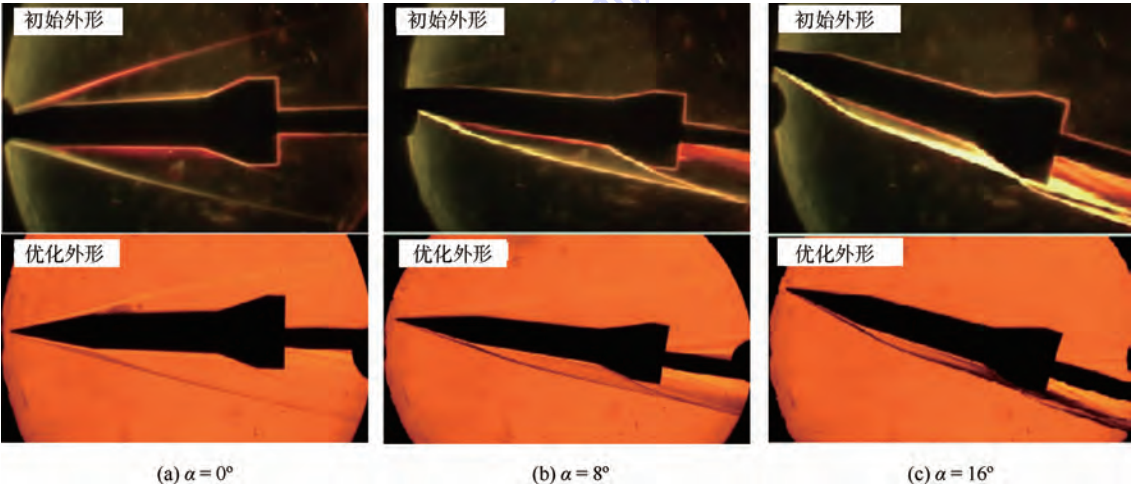


图 7 优化前后外形纹影图 ($Ma = 8$)
Fig.7 Schlieren pictures of initial and optimum shapes ($Ma = 8$)

化目标的设计,升阻比提高了 16.9%。可见,所采取的优化设计方法满足了总体设计要求,设计效果明显。

图 8 给出了典型滑翔段马赫数下优化前后外形气动系数的对比(实线为初始外形,虚线为优化外形)。可见,优化外形阻力系数均明显低于初始外形,阻力系数的减小量随马赫数增加而增大,量值在 30% ~ 50% 之间;升力系数略低于初始外形,量值在 20% ~ 40% 之间。结合图 5 外形

变化分析,端头及一锥的尺寸调整使得波阻迅速减小,同时主翼前缘的改变在减小阻力的同时,由于升力面积的缩减,升力也同步减小;升阻比在滑翔攻角($\alpha=6^{\circ}\sim10^{\circ}$)增量明显,优化外形升阻比最大提升 19% ~ 26%,最大升阻比为 3.78($Ma=5,\alpha=6^{\circ}$)。由于升力面的调整,最大升阻比攻角由初始外形的 8° 前移到优化外形的 6° ,有利于飞行器的小攻角低阻飞行;初始外形纵向压心位置在 0.54 ~ 0.59 之间,随攻角增大先前移再后移,在滑翔攻角随马赫数增加变化范围 4%,优化后纵向压心位置后移 5%,使得飞行器纵向静稳定性增强,且随攻角增大线性后移,在滑翔攻角随马赫数增加变化范围 2%,这一点尤为重要,对于大空域,宽速域飞行器而言,压心变化范围小会大大减轻控制系统对舵面偏转角度的需求,并减小配平状态的升阻比损失。

表 5 优化前后气动特性 ($Ma=8,\alpha=8^{\circ}$)

Table 5 Aerodynamic characteristics before and after optimization ($Ma=8,\alpha=8^{\circ}$)

外形	C_A	C_N	κ
初始外形	0.286 2	1.599 6	3.051 5
优化外形	0.192 9	1.434 0	3.566 8

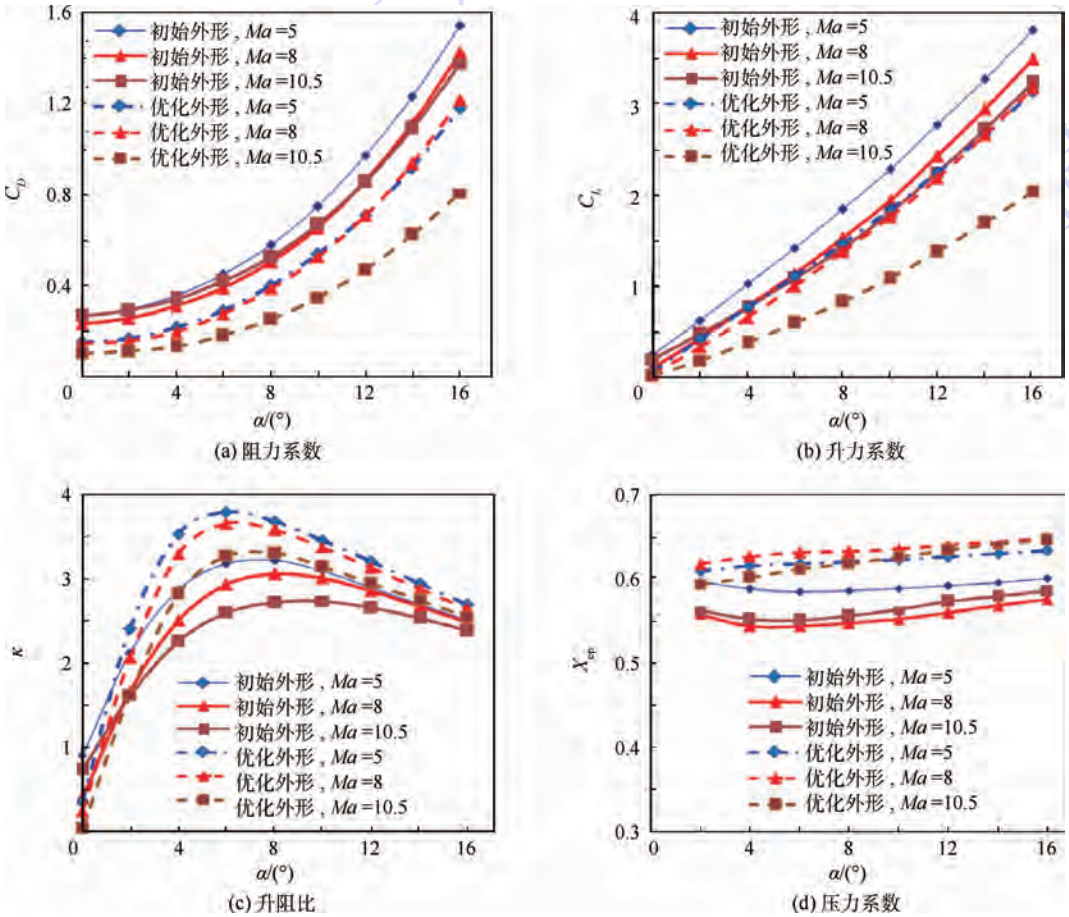


图 8 优化前后外形升阻性能曲线比较

Fig. 8 Lift and drag curves of initial and optimum shapes

4 结 论

为建立一套相对完整的高速升力体气动布局选型及优化方法,开展了以下工作:

1) 采用快速工程算法构建参数化外形的气

动数据库,利用相关性分析方法,通过无量纲化、分类别处理,获得几何参数的敏感度排序。

2) 综合考虑敏感度和计算量,以优化目标和总体约束条件为基础,提取关键几何参数,通过代理模型和优化方法,获得符合要求的优化外形。

3) 通过数值评估校核确定优化外形的气动性能,并通过风洞试验比对优化前后外形的气动特性,验证优化平台的有效性。

在国内相关研究的基础上,升力体外形布局优化方面有了一定技术进步,主要体现在:

1) 考虑了一类普适面对称升力体的全机布局优化,几何参数众多,外形相对复杂。

2) 针对此类飞行器,基于一阶灵敏度函数的参数影响度分析方法,提取出了关键几何参数的敏感度排序。

3) 在容积率以及操稳特性等总体约束条件的前提下,建立起了基于 Kriging 代理模型以及 DIRECT 方法的布局优化设计流程和平台设计思路,为优化技术在高速飞行器选型设计上的实用性进行了有益探索。

参考文献 (References)

[1] BOWCUTT K G. A perspective on the future of aerospace vehicles design: AIAA-2003-6957 [R]. Reston: AIAA, 2003.

[2] KINNEY D J. Aerodynamic shape optimization of hypersonic vehicles: AIAA-2006-239 [R]. Reston: AIAA, 2006.

[3] KULFAN B M, BUSSOLETTI J E. "Fundamental" parametric geometry representations for aircraft component shapes: AIAA-2006-6948 [R]. Reston: AIAA, 2006.

[4] KULFAN B M. Recent extensions and applications of the "CST" universal parametric geometry representation method: AIAA-2007-7709 [R]. Reston: AIAA, 2007.

[5] 关晓辉, 李占科, 宋笔锋. CST 气动外形参数化方法研究 [J]. 航空学报, 2012, 33(4): 625-633.

GUAN X H, LI Z K, SONG B F. A study on CST aerodynamic shape parameterization method [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(4): 625-633 (in Chinese).

[6] GUMBERT C R, HOU G J W, NEWMAN P A. Simultaneous aerodynamic analysis and design optimization (SAADO) for a 3D flexible wing: AIAA-2001-1107 [R]. Reston: AIAA, 2001.

[7] NEMEC M, ZINGG D W, PULLIAM T H. Multi-point and multi-objective aerodynamic shape optimization: AIAA-2002-5548 [R]. Reston: AIAA, 2002.

[8] 夏露. 飞行器外形气动、隐身综合优化设计方法研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2004: 35-44.

XIA L. Aerodynamic and stealth synthesis optimization design for aircraft [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2004: 35-44 (in Chinese).

[9] 张彬乾, 罗烈, 陈真利, 等. 飞翼布局隐身翼型优化设计 [J]. 航空学报, 2014, 35(4): 957-967.

ZHANG B Q, LUO L, CHEN Z L, et al. On stealth airfoil optimization design for flying wing configuration [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(4): 957-967 (in Chinese).

[10] 李天, 武哲, 李敬. 飞机外形参数的气动与隐身综合优化设计 [J]. 北京航空航天大学学报, 2001, 27(1): 76-78.

LI T, WU Z, LI J. Integrated aerodynamic-stealth optimal design

of aircraft configuration parameters [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 27(1): 76-78 (in Chinese).

[11] 邓海强, 余雄庆. 亚声速翼身融合无人机概念外形参数优化 [J]. 航空学报, 2014, 35(5): 1200-1208.

DENG H Q, YU X Q. Configuration optimization of subsonic blended wing body UAV conceptual design [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(5): 1200-1208 (in Chinese).

[12] 王荣, 张学军, 纪楚群, 等. 基于高效数值方法的一种高超声速飞行器外形气动/热综合优化设计研究 [J]. 空气动力学学报, 2014, 32(5): 618-622.

WANG R, ZHANG X J, JI C Q, et al. Aerodynamic heat and force optimization for a hypersonic vehicle based on effective space marching and stream trace methods [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(5): 618-622 (in Chinese).

[13] 唐伟, 桂业伟. 通用大气飞行器的参数化气动布局研究 [J]. 空气动力学学报, 2009, 27(3): 325-328.

TANG W, GUI Y W. Aerodynamic configuration design for a parameterized lifting body common aero vehicle [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(3): 325-328 (in Chinese).

[14] 叶友达. 近空间高速飞行器气动特性研究与布局设计优化 [J]. 力学进展, 2009, 39(6): 683-694.

YE Y D. Study on aerodynamic characteristics and design optimization for high speed near space vehicles [J]. Advances in Mechanics, 2009, 39(6): 683-694 (in Chinese).

[15] 王旭刚, 杜涛, 张耐民. 亚轨道可重复使用飞行器 (SRLV) 气动布局优化方法研究 [J]. 空气动力学学报, 2014, 32(1): 96-100.

WANG X G, DU T, ZHANG N M. Suborbital reuse launch vehicle aerodynamic optimization method of layout [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(1): 96-100 (in Chinese).

[16] KIM H J, SASAKI D, OBAYASHI S, et al. Aerodynamic optimization of supersonic transport wing using unstructured adjoint method [J]. AIAA Journal, 2001, 39(6): 1011-1020.

[17] MIALON B, FOL T, BONNAUD C. Aerodynamic optimization of subsonic flying wing configurations: AIAA-2002-2931 [R]. Reston: AIAA, 2002.

[18] SASAKI D, YANG G W, OBAYASHI S. Automated aerodynamic optimization system for SST wing-body configuration: AIAA-2002-5549 [R]. Reston: AIAA, 2002.

[19] 左英桃, 傅林, 高正红, 等. 机翼-机身-短舱-挂架外形气动优化设计方法 [J]. 航空动力学报, 2013, 28(9): 2009-2015.

ZUO Y T, FU L, GAO Z H, et al. Aerodynamic optimization design of wing-body-nacelle-pylon configuration [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(9): 2009-2015 (in Chinese).

[20] SHINKYU J K Y. Efficient optimization design method using Kriging model: AIAA-2004-118 [R]. Reston: AIAA, 2004.

[21] KANAZAKI M, TANAKA K, JEONG S, et al. Multi-objective aerodynamic optimization of elements' setting for high-lift airfoil using Kriging model: AIAA-2006-1471 [R]. Reston: AIAA, 2006.

[22] 许瑞飞, 宋文萍, 韩忠华. 改进 Kriging 模型在翼型气动优化设计中的应用研究 [J]. 西北工业大学学报, 2010, 28(4):

503-510.

XU R F, SONG W P, HAN Z H. Application of improved Kriging-model-based optimization method in airfoil aerodynamic design [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28(4): 503-510 (in Chinese).

[23] 任庆祝, 宋文萍. 基于 Kriging 模型的翼型多目标气动优化设计研究[J]. 航空计算技术, 2009, 39(3): 77-82.

REN Q Z, SONG W P. Multi-objective aerodynamic design optimization for airfoil using Kriging model [J]. Aeronautical Computing Technique, 2009, 39(3): 77-82 (in Chinese).

[24] KRIGE D G. A statistical approach to some mine valuations and allied problems at the Witwatersrand [D]. Johannesburg: University of Witwatersrand, 1951.

[25] HICKERNELL F. A generalized discrepancy and quadrature error bound [J]. Mathematics of Computation of the American Mathematical Society, 1998, 67(221): 299-322.

[26] FINKEL D E. Global optimization with the DIRECT algorithm [D]. Raleigh North Carolina: North Carolina State University, 2005.

作者简介:

邓帆 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 飞行器总体设计。

Tel.: 010-68199538

E-mail: dengfan8245@sina.cn

焦子涵 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞行器气动布局设计。

Tel.: 010-88531845

E-mail: zihan325@126.com

付秋军 男, 博士, 研究员。主要研究方向: 飞行器总体设计。

Tel.: 010-68381167

E-mail: fuqiujuan@163.com

陈林 男, 博士, 高级工程师。主要研究方向: 空气动力学、飞行器设计。

Tel.: 010-88531845

E-mail: chenlin CFD@gmail.com

田书玲 男, 博士, 副教授。主要研究方向: 计算流体力学、飞行器优化设计。

Tel.: 025-84892735

E-mail: shulingtian@nuaa.edu.cn

张栋 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 飞行器动力学建模与控制。

Tel.: 029-88492788

E-mail: zhangdong@nwpu.edu.cn

Hypersonic vehicle shape optimal design based on overall performance

DENG Fan^{1,2,*}, JIAO Zihan¹, FU Qiujuan¹, CHEN Lin¹, TIAN Shuling³, ZHANG Dong⁴

(1. Science and Technology on Space Physics Laboratory, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

2. Department of Mechanical Engineering, University of Sheffield, Sheffield S13JD, UK;

3. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

4. National Key Laboratory of Aerospace Flight Dynamics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Aerodynamic configuration design and optimization are vital to overall design of aircraft. Higher requirements of lift-drag ratio and control performance are put forward for near space vehicles. The lifting-body shape of the wing-body combination has become the main design direction of the hypersonic vehicle due to its internal loading and lift-drag characteristics. According to a class of universal symmetry lifting-body configuration, the key geometry parameters of vehicle were extracted using interrelation analysis method. The effect of geometry parameters on concerned overall performance was dug out. Aerodynamic shape optimization platform was established based on CFD method. With several key overall performance constraints, high lift-drag ratio shape was designed and optimized. The effectiveness of optimal design has been verified by wind tunnel test, which will provide an effective technical means for rapid engineering aerodynamic shape design of hypersonic vehicle.

Key words: hypersonic vehicle; optimal design; overall performance; wind tunnel test; numerical calculation

Received: 2015-12-25; Accepted: 2016-01-22; Published online: 2016-02-18 12:38

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160218.1238.005.html

* Corresponding author. Tel.: 010-68199538 E-mail: dengfan8245@sina.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0804

基于智能驱动器的软体机器人系统

史震云*, 朱前成

(北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083)

摘 要: 作为一种新型柔韧机器人,软体机器人越来越受到人们的重视。如何构建在不可预知环境下的应变能力是软体机器人技术的重点研究目标。针对该问题,提出了一种基于智能驱动传感的半软体机器人运动模式和系统组成,在此基础上设计建立了各运动模块的机构构型,并把执行器机构部件和形状记忆合金驱动器耦合成为整体,建立了机器人各关节的动力学模型和运动学模型,根据模型确定了机器人机构设计以及驱动器设计的关键参数。使用高强度工程塑料加工机器人壳体,采用3D打印柔软外壳和非对称足底,将2类合金丝固联在机器人体内,基于径向基函数(RBF)神经网络和支持度函数形成了最终的控制方案,并进行了前进方向的运动试验,验证了该机器人系统模型的正确性。

关键词: 软体机器人; 爬行机器人; 动力学分析; 运动学分析; 形状记忆合金

中图分类号: TP242

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)12-2596-07

目前,机器人技术取得了巨大进步,已广泛应用于军事、工业和服务等诸多领域。现役机器人大多由刚体构建而成^[1],但刚体机器人在复杂地形下运动往往不稳定、缺乏灵活性,在狭窄空间内的通过能力也会受限。反观自然界,人和动物皆能有效利用其软体部分在复杂的自然环境中灵活有效地完成各类运动,很好地克服了上述种种问题^[2-3]。

软体机器人的概念区别于传统的刚体机器人,设计方法的灵感往往来自于自然界,如模仿蠕虫、海星和蛇等的软体机器人^[4-6]。针对具有软体特性的机器人,随着基于新型材料的应用和机器人机构形态的研究^[7],机械智能将使其具有自适应能力^[8-9],也逐步形成了2种技术发展途径:第1种是研制完全由软材料构建出的软体机器人,模仿对象往往是结构简单的生物体^[10-12],没有内部骨骼,结构简单,加工成本一般相对刚体机

器人也更低,能完成一些刚体机器人不擅长完成的复杂动作,但是其低刚性、低负载能力的特性也限制了它的功能性;第2种是研究具有部分软体材料的半软体机器人,其设计思想是采用柔软材料和支撑材料相融合的整体结构^[13],降低了结构的复杂性。此外,部分新型软体机器人的设计理念更趋近于生物启发^[14],但是目前还处于初步探索阶段,仍存在着诸多技术难题。

近年,3D打印制造技术的发展给仿生模块的设计注入了新活力^[15]。3D打印的柔软腿可由多个独立控制的连续模块单元组成,并且可实现多种不同材料的无缝融合^[16]。

基于上述分析,本文构建了一款柔软、简洁和智能的软体机器人,使其既有软体结构的应变能力,又有较强的驱动负载能力,既保证了部分关节的刚性,又提升了机器人的整体性能,同时还具有结构设计和控制方案上的简洁性。采用3D打印

收稿日期: 2015-12-04; 录用日期: 2016-03-11; 网络出版时间: 2016-04-15 16:56

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160415.1656.007.html

基金项目: 中国博士后科学基金(2014M560872)

* 通讯作者: Tel.: 010-82356641 E-mail: shichong1983623@hotmail.com

引用格式: 史震云,朱前成. 基于智能驱动器的软体机器人系统[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2596-2602.

SHI Z Y, ZHU Q C. Soft robot system based on intelligent driver[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2596-2602 (in Chinese).

等新型制造技术为机器人研制柔软温和的外体,通过耦合多组新型驱动器与多组柔性和刚性关节,组成具有适应性和灵巧性的新型机器人。

1 软体机器人设计原则和驱动原理

1.1 柔软躯干和四肢的总体设计方案

该半软体爬行机器人的三维模型如图 1 所示,其主要由两部分组成:躯干部分包括前后硬质壳体、中间弹簧及硅胶壳体;四肢(腿)分别装配在前后壳体的下部,与躯干的收缩运动配合,4 组硅胶软足加装在四肢的底部,以提供足够的摩擦力实现运动。

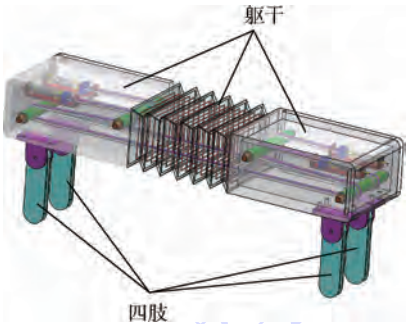


图 1 半软体爬行机器人的三维示意图

Fig. 1 Three-dimensional schematic of semi-soft crawling robot

该半软体爬行机器人躯干部的柔软关节采用形状记忆合金(Shape Memory Alloy, SMA)^[17-19]作为驱动,同时使用自反馈和超弹性形状记忆合金(Superelastic Shape Memory Alloy, SSMA)^[20]构建外传感单元。柔软关节的机构设计基于驱动器的原理,可实现弯曲,其驱动器布局如图 2 所示。该机构包含一个高刚度弹簧把前后壳体连接起来,弹簧和壳体支撑起机器人的躯干外形轮廓。2 组 SMA 驱动丝穿过弹簧和壳体,固定在 4 根装配在壳体内侧的滚轴上,SMA 驱动丝分别与 1 组小弹簧及挡块串联,以实现疲劳性能的优化及保证适当的预应力。与此同时,2 根 SSMA 驱动丝与 SMA 驱动丝并联分布,可提供 SMA 驱动丝形变的准确外部反馈。该躯干关节可获得 2 组弯曲自由度,即偏转和俯仰。2 组驱动丝同时加热将导致躯干向地面方向弯曲;2 组驱动丝的形变量不一致将导致躯干向左右两侧摆动。在该躯干关节中,硬壳体、滚轴和挡块都采用高强度工程塑料聚醚醚酮(PEEK)加工而成,以保证驱动元件间的绝缘并提供足够的机构强度。置于前后硬壳体中间的 3D 打印硅胶软壳被覆盖在高刚度弹簧以及驱动传感丝的外侧,用于保护内置的驱动传感器,同

时配合运动的开展。

受限于关节的最大转角和 SMA 的响应频率(材料性能决定),该半软体爬行机器人的运动速度将会非常慢。为了解决这个问题,在机器人整体设计上,本文在躯干下部加入了 4 组腿。通过躯干柔性关节的弯曲,结合这 4 组腿的旋转运动可极大提高每一次收缩运动的行程,进而提高运动速度。每组腿都通过 2 根 SMA 驱动丝与弹簧结合实现双向旋转,在腿部驱动系统中,由于内应力情况比较简单,SMA 自反馈就足以满足闭环控制的需求。在每组腿的底部都装配一个由 3D 打印的硅胶制作的非对称足,它们将根据腿与地面姿态的不同提供不同的摩擦阻力以实现运动,如图 3 所示。

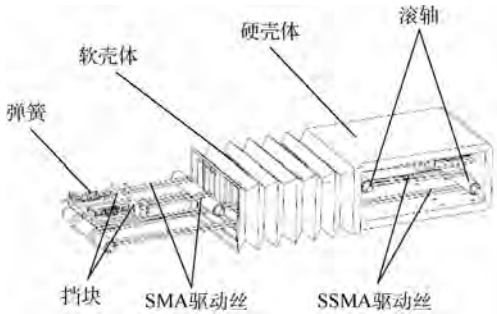


图 2 机器人躯干外形及内部传感器布局

Fig. 2 Layout of trunk shape and internal sensor of robot

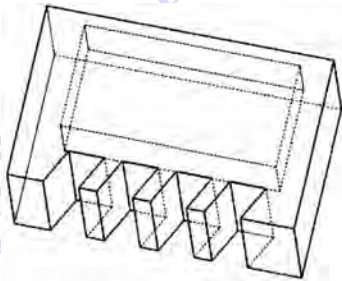


图 3 3D 打印足

Fig. 3 3D printing of foot

1.2 柔软关节的设计原则

为了实现柔软关节的 2 个自由度,关键是通过 SMA 驱动丝实现该关节的弯曲运动。其中,1 组高刚度的弹簧将作为对抗 SMA 驱动丝的弯曲对抗单元,SMA 驱动丝组与其呈并联布局:柔软关节的俯仰自由度通过 SMA-弹簧的对抗设置实现,该动作主要是配合机器人的前进和后退,SMA 驱动丝提供连续的驱动力;柔软关节的摆动通过 2 组 SMA 驱动丝的对抗来实现,2 组驱动丝分别根据转角的需求提供反向的力矩。本文选用 SMA 驱动丝构建驱动单元,以获得更大的轴向应力、更稳定的性能和自反馈的能力及更快的冷却速度。

在前进和后退运动过程中,2 条前腿协同工作,根据姿态需求摆向相同的方向,后腿也协同转出对应的转角;在转向过程中,左边的 2 条腿与右边 2 条腿在进给方向差速行进。为了保证机器人的有效移动,腿下部装配有高摩擦系数的足底单元,在前向运动时,足部与地面的接触面积增大会增加向后方的摩擦力,推动前进,而后向运动时形变恰好相反。

2 基于几何模型的参数分析

2.1 动力学分析

俯仰运动可以分解为以下 4 个步骤。

2.1.1 初始姿态

在初始姿态时,驱动丝没有加热,但是装配阶段施加的弹簧预紧力使得所有的驱动丝都处于绷紧状态,如图 4 所示,前后硬质壳体的中心都位于前后腿之间。图中: α 为躯干对水平方向的转角; m_1 为躯干的质量; g 为重力加速度; L_1 为躯干质心到腿部支撑点的水平距离; F 为中央弹簧提供的拉力; L_2 为壳体质心点到壳体右侧边缘的水平距离; h_1 为弹簧和合金丝与壳体连接着力点到壳体下沿的距离; u 为弹簧作用点到腿部支撑点的水平方向角度; f 为左侧 2 只腿提供的摩擦力。

以躯干的左半边为例,躯干对水平方向的转角为 α ,躯干重力矩 M_1 为

$$M_1 = m_1 g L_1 \tag{1}$$

由于在初始阶段,合金丝处于低温态,仅能提供极为有限的力输出,因此其力矩可以忽略不计。同时,合金丝和中央弹簧提供的力矩 M_2 为

$$M_2 = F [h_1 \cos \alpha - (L_1 + L_2) \sin \alpha] \tag{2}$$

基于力矩平衡原则, $M_1 = M_2$,因此可得到

$$F = m_1 g L_1 / [h_1 \cos \alpha - (L_1 + L_2) \sin \alpha] = m_1 g L_1 / [\sin(u - \alpha) \cdot \sqrt{h_1^2 + (L_1 + L_2)^2}] = K \Delta s \tag{3}$$

式中: K 为中央弹簧的弹性模量; Δs 为中央弹簧的压缩距离; u 为 16.7° 。

图 4 所示姿态的左侧 2 只腿提供的摩擦力 f 应与弹簧提供的拉力 F 大致相当,因此要求腿部

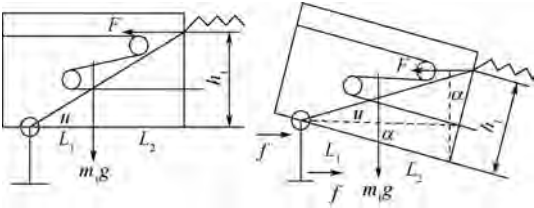


图 4 初始姿态的动力学分析

Fig. 4 Dynamic analysis of initial attitude

(足)可以提供的最大摩擦力 $f_{\max}$ 远大于该拉力 F 。此外,该机器人右侧与左侧的力学情况在初始完全对称。

通过式(3),可得出初始阶段的躯干转角 α 为

$$\alpha = u - \arcsin \{ m_1 g L_1 / [K \Delta s \sqrt{h_1^2 + (L_1 + L_2)^2}] \} \tag{4}$$

基于式(4),随着 K 和 h_1 的增大,初始向地面内凹的角度越小。在实际测量中,我们选择了高刚度的弹簧,可认为机器人躯干的初始姿态时,躯干与地面水平,在此情况下,由于摩擦力不大,四肢也与地面呈垂直支撑。

2.1.2 加热初始姿态

为了实现爬行机器人前进后退的运动,躯干内的 SMA 驱动丝被加热收缩,具体的内应力情况如图 5 所示。

根据图 5,每根合金丝都同时有 2 对内应力,即 F_{s1} 和 F_{s2} , F_{s3} 和 F_{s4} ,力沿合金丝方向传递,因此大小相等,即 $|F_{s1}| = |F_{s2}| = |F_{s3}| = |F_{s4}| = |F_s|$ 。 F_{s2} 和 F_{s3} 的合力为 F_{sc1} , F_{s3} 和 F_{s4} 的合力为 F_{sc2} , F_{sc1} 和 F_{sc2} 是一对大小相等、方向相反的力。因此, SMA 驱动丝对躯干的作用力可简化在三点上,如图 6 所示。

基于以上分析,躯干传递到柔软关节的力矩 M_3 为

$$M_3 = F_{s1} L_3 - F_{sc1} L_4 \tag{5}$$

式中: L_3 为 F_{s1} 到腿部支撑点的垂直距离,为 16.5 mm; L_4 为力 F_{sc1} 和力 F_{sc2} 到腿部支撑点的垂

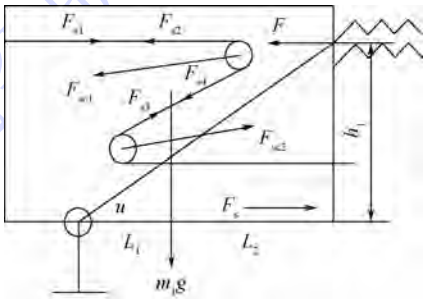


图 5 SMA 驱动丝加热后的初始力学分析

Fig. 5 Initial mechanical analysis of SMA when heated

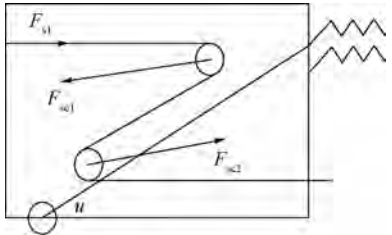


图 6 SMA 驱动丝驱动力

Fig. 6 Driving force of SMA

直距离差值,为 9.37 mm。

力 F_{sc1} 和 F_{sc2} 的合力可表达为

$$F_{sc1} = 2F_{s1} \cos(\theta/2) \quad (6)$$

式中: θ 为合金丝中段与躯干上沿的夹角。

在初始姿态时,腿部两侧的 SMA 驱动丝同时轻微加热,保证腿部关节处于绷紧状态,在关节旋转过程中,左右侧丝轮流作为驱动丝和阻力丝存在,收缩侧(驱动)的力臂随收缩变长,拉伸侧(阻力)的力臂随之变短,因此转角越大,转动相对越容易。

2.1.3 躯干加热收缩过程

加热驱动过程中,受 SMA 驱动丝的收缩力,中央弹簧会外凸拱起,同时为了配合身体的移动,运动方向前侧的双足会向运动方向旋转并产生更大的对地摩擦力。建立处于运动方向(左侧)的躯干和腿部的力平衡方程:

$$F_{z1} = m_1 g - (F_{1s1} - F_1) \sin \alpha_1 \quad (7)$$

式中: F_{z1} 为足部对地面的压力; α_1 为躯干与水平面的夹角; F_{1s1} 为左侧弹簧提供拉力; F_1 为左侧合金丝内应力。

水平方向的力平衡方程如下:

$$m_1 \alpha_1 = (F_{1s1} - F_1) \cos \alpha_1 - f_1 \quad (8)$$

式中: f_1 为地面摩擦力。

由于左侧足底部的摩擦力 f_1 受到摩擦系数 μ_1 的影响,可表示为

$$f_1 = \mu_1 F_{z1} \quad (9)$$

结合式(6)可获得左边躯干的平衡力矩为

$$I_1 \frac{d\omega_1}{dt} = 2F_{1sc1} d_1 - F_{1s1} a + F_1 (h_1 - b) - f_1 (l_{11} \cos \theta_1 + d_2 \sin(\beta + \alpha_1)) - F_{z1} (d_2 \cos(\beta + \alpha_1) - l_{11} \sin \theta_1) \quad (10)$$

式中: I_1 为壳体的转动惯量; d_1 为中心点到力 F_{1sc1} 的垂直长度; a 为中心点到力 F_{1s1} 的垂直长度; b 为中心点到躯体下沿的垂直距离; d_2 为中心点到腿支点的距离; l_{11} 为腿的长度; β 为中心点与腿支点连线与躯体下沿的夹角; θ_1 为足部与地面的夹角; ω_1 为左侧躯干转动角速度。

对角加速度求 2 次积分可获得壳体的转角 α_1 为

$$\int_0^t \omega_1 dt = \alpha_1 \quad (11)$$

通过以上分析,建立处于运动后方(右侧)的躯干和腿部的力平衡方程,可获得右边躯干的平衡力矩 I_2 和转角 α_2 。

2.1.4 躯干冷却放平过程

在躯干的驱动丝冷却过程中,SMA 驱动丝的

收缩力减小,中央弹簧试图恢复原状,同时为了配合身体的移动,运动方向后侧的双足会向运动反方向旋转并产生更大的对地摩擦力,运动方向的双足侧回到与躯干垂直的角度以减小对地摩擦力。

垂直方向和水平方向的力平衡方程与式(7)和式(8)相同。但由于腿部的转角变化,需要考虑两侧足底摩擦系数的改变,即摩擦力 f_1 要受摩擦系数 μ_1' 的影响。

左侧躯干的平衡力矩与壳体转角公式与式(10)和式(11)相同。进一步分析,建立处于运动后方(右侧)的躯干和腿部的力平衡方程,方法相同。此时只需要考虑摩擦力 f_2 的摩擦系数要受 μ_2' 的影响。

下文将基于机构学分析得出前后躯干的理论目标转角 α_1 、 α_2 ,以及前后腿部的理论目标转角 θ_1 、 θ_2 。摩擦系数 μ_1 、 μ_2 、 μ_1' 、 μ_2' 可通过试验测得。最终根据计算结果决定驱动器的关键设计参数。

2.2 运动学分析

基于目前柔软关节的设计,在驱动过程中,由于中央躯干弹簧的压缩模量远高于抗弯模量,因此假设在 SMA 加热收缩时,弹簧不被压缩,沿弹簧中心轴两侧的距离 L_{s0} 保持不变。因此,SMA 驱动丝中间段的长度 L_w 可表示为

$$\frac{L_{s0}}{L_w} = \frac{h_1 + h_2 + h_3}{h_2 + h_3} \quad (12)$$

式中: h_1 、 h_2 、 h_3 和 L_{s0} 的值见表 1。

躯干关节转角 α 可表示为

$$\sin \frac{\alpha}{2} = \frac{L_w/2}{h_2 + h_3} \quad (13)$$

结合式(12)和式(13),可得到 SMA 驱动丝的驱动距离与躯干关节转角的关系为

$$\alpha = 2 \arcsin \frac{L_{s0} - L_w}{2h_1} \quad (14)$$

当 $L_{s0} - L_w$ 的值等于 SMA 驱动丝的收缩距离时,式(14)可以简化为

$$\alpha = 2 \arcsin \frac{S_w}{2h_1} \quad (15)$$

式中: S_w 为 SMA 驱动丝的收缩距离。

SMA 驱动丝的最大收缩距离为初始长度 S_0 的 3.8%,参考表 1 的值,可算得最大俯仰角度为 47° 。

表 1 躯干和腿部参数

Table 1 Parameters of trunk and legs					
机构参数	h_1	h_2	h_3	h_4	L_{s0}
数值/mm	20	8	8	30	64

考虑到腿部单元之间的拓扑关系,腿长设置为 40 mm,两侧分别连接 1 根 30 mm 长的 SMA 驱动丝,旋转轴直径约为 8 mm。依次加热 2 根 SMA 驱动丝,驱动器产生对抗性的应力,驱动腿部在 +21° ~ -21° 间来回摆动。

根据以上分析描述的运动模型,可得到收缩后的 SMA 驱动丝的长度为

$$L_{WL} = \sqrt{(h_3 + h_4 \cos \theta)^2 + (h_4 \sin \theta)^2} \tag{16}$$

式中: h_4 为合金丝长度。 h_3 和 h_4 的值见表 1。

腿部关节转角 θ 为

$$\theta = \arccos \frac{L_{WL}^2 - h_3^2 - h_4^2}{2h_3h_4} \tag{17}$$

该半软体爬行机器人的躯干长度为 216 mm,基于以上参数,结合式(15)和式(17)以及表 1 中的数据,可得到理论上单次运动的直线最大距离为 42 mm。

3 仿 真

根据第 2.1 节所建立的动力学模型,进一步建立各关节的运动学模型。躯干关节转角 α_1 和 α_2 变化如下:

$$\alpha_1 = f(\mu_1) \arcsin(f_1(t)) - \theta(\mu_1) \tag{18}$$

$$\alpha_2 = f(\mu_2) \arcsin(f_2(t)) - \theta(\mu_2) \tag{19}$$

腿部关节转角 θ_1 和 θ_2 变化如下:

$$\theta_1 = \theta(\mu_1) - f(\mu_1') \arcsin(f_1(t)) \tag{20}$$

$$\theta_2 = \theta(\mu_2) - f(\mu_2') \arcsin(f_2(t)) \tag{21}$$

根据方程式(18) ~ 式(21)得到躯干的关节转角仿真曲线,如图 7 所示。根据图 7 分析,本文设计的半软体爬行机器人的左右两侧躯干的转角基本相同,符合设计要求。

同理可得到腿部的关节转角曲线,如图 8 所示。根据图 8 对比分析,本文设计的半软体爬行机器人腿部关节的转角符合前进的运动规律,符合设计要求。

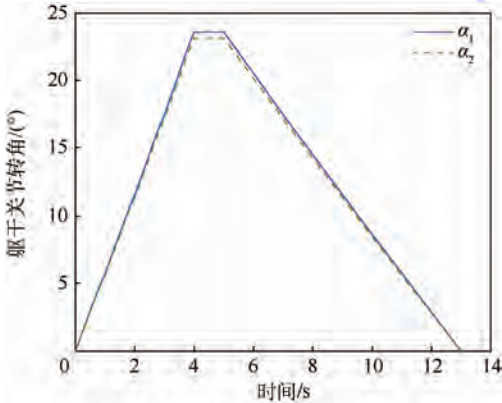


图 7 躯干关节转角运动规划仿真

Fig. 7 Simulation of trunk joint angle motion planning

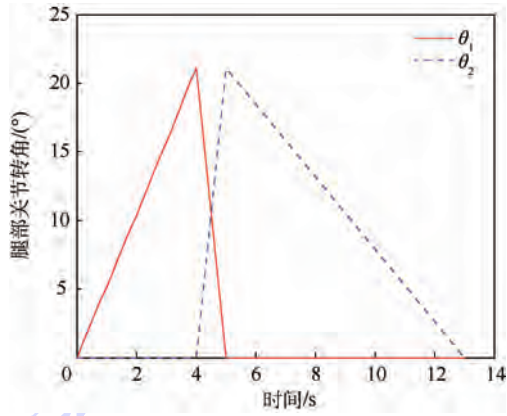


图 8 腿部关节转角运动规划仿真

Fig. 8 Simulation of leg joint angle motion planning

4 试 验

基于运动学分析,软体机器人的运动可分解为躯干和腿部各自的关节转角,这些转角值再分解为各组驱动丝的目标形变量。由于躯干和腿部的驱动原理以及传感系统都存在差异,因此二者的控制模型有所不同。

为了构建腿部的闭环控制模型,用 SMA 的自反馈作为主要的反馈参数。为了建立自反馈的控制模型,用一个激光位移传感器检测腿部的实际转角,基于该转角可获得驱动丝的形变量。在检测得到转角和驱动丝的电阻值后,基于径向基函数(RBF)神经网络^[21-22]用于训练电阻-位移的拟合曲线,以建立插值函数。在控制模型建立后,可通过电阻反馈获得腿部姿态的预估值,将预估值与目标值的差值传递给控制器后,生成 SMA 驱动器的加热占空比以实现目标转角。

躯干的控制与腿部的控制存在一些差异,主要是由于柔性关节在缺乏刚性约束的情况下,驱动器的内应力更加复杂,因此加入了 2 组 SSMA 驱动丝与 SSA 驱动丝并联作为传感器单元。RBF 神经网络被用于训练产生 SMA 驱动丝和 SSMA 驱动丝的反馈模型,通过基于支持度^[23-24]的函数对 2 类反馈进行融合。最终的融合模型被用于躯干的闭环控制中。

本文采用 3D 打印技术制备了机器人足部的模具,当沿足部的弯曲方向施加压力时,足部与地面的接触面积增大,摩擦系数增大,而向足部的逆方向施加压力时,足部与地面的接触面积减小,摩擦系数减小。

根据动力学分析的结论,本文选择 0.381 mm 的 SMA 驱动丝和 0.1 mm 的 SSMA 传感丝构建驱动传感单元,同时加入弹簧以提升驱动器的整体

性能。由于驱动丝和传感丝的形变信息无法获取,本文选择 Baumer CH-8501 Frauenfeld 型激光传感器固定在机器人的前部躯干外壳上,在其对应的后部躯干壳体靠弹簧侧固定了一个测试标定的靶标,在运动过程中检测该位移传感器反馈的距离信息,如图 9 所示。该激光传感器有效距离为 25 ~ 300 mm,重复定位精度为 0.1 mm,适合本文机器人尺寸的需求。

本文中,作为试验条件,SMA 驱动丝加热电流为 1.1 A,最大占空比接近 85%。为了实现 SMA 驱动丝的冷却完全,以提高控制精度,每一次运动的频率接近 0.08 Hz,实际的运动情况如图 10 所示。

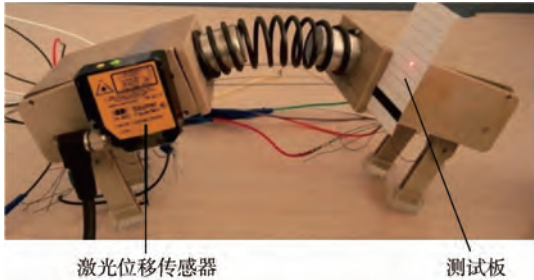


图 9 机器人实体
Fig.9 Robot entity

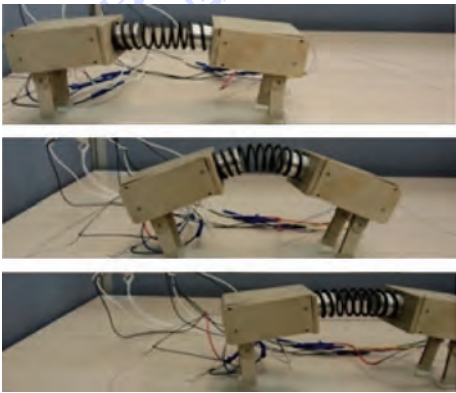


图 10 前进运动图
Fig.10 Schematic of forward motion

通过对图 10 的分析可得,该半软体爬行机器人的运动速度接近 4 mm/s,根据图中标定的软尺,可以得到该机器人每一次的移动距离在 35 ~ 45 mm 之间的结论。试验结果验证了机器人设计的合理性。

5 结 论

1) 搭建了一款基于智能驱动器的半软体爬行机器人,柔软关节由弹簧和 SMA 驱动器组成,四肢由 2 组 SMA 驱动丝组成,可以实现双向旋转,柔软关节的俯仰动作配合腿关节的旋转可实

现机器人较高效率的运动。

2) 建立了机器人各关节的动力学模型和运动学模型,确定了机器人机构设计的关键参数及驱动器设计的关键参数。

3) 选用高强度工程塑料 PEEK 和 3D 打印技术对机器人进行了构建,并进行了前进运动试验,验证了理论模型的正确性。

参考文献 (References)

- [1] TRIVEDI D,RAHN C D,KIER W M,et al. Soft robotics: Biological inspiration, state of the art, and future research[J]. Applied Bionics and Biomechanics,2008,5(3):99-117.
- [2] KIM S,LASCHI C,TRIMMER B. Soft robotics: A bioinspired evolution in robotics[J]. Trends in Biotechnology, 2013, 31(5):23-30.
- [3] SRINIVASAN M,RUINA A. Computer optimization of a minimal biped model discovers walking and running[J]. Nature, 2006,439(7072):72-75.
- [4] MARVI H,GONG C H,GRAVISH N,et al. Sidewinding with minimal slip:Snake and robot ascent of sandy slopes[J]. Science,2014,346(6206):224-229.
- [5] BAISCH A T,SREETHARAN P S,WOOD R J. Biologically-inspired locomotion of a 2g hexapod robot[C] // Proceedings of IEEE/RSJ 2010 International Conference on Intelligent Robots and Systems. Piscataway,NJ:IEEE Press,2010:5360-5365.
- [6] ELPHICK M R,MELARANGE R. Neural control of muscle relaxation in echinoderms[J]. Journal of Experimental Biology, 2001,204(5):875-885.
- [7] OBEROI H,DRAPER A,THOMPSON P. Production implementation of a multi spindle flexible drilling system for circumferential splice drilling applications on the 777 airplane[C] // SAE 2009 Aerospace Technology Conference and Exposition. Warrendale,PA:SAE Press,2009:257-262.
- [8] SHEPHERD R F,STOKES A A,NUNES R,et al. Soft machines that are resistant to puncture and that self seal[J]. Advanced Materials,2013,25(46):6709-6713.
- [9] WRIGHT C,BUCHAN A,BROWN B,et al. Design and architecture of the unified modular snake robot[C] // Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway,NJ:IEEE Press,2012:4347-4354.
- [10] SEOK S,ONAL C D,WOOD R,et al. Peristaltic locomotion with antagonistic actuators in soft robotics[C] // Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway,NJ:IEEE Press,2010:1228-1233.
- [11] LASCHI C,CIANCHETTI M,MAZZOLAI B,et al. Soft robot arm inspired by the octopus[J]. Advanced Robotics,2012,26(7):709-727.
- [12] UMEDACHI T,TRIMMER B A. Design of a 3D-printed soft robot with posture and steering control[C] // Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation. Piscataway,NJ:IEEE Press,2014:2874-2879.
- [13] MORIN S A,SHEPHERD R F,KWOK S W,et al. Camouflage and display for soft machines[J]. Science,2012,337(6096):

- 828-832.
- [14] LI C, ZHANG T N, GOLDMAN D I. A terradynamics of legged locomotion on granular media[J]. *Science*, 2013, 339(6126): 1408-1412.
- [15] CHAN V, PARK K, COLLENS M B, et al. Development of miniaturized walking biological machines[J]. *Scientific Reports*, 2012, 2(7424): 328-329.
- [16] UMEDACHI T, VIKAS V, TRIMMER B A. Highly deformable 3-D printed soft robot generating inching and crawling locomotions with variable friction legs[C]// *Proceedings of IEEE/RSJ 2013 International Conference on Intelligent Robots and Systems*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 4590-4595.
- [17] QIN C J, MA P S, YAO Q. A prototype micro-wheeled-robot using SMA actuator[J]. *Sensors and Actuators A-Physical*, 2004, 113(1): 94-99.
- [18] ASUA E, FEUTCHWANGER J, GARCIA-ARRIBAS A, et al. Sensorless control of SMA-based actuators using neural networks[J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2010, 21(18): 1809-1818.
- [19] KOHL M, JUST E, PFLEGING W, et al. SMA microgripper with integrated antagonism[J]. *Sensors and Actuators A-Physical*, 2000, 83(1-3): 208-213.
- [20] 崔迪, 李宏男, 宋钢兵. NiTi 形状记忆合金电阻特性研究[J]. *建筑材料学报*, 2008, 11(5): 567-573.
- CUI D, LI H N, SONG G B. NiTi shape memory alloy resistance characteristic study[J]. *Journal of Building Materials*, 2008, 11(5): 567-573 (in Chinese).
- [21] SAHA A, CHRISTIAN J, TANG D S, et al. Oriented non-radial basis functions for image coding and analysis[C]// *Proceedings of IEEE 1990 International Conference on Advances in Neural Information Processing Systems*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1990: 728-734.
- [22] POZNYAK A S, SANCHEZ E N, YU W. Differential neural networks for robust nonlinear control: Identification, state estimation and trajectory tracking[J]. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 2004, 18(3): 315-316.
- [23] 王婷杰, 施惠昌. 一种基于模糊理论的一致性数据融合方法[J]. *传感器技术*, 1999, 18(6): 50-53.
- WANG T J, SHI H C. A kind of the consistency of the data fusion method based on fuzzy theory[J]. *Journal of Transducer Technology*, 1999, 18(6): 50-53 (in Chinese).
- [24] 罗中良, 高潮, 王方连, 等. 不确定信息的数字滤波器设计及应用[J]. *传感器技术*, 2002, 21(5): 24-26.
- LUO Z L, GAO C, WANG F L, et al. The digital filter design and application of uncertain information[J]. *Journal of Transducer Technology*, 2002, 21(5): 24-26 (in Chinese).

作者简介:

史震云 女, 博士, 讲师。主要研究方向: 工业机器人智能装备、智能驱动控制。

Tel.: 010-82356641

E-mail: shichong1983623@hotmail.com

Soft robot system based on intelligent driver

SHI Zhenyun*, ZHU Qiancheng

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

Abstract: Soft robot, as a new type of flexible robot, is attracting more and more attention. How to build emergency ability in unpredictable environments is the key research goal of soft robot technology. For this problem, an intelligent driving-sensing based motion pattern and system component of semi-soft robot is proposed, and on this basis, the mechanism design configuration of each motion module is designed and established. By coupling the actuators with shape memory alloy drivers into a monolithic structure, dynamic model and kinematics model of robot joints are constituted. According to the model, the key parameters for mechanism design and driver design are determined. Robot shells are manufactured by high strength engineering plastics, and soft enclosure and asymmetric pelma are realized by 3D printing. Two types of alloy wires are fixed in the robot body, the radial basis function (RBF) neural network and support function are used to control the robot, and forward motion is finally tested, which verifies correctness of the proposed robot system model.

Key words: soft robot; crawling robot; dynamic analysis; kinematics analysis; shape memory alloy

Received: 2015-12-04; Accepted: 2016-03-11; Published online: 2016-04-15 16:56

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160415.1656.007.html

Foundation item: China Postdoctoral Science Foundation (2014M560872)

* Corresponding author. Tel.: 010-82356641 E-mail: shichong1983623@hotmail.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0843

翅尖轨迹对食蚜蝇悬停时气动特性的影响

牟晓蕾^{1,*}, 许娜²

(1. 烟台大学 土木工程学院, 烟台 264005; 2. 烟台大学 机电汽车工程学院, 烟台 264005)

摘 要: 食蚜蝇悬停飞行时的抬升角相对较小,在上下拍起始和结束时刻要比拍动中部的大,这样就使得翅尖的拍动轨迹呈现出浅“U”形。为了分析该翅尖轨迹是否会对其气动特性产生影响,利用计算流体力学的方法分别计算了4只食蚜蝇在考虑抬升角和忽略抬升角2种情形下的气动力,分析对比了2种情形下的不同时刻绕翅膀的瞬时流线,并计算比较了2种情形下气动功率系数与平均举力系数的比值。研究结果表明:抬升角的存在会使其维持体重所需的举力增加10%左右;举力增大的同时能耗却比忽略抬升角情形下要低3%左右。

关 键 词: 翅尖轨迹;食蚜蝇;悬停飞行;气动力;功率

中图分类号: V221.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2603-07

自然界中展翅飞翔的各种昆虫大多会采用一种常见的飞行姿态,那就是悬停飞行。无论是被人们广泛探讨的果蝇、蜂蝇、蜜蜂和鹰蛾等昆虫所采用的“正常悬停”^[1]的悬停飞行方式,还是最近被关注的食蚜蝇和蜻蜓所采用的“非正常悬停”^[2]的飞行方式。人们在研究这些昆虫悬停飞行时的气动力、能耗与动稳定性问题时通常假设翅在平均拍动平面内拍动,即假设翅尖轨迹总是位于平均拍动平面内^[3-10]。实际上,昆虫飞行时其翅尖大多不是绝对位于一个平面内,而是不同程度地偏离平均拍动平面,从而形成类似“U”形、“8”字形和椭圆形等各式各样的翅尖轨迹^[11-13]。文献[14]通过研究不同形式的翅尖轨迹对昆虫悬停时气动力的影响,发现大多数昆虫翅尖轨迹的时均气动力与翅尖无偏离的情况相比变化不大(平均升力系数的变化一般不超过6%)。文献[15]则研究了昆虫前飞时“O”字形和“8”字形拍翼轨迹对气动力的影响,结果表明这2种拍翼轨迹都会提高升力。

以上研究工作都是针对正常悬停的昆虫翅尖轨迹对气动力的影响,而非正常悬停时,昆虫也会表现出“U”形的翅尖轨迹^[2],那么在非正常悬停的情况下翅尖轨迹会对昆虫飞行时的气动力和能耗产生怎样的影响呢?本文基于已有的食蚜蝇悬停飞行时翅膀拍动的运动学数据,以及身体和翅膀的形态学数据^[2],运用数值模拟的方法分别计算了假设情形下的翅尖轨迹所产生(即忽略食蚜蝇翅膀拍动过程中的抬升角,认为其拍动过程中翅膀始终在同一个平面上,其他参数仍与实验数据相同,本文中用Normal表示这种情形)的气动力与能耗;并将真实翅尖轨迹的情形(本文中用Real表示这种情形)与之进行比较。

1 模型描述与算法

1.1 计算模型及参数

文献[16-17]的研究表明,翅膀的褶皱以及拍动过程中翅膀的变形对气动力的影响不大,因此可忽略翅膀的褶皱和变形,将昆虫的翅膀模型视

收稿日期: 2015-12-22; 录用日期: 2016-01-08; 网络出版时间: 2016-03-15 14:49

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160315.1449.010.html

基金项目: 国家自然科学基金(11502228); 山东省优秀中青年科学家科研奖励基金(BS2014SW016)

* 通讯作者: Tel.: 0535-6905138 E-mail: mouxiaolei@ytu.edu.cn

引用格式: 牟晓蕾, 许娜. 翅尖轨迹对食蚜蝇悬停时气动特性的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2603-2609.

MOU X L, XU N. Effect of wing-tip trajectory on aerodynamics of hovering true hoverfly [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2603-2609 (in Chinese).

为刚性平板翼。本文中模型的平面形状取自真实翅膀的扫描图像^[2],厚度为平均弦长 c 的 3%,前后缘为圆弧。模型翅膀的网格采用文献[18]中介绍的泊松方程求解生成,生成的网格为 O-H 型网格。翅的网格平面如图 1(a)所示,网格剖面如图 1(b)所示。翅网格的维数为 $100 \times 99 \times 130$,分别为法向、周向和展向的网格点数,翅面法向第 1 层网格间距为 $0.001c$,网格在法向方向上远场边界距翅膀 20 倍平均弦长,展向方向上远场边界距翅膀 6 倍平均弦长。

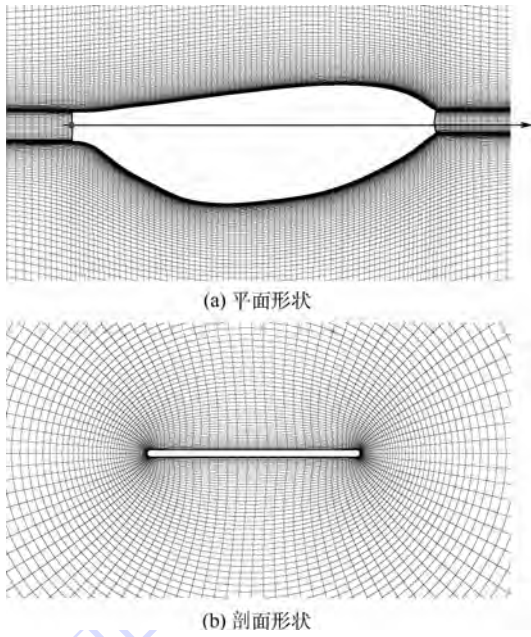


图 1 翅网格的平面形状和剖面形状

Fig.1 Plane shape and sectional shape of wing grid

与实验观测所使用的各角度量相同^[2], β 为拍动平面与水平面的夹角,翅膀转动的 3 个欧拉角是基于拍动平面坐标系($OXYZ$)定义的($Oxyz$ 为有抬升角时固定在昆虫翅膀上随翅膀一起运动的坐标系, $Ox'y'z'$ 为忽略抬升角时固定在翅膀上的坐标系), ψ 、 θ 和 ϕ 分别为翅膀的翻转角(由翻转角可以确定翅膀的攻角 α ,下拍过程中, $\alpha = \psi$;上拍过程中, $\alpha = 180^\circ - \psi$)、抬升角和拍动角,如图 2 所示。实验观测结果表明,4 只食蚜蝇的拍动频率介于 160 ~ 190 Hz 之间,拍动幅度介于 $65^\circ \sim 85^\circ$ 之间;上下拍中部攻角的数值差别较大,下拍中部的攻角为 50° 左右,上拍中部的攻角为 20° 左右,翅膀的抬升角的数值相对较小(HF1、HF2、HF3 和 HF4 的平均抬升角分别为 6° 、 0° 、 4° 和 1° ,抬升角的幅度分别为 4° 、 5° 、 5° 和 6°);在上下拍起始和结束时刻要比拍动中部的大,这样就使得翅尖的拍动轨迹呈现出浅“U”形。图 3 给出了 4 只食蚜蝇的翅尖轨迹。由于食蚜蝇悬停时其

翅膀是周期性运动的,所以选用傅里叶级数对其实验测得的运动学数据^[2]进行拟合。在对这些数据进行拟合的过程中,需要保证拟合曲线与数据点之间的残差呈随机分布的规律,因此用 1 阶

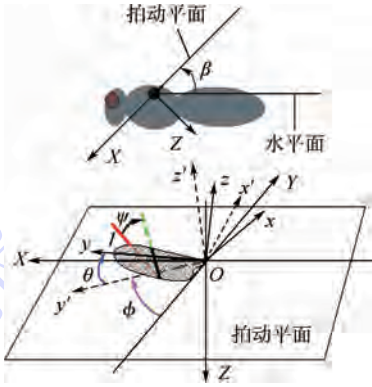


图 2 拍动平面与翅膀拍动姿态角的定义
Fig.2 Definition of flapping plane and flapping wing attitude angle

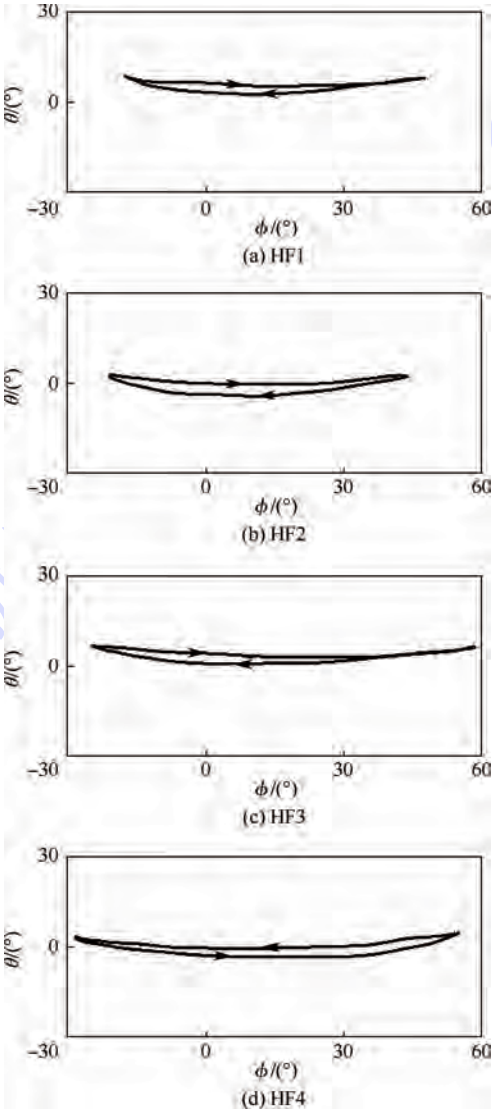


图 3 4 只食蚜蝇的翅尖轨迹

Fig.3 Wing-tip trajectories of four hoverflies

傅里叶级数来拟合翅膀的拍动角 ϕ , 用 4 阶和 2 阶傅里叶级数分别拟合翅膀的翻转角 ψ 和抬升角 θ 。

4 只食蚜蝇形态学参数、雷诺数 Re 、翅膀的拍动参考速度 U 及拍动的无量纲周期 τ 均与文献[2]中采用的数据相同。

1.2 Navier-Stokes 方程及计算方法

在惯性坐标系 $OXYZ$ 下, 三维非定常不可压 Navier-Stokes 方程的无量纲形式为

$$\frac{\partial u}{\partial X} + \frac{\partial v}{\partial Y} + \frac{\partial w}{\partial Z} = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial u}{\partial \tau} + u \frac{\partial u}{\partial X} + v \frac{\partial u}{\partial Y} + w \frac{\partial u}{\partial Z} = \\ - \frac{\partial p}{\partial X} + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial^2 u}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial Y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial Z^2} \right) \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial v}{\partial \tau} + u \frac{\partial v}{\partial X} + v \frac{\partial v}{\partial Y} + w \frac{\partial v}{\partial Z} = \\ - \frac{\partial p}{\partial Y} + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial^2 v}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial Y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial Z^2} \right) \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial w}{\partial \tau} + u \frac{\partial w}{\partial X} + v \frac{\partial w}{\partial Y} + w \frac{\partial w}{\partial Z} = \\ - \frac{\partial p}{\partial Z} + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial Y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial Z^2} \right) \end{aligned} \quad (4)$$

式中: u 、 v 和 w 分别为无量纲速度的 3 个分量; p 为无量纲压力; Re 为雷诺数, 定义为 $Re = cU/\nu$, ν 为运动黏性系数。

Navier-Stokes 方程的数值解法采用文献[19-20]所发展的拟压缩性算法求解。下面简单介绍该算法: 在连续方程中加入压力对拟时间的偏导数项, 这样物理上相当于把不可压缩流变成可压缩流。动量方程的时间导数项采用 2 阶的三点后差来离散, 黏性项近似采用 2 阶中心差分离散, 对流项采用基于矢通量分裂方法的迎风差分来离散, 这里内部网格点采用 3 阶的迎风差分格式离散, 边界点采用 2 阶迎风差分格式。在求解时间离散的动量方程时, 为保证速度散度为零 (即满足不可压条件), 每个物理时间步用拟时间步进行内迭代, 直到压力对虚拟时间的导数近似为零, 此时新时间步的速度散度就近似为零, 对在离散点上的代数方程组用线性 Gauss-Seidel 方法进行迭代求解。关于远场边界条件, 在入流边界, 速度分量采用自由流条件, 而压力用内点插值得到; 在出流边界, 压力为自由流的静压, 而速度用内点插值得到。在翅膀物面, 采用无渗透和无滑移条件, 物面的压力用相对运动坐标系的动量方程的法向分量方程计算得到。关于计算方法的详细描述参见文献[2-3]。在计算气动力时, 原则上需要计算

绕昆虫的身体及双翅的流场, 但是文献[21-22]的研究表明, 在悬停飞行时, 除了“打开/合拢”运动, 左右翅的相互干扰几乎可以忽略不计。文献[22-24]的计算结果表明, 有翅/身干扰时的气动力与无干扰时只相差不到 2%, 翅膀与身体之间的相互干扰可以忽略。因此, 可以认为翅/身干扰与翅/翅干扰都是可以忽略的。这样, 在本文的流场计算中, 气动力计算都不再考虑身体的影响并忽略双翅间的干扰, 只求解单个翅的流场即可。

得到 Navier-Stokes 方程的数值解后, 离散的网格点上每个时刻的速度分量和压力都可以得到。翅膀上的气动力 (包括举力 V 和水平力 H) 可以通过翅面上的压力和黏性力得到。举力系数 C_V 、水平力系数 C_H 、升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 分别定义为: $C_V = V/(0.5\rho U^2 S)$, $C_H = H/(0.5\rho U^2 S)$, $C_L = L/(0.5\rho U^2 S)$, $C_D = D/(0.5\rho U^2 S)$, ρ 为流体的密度, S 为翅膀的面积。

2 结果与讨论

2.1 翅尖轨迹对气动力的影响

由图 3 可以看出, 4 只食蚜蝇翅尖的拍动轨迹均呈现出浅“U”形, 并且其他运动学数据也类似, 此处仅对 HF1 在 2 种翅尖轨迹下的计算结果详加讨论。图 4 给出了一个拍动周期内的 C_V 、 C_H 、 C_L 和 C_D 的时间过程曲线。图中: $\hat{t}$ 为无量纲时间。由图 4(a) 可以看出, 在下拍的前半段 ($\hat{t} = 0 \sim 0.250$) 和上拍的前半段 ($\hat{t} = 0.500 \sim 0.800$), Real 情形下所对应的 C_V 比 Normal 情形下的要大。这是很显然的, 因为食蚜蝇悬停飞行的举力是由翅膀的升力和阻力共同贡献的^[2], 在每次拍动的前半段, 翅尖偏离最高位置向下运动, 这个向下的运动速度增大了翅的有效攻角, 使得其升力和阻力增加 (见图 4(c) 和图 4(d) 中 $\hat{t} = 0 \sim 0.250$ 和 $\hat{t} = 0.550 \sim 0.800$ 时段), 或者其升力虽未增加但阻力增量较大 (见图 4(c) 和图 4(d) 中 $\hat{t} = 0.500 \sim 0.550$ 时段)。翅的有效攻角的变化可从图 5 给出的 $\hat{t} = 0.200$ 和 $\hat{t} = 0.625$ 时刻 r_2 剖面处的瞬时流线得出。对于 Normal 情形 (见图 5(b)、图 5(d)), 所见到的翅来流与翅弦的夹角 (有效攻角) 较小; 而对于真实翅尖轨迹 (见图 5(a)、图 5(c)), 其有效攻角较大。

与此相反, 在下拍 ($\hat{t} = 0.250 \sim 0.380$) 或上拍后半段的大部分范围内 ($\hat{t} = 0.800 \sim 0.920$), Real 情形下的翅尖轨迹所对应的 C_V (见图 4(a) 中的曲线) 比 Normal 情形下的要小。这也是很显然的,

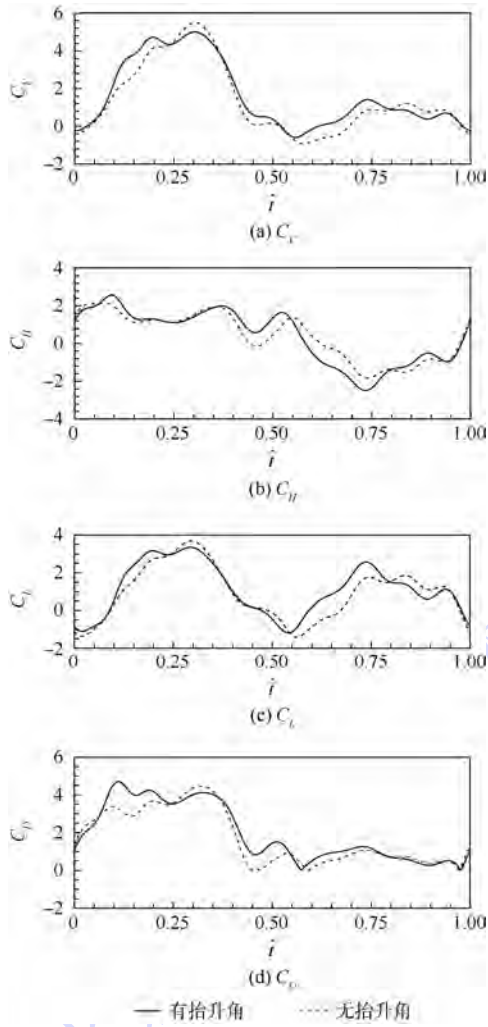


图 4 2 种翅尖轨迹的 C_V 、 C_H 、 C_L 和 C_D 在一个拍动周期内的变化曲线
Fig. 4 Times courses of computed coefficients C_V , C_H , C_L and C_D of HF1 in one cycle

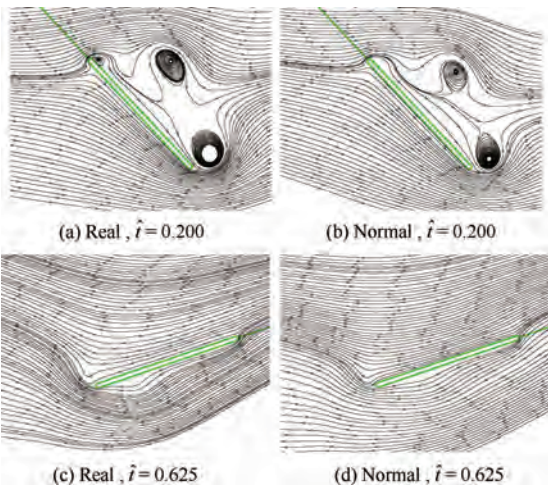


图 5 2 种翅尖轨迹在 $\hat{t} = 0.200$ 和 $\hat{t} = 0.625$ 时刻 r_2 剖面处的瞬时流线
Fig. 5 Streamline plots at spanwise location r_2 at $\hat{t} = 0.200$ and $\hat{t} = 0.625$ of two types of wing-tip trajectories

因为在每次拍动的后半段,翅尖向上运动回到最高位置,这个向上的运动速度减小了翅的有效攻角,使得举力减小。这可从图 6 给出的 $\hat{t} = 0.350$ 和 $\hat{t} = 0.875$ 时刻 r_2 剖面处的瞬时流线得出。以上分析表明,当翅尖存在上下运动速度时,气动力会发生较大变化,原因是有效攻角发生了改变。对于 $\hat{t} = 0.380 \sim 0.500$ 时段内,Real 情形下的举力比 Normal 情形下的大,这主要是因为此时段内处于下拍结束阶段,翅膀处于快速翻转状态,此时攻角超过 65° ,已经失速,抬升角速度向上使得 Real 情形下有效攻角减小,这反而会使其产生的举力比 Normal 情形下的大,并且此时抬升角较大,附加转动效应也会引起举力的增大。综合上述 2 种因素,所以此时段内 Real 情形下的举力比 Normal 情形下的大。

下面详细解释附加转动效应,如图 7 所示。在 $\hat{t} = 0.380 \sim 0.500$ 时段内,翅膀处于下拍结束阶段,此时抬升角变大。这里气动力的改变应该这是由于翅尖偏离平均拍动平面的位置引起的,此时翅绕 Z 轴的转动会引入一个绕翅展向轴的附加转动效应,这个效应会使气动力发生改变。图 8 给出了模型翅在拍动过程中某一时刻的位置示意图,其坐标系的定义与图 2 一致。假设该时刻翅的展向与平均拍动平面的夹角为 θ ,翅以角速度 ω_z 绕 Z 轴转动。可见,角速度矢量 ω_z 可分解成 2 个正交分量 ω_y 与 ω_x 。其中沿翅的展向方向,使得翅有绕 y 轴转动的效果。这个附加的转动效应对气动力产生影响:如果 θ 为正,即翅

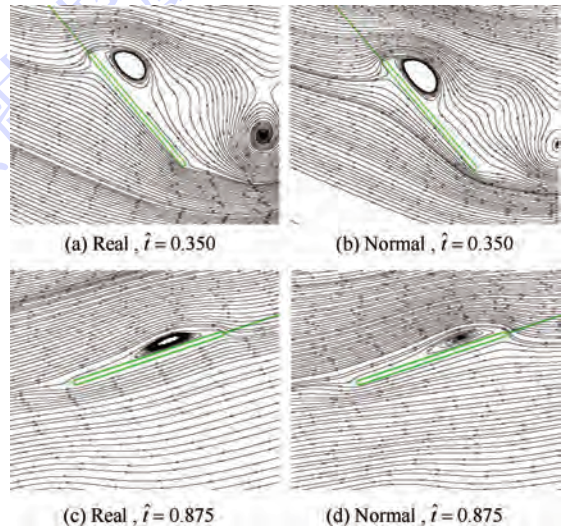


图 6 2 种翅尖轨迹在 $\hat{t} = 0.350$ 和 $\hat{t} = 0.875$ 时刻 r_2 剖面处的瞬时流线
Fig. 6 Streamline plots at spanwise location r_2 at $\hat{t} = 0.350$ and $\hat{t} = 0.875$ of two types of wing-tip trajectories

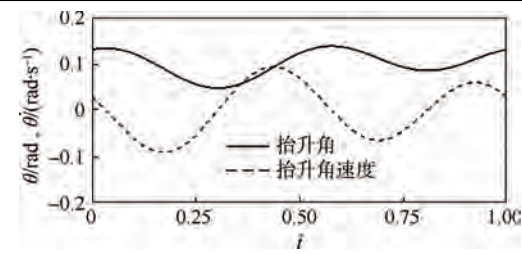


图 7 HF1 真实翅尖轨迹的抬升角及无量纲抬升角速度曲线

Fig. 7 Curves of deviation angle and non-dimensional deviation angular velocity of HF1 in real wing tip trajectory

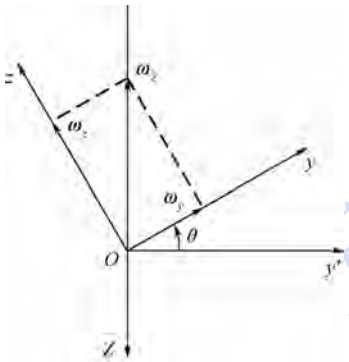


图 8 各坐标轴角速度矢量示意图

Fig. 8 Schematic diagram of angular velocity vector in different axes

尖轨迹位于拍动平面上方时,则 ω_y 指向 y 轴正方向,使得翅有上仰转动的效果,从而使举力增加;相反若 θ 为负,则 ω_y 指向 y 轴负方向,使得翅有下俯转动的效果,从而使举力减小,这与之前的研究^[14,25]相同。

从以上分析可以看出,Real 情形在上下拍的前半部分产生的举力比 Normal 情形下大,但上下拍的后半部分要比 Normal 情形下小。为比较一个周期内 2 种情形下的气动力差异,分别计算了 4 只食蚜蝇在上述 2 种情形下所对应的平均气动力系数,结果如表 1 所示。可以看出,对于 HF1、HF2 和 HF3,抬升角的存在使得平均举力系数分别增大了约 16.4%、10.8% 和 11.8%,说明抬升角的存在使得有效攻角变大,对平均举力的增大产生了主导作用。但 HF4 的平均举力系数基本没有变化,这是因为 HF4 在下拍过程中和其他 3 只食蚜蝇相同,由于抬升角的存在使得有效攻角变大,Real 情形下的举力比 Normal 情形下大;而上拍过程中的前半段抬升角均为负值(见图 3),且此时段内抬升角速度也为负值,这使得其有效攻角反而比 Normal 情况下小,产生的举力也要小得多,这样使得一个拍动周期的平均举

表 1 4 只食蚜蝇 2 种翅尖轨迹的平均举力系数和平均水平力系数

Table 1 Mean vertical and horizontal force coefficients of four hoverflies in two types of wing-tip trajectories

翅尖轨迹情形	HF1		HF2		HF3		HF4	
	C_V	C_H	C_V	C_H	C_V	C_H	C_V	C_H
Normal	1.40	0.40	1.67	-0.09	1.52	0.31	1.70	0.35
Real	1.63	0.38	1.85	-0.11	1.70	0.29	1.71	0.35

力系数的增量很小。2 种情形下的平均水平力系数基本没有变化,这是因为上下拍过程中翅尖偏离平均拍动平面的变化趋势相对平均拍动位置较为对称,一个拍动周期内水平气动力的增加量与减小量可以大致抵消。

2.2 翅尖轨迹对能耗的影响

通过第 2.1 节的分析发现,抬升角的存在增大了 Real 情形下的平均举力,那么平均举力改变是否会引起其能耗的增加呢?昆虫翅膀在拍动运动过程中的能耗 P 为

$$P = (M_a + M_i) \cdot \Omega \tag{5}$$

式中: M_a 为绕翅膀根部的气动力矩; M_i 为绕翅膀根部的惯性力的力矩; Ω 为翅膀的角速度矢量。

由表 1 可以发现,假设 Normal 情形下产生的平均举力变小,不足以平衡昆虫的体重,因此无法使用总功率 P 来衡量对比 2 种情形下的能耗。并且由于假设情形中昆虫翅膀不再偏离平均拍动平面,惯性力矩 M_i 做功的部分中就缺失了 θ 和 $\dot{\theta}$ 的贡献,所以此处不计惯性力做功消耗的功率,只考虑气动力矩 M_a 做功的部分所消耗的功率。 M_a 可由翅膀上气动力的分布计算得到,由气动力矩产生的功率系数 $C_{P,a}$ 定义为: $C_{P,a} = M_a \cdot \Omega / (0.5\rho U^2 Sc)$,对一个拍动周期内的 $C_{P,a}$ 进行积分可得气动力矩消耗的功率系数 $C_{W,a}$ 。由于 2 种情形下产生的举力不同,消耗的气动功率也不同,因此将单位平均举力所需的气动功系数 $C_{W,a}/C_V$ 作为考察不同情形能耗的标准。从表 2 中可见,4 只食蚜蝇 Real 情形下翅尖轨迹的 $C_{W,a}/C_V$ 都比 Normal 的情形小。这表明当翅尖偏离平均拍动平面时,会降低能耗的需要,这是因为在上下拍的前半段(即 $\hat{t} = 0.250$ 和 $\hat{t} = 0.750$ 时刻之前),翅尖具有较大的偏离平均拍动平面的运动速度 $\dot{\theta}$,而在相应的时间段内升力和阻力很大,所以此时大的 $\dot{\theta}$ 会使气动功率有较大幅度的增加,相应地,举力随之加大。但总的看来,翅尖轨迹对能耗的影响并不大,Real 情形下对应的 $C_{W,a}/C_V$ 较之 Normal 情形下降低的幅度均为 3% 左右。

表 2 4 只食蚜蝇 2 种翅尖轨迹气动功率系数与平均举力系数的比值

Table 2 Ratio of aerodynamic power coefficient to mean vertical force coefficient of four hoverflies in two types of wing-tip trajectories

翅尖轨迹情形	$C_{W,a}/C_V$			
	HF1	HF2	HF3	HF4
Normal	9.00	8.82	10.14	10.63
Real	8.69	8.45	9.88	10.22

3 结 论

1) 食蚜蝇在悬停飞行时,抬升角的存在使得食蚜蝇的翅尖轨迹为“U”形,这种情形下产生的维持体重所需的举力比 Normal 情形下的举力大 10% 左右。

2) 举力的改变是由两方面原因引起的:一方面是由于抬升角增大了来流与翅膀之间的夹角,即增大了翅膀的有效攻角;另一方面是当翅尖轨迹不在平均拍动平面内时,翅的转动会引入一个绕翅展向轴的附加转动效应,这个效应会使气动力的变化。

3) 抬升角的存在使得食蚜蝇产生相同举力的同时能耗比 Normal 情形下低 3% 左右。

参考文献 (References)

[1] WEIS-FOGH T. Quick estimates of flight fitness in hovering animals,including novel mechanism for lift production[J]. Journal of Experimental Biology,1973,59(1):169-230.

[2] MOU X L,LIU Y P,SUN M. Wing motion measurement and aerodynamics of hovering true hoverflies[J]. Journal of Experimental Biology,2011,214(17):2832-2844.

[3] SUN M,TANG J. Unsteady aerodynamic force generation by a model fruit fly wing in flapping motion[J]. Journal of Experimental Biology,2002,205(1):55-70.

[4] SUN M,DU G. Lift and power requirements of hovering insect flight[J]. Acta Mechanica Sinica,2003,19(5):458-469.

[5] ZHANG Y L,SUN M. Dynamic flight stability of hovering model insects:Theory versus simulation using equations of motion coupled with Navier-Stokes equations[J]. Acta Mechanica Sinica,2010,26(4):509-520.

[6] DU G,SUN M. Aerodynamic effects of corrugation and deformation in flapping wings of hovering hoverflies[J]. Journal of Theoretical Biology,2012,300(7):19-28.

[7] MOU X L,SUN M. Dynamic flight stability of a model hoverfly in inclined-stroke-plane hovering[J]. Journal of Bionic Engineering,2012,9(3):294-303.

[8] LIANG B,SUN M. Dynamic flight stability of a hovering model dragonfly[J]. Journal of Theoretical Biology,2014,348(7):100-112.

[9] XU N,SUN M. Lateral dynamic flight stability of a model hover-

fly in normal and inclined stroke-plane hovering[J]. Bioinspiration & Biomimetics,2014,9(3):036019.

[10] SUN M. Insect flight dynamics:Stability and control[J]. Reviews of Modern Physics,2014,86(2):615-646.

[11] ELLINGTON C P. The aerodynamics of hovering insect flight. III. Kinematics[J]. Philosophical Transactions of the Royal Society B,1984,305(1122):41-78.

[12] FRY S N,SAYAMAN R,DICKINSON M H. The aerodynamics of free-flight maneuvers in drosophila[J]. Science,2003,300(5618):495-498.

[13] LIU Y,SUN M. Wing kinematics measurement and aerodynamics of hovering droneflies[J]. Journal of Experimental Biology,2008,211(13):2014-2025.

[14] 罗国宇. 翅膀皱褶和平面形状及翅尖轨迹对昆虫飞行气动力的影响[D]. 北京:北京航空航天大学,2005:109-112.

LUO G Y. Effect of corrugated wing, planform and wing-tip trajectory on aerodynamics of flight insect [D]. Beijing:Beihang University,2005:109-112(in Chinese).

[15] 余永亮,童秉纲. 拍翼轨迹对昆虫前飞气动性能的影响[C]//第十届全国分离流、旋涡和流动控制会议,2004:155-159.

YU Y L,TONG B G. Effect of flapping wing trajectory on insect forward flight aerodynamic [C] // 10th National Separation Flow, Vortex and Flow Control Conference,2004:155-159(in Chinese).

[16] DU G, SUN M. Effects of wing deformation on aerodynamic forces in hovering hoverflies[J]. Journal of Experimental Biology,2010,213(13):2273-2283.

[17] MENG X G,XU L,SUN M. Aerodynamic effects of corrugation in flapping insect wings in hovering flight[J]. Journal of Experimental Biology,2011,214(3):432-444.

[18] HILGENSTOCK A. A fast method for the elliptic generation of three dimensional grids with full boundary control [C] // Numerical Grid Generation in Computational Fluid Mechanics '88. Swansea: Pineridge Press,1988:137-146.

[19] ROGERS S E, KWAK D. Upwind differencing scheme for the time-accurate incompressible Navier-Stokes equations [J]. AIAA Journal,1990,28(2):253-262.

[20] ROGERS S E, KWAK D, KIRIS C. Numerical solution of the incompressible Navier-Stokes equations for steady-state and time-dependent problems [J]. AIAA Journal,1991,29(1):603-610.

[21] SUN M,YU X. Aerodynamic force generation in hovering flight in a tiny insect[J]. AIAA Journal,2006,44(7):1532-1540.

[22] YU X,SUN M. A computational study of the wing-wing and wing-body interactions of a model insect[J]. Acta Mechanica Sinica,2009,25(4):421-431.

[23] AONO H,LIANG F,LIU H. Near- and far-field aerodynamics in insect hovering flight: An integrated computational study [J]. Journal of Experimental Biology,2008,211(2):239-257.

[24] LIANG B,SUN M. Aerodynamic interactions between contralateral wings and between wings and body of a model insect at hovering and small speed motions[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2011,24(4):396-409.

[25] LAN S,SUN M. Aerodynamic properties of a wing performing

unsteady rotational motions at low Reynolds number[J]. Acta
Mechanica, 2001, 149(1-4): 135-147.

Tel.: 0535-6905138
E-mail: mouxiaolei@ytu.edu.cn

作者简介:

牟晓蕾 男,博士,讲师。主要研究方向:仿生流体力学。

许娜 女,博士,讲师。主要研究方向:仿生流体力学。

E-mail: naxu1437@126.com

Effect of wing-tip trajectory on aerodynamics of hovering true hoverfly

MOU Xiaolei^{1,*}, XU Na²

(1. School of Civil Engineering, Yantai University, Yantai 264005, China;

2. School of Mechatronics and Automobile Engineering, Yantai University, Yantai 264005, China)

Abstract: For the hovering true hoverfly, stroke deviation angle is relatively small. It is higher at the beginning and end of a downstroke or upstroke, and lower at the middle of the downstroke or upstroke, which leads to a shallow U-shaped wing-tip trajectory. In order to investigate the effect of wing-tip trajectory on the aerodynamics, the measured wing kinematics with deviation angle (or without deviation angle) was used in a computational fluid dynamics method to compute the aerodynamic forces and moments acting on 4 hoverflies. Streamline of the two types of wing-tip trajectory was plotted at spanwise location in the different time of one stroke cycle. The aerodynamic power requirement was computed using the aerodynamic moment. The power coefficients and mean vertical force coefficients of two types of wing-tip trajectories were compared. The results show that the weight-supporting force with deviation angle is approximately 10% larger than that without deviation angle, but the power requirement with deviation angle is approximately 3% less than that without deviation angle.

Key words: wing-tip trajectory; hoverfly; hovering flight; aerodynamics; power

Received: 2015-12-22; **Accepted:** 2016-01-08; **Published online:** 2016-03-15 14:49

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160315.1449.010.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11502228); Research Award Fund for Outstanding Young and Middle-aged Scientists of Shandong Province (BS2014SW016)

* **Corresponding author.** Tel.: 0535-6905138 E-mail: mouxiaolei@ytu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0789

弹用电磁继电器贮存退化试验及其寿命预测方法

王召斌^{1,2,*}, 符赛¹, 尚尚¹, 翟国富³

(1. 江苏科技大学 电子信息学院, 镇江 212003; 2. 浙江理工大学 机械工程博士后科研流动站, 杭州 310018;

3. 哈尔滨工业大学 电气工程及自动化学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 弹用电磁继电器(EMR)是国防武器系统中重要的机电元件,负责信号传递、电路保护与控制、负载切换等功能,对弹用 EMR 贮存可靠性的可靠评估已成为亟待解决的问题。以装备应用普遍的某型弹用 EMR 为例,提出一种考虑性能退化的贮存可靠性试验和评价方法。通过研制的弹用 EMR 贮存退化试验综合系统,获得了其贮存退化敏感参数的变化情况,对弹用 EMR 的贮存可靠性建模方法进行了探索性研究。提出了基于时间序列分析和小波变换方法的实测参数预处理方法,提高了预测精度。通过回归理论估计了贮存退化模型的参数,并用所建模型对弹用 EMR 正常温度应力下的贮存寿命进行了预测。

关 键 词: 电磁继电器(EMR); 接触电阻; 贮存可靠性; 退化试验; 自回归滑动平均 (ARMA)模型; 小波变换; 寿命预测

中图分类号: V242.4⁺.22; TM581.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2610-10

弹用电磁继电器(EMR)因其具有输入输出比大、转换深度高、抗干扰能力强等一系列固体元件不可代替的优点,一直是导弹、运载火箭及配套地面设备不可缺少的关键器件。弹用电磁继电器的可靠性将直接影响到整个国防武器系统的可靠性^[1]。继电器中的触点是其贮存过程中最易腐蚀的部位,由于触点间接触电阻的增长而造成的接触失效是继电器贮存过程主要的失效模式^[2],因此触点也是其最易失效的部位。因此,开展继电器接触电阻的贮存寿命预测方法研究,对于改进产品设计,提高产品贮存可靠性具有重要的现实意义。

即便采用传统的加速寿命试验方法,对于弹用电磁继电器这类长寿命高可靠的电子产品来说,也可能较少出现失效,甚至零失效,因此,很难利用失效数据在短期内对其贮存寿命进行评

估^[3]。而近年出现的基于退化参数数据的加速试验方法,相对于传统的加速寿命试验方法具有试验时间短、可靠性信息量大等优点,并得到了广泛的应用^[4]。目前,针对工作条件下动态接触失效机理^[5-7]、电弧侵蚀^[8]、触点材料的接触特性研究,以及直流触点分断过程中的动熔焊、接触材料质量转移等方面的研究很多^[9],但继电器贮存接触失效等方面的研究开展的并不多。有学者对长期贮存后电磁继电器触点间的膜状腐蚀产物进行了化学、物理等特性分析,指出继电器触点间的腐蚀膜是由触点近表面区域或接触区域内部的扩散作用产生的^[10-11],文献[12]对电磁继电器的触点腐蚀膜进行了分析,并指出真空胶、松香与 ZnCl₂是导致触点表面腐蚀膜增长的关键因素。

分析继电器接触失效机理的通常做法一般只测量接触电阻,并在触点失效后借助光学显微镜、

收稿日期: 2015-12-01; 录用日期: 2016-01-28; 网络出版时间: 2016-04-01 17:07

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160401.1707.009.html

基金项目: 国家自然科学基金(51507074); 江苏省高校自然科学研究面上资助项目(15KJB470003); 中国博士后科学基金(2015M571898); 机械工程浙江省重中之重学科和浙江理工大学重点实验室开放基金(ZSTUME01A02)

* 通讯作者: Tel.: 0511-84401153 E-mail: wangzb@just.edu.cn

引用格式: 王召斌, 符赛, 尚尚, 等. 弹用电磁继电器贮存退化试验及其寿命预测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2610-2619. WANG Z B, FU S, SHANG S, et al. Storage degradation testing and life prediction for missile electromagnetic relay [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2610-2619 (in Chinese).

扫描电子显微镜 (SEM) 等设备对触点表面进行理化分析^[13],该方法优点是可以用直观的方法全面地获取触点失效信息,但缺点是对于弹用电磁继电器这类密封产品来说,进行开壳观测费时、费力,甚至有时根本无法操作。动态接触电阻测量的触点失效方法实现了继电器触点失效的在线监测和预测^[14],但在不同继电器类型间的通用性方面尚存不足。对触点的腐蚀量进行数学建模也是进行接触失效分析的一种方法^[15],但由触点侵蚀机理本身的复杂性,并且触点所处环境应力条件、触点材料等诸多因素影响,很难建立通用的数学模型。

研发了弹用电磁继电器的加速贮存退化试验综合分析系统,可同时对多达 40 支的弹用电磁继电器开展加速退化贮存试验。在贮存退化试验中除对接触电阻进行监测之外,还可对继电器的时间参数同时进行自动化检测。并以降低预测参数中随机信号对精度的影响为出发点,提出了时间序列与一维小波变换相结合的继电器贮存预测参数预处理方法,通过回归理论对贮存退化模型的参数进行了估计,最后,用所建模型对弹用电磁继电器正常温度应力下的贮存寿命进行了预测。

1 触点的接触退化机理

本文以某型转换型触点弹用电磁继电器为例,其结构示意图如图 1 所示,为 2 组转换型电磁继电器,每组 3 个触点,分别是 1 个动触点(转换触点)和 2 个静触点(动合静触点和静合静触点)。具体动作过程可分为吸合和释放 2 个过程,继电器线圈通电时,衔铁在电磁吸力的作用运动,带动推动器并触动动簧片运动,动触点与动合静触点闭合,完成吸合过程。释放过程为:继电器线圈断电时,在机械反力(返簧系统与接触系统提供)作用下,动触点和动合静触点断开,并与静合静触点重新闭合。

弹用电磁继电器贮存期长,贮存过程中环境应力复杂,在长期温度、湿度、振动、腐蚀等环境因素综合作用下,会引起继电器相关特性参数的退化,直至失效。弹用电磁继电器结构紧凑,装配复杂,各零件尺寸很小,加工、装配的分散性大,产品的一致性不高,因此在长期贮存中失效模式与失效机理多样,且性能退化的随机性也较强。Takano 和 Mano^[16]给出了触点的细微接触模型,具体研究了金属触点间腐蚀膜增长的数学模型建立方法。

金属表面腐蚀膜的生成与近表面区域或表面接触区域内部的扩散作用有关^[16],具体过程如图 2 所示,触点间真正接触的斑点周围形成了腐蚀环或氧化环。斑点处的离子被氧化,阴离子(O^{2-} 、 Cl^- 和 S^{2-} 等)通过氧化膜,由环的外部逐渐扩散到环的内部,而表面腐蚀膜的增长,发生在金属与腐蚀层的内部,当氧化反应与扩散作用同时发生时,接触区的表面腐蚀膜会发生向心式的生长,直到整个接触区域均被表面腐蚀膜覆盖。

图 3 为某弹用电磁继电器静合触点长期贮存过程中,腐蚀前后的形貌对比图。

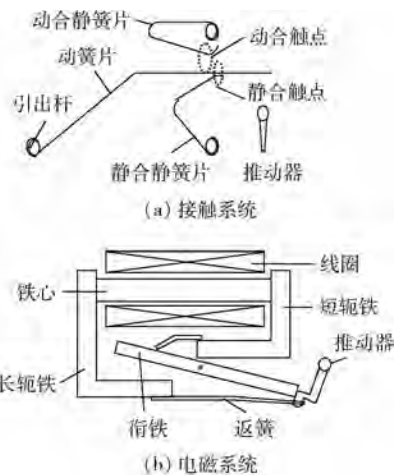


图 1 某型弹用电磁继电器结构示意图
Fig. 1 Structure schematic of missile electromagnetic relay

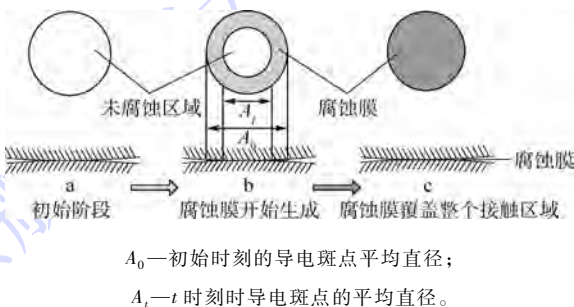


图 2 触点间表面腐蚀膜向心渗入示意图

Fig. 2 Schematic of ingress inward of surface corrosion film in static contact

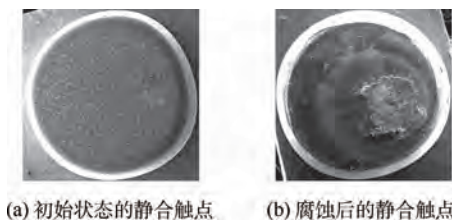


图 3 继电器静合触点形貌

Fig. 3 Normal closed static contact morphology of relay

2 贮存退化试验

恒定应力加速退化试验的基本原理是将同一批次、一定数量的试品分成若干组,分别在某一恒定应力水平下进行加速性能试验,产品特性参数的退化量与施加应力的 大小相关,应力越大的性能退化相对明显,然后可根据加速退化试验的性能退化轨迹外推出产品在正常应力下的寿命。

弹用电磁继电器体积小、组成零件复杂,并且在长贮期间会受到很多环境因素的影响,因此失效机理也较为复杂。在衡量电磁继电器的工作可靠性方面,振动是很关键的环境因素,但在继电器的整个贮存剖面中,振动对继电器贮存可靠性影响很小,可以忽略不计。通过前期摸底试验,湿度因素主要会导致绝缘电阻下降,但由于本文研究对象为密封结构,湿度也很难对继电器接触电阻产生较大影响。试验中施加综合应力比施加单一应力更能真实地模拟实际的贮存环境,暴露产品更多的缺陷,但同时也大幅提高了试验过程的复杂性,带来更多的随机干扰因素,最终可能会使得试验数据无法处理,而达不到试验最初预计的目的。文献[3]中指出,温度因素是影响继电器失效的主要环境因素。温度升高会加速继电器触点、簧片等部件发生物理、化学变化的过程,从而加速其失效过程。因此本文在探索研究阶段首先选取温度作为退化试验的加速应力,采用恒定应力加速退化贮存试验的方法对弹用电磁继电器进行贮存可靠性研究。贮存试验具有退化慢、耗时长的特点,本文拟将 40 支弹用电磁继电器空载,并平均分为 4 组分别置于 4 个温度箱中进行试验,定时对继电器的性能退化参数进行检测分析。

弹用电磁继电器贮存性能退化参数应能反应其贮存寿命与可靠性变化过程且应有明确的物理意义,并应易于测量。加速贮存试验的时间越长,退化趋势也应该越明显。贮存退化试验中除对接电阻进行监测外,还对继电器时间参数(吸合时间、释放时间和回跳时间等)进行检测和分析,以获得更加丰富的触点退化状态可靠性信息。

在某一应力水平条件下,弹用电磁继电器失效具有随机性且应服从某种分布,因此在确定贮存退化应力水平时,应满足同分布且失效机理相同这一前提假设。并且由于通常在试验前加速系数未知,应力水平个数不宜太小或太大,但不应少于 4 个。

最大、最小环境应力间要有较大的间隔,最低

应力应接近正常额定应力水平的加速额定值,但又不能与正常贮存条件过于接近,从而影响试验的加速性。本文所研究的某型转换型弹用电磁继电器的工作温度范围为 -55 ~ +125℃,考虑到其贮存环境的复杂多样(如移动阵地中,沙漠大气暴晒条件下环境温度可到 70℃ 左右),并尽可能加快试验进程,拟将最低环境应力确定为 80℃。弹用电磁继电器的结构复杂,构成材料品种繁多,其中绝缘垫片及线圈漆包线等相关构成部件的耐热等级如表 1 所示。最高环境应力的选取要充分考虑试品材料、工艺、结构所能承受的应力设计极限,在保证失效机理一致的前提条件下,应尽可能提高最高应力水平。综合考虑其构成材料的耐温能力以及退化试验的加速性,并通过前期摸底试验在 180℃ 以下,一般不出现绝缘失效,失效模式均为接触失效,以及考虑其他随机因素可能带来的温度波动,留出一定的温度应力余量,将最高试验温度应力确定为 170℃。

为了使中间各应力尽量分散。中间应力按倒数等间隔选取,具体计算公式为

$$\Delta = \frac{1}{T_1} - \frac{1}{T_2} = \cdots = \frac{1}{T_{k-1}} - \frac{1}{T_k} = \left(\frac{1}{T_1} - \frac{1}{T_k} \right) / (k - 1)$$

(1)

式中:Δ 为温度应力间隔;T_k 为第 k 个应力的温度。k 值取 4 时,可确定加速应力从低到高依次为 80、106、135 和 170℃。退化试验的具体条件见表 2。

弹用电磁继电器贮存退化试验综合测试系统整体结构与照片如图 4 所示。

表 1 弹用电磁继电器相关部件耐热等级
Table 1 Heat-resistant levels of relevant components for missile EMR

部件名称	构成材料	耐热等级
底板绝缘垫片	6050 聚酰亚胺薄膜	H 级(180℃)
润滑垫片	6050 聚酰亚胺薄膜	H 级(180℃)
线圈挡板	聚四氟乙烯棒	C 级(220℃)
线圈组漆包线	改良聚酯亚胺漆包线(E180)	H 级(180℃)
线圈组漆包线	聚酰亚胺漆包线(QY-1)	C 级(220℃)

表 2 加速退化试验条件
Table 2 Conditions of accelerated degradation test

参数	数值
试验温度应力/℃	80,106,135,170
试样数量	每个温度取 10 支
测试频率/d	2
负载电流/mA	10(防止产生电弧破坏触点形貌)
其他要求	冷却至室温后再进行参数测试

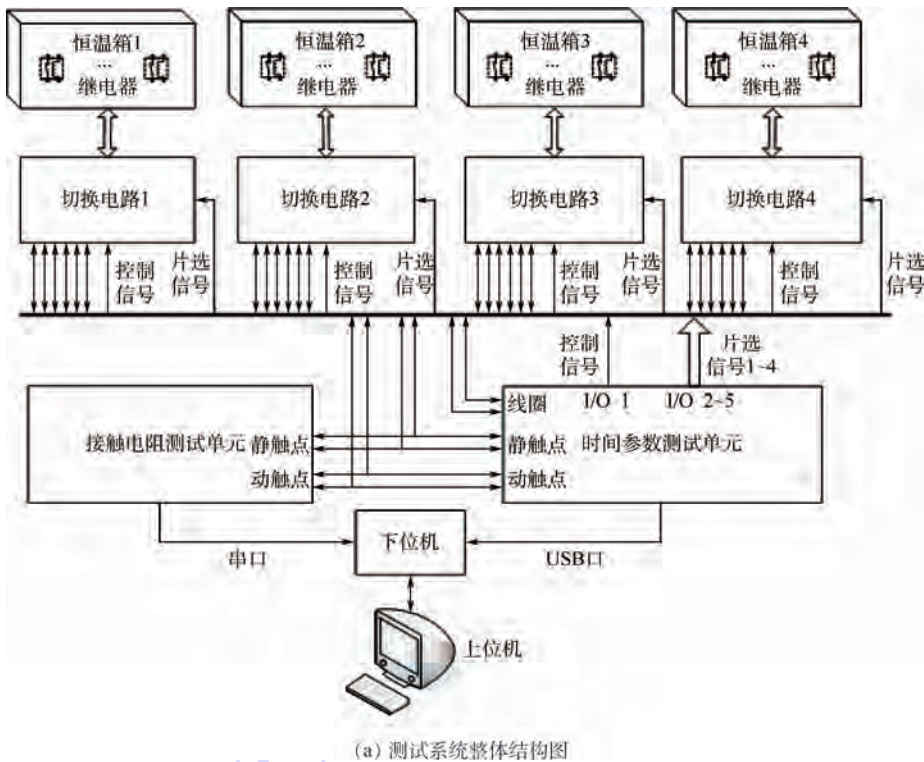


图 4 弹用电磁继电器贮存退化试验系统整体结构及照片

Fig. 4 Major structure and photo of storage degradation testing system for missile EMR

该测试系统可对多个温度应力下的多支弹用电磁继电器的时间参数及接触电阻进行轮流检测,并对试验数据进行分析处理。

贮存试验中接触电阻的逐渐变大也体现了继电器触点在贮存期内的累积退化状况,触头表面逐渐出现氧化腐蚀物的堆积。温度与触头表面的

3 试验结果分析

图 5 为全部样品在一年贮存试验中 4 个温度下的接触电阻退化量平均值对比图。

图 6 为 4 个温度下贮存退化试验中接触电阻实测值的散点连线图。通过图 6 可分析出接触电阻在上述各温度应力下都存在较为明显的上升趋势。接触电阻平均值从初始的 8 mΩ 逐渐上升到 12 mΩ 左右。还可看出,温度对接触电阻的退化起到了促进作用,温度越高,接触电阻增长速度越快,且值也越大。

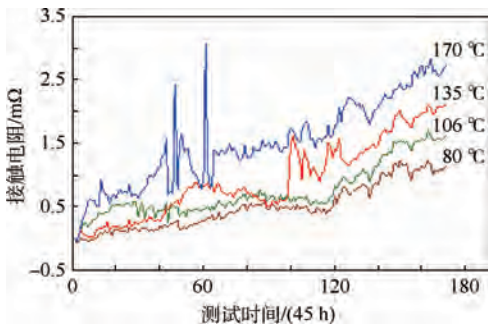


图 5 不同温度下接触电阻退化量平均值的对比图

Fig. 5 Comparison diagram of average degradation contact resistances at different temperatures

腐蚀膜扩散增长速度正相关,也验证了温度是影响其贮存可靠性的最主要环境因素,环境温度越高,氧化腐蚀物的增长速度越快。从而接触电阻在不同温度应力下表现出不同的增长趋势。

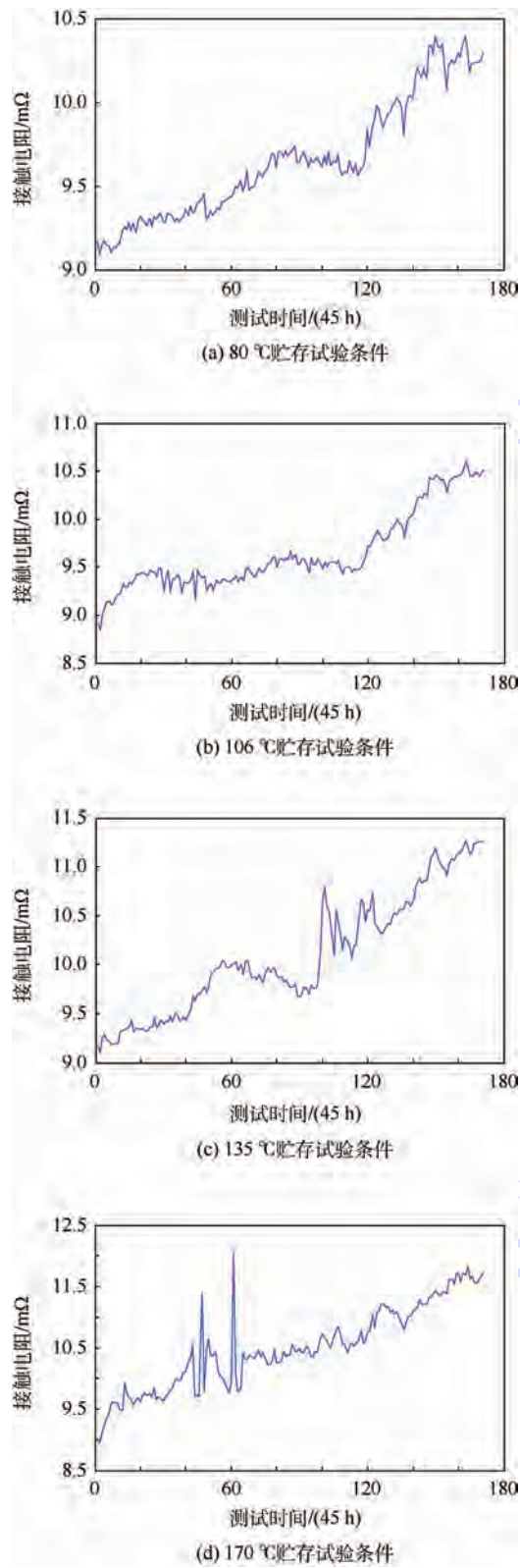


图6 不同温度下接触电阻实测值的散点连线图
Fig.6 Scatter plots of real test data for contact resistances at different temperatures

4 贮存回归退化模型及寿命预测

在继电器长贮期间,其主要的失效形式是触点的接触退化失效,因此弹用电磁继电器的贮存退化过程,可以通过敏感退化参数的变化来表征。

4.1 贮存退化敏感参数预处理

弹用电磁继电器贮存环境复杂,其贮存失效过程也存在干扰等随机因素,且试验测试仪器也存在测量误差,因此通过贮存退化试验得到的监测数据通常包含噪声与干扰信号。为了预测得到较高精度的贮存寿命,对试验所测数据进行预处理,减少干扰和噪声带来的误差就显得尤为重要。目前常见的试验数据预处理方法主要有异常值剔除、趋势项提取及均值归一化处理、信号变换等。

弹用电磁继电器的退化贮存试验中得到的监测参数视为一非平稳时间序列。作为贮存敏感退化参数之一的接触电阻也由随机项与趋势项2种时间序列叠加而成。

随机项体现贮存中接触电阻的随机性,可看作平稳零均值时间序列。趋势项则体现弹用电磁继电器贮存过程中接触电阻的整体退化趋势,是建立贮存退化模型的关键。拟通过时间序列分析与一维小波变换相结合的方法对试验敏感退化参数进行分解和重构,使得趋势项得以保留,随机成分得以去除,从而建立弹用电磁继电器的贮存退化回归模型,完成贮存寿命的预测和评估。

4.1.1 一维小波变换

一维小波变换的实质是通过某种基函数(分析宽度逐渐变化)对信号进行分析,来实现不同频率范围中具有不同分辨率的功能。一维小波变换的过程可分为小波分解和小波重构。根据多分辨率理论和滤波器组原理,一维小波分解是指把原始信号 M 通过一个由高通滤波器和低通滤波器组成的二维滤波器组,分别提取出高频细节信号和低频尺度信号。低频尺度信号再通过一个双通道滤波器组做进一步的分解,不断循环这个过程直到对低频尺度信号分解到第 n 层。然后对最终分解获得的信号进行小波重构,则原始信号可最终表示为

$$M = L_n + H_1 + H_2 + \cdots + H_k \tag{2}$$

式中: L_n 为第 n 层低频尺度信号重构结果; H_k 为第 k 层高频细节信号重构结果, $k = 1, 2, \cdots, n$ 。

在弹用电磁继电器贮存退化敏感参数的时间序列分析中,低频尺度信号的重构结果 L_n 作为趋势项,体现了原始信号 M 的整体变化趋势;高频

细节信号的重构结果 $H_1 + H_2 + \cdots + H_n$ 作为随机项,体现了原始信号 M 中的受干扰情况。

4.1.2 时间序列分析

时间序列是随机过程的一种特殊存在形式,可看作一个随机过程产生的结果。此处把随机项作为时间序列进行分析,把高频细节成分视为干扰部分,则一定要对其进行平稳性和零均值检验,来确保随机项中不存在任何趋势项信息。

对于平稳性检验,目前的检验方法有参数法、偏相关法、自相关法和单位根法等众多检验方法。本文选用单位根法,该方法相对客观,其基本流程包含:①建立时间序列模型;②对该模型特征参数构成的特征方程和特征根进行求解;③以特征根是否在单位圆内来对其平稳性进行检验(全部特征根 $\lambda < 1$,即单位圆内,则可判断该序列为非平稳)。此方法多用于自回归滑动平均 (ARMA) 模型来表示平稳时间序列。

而对于零均值检验,实质就是对原始序列的均值 μ 是否为 0 进行假设检验,即原假设 $H_0: \mu = 0$ 。定义统计变量为

$$U = \frac{\bar{x} - \mu}{s} \sqrt{n} \tag{3}$$

式中: $\bar{x}$ 为序列样本均值; s 为序列样本标准方差; n 为序列样本长度。

由中心极限定理与大多数定率可知,当原假设 H_0 为真时, U 应该服从标准正态分布。对于置信水平 α (α 取 0.05), 可通过查表得到临界值 $\mu_{\alpha/2}$ 。若 $|\bar{x} - \mu| \leq \mu_{\alpha/2}$, 则接受序列为零均值的假设 H_0 , 否则拒绝原假设 H_0 。

4.1.3 时间序列的趋势项提取算法

首先对弹用电磁继电器贮存退化试验得到的原始试验数据进行野值剔除,得到参数 M_r (接触电阻、时间参数等贮存退化敏感参数),趋势项提取的最终目的是保证既不损失趋势信息,又实现了其中随机成分的最大去除。本文用 n 层一维小波变换对 M_r 进行分解,利用高频细节信号与低频尺度信号的平均值检验确定小波的层数,确定 n 值。具体退化试验敏感参数的趋势项提取预处理算法流程如图 7 所示,图中: Y 为线性回归方程的一般化形式表达式。

对 M_r 进行第 1 层小波分解,得到高频细节信号与低频尺度信号,对高频细节信号进行平稳零均值检验,若该高频细节信号通过检验,则继续对低频尺度信号进行第 2 层小波分解,据此类推,直到高频细节信号不满足平稳零均值检验,把此时的小波分解层数记做 n ,则第 $n - 1$ 次小波分解所

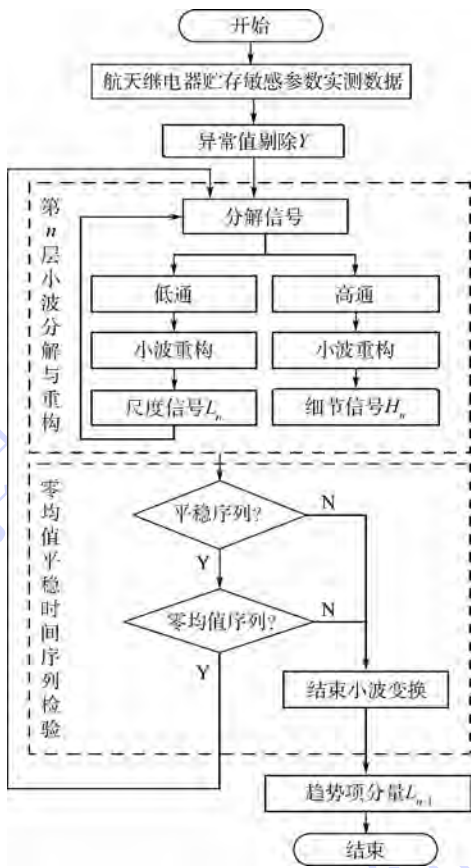


图 7 趋势项提取的算法流程图

Fig. 7 Flowchart of trend extraction algorithm

获得的低频尺度信号就是最终要提取的趋势项信息。

4.2 回归预测方程与参数估计

通常回归方程包括非线性回归方程与线性回归方程,且非线性回归方程大都可由某种变换方式转换成线性回归方程的形式。因此本文主要关注线性回归方程的构建和方程的参数估计方法。

线性回归方程的一般化形式为

$$Y = \sum_{k=0}^{q-1} \alpha_k f_k(X) + \varepsilon_0 = \alpha_0 + \alpha_1 X_1 + \cdots + \alpha_{q-1} X_{q-1} + \varepsilon_0 \tag{4}$$

式中: $f_k(X)$ 为 k 个线性无关的确定函数, X 为测试 k 次的函数, $k = 0, 1, \cdots, q - 1$; X_{q-1} 为第 $q - 1$ 次测试值的趋势项大小; α_k 为回归参数; ε_0 为随机误差,假设有 $\sum \varepsilon_0 = 0$ 。

由此可见,线性回归方程只要满足回归方程的参数 α_k 与 Y 满足线性关系即可,并不要求 Y 与 X 必须为线性。

可用继电器贮存退化试验得到的监测参数实测数据对线性回归方程进行参数估计。若贮存试验中共进行了 k 次检测,第 q 次的退化敏感参数趋势项的值为 y_k ,则满足:

$$Y = \alpha X + \varepsilon = [\alpha_0 \ \alpha_1 \ \cdots \ \alpha_{q-1}]^T \begin{bmatrix} 1 & x_{11} & \cdots & x_{1,q-1} \\ 1 & x_{21} & \cdots & x_{2,q-1} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ 1 & f_1(k) & \cdots & f_{q-1}(k) \end{bmatrix} + [\varepsilon_0 \ \varepsilon_1 \ \cdots \ \varepsilon_k]^T \quad (5)$$

式中： $f_k(X)$ 构成矩阵； Y 为 k 次敏感退化参数之实测值趋势项； α 为待估计回归参数； ε 为随机测试误差量，设满足标准正态分布。

可由最小二乘法求出 α 和 ε 的估计值 α' 和 ε' ：

$$\begin{cases} \alpha' = [\alpha'_0 \ \alpha'_1 \ \cdots \ \alpha'_{q-1}]^T = (X^T X)^{-1} X^T Y \\ \varepsilon' = [\varepsilon'_0 \ \varepsilon'_1 \ \cdots \ \varepsilon'_n]^T = Y - \hat{Y} = Y - \alpha' X = Y - X(X^T X)^{-1} X^T Y \end{cases} \quad (6)$$

式中： $\hat{Y}$ 为初始回归函数形式。

再将估计值 α' 代入式 (4)，可得到所构建的回归退化方程如下：

$$Y' = \alpha'_0 + \alpha'_1 X_1 + \alpha'_2 X_2 + \cdots + \alpha'_{q-1} X_{q-1} \quad (7)$$

式中： Y' 为实测值 Y 的估计值 (预测值)。

由退化试验果分析可知，随着贮存时间的延长，弹用电磁继电器的贮存敏感退化参数的退化趋势呈现递增或递减的规律，而回归方程的结构形式影响着最终的预测精度，因此第 1 步应确定回归模型的结构形式，第 2 步再进行回归预测方程的参数估计。拟把表 3 中的几种回归模型作为最优回归预测方程的备选库。

表 3 最优回归贮存退化模型函数备选库

Table 3 Alternative function library of the best storage regress degradation model

初始回归函数形式	变换过程	变换后的线性回归方程
线性函数： $\hat{Y} = a + bN$	$X_1 = N, Y = \hat{Y},$ $\alpha_0 = a, \alpha_1 = b$	$Y = \alpha_0 + \alpha_1 X_1$
指数函数： $\hat{Y} = a \exp(bN)$	$X_1 = N, Y = \ln \hat{Y},$ $\alpha_0 = \ln a, \alpha_1 = b$	$Y = \alpha_0 + \alpha_1 X_1$
幂函数： $\hat{Y} = a N^b$	$X_1 = \ln N, Y = \ln \hat{Y},$ $\alpha_0 = \ln a, \alpha_1 = b$	$Y = \alpha_0 + \alpha_1 X_1$

如式 (8) 所示，一般由残差平方和法 (SSE) 来评价实测数据回归退化模型的拟合优度。

$$S = \sum_{i=1}^n (Y - Y')^2 = \sum_{i=1}^n \varepsilon_i'^2 = \varepsilon'^T \varepsilon' \quad (8)$$

式中： S 为残差平方合法拟合优度值。SSE 法中， S 的值越小说明回归函数的拟合值与实测值偏差越小，拟合效果越好。因此各回归函数中， S 值最小的函数即为最优回归函数。

4.3 贮存寿命预测及评价

建立弹用电磁继电器的贮存退化回归模型，

主要是通过模型曲线的外推，在其失效前，对弹用电磁继电器的贮存寿命进行预测。也为比较分析其在不同环境应力下的退化过程提供了技术方法。

当弹用电磁继电器的贮存退化预测参数值达到失效阈值 D ，则可认定其贮存失效，此时对应的时间即为弹用电磁继电器贮存寿命的预测值。通过贮存退化方程式 (7) 及表 3 中的回归函数变换形式，将失效阈值 D 作为预测值 Y' ，得

$$\begin{aligned} \alpha'_0 + \alpha'_1 X_1 + \alpha'_2 X_2 + \cdots + \alpha'_{q-1} X_{q-1} = \\ \alpha'_0 + \alpha'_1 f_1(T_D) + \alpha'_2 f_2(T_D) + \cdots + \\ \alpha'_{q-1} f_{q-1}(T_D) Y' = D \end{aligned} \quad (9)$$

式中： T_D 为继电器的贮存寿命预测值。

求解式 (9) 就可以得出弹用电磁继电器贮存寿命的预测值 T_D ，该值可视为其真实贮存寿命的一个点估计值。一般工程应用中，除对 T_D 进行点估计之外，还需进行区间估计。区间估计也可间接评价点估计的精度和可靠度，其中置信区间用来刻画估计精度，显著性水平用来刻画可靠性。

对于线性回归模型，预测值具有如下性质：

$$\frac{y' - y}{\sqrt{S[1 + x(X^T X)^{-1} x^T]/(n - q)}} \sim t(n - q) \quad (10)$$

式中： x 为时间数据； y 为实测值； y' 为 y 的估计值； $t(n - q)$ 为变量 t 服从自由度为 $n - q$ 的 t 分布。

对于显著性水平 α (α 取 0.05)，由式 (10) 可知， Y 在 $x = [1, x_1, \cdots, x_{q-1}]$ 处的值 y 的置信区间为 $y' \pm t_{1-(\alpha/2)}(n - q) \sqrt{S[1 + x^T(X^T X)^{-1} x]/(n - q)}$ ， $t_{1-(\alpha/2)}$ 为显著性水平。此处，令 T_D 的置信区间为 (T_{DX}, T_{DS}) ，即表示在区间 (T_{DX}, T_{DS}) 内任取一点作为因变量，它的回归方程预测值的置信区间 (Y_X, Y_S) 应符合 $D'' \in (Y_X, Y_S)$ ， D'' 由 D 利用表 3 变换得来。当弹用电磁继电器贮存退化过程为单调递增时，置信区间取如下临界值：

$$\begin{cases} x_X \alpha' + t_{1-(\alpha/2)}(n - q) \cdot \\ \sqrt{S[1 + x^T(X^T X)^{-1} x]/(n - q)} = D'' \\ x_S \alpha' - t_{1-(\alpha/2)}(n - q) \cdot \\ \sqrt{S[1 + x^T(X^T X)^{-1} x]/(n - q)} = D'' \end{cases} \quad (11)$$

式中： x_X 为 T_{DX} 由表 3 变换后得到的向量解； x_S 为 T_{DS} 由表 3 变换后得到的向量解。

最后用回归方程式 (11) 即可求得 T_{DX} 与 T_{DS} 的具体数值解。本文仅以弹用电磁继电器贮存敏

感退化参数中的接触电阻为例,将接触电阻作为贮存寿命的预测变量,根据该型弹用电磁继电器产品手册^[17]中的规定,接触电阻的贮存失效阈值设为 50 mΩ。

选择试验中 4 个温度应力的继电器实测数据,首先用 4.1.1 节中数据预处理方法进行一维小波分解和重构,然后用时间序列方法得到的数据预处理结果,如图 8 所示,最后在利用表 3 中所列的回归函数对趋势项进行依次拟合。

根据残差平方和法中 S 最小原则,可确定弹用电磁继电器接触电阻的最优贮存回归退化预测模型的函数结构形式为指数函数。贮存寿命预测结果(伪贮存寿命)的点估计及区间估计值如表 4 所示。

由于弹用电磁继电器属于长寿命高可靠机电

元件,其贮存退化相当缓慢,在退化试验过程中,未有试样失效,即未获得其实际的贮存寿命,因此对各温度下贮存寿命的预测精度,只能采用区间估计的方式对其贮存寿命预测结果进行分析与评价。

弹用电磁继电器的贮存环境温度范围一般为 25 ~ 32℃,即使野外露天库房贮存或阵地转运,环境温度通常也不会超过 45℃。为了预测其实际贮存温度下的贮存寿命,可通过表 4 中的 4 个预测寿命区间估计值及文献[18]中建立的弹用电磁继电器贮存退化物理方程联立求得。

文献[18]中已通过贮存失效机理分析,并得出其贮存失效物理方程符合 Arrhenius 模型的结构,即

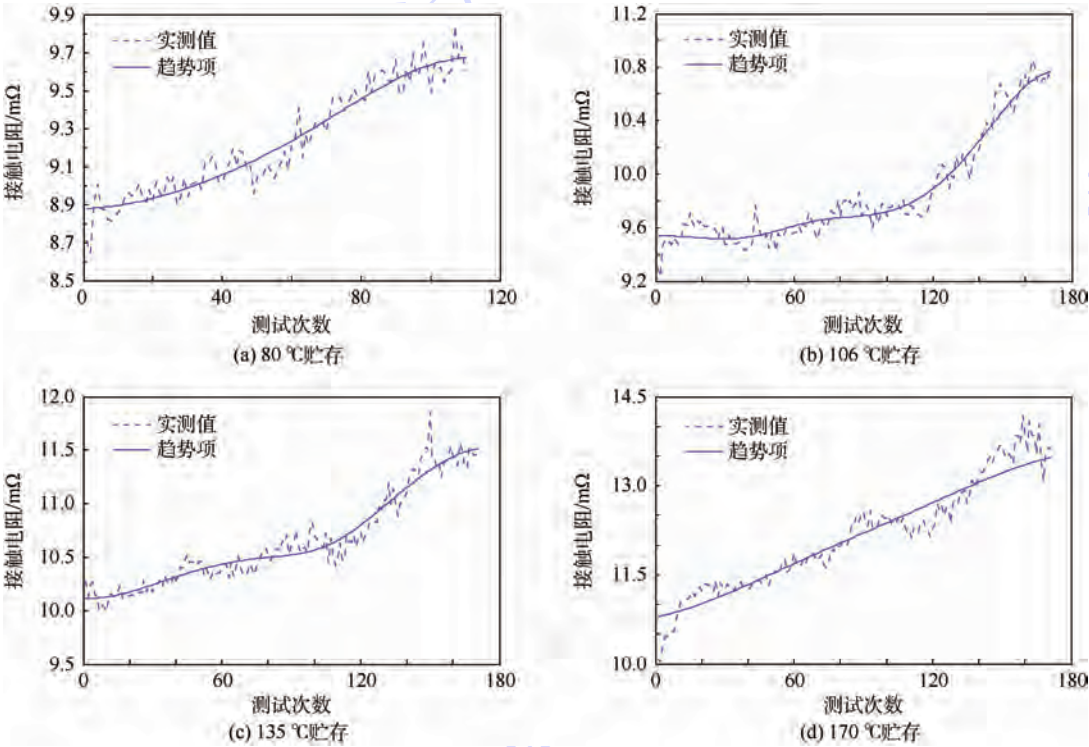


图 8 不同温度应力下接触电阻的预处理结果

Fig.8 Results of pretreatment for contact resistances with different temperature stresses

表 4 贮存试验样品的最优回归退化模型及贮存寿命预测结果

Table 4 Best regress degradation model and storage life prediction results for storage test samples

温度/℃	S 值			最优回归退化模型	预测参数失效阈值 $D/\text{m}\Omega$	预测寿命点估计 T_D/d	区间估计 $(T_{DX}, T_{DS})/\text{d}$
	线性函数	指数函数	幂函数				
80	2.408	2.297	7.150	指数函数	50	6 012	(5 746, 6 548)
106	0.315	0.259	4.677	指数函数	50	5 424	(5 356, 5 566)
135	5.246	4.877	15.637	指数函数	50	4 136	(3 988, 4 550)
170	0.219	0.099	21.712	指数函数	50	2 234	(2 218, 2 242)

$$\xi = A \exp\left(\frac{-\Delta E}{kS_j}\right) \tag{12}$$

式中: ξ 为应力 S_j 下的贮存寿命特征量,如平均寿命、中位寿命; A 为常数; ΔE 为失效机理激活能; k 为玻尔兹曼常数; S_j 为第 j 个开氏温度加速应力水平。

为了方便求解,可将式(12)两边取对数,将其进行线性化。

$$\ln \xi = g + h(1/S_j) \tag{13}$$

式中: $g = \ln A$ 为待定参数; $h = \frac{\Delta E}{k}$ 为待定参数。

为求解待定参数 g, h , 可通过表 4 中对应温度下的预测寿命值代入式(13)中求得。此处选择区间估计的下限值来求解方程待定参数的估计值 $\hat{g}$ 和 $\hat{h}$ 。通过计算可得图 9 所示的不同温度应力条件下的弹用电磁继电器贮存寿命预测曲线。

取显著性水平 $\alpha = 0.05$ 时,计算得出的正常温度应力下贮存寿命预测值如表 5 所示。

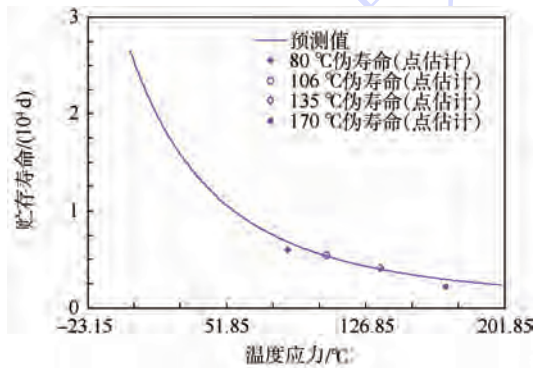


图9 不同温度应力下弹用电磁继电器贮存寿命预测曲线

Fig.9 Prediction curve of storage life for missile EMR with different temperature stresses

表5 弹用电磁继电器常温下的贮存寿命预测值
Table 5 Storage life prediction results of missile EMR in normal temperature stress levels

正常温度应力条件/℃	25	32	45
贮存寿命预测值/d	16 388	14 531	11 785

5 结 论

- 1) 提出了平稳时间序列和小波分析相结合的弹用电磁继电器贮存敏感参数预处理方法。通过趋势项提取预处理算法,将原始试验数据中的随机成分最大程度去除,以保证所建模型的预测精度。
- 2) 建立了以弹用电磁继电器接触电阻为敏感退化参数的贮存回归预测方程,对正常温度应力下的贮存寿命进行了预测。通过线性回归分析法,对实测数据预处理后的趋势项数据进行了回

归退化分析建模,确定指数形式为最优回归预测函数形式,并对其参数进行了估计。通过回归预测方程,对各温度应力下的伪贮存寿命进行了预测,并结合已建立的贮存失效物理方程对常温下的弹用电磁继电器贮存寿命进行了预测。

参考文献 (References)

[1] 郭凤仪,陈中华. 电接触理论及其应用技术[M]. 北京:中国电力出版社,2008:1-18.
GUO F Y, CHEN Z H. Electrical contacts theory applications and technology[M]. Beijing: China Electric Power Press, 2008: 1-18 (in Chinese).
[2] 尚爱聪. 军用密封继电器非工作状态贮存可靠性研究[C]//第八届全国可靠性物理学术讨论会论文集. 北京:中国电子学会,1999:263-270.
SHANG A C. Military sealed relays non-work storage reliability research[C]//Proceedings of the 8th National Reliability Physical Seminar. Beijing: Chinese Institute of Electronics Press, 1999:263-270(in Chinese).
[3] 陆俭国,骆燕燕,李文华,等. 航天继电器贮存寿命试验及失效分析[J]. 电工技术学报,2009,24(2):54-59.
LU J G, LUO Y Y, LI W H, et al. Storage life test and failure analysis of aerospace relays[J]. Transactions of China Electrotechnical Society, 2009, 24(2): 54-59 (in Chinese).
[4] CHEN Z H, ZHENG S R. Lifetime distribution based degradation analysis[J]. IEEE Transactions on Reliability, 2005, 54(1):3-10.
[5] NEUHAUS A R, RIEDER W F, HAMMERSCHMIDT M. Influence of electrical and mechanical parameters on contact welding in low power switches[J]. IEEE Transactions on Components and Packaging Technologies, 2004, 27(1):4-11.
[6] CHEN Z K, WITTER G. Dynamic welding of silver contacts under different mechanical bounce conditions[C]//Proceedings of the 45th IEEE Holm Conference on Electrical Contacts. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1999:1-8.
[7] MCRBRIDE J W, SHARKH S M. Electrical contact phenomena during impact[J]. IEEE Transactions on Components Hybrids, Manufacture Technologies, 1992, 15(1):184-192.
[8] RIEDER W F, NEUHAUS A R. Short arc modes determining both contact welding and material transfer[J]. IEEE Transactions on Components and Packaging Technologies, 2007, 30(1):9-14.
[9] CHEN Z K, WITTER G. Comparison in performance for silver-tin-indium oxide materials made by internal oxidation and power metallurgy[C]//Proceedings of the 55th IEEE Holm Conference on Electrical Contacts. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009:180-186.
[10] TAMAI T. Effect of humidity on growth of oxide film on surface of copper contacts[J]. IEICE Transactions on Electron, 2007, E90-C(7):1391-1397.
[11] READ M B, LANG J H, SLOCUM A H. Contact resistance in flat thin films[C]//Proceedings of the 55th IEEE Holm Conference on Electrical Contacts. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009:300-306.

- [12] 臧春艳,何俊佳,李劲,等. 密封继电器接触电阻与表面膜研究[J]. 中国电机工程学报,2008,28(31):125-130.
ZANG C Y, HE J J, LI J, et al. Contact resistance and surface film of sealed relay contacts [J]. Proceedings of the CSEE, 2008,28(31):125-130 (in Chinese).
- [13] 郭凤仪,王国强,董讷. 银基触头材料电弧侵蚀特性及裂纹形成机理分析[J]. 中国电机工程学报,2004,24(9):209-217.
GUO F Y, WANG G Q, DONG N. The arc erosion characteristics and crack formation mechanisms analysis of silver-based contact materials [J]. Proceedings of the CSEE,2004,24(9):209-217 (in Chinese).
- [14] 陈鹏,陆俭国,姚芳,等. 动态接触电阻测量及触点失效预测研究[J]. 电工电能新技术,2005,27(3):27-30.
CHEN P, LU J G, YAO F, et al. Research on dynamic contact resistance measurement and failure prediction of relay contacts [J]. Advanced Technology of Electrical Engineering and Energy,2005,27(3):27-30 (in Chinese).
- [15] 吴细秀,李震彪. 电器电极材料喷溅侵蚀的理论计算[J]. 中国电机工程学报,2003,23(6):96-101.
WU X X, LI Z B. Theoretic analysis on sputtering erosion of electrode[J]. Proceedings of the CSEE,2003,23(6):96-101 (in Chinese).
- [16] TAKANO E, MANO K. The failure mode and lifetime of static contacts[J]. IEEE Transactions on Component, Packaging, and Manufacturing,1968,4(2):51-55.
- [17] 张增照. 电子设备非工作状态可靠性预计手册:GJB/Z 108A-2006[S]. 北京:总装备部军标出版发行部,2007:52-54.
ZHANG Z Z. Nonoperating reliability prediction handbook for electronic equipment:GJB/Z 108A-2006 [S]. Beijing: Department of General Equipment Department of Military Standard Publishing,2007:52-54 (in Chinese).
- [18] WANG Z B, ZHAI G F, HUANG X Y, et al. Study on feasibility of storage accelerated testing based on parameter degradation for aerospace relays [C] // Proceedings of the 3rd Annual IEEE Conference on Prognostics and System Health Management. Piscataway, NJ:IEEE Press,2012:1-5.

作者简介:

王召斌 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:航天电器的可靠性理论、测试技术与健康管理。

Tel.: 0511-84401153

E-mail: wangzb@just.edu.cn

Storage degradation testing and life prediction for missile electromagnetic relay

WANG Zhaobin^{1,2,*}, FU Sai¹, SHANG Shang¹, ZHAI Guofu³

(1. School of Electronics and Information, Jiangsu University of Science and Technology, Zhenjiang 212003, China;

2. Postdoctoral Research Station of Mechanical Engineering, Zhejiang Sci-Tech University, Hangzhou 310018, China;

3. School of Electrical Engineering and Automation, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Missile electromagnetic relay (EMR) is one of the key electromechanical components used for signal transmission, load switching and circuit protection in defense weapon system. How to reliably evaluate the storage reliability of missile EMR has become the most important problem that is urgent to be solved. This study used missile EMR as research object. A new method for testing storage reliability is proposed by performance parameters degradation. The test and analysis system of missile EMR storage parameters was designed and developed. Based on the analysis of parameters changing in storage degradation testing, the modeling storage reliability method of missile EMR is extensively investigated. Prediction parameters preprocessing method is proposed which is based on time series analysis with wavelet transform method. And in this way, the prediction accuracy is increased. Parameters of the storage degradation model are estimated through the regression theory, and the storage life of missile EMR under normal stress is predicted.

Key words: electromagnetic relay (EMR); contact resistance; storage reliability; degradation testing; autoregressive moving average (ARMA) model; wavelet transform; life prediction

Received: 2015-12-01; **Accepted:** 2016-01-28; **Published online:** 2016-04-01 17:07

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160401.1707.009.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51507074); Natural Science Foundation of the Higher Education Institutions of Jiangsu Province, China (15KJB470003); China Postdoctoral Science Foundation (2015M571898); Open Foundation of Zhejiang Provincial Top Key Academic Discipline of Mechanical Engineering and Zhejiang Sci-Tech University Key Laboratory (ZSTUME01A02)

* **Corresponding author.** Tel.: 0511-84401153 E-mail: wangzb@just.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0793

星敏感器杂散光抑制方法及仿真分析

李洋*, 廖志波, 穆生博, 张庭成

(北京空间机电研究所, 北京 100094)

摘 要: 星敏感器的探测目标是深黑空间中的恒星,属于暗目标探测系统,对杂散光的干扰非常敏感,因此,星敏感器杂散光抑制能力是其观测能力的重要影响因素。以点源透过率(PST)为评价指标,计算观测目标7.5等星时星敏感器需要达到的杂散光抑制指标,并以此为基础,提出一种有效的杂散光抑制方法,包括外遮光罩设计、消杂散光光阑设计,以及内部机械结构的关键表面的消杂散光处理。采用Lighttools软件对设计结果进行仿真,设计与分析结果表明,该杂散光抑制方法能够有效抑制星敏感器的杂散光,实现观测7.5等星的目标。

关 键 词: 星敏感器; 杂散光; 遮光罩; 光阑; 点源透过率(PST)

中图分类号: V414.19

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2620-05

星敏感器的探测目标是深黑空间中的恒星,属于暗目标探测系统,其杂散光来源主要是太阳光、月亮光和地气光等视场外强光,它们与7.5等星相比,强度都在 10^{13} 以上^[1],因此,星敏感器对杂散光的影响非常敏感,杂散光的抑制设计是星敏感器研制的关键技术之一,是影响其观测能力的重要因素^[2-4]。

目前,国内外针对星敏感器外遮光罩的设计,应用较广泛且抑制能力较好的有两节型及优化的两节型外遮光罩、三节型外遮光罩,可满足观测5等星的目标^[2,5]。但对于7等星及以上更暗的观测目标,所设计的外遮光罩往往结构体积过于庞大,不能满足卫星平台对于结构尺寸的要求,国内外对此研究的也较少。本文提出星敏感器杂散光抑制指标(点源透过率(PST))的计算方法,计算观测7.5等星时星敏感器所需的PST指标要求,并以此为基础,提出一种基于两节吸收型外遮光罩,光学系统内部设计消杂散光光阑、关键表面采用特殊工艺处理的方法,将星敏感器的杂散光

抑制能力提高到观测7.5等星的目标。

1 星敏感器杂散光抑制指标分析

星敏感器的主要杂散光源为太阳光、月亮光和地气光等强杂散辐射源,由于太阳光的能量远远高于月亮、地气等杂散光,本文计算的星敏感器杂散光抑制指标主要考虑太阳杂散光。因此,需计算星敏感器对太阳光的衰减能力^[6-7]。PST表征光学系统本身对外部杂散光的衰减能力,且其与杂散光源的辐射强度无关。因此,星敏感器一般选择PST作为杂散光抑制指标。根据太阳光的辐射能量及星敏感器自身结构参数即可计算系统的杂散光指标(PST)要求。

PST定义为光学系统视场外视场角为 θ 的点源目标的辐射,经过光学系统后,在像面产生的辐射照度与输入的辐射照度的比值^[8],即

$$PST(\theta) = \frac{E_d(\theta)}{E_i(\theta)} \quad (1)$$

式中: $E_d(\theta)$ 为探测器上接收的辐射照度; $E_i(\theta)$

收稿日期: 2015-12-02; 录用日期: 2016-03-04; 网络出版时间: 2016-04-12 14:26

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160412.1426.001.html

基金项目: 总装预研基金(9140A21010114HT05063)

* 通讯作者: Tel.: 010-68114646 E-mail: lyshelly@sina.cn

引用格式: 李洋, 廖志波, 穆生博, 等. 星敏感器杂散光抑制方法及仿真分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2620-2624. LI Y, LIAO Z B, MU S B, et al. Stray light suppressing technique and simulation for star sensor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2620-2624 (in Chinese).

为入射光的辐射照度。

根据探测器的光谱响应,星敏传感器工作谱段一般为可见光及近红外,并且具有较大视场角,很容易引进杂散光。

m 等星在地球大气外的照度 H_m 为^[9]

$$H_m = 2.54 \exp(-0.92m) \times 10^{-6} \tag{2}$$

CCD 上接收到的恒星星光照度 H_c 为

$$H_c = H_m k \frac{S_0}{S_1} \tag{3}$$

式中: k 为光学系统透过率; S_0 为通光孔的面积; S_1 为星像点的面积。

CCD 上接收到的杂散光照度 H_s 为

$$H_s = H \cdot \text{PST} \tag{4}$$

式中: H 为太阳光在可见光及近红外谱段范围内照度。

根据 CCD 的特性及信噪比,杂散光能量小于成像能量的 5% 时^[10],成像就可清晰辨认,故以 CCD 上接收到的杂散光能量小于成像能量的 5% 为指标,可认定杂散光抑制达到标准。

$$H_s < H_c \times 5\% \tag{5}$$

计算出在太阳光抑制角为 35° 时,观测 7.5 等星时,星敏传感器的 PST 应满足:

$$\text{PST} < \frac{H_c \times 5\%}{H} \tag{6}$$

2 杂散光抑制方法

2.1 外遮光罩设计

对于微弱信号暗目标成像系统,本文星敏传感器的外遮光罩采用两节吸收型结构。两节吸收型外遮光罩的设计原则应遵循:①视场内成像光线不能被遮挡;②视场外入射强光不能直接进入 I 级遮光罩;③视场外杂散光至少经过 II 级遮光罩 2 次及以上的散射进入光学系统^[11]。两节吸收型外遮光罩的设计原理及计算模型如图 1、图 2 所示。图 2 中: L 为遮光罩长度; d 为通光口径; ψ 为杂散光抑制角。式(7)~式(9)给出了两节吸收型外遮光罩的计算公式。

$$L_1 = \frac{d}{\tan \psi - \tan \theta} \tag{7}$$

$$L_2 = \frac{d + 2L_1 \tan \theta}{\tan \psi - \tan \theta} \tag{8}$$

$$D = d + 2(L_1 + L_2) \tan \theta \tag{9}$$

式中: L_1 为第 1 节遮光罩长度; L_2 为第 2 节遮光罩长度; D 为遮光罩最外端开口直径。

本节结合具体的星敏传感器,设计优化了两节吸收型外遮光罩及挡光环的基本结构形式及其改

进结构,在外遮光罩长度相等时,设计了 4 种不同结构形式的外遮光罩,并在下文针对每种结构的杂散光抑制能力开展仿真分析,选取最优设计方案,同时,总结星敏传感器外遮光罩的设计原则。某星敏传感器外遮光罩设计指标要求如表 1 所示,外遮光罩设计结果如表 2 所示。设计的 4 种结构分别如图 3(a)~图 3(d)所示,其中,结构 I 为两节

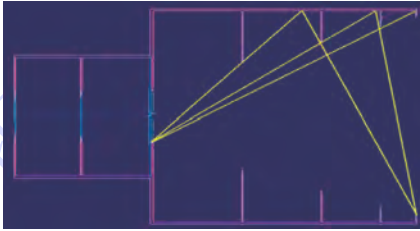


图 1 外遮光罩设计原理
Fig. 1 Design principles of baffle

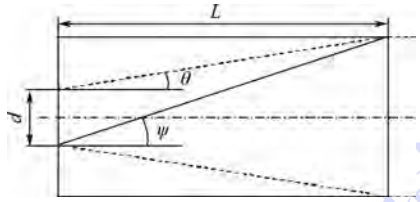


图 2 外遮光罩计算模型
Fig. 2 Calculation model of baffle

表 1 外遮光罩设计指标要求

Table 1 Design index requirements of baffle				
指标	$\psi/(^\circ)$	$\theta/(^\circ)$	d/mm	PST
数值	35	± 9.3	50	8.76×10^{-9}

表 2 外遮光罩设计结果

Table 2 Design results of baffle		
参数	长度/mm	最大口径/mm
数值	260	150

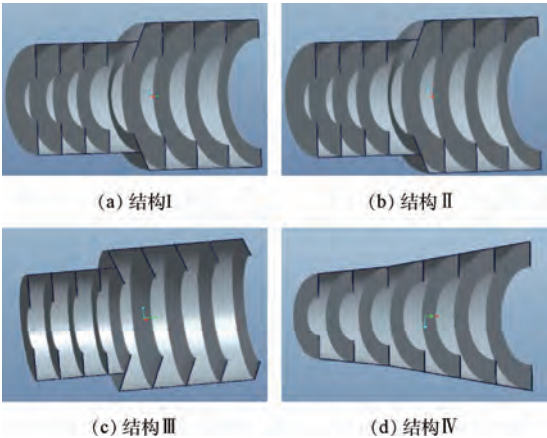


图 3 外遮光罩结构
Fig. 3 Structure of baffle

圆柱型,挡光环垂直筒壁,挡光环端面无刃边;结构Ⅱ为两节圆柱型,挡光环垂直筒壁,挡光环端面有刃边;结构Ⅲ为两节圆柱型,挡光环与筒壁倾斜一定角度,挡光环端面有刃边;结构Ⅳ为圆锥状遮光罩,挡光环与筒壁倾斜一定角度,挡光环端面有刃边^[12-13]。

2.2 消杂散光光阑设计

光阑是透射式光学系统杂散光抑制的重要手段,其一般分为孔径光阑、视场光阑和消杂散光光阑。一般来说,孔径光阑能够直接影响到杂散光路的形成,孔径光阑越靠近像面,杂散光抑制的效果越好,相反,孔径光阑越远离像面,杂散光抑制能力越差;视场光阑通常放置在光学系统一次像或者像面位置,限制“关键表面”的数量,减少其传递的能量^[14]。本文星敏感器光学系统的孔径光阑位于第3片透镜前表面,孔径光阑位置较靠近光学系统前方,不利于杂散光抑制,且光学系统不存在中间像,成像视场为面阵,无法在中间像或像面位置设计视场光阑,因此,系统内部第3片透镜前表面以后的光机结构均属于“关键表面”,数量较多,“关键表面”能够直接将入射光线反射到像面形成杂散光,非常不利于光学系统消杂散光。因此,本文通过分析光学系统结构和软件光线追迹结果,在光学系统内部通光口径最小的位置,设计消杂散光光阑(第5片透镜前),如图4所示,由于其通光口径小,能够最大限度地阻挡视场外杂散光,同时,在第5片透镜前增加消杂光光阑后,“关键表面”为消杂光光阑后方(第5片透镜)的透镜及机械结构表面,减少了系统“关键表

面”数量,限制能够到达像面的视场外杂散光,均有利于光学系统杂散光的抑制。其中,“关键表面”定义为从光学系统像空间能够直接被看到的表面。

2.3 关键表面处理

消杂散光光阑后面的机械结构表面均能够被像面看到,即“关键表面”,到达“关键表面”的入射光线能够直接被反射到像面形成杂散光,影响成像。因此,需通过对“关键表面”的机械结构表面进行工艺处理,如增加粗糙度等^[15],同时喷涂高吸收率的消杂散光黑漆,使其表面吸收率增加到0.9以上,减少机械结构表面散射引起的杂散光。

3 仿真分析

本文采用 Lighttools 软件对星敏感器进行建模仿真分析,软件中对各个表面的表面特性进行设置。其中,光学透镜设置为透镜表面,其透过率设置为0.98,反射率设置为0.01,吸收率设置为0.01;外遮光罩设置为漫反射结构表面,其吸收率设置为0.9,漫反射率设置为0.1;光机系统内关键结构表面吸收率设置为0.9,漫反射率设置为0.1;其余机械结构表面按照软件自带结构材料表面参数数据库进行设置。完成上述设置后,Lighttools 软件光线追迹数量为1亿条以上,能够满足软件计算精度要求。计算太阳光在杂散光抑制角外,以不同角度入射时,星敏感器的杂散光抑制(PST)能力。表3给出了外遮光罩及挡光环采用第2.1节中4种不同设计结构时不同离轴角度的星敏感器的 PST 计算结果。

由 Lighttools 软件光线追迹结果可知,星敏感器的光机系统中没有经过遮光罩内壁一次反射到达像面的一级杂散光,到达像面的杂散光主要路径是入射光线经过挡光环多次反射到达像面形成的杂散光。由表3仿真计算结果可知,结构Ⅱ优化了挡光环边缘的刃边,减小了挡光环端面的散射,其设计结果优于结构Ⅰ挡光环无刃边的结构;结构Ⅲ、结构Ⅳ优化了挡光环的倾斜角度,减少了挡光环间多次反射到达像面形成的杂散光,其



图4 消杂散光光阑
Fig.4 Stray light elimination stop

表3 4种结构 PST 计算结果
Table 3 PST calculation results of four structures

结构	PST							
	35°	40°	45°	50°	55°	60°	65°	70°
I	9.95×10^{-8}	9.67×10^{-8}	8.88×10^{-8}	8.26×10^{-8}	8.03×10^{-8}	7.49×10^{-8}	7.21×10^{-8}	6.34×10^{-8}
Ⅱ	1.16×10^{-8}	2.65×10^{-8}	2.69×10^{-8}	2.60×10^{-8}	2.53×10^{-8}	2.46×10^{-8}	2.01×10^{-8}	6.26×10^{-9}
Ⅲ	8.57×10^{-9}	8.20×10^{-9}	7.63×10^{-9}	6.85×10^{-9}	6.64×10^{-9}	6.42×10^{-9}	5.34×10^{-9}	1.25×10^{-9}
Ⅳ	7.69×10^{-9}	7.44×10^{-9}	6.82×10^{-9}	6.51×10^{-9}	5.76×10^{-9}	6.03×10^{-9}	5.11×10^{-9}	1.07×10^{-9}

设计结果明显优于结构Ⅰ、结构Ⅱ挡光环垂直的结构,杂散光抑制能力能够提高1个量级。分析结果显示,在太阳光入射角大于杂散光抑制角 35° 以后,采用结构Ⅲ、结构Ⅳ,星敏感器的杂散光抑制指标 PST 降低到 10^{-9} 量级。因此,结构Ⅲ、结构Ⅳ均能够满足观测 7.5 等星的指标要求。

根据以上分析结果,总结出星敏传感器杂散光抑制的主要技术措施,主要体现在以下几点:

1) 对于轴外大角度入射的光线,挡光环自身设计一定的倾角能够减少挡光环间多次反射产生的杂散光,提高系统杂散光抑制能力。

2) 挡光环边缘刃边设计一定倾角,能够减小挡光环的端面散射,提高杂散光抑制能力,该倾角一般取 $30^\circ \sim 45^\circ$ 。

3) 星敏传感器内部光阑的设计及关键表面的处理也是提高杂散光抑制能力的关键因素,一般通过在恰当的位置设计视场光阑、消杂散光光阑、关键表面进行工艺以及发黑处理等手段,能够提高2个量级的杂散光抑制能力。

4) 遮光罩表面的散射特性也是提高杂散光抑制能力的关键因素,若观测 7.5 等以上的恒星,其表面吸收率要达到 0.9 以上。

4 结 论

通过对星敏传感器外遮光罩的仿真分析,本文结论如下:

1) 本文详细分析了星敏传感器评价指标(PST)的计算方法。

2) 讨论了某星敏感器的杂散光抑制方法,给出了两节吸收型遮光罩的设计方法、消杂散光光阑的设计方法及关键表面采取的工艺措施等。

3) 总结了星敏传感器杂散光抑制的主要技术措施。

4) 采用 Lighttools 软件对设计结果进行仿真分析,选择最佳设计方案。

仿真计算结果表明星敏传感器在杂散光抑制角外的 PST 能够达到 10^{-9} 以上,所提出杂散光抑制方法,能够满足观测 7.5 等星的使用需求。

参考文献 (References)

[1] 姚亚萍. 天文知识[M]. 苏州: 苏州大学出版社, 1999: 21-28.
YAO Y P. Astronomy[M]. Suzhou: Suzhou University Press, 1999: 21-28 (in Chinese).
[2] 廖志波, 伏瑞敏, 宗肖颖. 星敏传感器反射式遮光罩设计[J]. 红外与激光工程, 2011, 40(1): 66-69.
LIAO Z B, FU R M, ZONG X Y. Design of specular baffle of

star sensor[J]. Infrared and Laser Engineering, 2011, 40(1): 66-69 (in Chinese).
[3] KAWANO H, SHIMOJI H, YOSHIKAWA S, et al. Suppression of sun interference in the star sensor baffling stray light by total internal reflection[C] // Optical Systems Design 2005, 2005: 59621R-1-59621R-10.
[4] 何灵娜, 崔维鑫, 裴云天. CMOS 星敏传感器光学系统的设计[J]. 光学技术, 2007, 33(增刊): 195-198.
HE L N, CUI W X, PEI Y T. Optical design of CMOS star sensor[J]. Optical Technique, 2007, 33(S1): 195-198 (in Chinese).
[5] 廖志波, 伏瑞敏, 宗肖颖. 星敏传感器遮光罩的优化设计[J]. 中国激光, 2010, 37(4): 987-990.
LIAO Z B, FU R M, ZONG X Y. Optimal design of baffle of star sensor[J]. Chinese Journal of Laser, 2010, 37(4): 987-990 (in Chinese).
[6] 张春明, 解永春, 王立, 等. 地球反照对星敏感器的影响分析[J]. 激光与红外, 2012, 42(9): 1011-1015.
ZHANG C M, XIE Y C, WANG L, et al. Analysis of influence of earth albedo on star tracker[J]. Laser & Infrared, 2012, 42(9): 1011-1015 (in Chinese).
[7] 陈世平. 景物和成像条件对遥感图像品质的影响[J]. 航天返回与遥感, 2010, 31(1): 1-7.
CHEN S P. The effects on remote sensing image quality from scenes and imaging condition[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2010, 31(1): 1-7 (in Chinese).
[8] 张新宇, 郝云彩. 星敏传感器星点能量分布数学模型及其对精度的影响分析[J]. 空间控制技术与应用, 2013, 39(3): 14-18.
ZHANG X Y, HAO Y C. Analysis of the star image energy distribution mathematical model and its effect on the accuracy for a star tracker[J]. Aerospace Control and Application, 2013, 39(3): 14-18 (in Chinese).
[9] 陈博洋, 李欣耀, 郭强, 等. FY-2E 卫星杂散光评价与分析[J]. 红外技术, 2010, 32(11): 636-644.
CHEN B Y, LI X Y, GUO Q, et al. Estimate and analysis for stray light of FY-2E satellite[J]. Infrared Technology, 2010, 32(11): 636-644 (in Chinese).
[10] 李芸, 相里斌, 李立波. 一种新型空间相机遮光罩的设计与仿真[J]. 光电工程, 2010, 37(7): 41-44.
LI Y, XIANG L B, LI L B. Design and simulation of the baffle of a new type space camera[J]. Opto-Electronic Engineering, 2010, 37(7): 41-44 (in Chinese).
[11] 卢卫, 李展, 张建荣, 等. 星敏传感器中遮光罩设计及结果模拟[J]. 光电工程, 2001, 28(3): 12-15.
LU W, LI Z, ZHANG J R, et al. Design of lens hood for star sensor and result simulation[J]. Opto-Electronic Engineering, 2001, 28(3): 12-15 (in Chinese).
[12] KAWANO H, SATO Y, MITANI K, et al. New light shielding technique for shortening the baffle length of a star sensor[C] // Conference on Current Developments in Lens Design and Optical Engineering III. Bellingham, WA: SPIE, 2002, 4767: 62-69.
[13] PETERS P J. Aperture shaping-A technique for the control of the spatial distribution of diffracted energy[C] // Conference on Stray Light Problems in Optical Systems. Bellingham, WA:

SPIE,1977,107:63-70.

[14] 赵阳. 新型反射式星敏感器光学系统设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学,2007:48-56.

ZHAO Y. New type reflective optical system design for a star sensor[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology,2007:48-56(in Chinese).

[15] 吴厚翠. 我国星船消杂光功能应用表面处理概况[C]// 北京电镀行业清洁生产研讨会,2002:144-146.

WU H C. Development of surface treatment for eliminating para-

sitic light in satellite manufacturing industry [C] // Beijing Electroplating Industry Clean Production Workshop,2002:144-146(in Chinese).

作者简介:

李洋 女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 杂散光抑制设计与分析工作。

Tel. : 010-68114646

E-mail: lyshelly@sina. cn

Stray light suppressing technique and simulation for star sensor

LI Yang* , LIAO Zhibo, MU Shengbo, ZHANG Tingcheng
(Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100094, China)

Abstract: Star sensor used for deep space stars exploration is a faint signal detector. Star sensor is sensitive to slender stray light, and therefore, the stray light suppressing ability is a key influencing factor of the exploration ability. Through the point source transmittance (PST), the suppression indicators of the star sensor are calculated by the standard of the target brightness which is detected 7m.5 stars. Based on the standard evaluation, an effective suppressing technique is proposed, which includes the design of baffle, stop and special artificial processes for critical objects. In the end, the simulation results are analyzed and calculated with Lighttools software. The results indicate that the stray light suppressing technique is effective, and the results can meet the needs of detecting 7m.5 stars.

Key words: star sensor; stray light; baffle; stop; point source transmittance (PST)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0808

含铰链间隙板式卫星天线展开精度分析



丁建中¹, 王春洁^{1,2,*}

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083;

2. 北京航空航天大学 虚拟现实技术与系统国家重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 板式卫星天线展开机构在航天领域有着广泛的应用,其空间尺寸大,拓扑结构复杂,构件之间多用铰链联结,卫星天线对指向精度要求较高,应考虑铰链间隙对指向精度的影响。含铰链间隙的卫星天线展开机构的指向精度分析建模复杂、求解困难,为此提出了矩阵法分块建模的分析方法,将复杂的整机模型分解成锁定机构计算模型与2个单闭环机构计算模型,分别分析计算铰链间隙对其精度造成的影响,建立整机的计算模型并采用粒子群优化算法进行求解,得到某特定构型的板式卫星天线在极恶劣工况下展开的指向误差为 0.067° 。研究表明,建立的计算模型精度高,通过智能优化算法求解可以快速得到卫星可展开机构的指向精度极恶劣值,为展开机构的误差补偿设计提供参考。

关键词: 可展开机构; 误差分析; 铰链间隙; 运动学分析; 粒子群优化算法

中图分类号: TH112.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2625-07

卫星经运载火箭运送到指定轨道后,通过展开锁定机构实现天线的展开与定位。对于大尺寸、高精度要求的展开机构与指向机构,其精度指标关乎系统的成败^[1]。在卫星上所使用的机构多用铰接结构,由于铰链间隙的影响,铰接机构具有力学上的非线性特性^[2-3]与运动学上的不确定性^[4-6],这为铰接板式卫星天线展开机构的分析增添了很大困难。

以往对含铰链间隙机构的精度分析研究主要集中于开环机构^[7-9]及简单的四杆机构^[5,10]或曲柄滑块机构^[11]。对于复杂多闭环机械系统,学者们往往借助于多体动力学工程软件从动力学的角度通过建立铰接子系统模型考察整个系统的振动冲击特性^[12-15],而对其复杂的运动学不确定性分析较少。对于大型空间可展开机构的精度分析,学者们也做了很多研究,并取得了一定的成果,但其分析结果是在已知或者假定所研究关键设计参数

的随机分布特性的前提下^[16],并经过大量近似处理后得到的^[4],其结果精确度有待进一步验证。

本文采用智能优化算法求解因铰链间隙引起的指向精度,不需要确定铰链间隙模型的随机分布特性;采用矩阵法构造计算模型,避免了常用几何法因模型简化及向量法因不同数量级数值运算而造成的精度损失。对锁定机构的锁定误差单独建模分析,将误差值作为输入变量输入到单环路模型中进行后续运算,减少了模型的复杂度;从几何误差角度求得卫星天线展开后的极限指向误差,为进一步进行含铰链间隙的动力学误差分析^[17]及机构的误差补偿设计奠定了基础。

1 板式卫星天线展开机构构型

采用在航天领域应用广泛的有源驱动折叠式展开机构作为研究对象,其构型关于展开方向与天线板垂线方向所构成的平面对称,在分析其展

收稿日期: 2015-12-07; 录用日期: 2016-01-15; 网络出版时间: 2016-09-20 09:50

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160920.0950.002.html

* 通讯作者: Tel.: 010-82339818 E-mail: wangcj@buaa.edu.cn

引用格式: 丁建中, 王春洁. 含铰链间隙板式卫星天线展开精度分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2625-2631.

DING J Z, WANG C J. Deployment accuracy analysis of planar satellite antenna with joint clearances[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2625-2631 (in Chinese).

开指向精度时可按平面连杆机构处理。机构的收拢状态与展开状态构型如图 1 所示。图中:铰链 O 与铰链 A 与星体固联。

依平面机构自由度计算公式得此展开机构自由度为

$$F=3n-2P_L-P_H=3\times 9-2\times 12=3 \tag{1}$$

式中: n 为构件数目; P_L 为平面低副数目; P_H 为平面高副数目。

在铰链 O 处布置电机驱动作为主要驱动源,并在铰链 B 和铰链 G 处布置扭簧作为被动驱动源辅助机构展开,使得展开机构具有确定的运动。为了确保机构展开死点位置可靠性,在铰链 B 、铰链 E 和铰链 G 处设置锁定机构,其达到 180° 时自动锁死。

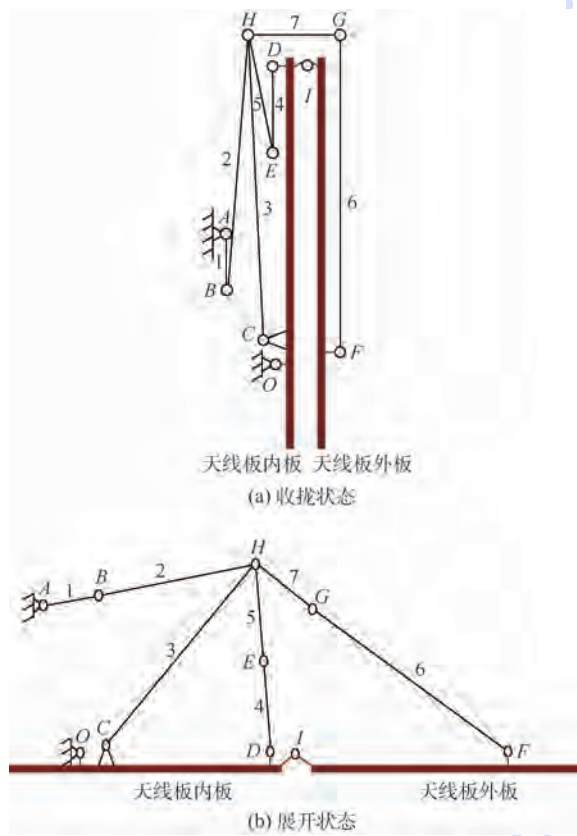


图 1 展开机构构型
Fig. 1 Deployable mechanism configuration

2 含铰链间隙多杆系统建模

2.1 含铰链间隙建模

使用无质量虚拟连杆 (massless virtual link) 来模拟铰链间隙是分析含铰链间隙机构运动学特性的主要手段^[4,6,10]。假设通过铰链联结的 2 个构件在运动过程中始终处于接触状态,原含铰链间隙机构系统转化为无铰链间隙的多杆多自由度系统,虚拟连杆长度 r 计算如下:

$$r=r_{i+1}-r_i \quad i=0,1,2,\cdots \tag{2}$$

式中: r_{i+1} 为轴套半径; r_i 为轴销半径。

铰链间隙模型示意图如图 2 所示。

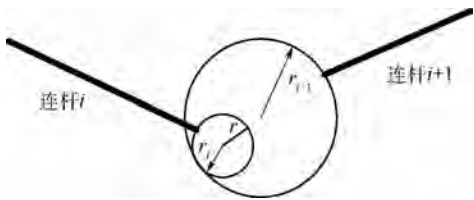


图 2 铰链间隙模型
Fig. 2 Joint clearance model

2.2 锁定机构精度分析

板式卫星天线可展开机构关键位置铰链需要锁定机构来保证在展开位置的姿态。锁定机构的锁定角度误差对指向精度影响很大^[16],需要单独建模分析。一种铰链锁定机构的构型示意图如图 3 所示。

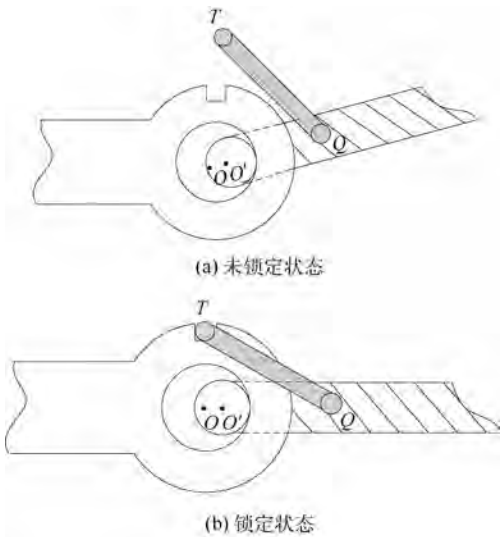


图 3 锁定机构
Fig. 3 Locking mechanism

铰链自由转动状态时,连杆 QT 与铰链不构成约束关系,当铰链联结的两连杆呈 180° 时,连杆 QT 的 T 端落入凹槽,将铰链锁死^[4]。

铰链间隙、连杆的弹性变形及凹槽与 T 端的配合间隙等均能造成锁定角度误差,而铰链间隙是误差主要来源。在不考虑铰链间隙时,锁定机构锁定后构成三角形结构 (见图 4(a)); 考虑铰链间隙时,则可等效为四杆机构构型 (见图 4(b)),其锁定角度误差可表示为虚拟连杆位置的函数。图 4(b) 中:角度 γ 即为锁定角度误差。

角度 α 为一随机量,代表铰链间隙的位置。由几何关系可得

当 α 取 $[0^\circ, 360^\circ]$ 时,锁定精度估计及估计误差限变化曲线如图 5 所示。

表 1 变量取值

Table 1 Parameter values

变量	r_c	l_{OT}	$l_{O'Q}$	l_{TQ}
数值/mm	0.5	30	40	50

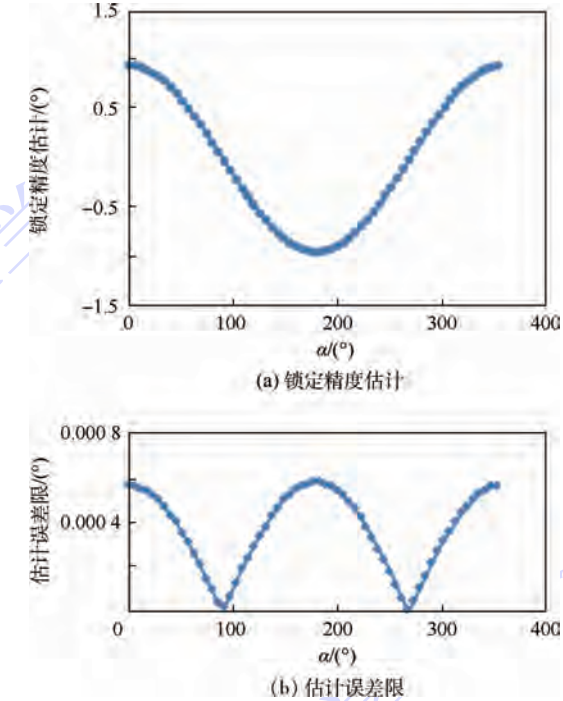


图 5 锁定精度估计及估计误差限

Fig. 5 Locking angle error estimation and estimation error limit

由图 5 可得,锁定机构的锁定角度误差区间为 $[-0.94908^\circ - 0.00057^\circ, 0.94908^\circ + 0.00057^\circ]$,取估计值精确有效数字,则锁定机构锁定角度误差处于区间 $[-0.95^\circ, 0.95^\circ]$ 内。

2.3 含铰链间隙的展开机构模型

本文所分析的展开机构含有 9 根连杆与 10 个铰链,其构型含有 3 个封闭环路(见图 1),这给其展开指向误差的分析带来很大困难。从结构上来看,连杆 HE 与连杆 ED 主要功能在于支撑天线板内板,其对整体的展开指向精度影响小,在分析过程中,将其忽略,此时展开机构自由度依然为 3:

$$F = 3 \times 7 - 2 \times 9 = 3 \quad (8)$$

含铰链间隙的展开机构模型示意图如图 6 所示。

采用矩阵法构建含铰链间隙的天线展开机构数学模型。在笛卡儿坐标系下用齐次变换矩阵描述各构件的平面转动。

设平面一点 M 绕任一点 P 逆时针旋转角度 θ 后到达位置为 M' (见图 7),旋转的齐次变换矩阵

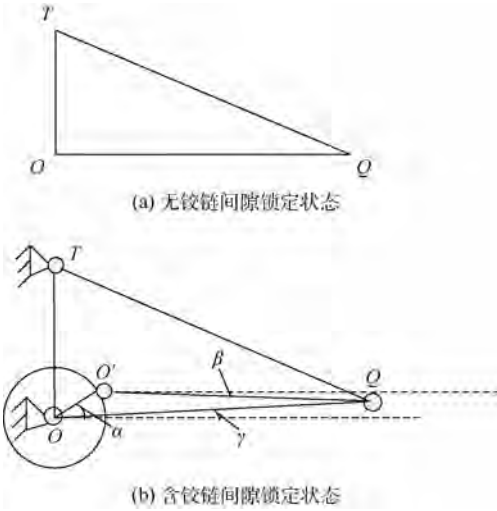


图 4 含铰链间隙的锁定机构模型

Fig. 4 Locking mechanism model with joint clearance

$$\begin{cases} r_c \cos \alpha + l_{O'Q} \cos \beta - l_{OQ} \cos \gamma = 0 \\ r_c \sin \alpha - l_{O'Q} \sin \beta - l_{OQ} \sin \gamma = 0 \\ (l_{OT} - l_{OQ} \sin \gamma)^2 + (l_{OQ} \cos \gamma)^2 - l_{TQ}^2 = 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中: $r_c = l_{OO'}$ 为铰链间隙大小; l_{OT} 、 l_{TQ} 、 $l_{O'Q}$ 和 l_{OQ} 分别为边 OT、边 TQ、边 O'Q 和边 OQ 的长度。

由于三角函数的非线性特性,式(3)的求解十分复杂,在满足精度的前提下,可对式(3)近似处理。由于铰链间隙的大小远小于构件杆长,角度 β 与 γ 很小,且一般不会超过 2° [16]。取 $\cos \beta = \cos \gamma = 1$,此估计值的绝对误差计算如下:

$$|e| < |\cos 2 - 1| = 0.0006 \quad (4)$$

易知,估计的误差限为

$$\varepsilon_1 \approx \varepsilon_2 = |e| = 0.0006 \quad (5)$$

式中: ε_1 和 ε_2 分别为 $\cos \beta$ 和 $\cos \gamma$ 估计的误差限。

简化后得

$$\begin{cases} l_{OQ} = \frac{r_c \cos \alpha + l_{O'Q} \cos \beta}{\cos \gamma} = r_c \cos \alpha + l_{O'Q} \\ \gamma = \arcsin \left(\frac{l_{OT}^2 + l_{OQ}^2 - l_{TQ}^2}{2l_{OT}l_{OQ}} \right) \end{cases} \quad (6)$$

设 $u = f(\cos \beta, \cos \gamma)$ 为边 OQ 长度的函数; $v = g(u)$ 为估计误差的函数,则估计的误差限计算如下:

$$\begin{cases} \varepsilon(u) = \left| \frac{\partial f(\cos \beta, \cos \gamma)}{\partial \cos \beta} \right| \varepsilon_1 + \left| \frac{\partial f(\cos \beta, \cos \gamma)}{\partial \cos \gamma} \right| \varepsilon_2 \\ \varepsilon(v) = \left| \frac{dg(u)}{du} \right| \varepsilon(u) \end{cases} \quad (7)$$

式(3)、式(6)和式(7)中各变量的取值如表 1 所示。

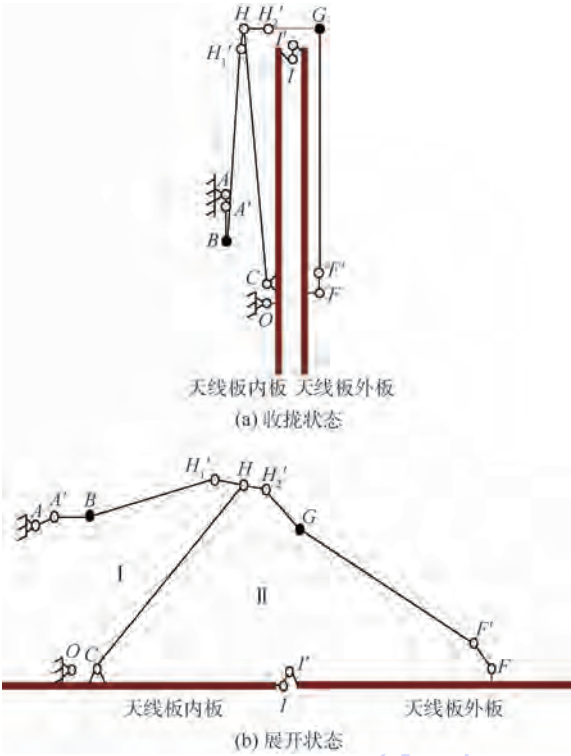


图6 含铰链间隙的展开机构模型

Fig. 6 Deployable mechanism model with joint clearances

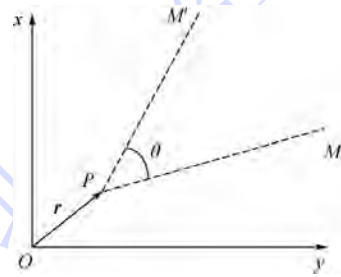


图7 平面转动

Fig. 7 Planar rotation

表示为

$$A = \begin{pmatrix} \mathbf{R}(\theta) & (\mathbf{I} - \mathbf{R}(\theta))\mathbf{r} \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (9)$$

式中: $\mathbf{R}(\theta)$ 为平面转动矩阵; $\mathbf{r}$ 为向量 $\overrightarrow{OP}$ 。

若 M 点坐标为 $[x_M, y_M]^T$, P 点坐标为 $[x_P, y_P]^T$, 则旋转后 M 点坐标表示为

$$\begin{bmatrix} x_{M'} \\ y_{M'} \\ 1 \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} x_M \\ y_M \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \theta & -\sin \theta & x_P(1 - \cos \theta) + y_P \sin \theta \\ \sin \theta & \cos \theta & y_P(1 - \cos \theta) - x_P \sin \theta \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x_M \\ y_M \\ 1 \end{pmatrix} \quad (10)$$

利用齐次变换矩阵对图6所示的可展开机构闭环 I 进行建模。

建立图8所示坐标系, 则端点 A 的齐次变换

矩阵 A_1 可表示为

$$A_1 = A_O A_C A_{H_1} A_{H_1'} A_B A_{A'} \quad (11)$$

式中: A_x 为绕点 x 旋转运动的齐次变换矩阵, $x = O, C, H_1, H_1', B, A'$ 。

式(10)目的在于求解连杆 AC 位置, 其为环路 II 的输入。环路 I 的自由度为 4, 当连杆 OC 输入转角及铰链 B 锁定角度确定后, 环路未约束自由度个数与铰链间隙数目一致。

如图9所示, 端点 I 的齐次变换矩阵 A_2 可表示为

$$A_2 = A_O A_C A_{H_2} A_{H_2'} A_G A_{F'} A_F A_{I'} \quad (12)$$

式中: A_x 为绕点 x 旋转运动的齐次变换矩阵, $x = O, C, H_2, H_2', G, F', F, I'$ 。环路 II 的自由度为 6, 当连杆 CH_2 、连杆 CI 及铰链 G 确定时, 环路未约束自由度数目与铰链间隙数目相同。

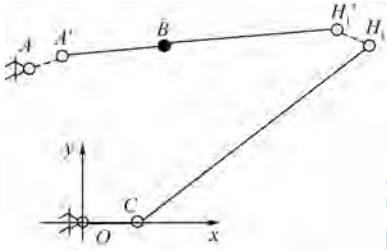


图8 环路 I

Fig. 8 Loop I

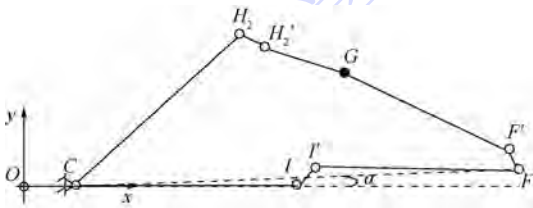


图9 环路 II

Fig. 9 Loop II

综上, 该展开机构的不确定自由度数目为 7, 包含 5 个铰链间隙自由度与 2 个由锁定误差造成的不确定度。

3 计算求解

3.1 等式约束与构型初值

由于 A_1 与 A_2 所描述运动形成封闭环路, 当机构展开后, 点 A 与点 I 的坐标已知, 由式(10)得约束方程为

$$\begin{cases} C_1: \begin{bmatrix} x_A \\ y_A \\ 1 \end{bmatrix} = A_1 \begin{bmatrix} x_A \\ y_A \\ 1 \end{bmatrix} \\ C_2: \begin{bmatrix} x_I' \\ y_I' \\ 1 \end{bmatrix} = A_2 \begin{bmatrix} x_I \\ y_I \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y_I \\ -x_I \\ 1 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (13)$$

式中: (x_A, y_A) 和 (x_I, y_I) 分别为铰链 A 和铰链 I 收拢状态坐标; (x'_I, y'_I) 为铰链 I 展开后坐标。

可展开机构收拢状态下构型参数如表 2 所示。

表 2 收拢状态构型参数

Table 2 Configuration parameters in stowed condition

变量	物理意义	数值
r/mm	铰链间隙	0.5
$(x_O, y_O)/\text{mm}$	铰链 O 中心坐标	(0,0)
$(x_C, y_C)/\text{mm}$	铰链 C 中心坐标	(0,120)
$(x_A, y_A)/\text{mm}$	铰链 A 中心坐标	(-40,1400)
$(x_B, y_B)/\text{mm}$	铰链 B 中心坐标	(-30,900)
$(x_H, y_H)/\text{mm}$	铰链 H 中心坐标	(-20,2900)
$(x_G, y_G)/\text{mm}$	铰链 G 中心坐标	(500,2900)
$(x_F, y_F)/\text{mm}$	铰链 F 中心坐标	(500,100)
$(x_I, y_I)/\text{mm}$	铰链 I 中心坐标	(250,2850)
$\theta_1/(\circ)$	天线板内板转角	-90
$\theta'_1/(\circ)$	铰链 B 初始角度	1.42
$\theta'_6/(\circ)$	铰链 G 初始角度	90

铰链间隙模型中虚拟连杆的初始指向对精度分析结果没有影响,此处均取沿 x 轴负方向。定义转角在逆时针旋转时为正值。

定义 $\theta_i (i=1,2,3,4,5,6,7)$ 分别代表铰链 O, C, H_1', B, H_2', G 和 F 的转角; $z_i (i=1,2,3,4,5)$ 分别代表铰链 H_1, A', H_2, F' 和 I' 处虚拟连杆的转角。

3.2 粒子群优化算法

粒子群优化算法属于进化算法的一种,其具有易实现、精度高和收敛快等优点,广泛应用于解决实际工程问题中。

本文旨在研究含铰链间隙的卫星天线展开后的指向精度,即天线展开后连线 OF 与 x 轴正方向的夹角 α 。由式(10)可得点 F 展开后的坐标:

$$\begin{bmatrix} x'_F \\ y'_F \\ 1 \end{bmatrix} = \mathbf{A}_C \mathbf{A}_{H_2} \mathbf{A}_{H_2'} \mathbf{A}_G \mathbf{A}_{F'} \begin{bmatrix} x_F \\ y_F \\ 1 \end{bmatrix} = \mathbf{A}_2 (\mathbf{A}_{I'})^{-1} (\mathbf{A}_F)^{-1} \begin{bmatrix} x_F \\ y_F \\ 1 \end{bmatrix}$$

(14)

优化的目标可表示为(见图 9)

$$\max \alpha = \arctan(|y'_F/x'_F|)$$

(15)

此优化目标含绝对值且非线性很强,对优化的收敛有很大影响,故构造适应度函数为

$$F = \mu (y'_F)^2 - x'_F$$

(16)

式中: μ 为放大系数,为弥补两坐标值间数量级的差别,增加收敛速度,避免局部最优解,此处取 $\mu=100$ 。

进行优化计算前,利用等式约束 $C_i (i=1,2)$ 进行数值求解以减少设计变量数目,使得该优化变为无约束优化问题(见图 10)。设计变量为铰链间隙变量 $z_i (i=1,2,3,4,5)$ 与锁定铰链锁定角 $\theta_i (i=4,6)$ 。

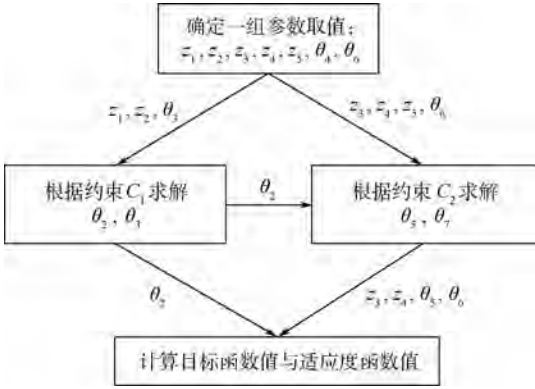


图 10 数值计算流程

Fig. 10 Data computation flow

3.3 数值求解

设计变量取值设定如表 3 所示。表中: θ_4 和 θ_6 取值根据第 3.2 节结论与表 2 初始值得出。

设定群个体数目为 20,粒子群进化代数与最优粒子个体对应的目标函数值关系如图 11 所示。可见,经过 43 代进化后粒子群收敛,得到最优个体,如表 4 所示。

表 3 设计变量取值

Table 3 Design variable values

设计变量	$z_i (i=1,2,3,4,5)$	θ_4	θ_6
数值/ $(\circ)$	0 ~ 360	177.63 ~ 179.53	89.05 ~ 90.95

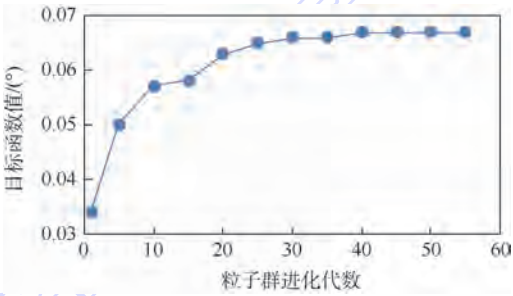


图 11 优化过程

Fig. 11 Optimization procedure

表 4 最优解

Table 4 Optimum solution

变量	z_1	z_2	z_3	z_4	z_5	θ_4	θ_6
数值/ $(\circ)$	89.83	61.55	205.23	259.53	279.15	178.04	89.76

此时,目标函数 α 值为 0.067° ,表明此构型下的卫星天线展开机构在极恶劣的铰链间隙工况下展开后的指向误差为 0.067° 。由于卫星工作轨道很高,此误差的影响也会导致几十千米的偏移,需要考虑天线的指向精度补偿设计。

4 结 论

1) 本文建立了刚体运动矩阵表达形式的板

式卫星天线指向精度分析模型,从运动学的角度依次分析了铰链间隙影响下的锁定机构锁定误差与整体展开后的指向误差。

2) 提出了分级建模的分析方法,经数值运算,求得该尺寸构型下锁定铰链 B 和铰链 G 的锁定误差为 $\pm 0.95^\circ$;提出了基于粒子群优化算法的整体指向精度分析方法,得到整机在极恶劣铰链间隙工况下的展开指向误差为 0.067° 。

3) 通过建模分析结果可知,在板式卫星天线闭环机械系统中,由于铰链间隙的影响,机构运动存在误差,需要对板式卫星天线进行指向精度补偿设计。

参考文献 (References)

- [1] 马兴瑞,于登云,孙京,等.空间飞行器展开与驱动机构研究进展[J].宇航学报,2006,27(6):1123-1131.
MA X R, YU D Y, SUN J, et al. The researching evolvement of spacecraft deployment and driving mechanism[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(6): 1123-1131 (in Chinese).
- [2] 王巍,于登云,马兴瑞.航天器铰接结构非线性动力学特性研究进展[J].力学进展,2006,36(2):233-238.
WANG W, YU D Y, MA X R. Advances and trends of non-linear dynamics of space joint-dominated structure[J]. Advanced in Mechanics, 2006, 36(2): 233-238 (in Chinese).
- [3] 阎绍泽.航天器中含间隙机构非线性动力学问题及其研究进展[J].动力学与控制学报,2004,2(2):48-52.
YAN S Z. Development and problems of nonlinear dynamics of the mechanisms with clearances for spacecraft[J]. Journal of Dynamics and Control, 2004, 2(2): 48-52 (in Chinese).
- [4] LI X, DING X L, CHIRIKJIAN G S. Analysis of angular-error uncertainly in planar multiple-loop structures with joint clearances[J]. Mechanism and Machine Theory, 2015, 91: 69-85.
- [5] ZHANG J F, DU X P. Time-dependent reliability analysis for function generation mechanisms with random joint clearances[J]. Mechanism and Machine Theory, 2015, 92: 184-199.
- [6] TAI M J, LAI T H. Accuracy analysis of a multi-loop linkage with joint clearances[J]. Mechanism and Machine Theory, 2008, 43(9): 1141-1157.
- [7] 丁希仑,周乐来,周军.机器人的空间位姿误差分析方法[J].北京航空航天大学学报,2009,35(2):241-245.
DING X L, ZHOU L L, ZHOU J. Pose error analysis of robot in three dimension[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(2): 241-245 (in Chinese).
- [8] 庞欢,喻天翔,宋笔锋.平面连杆机构运动精度可靠性及灵敏度分析[J].中国机械工程,2014,25(18):2415-2420.
PANG H, YU T X, SONG B F. Analysis of kinematics accuracy reliability and sensitivity for a planar mechanism[J]. China Mechanism Engineering, 2014, 25(18): 2415-2420 (in Chinese).
- [9] 潘博,张东华,史文华,等.星载天线指向精度建模与分析[J].航天器工程,2011,20(5):49-54.
PAN B, ZHANG D H, SHI W H, et al. Modeling and analysis on pointing accuracy of antenna in satellite[J]. Spacecraft Engineering, 2011, 20(5): 49-54 (in Chinese).
- [10] SARDASHTI A, DANIALI H M, VAREDI S M. Optimal free-defect synthesis of four-bar linkage with joint clearance using PSO algorithm[J]. Meccanica, 2013, 48(7): 1681-1693.
- [11] FLORES P, KOSHY C S, LANKARANI H M, et al. Numerical and experimental investigation on multi-body systems with revolute clearance joints[J]. Nonlinear Dynamics, 2011, 65(4): 383-398.
- [12] 曹登庆,初世明,李郑发,等.空间可展机构非光滑力学模型和动力性研究[J].力学学报,2013,45(1):3-15.
CAO D Q, CHU S M, LI Z F, et al. Study on the non-smooth mechanical models and dynamics for space deployable mechanisms[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2013, 45(1): 3-15 (in Chinese).
- [13] 白争锋,赵阳,田浩.含较间间隙太阳帆板展开动力学仿真[J].哈尔滨工业大学学报,2009,41(3):11-14.
BAI Z F, ZHAO Y, TIAN H. Dynamics simulation of deployment for solar panels with hinge clearance[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2009, 41(3): 11-14 (in Chinese).
- [14] 张慧博,陈军,潘冬,等.含间隙卫星天线双轴驱动机构动力学特性分析[J].宇航学报,2012,33(1):33-38.
ZHANG H B, CHEN J, PAN D, et al. Mechanism for satellite antenna with joint clearance[J]. Journal of Astronautics, 2012, 33(1): 33-38 (in Chinese).
- [15] 谷勇霞,杨天夫,郭峰.考虑多间隙的帆板式展开机构动力学分析[J].振动、测试与诊断,2015,35(1):36-41.
GU Y X, YANG T F, GUO F. Dynamic performance of a solar array deployable mechanism with multiple clearances[J]. Journal of Vibration, Measurement and Diagnosis, 2015, 35(1): 36-41 (in Chinese).
- [16] 吴建云,王春洁,汪瀚.基于蒙特卡洛法的卫星天线板展开精度分析[J].航天返回与遥感,2013,34(6):89-94.
WU J Y, WANG C J, WANG H. Accuracy analysis of satellite antenna plate deployment based on Monte Carlo method[J]. Spacecraft Recovery and Remote Sensing, 2013, 34(6): 89-94 (in Chinese).
- [17] LI J L, YAN S Z, GUO F, et al. Effects of damping, friction, gravity, and flexibility on the dynamic performance of a deployable mechanism with clearance[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science, 2013, 227(8): 1791-1803.

作者简介:

丁建中 男,博士研究生。主要研究方向:多体动力学、机构间隙理论。

Tel.: 15911106863

E-mail: jianzhongd@buaa.edu.cn

王春洁 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:数字化设计与仿真。

Tel.: 010-82339818

E-mail: wangcj@buaa.edu.cn

Deployment accuracy analysis of planar satellite antenna with joint clearances

DING Jianzhong¹, WANG Chunjie^{1,2,*}

(1. School of Mechanical Engineering & Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. State Key Laboratory of Virtual Reality Technology and Systems, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Planar folding satellite antenna deployment mechanism is widely used in the field of astronautics. It has a large and complicated topology structure, which is composed by joint-connecting rods. The existence of joint clearances makes the analysis of the antenna deployment a tough task and contributes a lot to pointing error. A matrix modeling approach is proposed to solve such kind of analysis problem. The complex multi-loop structure of a deployable mechanism is divided into locking mechanism and single-loop mechanisms. The accuracy of each mechanism is calculated separately to make the computing easier. Finally, the maximum pointing error of the entire deployable mechanism with a specific structure is calculated to be 0.067° by a particle swarm optimization algorithm, referring to the accuracy analysis results of locking mechanism and single-loop mechanisms. This proposed calculation approach is of high precision and the maximum pointing error of the satellite antenna deployable mechanism can be obtained efficiently by the intelligent optimization algorithm. It provides reference in error compensation design of the deployable mechanism.

Key words: deployable mechanism; error analysis; joint clearance; kinematic analysis; particle swarm optimization algorithm

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0442

高精度法矢下切割面自适应的凸曲面射线寻迹

李尧尧, 苏东林*, 刘焱, 杨照

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)



摘 要: 针对电大尺寸目标难以精确解析表达带来的一致性几何绕射算法应用难问题,提出了基于三角网格、适用于任意凸曲面的射线寻迹(TM-tracing)算法。应用工程中较易获取的三角网格及其协议,设计了一种满足快速多边搜索条件的网状数据存储链表;提出了满足寻迹要求的高精度法矢求解算法;采用切割面自适应调整的弧形拟合寻迹方法实现了爬行波寻迹算法;结合一致性几何绕射理论(UTD)实现了暗区场值求解算法。任意网格曲面射线寻迹结果表明:本文提出的寻迹算法适用于包括球、柱和锥在内的任意光滑凸曲面,寻迹偏差小于1.61%,寻迹速度为2.8 s,具有一定的工程应用价值。

关 键 词: 三角网格;一致性几何绕射理论(UTD);射线寻迹;短程线;爬行波

中图分类号: TN011.4; V219

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2632-08

一致性几何绕射理论(UTD)以其计算频段高、占用资源低、精度高而被广泛应用到电大尺寸目标的电磁计算中,因该方法较依赖于目标的解析表达,而实际工程中目标难以解析表达,这使得UTD方法的应用受到了较大限制^[1-2],UTD方法以各种类型的射线为基础,因此研究任意曲面上的射线寻迹方法具有重要的意义。

在任意曲面射线寻迹研究领域,国内外学者近年来开展了大量的研究工作,文献[3]采用LOS-Floyd算法对光滑与非光滑凸曲面结构进行了射线寻迹研究,基于视距的搜索算法未考虑光线传播方向,射线为非光滑折线。文献[4]采用了动态规划法和遗传算法求解短程线,需要遍历所有点,对采样点分辨率要求较高。文献[5]提出了一种新颖的最小夹角的曲面寻迹方法,未考虑射线初始传播方向,复杂曲面易因多个夹角相等而陷入局部最优,造成射线“绕圈”现象。近年

来文献[6-9]结合非均匀有理B样条(NURBS)曲面采样点离散化后局部区域寻优的方法开展了寻迹研究,极大程度上发展了任意曲面的寻迹方法及其在UTD上的应用,但对由大量参数面片组成的复杂结构采用NURBS寻迹方法时,难以精确解决射线在相邻参数片面的过渡问题,数值精度同样取决于采样精度,对于非光滑曲面及难以用NURBS表达的结构求解困难,因此面向工程实用的UTD方法仍然存在发展空间。

考虑到网格数据优越的几何构造、路径表达及分析能力,基于网格的UTD数值分析算法可望为任意曲面的射线寻迹问题提供解决途径。文献[10]提出了基于投影的三角网格寻迹方法,仅解决了球体寻迹问题。经典的节点搜索方法多采用Dijkstra类似方法^[11-12],该方法在寻迹过程中搜索面积过大,对于电大尺寸的求解目标易导致寻迹速度很慢,不利于工程分析,此外这些方法没考虑

收稿日期: 2016-05-23; 录用日期: 2016-07-07; 网络出版时间: 2016-07-27 12:42

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160727.1242.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61427803)

* 通讯作者: Tel.: 010-82317224 E-mail: sdl@buaa.edu.cn

引用格式: 李尧尧, 苏东林, 刘焱, 等. 高精度法矢下切割面自适应的凸曲面射线寻迹[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2632-2639. LI Y Y, SU D L, LIU Y, et al. Convex surface ray tracing based on adaptive cutting surface adjustment under exact normal vector[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2632-2639 (in Chinese).

剖分形成三角平面片产生的“虚假边缘”带来的噪声。本文基于三角网格模型,构造了支持快速搜索及拟合的任意曲面的网格数据链表,采用切割面自适应调整的短程线几何代数算法,遵循广义费马原理,对任意曲面寻优,在提高搜索精度的同时可有效避免局部最优问题,然后结合曲率对任意 2 个点曲线拟合求弧长,进而消除三角片的剖分带来的累积误差,之后结合射线亮区场与绕射场模型,实现了三角网格几何绕射(TM-UTD)方法,基于典型模型对算法进行了验证。

1 相关定义与模型

1.1 射线寻迹问题描述

研究基于网格的 UTD 射线寻迹之前,首先对射线寻迹进行描述。UTD 是一种电大尺寸目标高频求解技术,其本质是源点到观测点的不同射线的寻迹问题,包含了直射、反射、绕射、曲面绕射、边缘绕射及尖端绕射等。其中直射和反射线能到达的区域称为明区,绕射线及其组合能到达的区域称为暗区,以复杂结构为例,各型射线的示意如图 1 所示。

UTD 理论应用到工程问题中一般分为两步:第 1 步,射线寻迹;第 2 步,计算各类射线的并矢绕射系数。其中射线寻迹问题是最为关键的一步。射线寻迹问题的描述,如图 1 所示,射线类型包括了直射、爬行波、反射线、尖端绕射线和边缘绕射线,其中传统 UTD 方法对于直射、反射线、边缘绕射线、尖端绕射线研究较多,因为这些射线都是考虑的直线与面或点之间的几何关系,利用费马原理可相对容易地求解。而对于爬行波的求解,则由于曲面的表达式未知而寻迹困难。射爬行波求解问题的核心是求短程线,如图 1 所示:从源点 R_s 点到观察点 R_o 点,两点之间只有一条曲线能保证其路径长度为最小值,这条特定的曲线称为短程线,需要在机身一定范围内寻找

一组切点 $[Q_1, Q_2, \dots]$,之后寻找各个切点沿着掠入射方向到观察点的短程线 $Q_i R_o$,射线 $R_s R_o = R_s Q_i + Q_i R_o$,因此 Q_i 点及曲线 $Q_i R_o$ 的求解即射线寻迹的核心问题。

1.2 网格模型的链表设计

本文算法基于 .NAS 网格数据文件,该文件是由网格数据和拓扑结构两部分构成的,用 M 表示求解对象的三角网格模型,它是由三维空间中的三角片通过边和顶点连接而成的分片线性曲面。 $M = (V, E)$, V 为 M 中所有顶点的集合, E 为 M 中全部边的集合。为了便于算法实现,本文设计了数据存储链表。

网格模型的数学几何表达如图 2 所示。假设 v 为顶点, A_v 为 E 中所有与顶点 v 相连的边, P_v 为 A_v 中所有与顶点 v 相连点的顶点 v 的集合, T_v 为所有与顶点 v 相连三角片的集合, P 为顶点 v 及其相关属性 P_v 、 A_v 和 T_v 的集合, P_v 、 A_v 、 T_v 和 P 的定义分别为

$$P_v = \{v_1, v_2, \dots, v_i, \dots, v_n\} \quad (1)$$

$$A_v = \{e_1, e_2, \dots, e_i, \dots, e_n\} \quad (2)$$

$$T_v = \{T_1, T_2, \dots, T_i, \dots, T_n\} \quad (3)$$

$$P = (v, P_v, A_v, T_v) \quad (4)$$

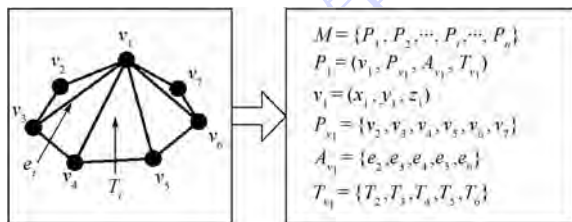


图 2 三角网格模型的数学几何表达

Fig. 2 Mathematic and geometrical expression of triangle mesh model

1.3 爬行波射线场模型

凸曲面爬行波示意图如图 3 所示。直射及反射线对应的直射场和反射场可采用文献[13-14]提出的 PO 模型。

本文主要考虑相对复杂的暗区场,爬行波射线是其主要的贡献,考虑阴影边界后的 UTD 公式可表示为

$$E^d(R_o) = E_i(s_{d1}) \bar{T} \sqrt{\frac{\rho_2^d}{s^d(\rho_2^d + s^d)}} e^{-jks^d} \quad (5)$$

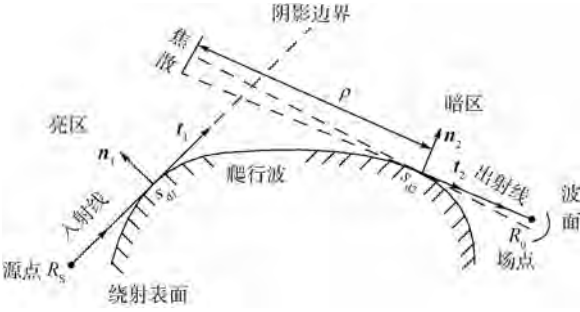
$$\bar{T} = T_s b_1 b_2 + T_h n_1 n_2 \quad (6)$$

式中: $E^d(R_o)$ 为 R_o 点处的场强值; $E_i(s_{d1})$ 为第 1 个绕射点处的场强值; $\bar{T}$ 为爬行波绕射系数;



图 1 射线寻迹问题描述

Fig. 1 Description of ray tracing problem



s_{d1}, s_{d2} —入射采样点和出射点; n_i —顶点连接的第 i 个三角片的单位法矢; t_1, t_2 —初始传播方向和出射方向; ρ —射线焦散距离。

图3 凸曲面爬行波示意图

Fig.3 Schematic diagram of convex surface creeping wave

ρ_2^d 为爬行波射线的焦散距离; s^d 为第 2 个绕射点 s_{d2} 到场点 R_0 的欧式距离; k 为媒质的波数; $b_i = n_i \times t_i$ 为从法向矢; T_s 和 T_h 分别为软、硬绕射系数。式(6)可进一步表达为

$$T_{s,h} = - \left[\sqrt{m(s_{d1})m(s_{d2})} \right] \sqrt{\frac{2}{k}} \cdot \left[\frac{e^{-j(\pi/4)}}{2\xi^d \cdot \sqrt{\pi}} (1 - F(X^d)) + P_{s,h}(\xi^d) \right] \cdot \sqrt{\frac{L(s_{d1})}{L(s_{d2})}} e^{-jkt} \quad (7)$$

$$X^d = \frac{k(\xi^d)^2}{2m(s_{d1}) \cdot m(s_{d2})} \cdot \frac{s_0 s^d}{s_0 + s^d} \quad (8)$$

$$\begin{cases} \xi^d = \int_{s_{d1}}^{s_{d2}} \frac{\left[\frac{k\rho_g(s)}{2} \right]^{1/3}}{\rho_g(s)} ds \\ m(s) = \left[\frac{k\rho_g(s)}{2} \right]^{1/3} \end{cases} \quad (9)$$

式中: $F(X^d)$ 为 Fock 函数, X^d 为 Fock 函数变量; $P_{s,h}(\xi^d)$ 为 Pekeris 函数, ξ^d 为 Pekeris 函数变量; $t = \int_{s_{d1}}^{s_{d2}} ds$ 为 $s_{d1}s_{d2}$ 的测地线(短程线)的距离, s 为测地线上点的自变量; $L(s_{d1})$ 和 $L(s_{d2})$ 分别为 s_{d1} 和 s_{d2} 的射线管宽度; $\rho_g(s)$ 为测地线上任意一点在切向方向上的曲率半径, 除过渡区外, 其表达式为

$$\begin{cases} \sqrt{\frac{L(s_{d1})}{L(s_{d2})}} = \sqrt{\frac{s_0}{s_0 + t}} \\ \rho_2^d = s_0 + t \end{cases} \quad (10)$$

将式(7)和式(8)代入式(5), 则有

$$E^d(R_0) = C_0 \frac{e^{-jks_0}}{s_0} \left\{ - \sqrt{m(s_{d1})m(s_{d2})} \sqrt{\frac{2}{k}} \cdot \left[\frac{e^{-j(\pi/4)}}{2\xi^d \cdot \sqrt{\pi}} (1 - F(X^d)) + P_{s,h}(\xi^d) \right] \right\} \cdot \sqrt{\frac{s_0}{s_0 + t}} e^{-jkt} \cdot \sqrt{\frac{s_0 + t}{s^d(s_0 + t + s^d)}} \cdot e^{-jks^d} \quad (11)$$

式中: C_0 为源点 R_s 的初始场强值; s_0 为源点 R_s 到一个绕射点 s_{d1} 的欧式距离, 对于入射波为平面波; $\rho_g(s)$ 为测地线上任意一点在切向方向上的曲率半径, 其表达式为

$$\rho_g(s) = \frac{1}{\left| \frac{b_{n+1} - b_n}{s_{n+1} - s_n} \right|} \quad (12)$$

测地线上的采样点足够密 ($D \leq \frac{\lambda}{10}$), 其中 s_n 为测地线上当前点, s_{n+1} 为后一点; b_n 为测地线上当前点的切向量, b_{n+1} 为后一点的切向量。从以上模型可知, 曲面上法向量、测地线以及测地线的切向量是绕射场求解的关键。

2 射线寻迹算法设计与实现

2.1 爬行波寻迹算法流程

如图 3 所示, 按照费马原理, 从源点 R_s 出发的射线会沿曲面的切线方向 t_1 到达曲面后, 被限制在沿曲面上测地线轨迹 $s_{d1}s_{d2}$ 前进到达出射点 s_{d2} , 最后沿着出射方向 t_2 到场点 R_0 , 测地线 $s_{d1}s_{d2}$ 也称为短程线, 该射线的计算流程如下:

1) 采用式(1)~式(4), 生成求解目标的网格链表矩阵。

2) 计算入射方向下, 可能的入射采样点。

$$\frac{R_s - s_{d1}}{|R_s - s_{d1}|} \cdot n(s_{d1}) = 0 \quad (13)$$

$$\frac{R_0 - s_{d2}}{|R_0 - s_{d2}|} \cdot n(s_{d2}) = 0 \quad (14)$$

式中: $n(s_{d1})$ 和 $n(s_{d2})$ 分别为 s_{d1} 和 s_{d2} 的法向量。

式(13)称为入射候选点条件, 式(14)称为出射候选点基本条件。

3) 筛选入射采样点。对采样点逐一判断是否存在遮挡, 如果存在遮挡, 则剔除该点作为采样点的资格。

4) 对入射采样点采用适用于任意凸曲面射线寻迹算法求短程线。

5) 依据法向量和曲率拟合短程线弧长。

因此, 寻迹方法依赖于 3 个技术点, 离散点法矢求解、遮挡判别和适用于任意凸曲面射线寻迹算法, 其实现方法见 2.2 节。

2.2 离散点曲面高精度法矢求解

从式(9)可知, 离散点的法向信息及曲率对场强计算结果影响较大, 因此需要对三角网格数值模型的离散点法矢精确计算, 传统方法采用面积加权^[15], 即以面积作为加权因子, 对与离散点

相接的面的法向量加权获得法矢,研究表明该方法法矢计算精度不足以满足场计算的精度,这并未考虑顶点邻近域的三角形的形状,会造成计算偏差,为减小法矢的计算偏差,本文采用面积-内角率加权法求解法矢,法矢表达式为

$$\left\{ \begin{aligned} \mathbf{n}'_{v_i} &= \frac{\sum_{i \in T(v)} (A_i \gamma_i \mathbf{n}_i)}{\sum_{i \in T(v)} (\gamma_i \mathbf{n}_i)} \\ \mathbf{n}_{v_i} &= \frac{\mathbf{n}'_{v_i}}{|\mathbf{n}'_{v_i}|} \end{aligned} \right. \quad (15)$$

式中: $\mathbf{n}'_{v_i}$ 为 v_i 点法矢; $\mathbf{n}_{v_i}$ 为 v_i 点单位法矢; A_i 为顶点连接的第 i 个三角片的面积; γ_i 为顶点所在的第 i 个三角形的内角占内角和(180°)的比率。

以半径为 1 m 的球体为例进行该方法的准确性验证,按照 $f=300\text{ MHz}$, $D \leq \frac{\lambda}{10}$ 对球面进行网格剖分,对于点 $(-0.007\ 4, 0.100\ 2, 0.987\ 7)$,理论和本文算法的求解结果见表 1。以任意复杂结构作为分析对象,采用该算法实现的法矢如图 4 所示。

表 1 法矢计算精度对比

Table 1 Computation precision of normal vector

参量	x/m	y/m	z/m	模长/m
理论	-0.007 4	0.100 2	0.987 7	1
本文算法	-0.001 6	0.122 2	0.992 5	0.999 991 65

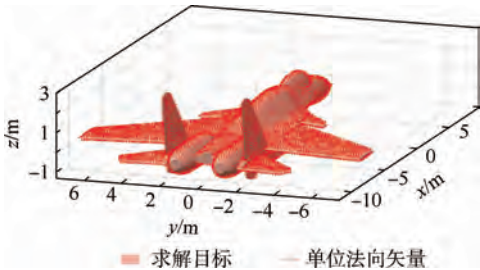


图 4 复杂结构法矢计算

Fig. 4 Normal vector computation for complex structure

2.3 采样点遮挡判断

点源入射时遮挡示意图如图 5 所示。采用式(13)可求得一组采样点,还需要判断源点与采样点的连接线段是否与除该采样点邻域面外的其他三角面相交,若相交则该采样点不是合理的采样点。这里采用的算法是:如果在源点 R_s 和采样点 s_{dl} 之间连一条线,则 R_s 指向 s_{dl} 的方向就是来波方向,考察线段 $R_s s_{dl}$ 和组成散射体的其他面片是否有交点,若存在交点 D_s ,则认为当前面片被遮挡。

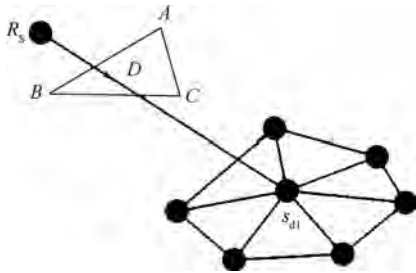


图 5 点源入射时遮挡示意图

Fig. 5 Schematic diagram of shelter from a point source incidence

假设组成散射体的任意一个面片的 3 个顶点为 A 、 B 和 C ,源点的坐标向量为 S ,采样点坐标向量为 R ,3个顶点向量为 A 、 B 和 S , ABC 组成的面片上任意点可以表示为

$$D = \alpha A + \beta B + (1 - \alpha - \beta) C \quad (16)$$

若 α 、 β 及 $1 - \alpha - \beta$ 均在区间 $[0, 1]$ 内,则表示点 D 就在三角形 ABC 内部,否则在三角形外面。线段 $R_s s_{dl}$ 上任意一点的向量表达式为

$$D = \lambda S + (1 - \lambda) R \quad (17)$$

式中: λ 为点 S 到点 R 的距离。若 λ 在 $[0, 1]$ 内,则表示该点在线段上面,将式(17)代入式(16),则可求解交点 D 。

$$[A - C \quad B - C \quad R - S] \cdot \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \lambda \end{bmatrix} = [R - C] \quad (18)$$

$\det[A - C \quad B - C \quad R - S] = 0$ 时,方程无解,即射线未被遮挡,否则依次求解 α 、 β 、 $1 - \alpha - \beta$ 及 λ ,有任意一个参数不在区间 $[0, 1]$ 内时,则线段未被该面片遮挡,依次循环,完成该采样点的存在性判别。

2.4 切割面自适应寻迹方法

在顶点处作一个以这些虚平面的法向量平均值为法向的基平面,垂直该平面且经过始末两点(源点和场点)的直线的平面称为切割面,应用切割面与网格曲面依次相交,交线称为短程线,文献[16]率先应用该方法。

这种近似方法并未考虑曲面法向突变及短程折线对真实结果的影响,本文依据当前点法平面的几何信息不断地自适应调整切割面,直至满足出射条件,后利用细微三角形 3 个顶点及其法矢拟合多项式,消除网格剖分过程中产生的“虚假边缘”误差。自适应切割面调整的算法流程如下:

1) 记入射点为 S_1 ,加入测地线 S' 向量,采用 $(R_s - s_{dl}) / |R_s - s_{dl}|$ 计算切向传播方向 d_1 。

- 2) 由式(15)求 S_1 点的法向量 n_{s_1} 。
- 3) 计算由 d_1 和 n_{s_1} 构成的平面与前向三角形的交点记为 S_2 。
- 4) 采用步骤2)和步骤3)的方法,逐渐调整传播方向和切割面,依次求解测地线上的离散点 $S_3, \cdots, S_i, S_{i+1}$ 。

寻迹结束条件为以下之一:①到达网格的边界;②测地线长度到达给定值;③测地线自交了;④离散点切向可达场点。符合条件④则为一 条合格的备用测地线。

备用测地线是基于三角网格的,因三角网格顶点真实但存在“虚假边缘”,由此会带来测地线累积误差。本文利用相邻测地点间法矢特征,弧面拟合减弱剖分误差。切割面调整寻迹方法示意图,如图6所示。如果备用测地点非网格顶点,则将备用测地顶点按矢量方向投影到圆弧,获取真实测地顶点,求测地线间弧长的方法如下:

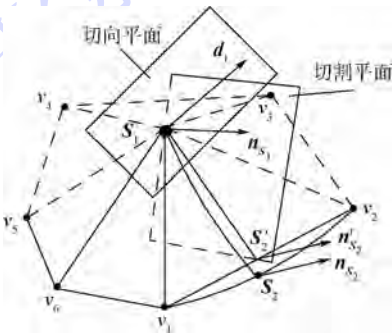
$$\widehat{S_1 S_2} = Q(\theta/2) \sin(\theta/2)$$

(19)

$$\theta = \arccos\left(\frac{n_{s_1} \cdot n_{s_2}}{|n_{s_1}| \cdot |n_{s_2}|}\right)$$

(20)

式中: Q 为测地点间的欧式距离; θ 为两相邻测地点间法向量的夹角。



S_2' —未修正的传播交点; n_{s_2}' —未修正传播交点的法向量。

图6 切割面调整寻迹方法示意图

Fig. 6 Schematic diagram of cutting surface adjustment tracing method

3 算法验证及应用

以下计算选用的硬件资源配置如下:内存4G,CPU2.3G,集成显卡(NVIDIA GT550M)。首先采用不可展曲面对寻迹算法的准确性进行验证,后对球、柱、锥及复杂飞机结构进行寻迹。之后利用UTD爬行波模型,对场强仿真结果进行验证,进一步说明寻迹算法的准确性。

3.1 不可展凸面爬行波寻迹精度验证

采用本文提出的TM-tracing算法对不可展球体进行爬行波寻迹,目标球体半径为1m,掠入射方向为(1,1,0),入射点为(0,0,1),出射点为(0.0485,0.0468,-0.9976),将寻迹结果与基于三角网格的最小夹角法^[5]和理论方法进行对比,对比结果如图7与表2所示。

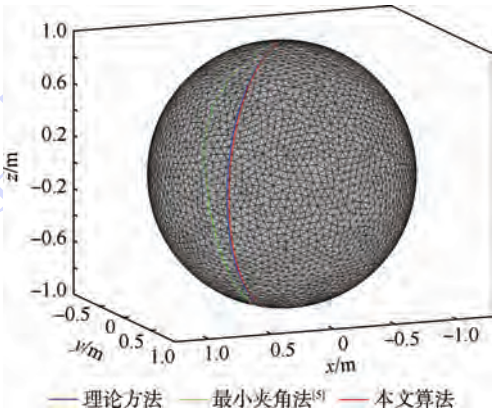


图7 球体上短程线寻迹

Fig. 7 Geodesic tracing on a sphere

表2 球体上短程线寻迹结果对比

Table 2 Comparison of geodesic tracing results on a sphere

方法	长度/m	偏差/m	误差/%	时间开销/s
理论方法	3.1237	0.0496	1.61	2.8
最小夹角法 ^[5]	3.6925	0.6184	20.11	1.2
本文算法	3.0741			

从图7及表2可知,本文算法与理论方法能较好地吻合,误差仅为1.61%,相对于最小夹角法,本文算法射线传播方向和法矢不断调整,可良好逼近理论的爬行波,又因“变测地线段为测地弧线”的思想,使得爬行波射线长度也与实际偏差较小。

但不可否认的是本文算法相对于最小夹角法时间开销增大了1倍,其主要原因本文算法需要在以下3个技术点增加开销:①为保证精度,本文算法的射线不严格走三角网格边,需要实时计算行走各点的法矢与曲率;②需要对每一节点向曲面映射;③对射线节点矩阵变折线为弧线,向真实目标表现逼近。考虑到速度与精度的平衡,本文算法的寻迹速度是合理、工程可接受的。

3.2 不可展凸面爬行波寻迹收敛性验证

进一步选取椭球体验证本文算法的收敛性,椭球体3轴分别为2、1和1m,采用本文算法以及

最直测地线算法^[16]对不可展椭球体进行爬行波寻迹,入射点为 $(-2,0,0)$,掠入射方向为 $(1,2,2)$,射线寻迹对比结果如图 8 和表 3 所示。

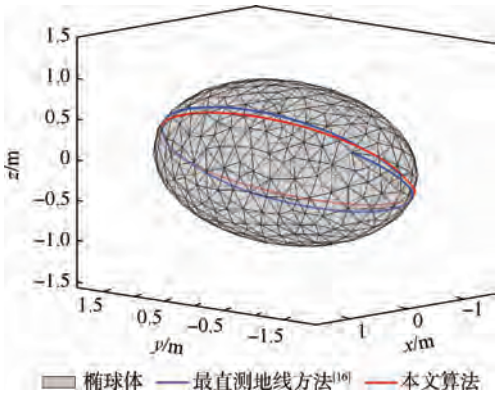


图 8 寻迹结果收敛性对比

Fig.8 Tracing result convergence comparison

表 3 椭球体上测地线的结束点与长度对比
Table 3 Finishing point and length of geodesic on ellipsoid

寻迹结果	数值
起点	$(-1.9904, 0.0581, 0.0791)$
初始方向	$(1, 2, 2)$
结束点	理论方法 $(-1.9904, 0.0581, 0.0791)$ 本文算法 $(-1.9672, 0.0381, 0.0238)$ 最直测地线方法 ^[16] $(-1.8932, 0.1692, -0.1424)$
长度/m	理论方法 5.141 6 本文算法 5.230 8 最直测地线方法 ^[16] 5.420 1
寻迹时间/s	本文算法 2.85 最直测地线方法 ^[16] 2.75

对比结果表明,本文算法相对于最直测地线方法在寻迹结束点及长度与理论值较好地吻合,爬行波寻迹可根据当前节点法矢和 3.1 节点传播方向而动态调整切割面,而最直测地线方法因忽略目标曲率变化对射线传播方向的扭矩效应,出现了不稳定,导致射线不闭合。从表 3 可知,由于采用了更高效的网格链表结构,本文算法与最直测地线方法在寻迹时间上相差不大。

图 9(a)~图 9(d)分别为应用本文算法对可展曲面、不可展曲面、带边界的可展曲面和复杂曲面等常见结构的寻迹结果,其中发射点位于表面,向四周爬行波寻迹,寻迹结果表明本文提出的精确法矢下切割面自适应的凸曲面爬行波寻迹方法除了对球、柱、锥等初等几何体适用外,对任意复杂的凸曲面也适用。

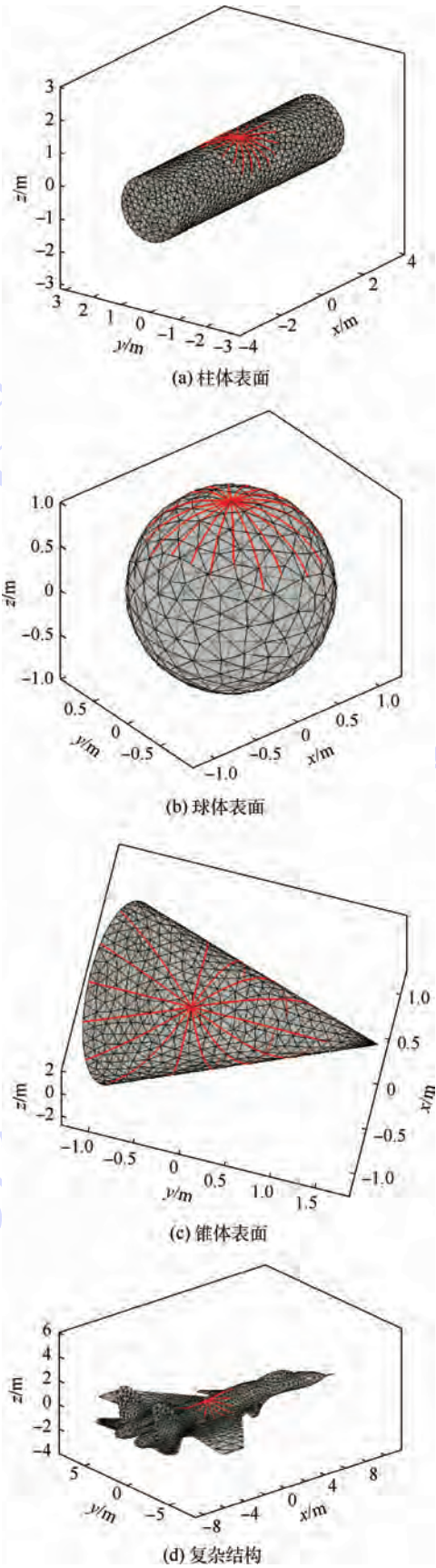


图 9 柱体表面、球体表面、锥体表面及复杂结构爬行波寻迹

Fig.9 Creeping wave tracing on cylinder surface, sphere surface, cone surface and complex structure

3.3 凸曲面寻迹方法在 UTD 中的应用

为进一步验证本文提出的爬行波射线寻迹方法的准确性,对平面波入射下柱体阴影区的场强分布进行计算。阴影区场的求解配置如图 10 所示。仿真参数如下:入射的平面波电场强度 $E = 1 \text{ V/m}$,垂直极化,圆柱体半径 $r = 1 \text{ m}$,球坐标体系下,场点观测角度为 $(-30^\circ, 30^\circ)$,场点到圆心半径 $\beta = 2 \text{ m}$ 。TM-UTD 圆柱体阴影区场强值与理论值的对比结果如图 11 所示。

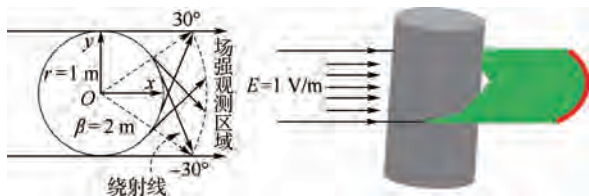


图 10 理想导体圆柱面绕射场求解配置图

Fig. 10 Configuration diagram of diffraction field solve on a perfect electric conductor cylinder surface

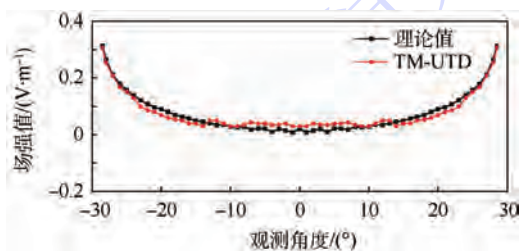


图 11 圆柱阴影区场强值对比

Fig. 11 Comparison of shadow field strength on a cylinder

圆柱体阴影区场强值的求解结果表明:基于三角网格的任意凸曲面射线寻迹算法的场强计算值与理论值能较好地吻合,这也从射线寻迹的应用层次验证了本文方法对爬行波寻迹的准确性。

4 结 论

针对工程中电大尺寸目标难以用简单解析式表达,导致高频电大尺寸求解困难的现状。本文采用工程中较易获取的网格数据,针对性提出了:①满足快速多边搜索条件的任意数值网格存储链表;②基于面积-角率加权的高精度法矢求解方法;③基于切割面自适应拟合的凸曲面爬行波寻迹方法。

并通过典型球、柱、锥、飞机上爬行波寻迹的算例,验证了:

1) 本文所提出的爬行波寻迹方法具有较高的精度和速度,寻迹偏差小于 1.61% ,1 万网格的寻迹速度约为 2.8 s 。

2) 本文算法可适用于任意数值凸曲面的射线寻迹问题。

本文算法可进一步应用于电大尺寸目标加载条件下的装机方向图和装机天线间隔离度计算,这也是下一步的研究工作。

参考文献 (References)

- [1] 苏东林,谢树果,戴飞,等.系统级电磁兼容性量化设计理论与方法[M].北京:国防工业出版社,2015:115.
SU D L, XIE S G, DAI F, et al. The theory and method of quantification design on system-level electromagnetic compatibility [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2015: 115 (in Chinese).
- [2] FU S, ZHANG Y H, HE S Y, et al. Creeping ray tracing algorithm for arbitrary NURBS surfaces based on adaptive variable step euler method[J]. International Journal of Antennas and Propagation, 2015, 2015: 604861.
- [3] JONATHAN R P, ERIC L S. Exact geodesics and shortest paths on polyhedral surfaces[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2009, 31(6): 1006-1015.
- [4] 王冰切,苏东林,张晓雷.飞机表面绕射射线的寻迹方法[J].北京航空航天大学学报,2007,33(7):785-788.
WANG B Q, SU D L, ZHANG X L. Discrete ray path tracing on aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(7): 785-788 (in Chinese).
- [5] 陈志贤,苏东林,刘焱,等.任意曲面上射线的寻迹方法[J].北京航空航天大学学报,2013,39(5):665-669.
CHEN Z X, SU D L, LIU Y, et al. Ray path tracing on discrete surface[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(5): 665-669 (in Chinese).
- [6] WANG N, DU X X, WANG Y, et al. Double diffraction and double reflection in NURBS-UTD method[J]. Microwave and Optical Technology Letters, 2013, 55(7): 1549-1553.
- [7] CHEN X, HE S Y, YU D F, et al. Geodesic computation on nurbs surfaces for UTD analysis[J]. IEEE Antennas and Wireless Propagation Letters, 2013, 12: 194-197.
- [8] WANG N, LIANG C H, YUAN H B. Calculation of pattern in UTD method based on NURBS modeling with the source on surface[J]. Microwave and Optical Technology Letters, 2007, 49(10): 2492-2498.
- [9] CHEN X, HE S Y, YU D F, et al. Ray-tracing method for creeping waves on arbitrarily shaped nonuniform rational B-splines surfaces[J]. Journal of the Optical Society of America A, 2013, 30(4): 663-670.
- [10] RUAN Y C, ZHOU X Y, JESSIE Y C, et al. The UTD analysis to EM scattering by arbitrarily convex objects using ray tracing of creeping waves on numerical meshes[C]// IEEE Antennas and Propagation Society International Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 1-4.
- [11] SURAZHISKY V, SURAZHISKY T, KIRSANOV D, et al. Fast exact and approximate geodesics on meshes[J]. ACM Transactions on Graphics, 2005, 24(3): 553-560.
- [12] FRANK W. Ray tracing with PO/PTD for RCS modeling of

- large complex objects[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2006, 54(6): 1797-1806.
- [13] PATHAK P H, BURNSIDE W D, MARHEKA R J. A uniform GTD analysis of the diffraction of electromagnetic waves by a smooth convex surface[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1980, 28(5): 631-642.
- [14] 汪茂光. 几何绕射理论[M]. 西安: 西安电子科技大学出版社, 1994: 198-210.
- WANG M G. Geometrical theory of diffraction[M]. Xi'an: Xi dian University Press, 1994: 198-210 (in Chinese).
- [15] 神会存, 周来水. 基于离散曲率计算的三角网格模型优化调整[J]. 航空学报, 2006, 27(2): 318-324.
- SHEN H C, ZHOU L S. Triangular mesh regularization based on discrete curvature estimation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(2): 318-324 (in Chinese).
- [16] MARTINEZ D, VELHO L, CARVALHO P C. Computing geodesics on triangular meshes[J]. Computers & Graphics, 2005, 29(5): 667-675.

作者简介:

李尧尧 男, 博士。主要研究方向: 系统级电磁兼容设计、电磁兼容与电磁环境。

E-mail: bravegoal@126.com

苏东林 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 电磁兼容、电磁环境效应、计算电磁学、射频微波电路与系统和新型飞行器机载共形/共用/小型化天线等。

Tel.: 010-82317224

E-mail: sdl@buaa.edu.cn

刘焱 男, 博士。主要研究方向: 系统级电磁兼容设计、电磁兼容与电磁环境。

E-mail: h10093@buaa.edu.cn

杨照 男, 博士。主要研究方向: 电磁兼容与电磁环境。

E-mail: 241172284@qq.com

Convex surface ray tracing based on adaptive cutting surface adjustment under exact normal vector

LI Yaoyao, SU Donglin*, LIU Yan, YANG Zhao

(School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Electrical large targets are difficult to be accurately and analytically expressed and thus it is difficult to use uniform geometrical theory of diffraction (UTD) method for field computation. Aimed at this problem, a novel creeping ray triangular mesh tracing (TM-tracing) algorithm for arbitrary convex surface was proposed. Based on practical engineering triangular mesh and its protocol, a net-like triangular mesh data storage list which meets the rapid multilateral search criteria was designed. A high accuracy normal vector algorithm was proposed to satisfy the tracing requirement. Then a dynamic adjustment of the arc cutting surface fitting tracing method was proposed to realize creeping wave tracing algorithm. Finally, combined with UTD, shadow field value solving algorithm was realized. Aircraft-based ray tracing results show that TM-tracing algorithm can be applied to arbitrary smooth convex surfaces including sphere, cylinder and cone. Tracing speed is 2.8 seconds and deviation is less than 1.61%. It shows that the proposed algorithm has an application value in engineering.

Key words: triangular mesh; uniform geometrical theory of diffraction (UTD); ray tracing; geodesic; creeping wave

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0807

基于模型迁移方法的高超声速飞行器建模

王浩亮, 李清东*, 任章, 赵启伦, 董希旺, 刘菲

(北京航空航天大学 飞行器控制一体化技术重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 高超声速飞行器的研发是一个小批量多批次的过程。为了降低实验成本缩短建模周期, 引入了模型迁移方法计算具有相似外形的高超声速飞行器的气动参数。首先研究了一种评价飞行器气动外形间仿射相似度的方法, 当相似度满足要求时, 可使用模型迁移方法计算新飞行器的气动参数。接着基于高超声速相似律, 使用基飞行器的气动参数对新飞行器气动参数初次迁移。当初次迁移结果不能满足建模精度要求时, 应用偏差校正的方法对迁移过程修正。最后为了消除飞行高度对高超声速流黏性的影响, 引入高超声速边界层理论迁移飞行器不同高度上的气动参数。通过对仿真结果的分析, 验证了模型迁移方法对具有相似外形的高超声速飞行器建模的有效性。

关 键 词: 高超声速飞行器; 仿射相似度; 高超声速相似律; 模型迁移; 高超声速边界层理论

中图分类号: V475.2

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2016)12-2640-08

目前主要是基于风洞试验和计算流体力学(CFD)方法相结合的方式对高超声速飞行器建模, 而高超声速飞行器的研发是一个小批量多批次的过程, 使得新飞行器的研发成本和研发周期大幅增加。常见的几种高超声速飞行器从气动构型上可以分为: 翼身组合体、升力体和乘波体; 由于飞行任务的不同, 同种构型的高超声速飞行器的气动特性趋于相似性。飞行器在预研阶段需要经过多批次的修改, 通常情况下, 新飞行器的气动数据是通过实验的方法获取的, 但是风洞试验建模是一个费时费钱的过程, 所以需要有效地利用飞行器间的相似性, 降低实验成本。

在以往的研究中, 模型迁移理论主要应用在建立过程模型上^[1-3], 它需要一个成熟的具有明确可信度的过程模型作为基模型, 当需要建立的

新过程模型与基模型具有明确相似性时, 可以使用模型迁移方法基于基模型对新过程建模。根据高超声速相似律^[4-5], 具有尖头薄体或尖头旋转体的高超声速飞行器, 当它们具有仿射相似构型时, 对应的气动参数间在特定的飞行环境下满足一定的线性关系^[4-6]; 此时可以基于模型迁移方法对飞行器建模。

以薄体尖头飞行器为主要研究对象, 首先设计了一种评价飞行器气动外形间相似度的方法, 进而基于高超声速相似律使用模型迁移方法对高超声速飞行器建模。模型迁移方法需要一个成熟并且具有明确可信度的飞行器的气动参数模型作为基模型, 对应的飞行器作为基飞行器。当需要对一个与基飞行器具有一定相似度的飞行器进行建模时, 需要通过求解2个飞行器气动外形间的线性关系, 计算相似度。当2个飞行器的相似度

收稿日期: 2015-12-07; 录用日期: 2016-03-11; 网络出版时间: 2016-04-13 15:37

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160413.1537.005.html

基金项目: 国家自然科学基金(91216304, 91116002, 61333011)

* 通讯作者: Tel.: 010-82314573-11 E-mail: liqingdong@buaa.edu.cn

引用格式: 王浩亮, 李清东, 任章, 等. 基于模型迁移方法的高超声速飞行器建模[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2640-2647. WANG H L, LI Q D, REN Z, et al. Modeling of hypersonic vehicle via model migration method [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2640-2647 (in Chinese).

满足一定指标时,可以基于高超声速相似律迁移得到新飞行器的气动参数。为了评估迁移得到的气动参数的精度,本文使用 CFD 获取部分新飞行器的气动参数与前面迁移得到的气动参数对比,当迁移得到气动参数精度满足建模要求时认为建模完成;当不满足要求时使用已有的新飞行器的气动参数对迁移过程修正。利用气动参数随高度变化的规律计算整个空域的高超声速飞行器的气动参数。最后通过仿真验证了本文给出的建模方法的有效性。

1 飞行器仿射相似度评估

飞行器气动外形间相似度评估的目的是为了验证不同飞行器间是否可以使用模型迁移方法建模。本文用到的飞行器机体坐标系以飞行器头部顶点为坐标原点 O , X 轴在飞行器对称平面内平行于飞行器的设计轴线指向机尾, Z 轴在飞行器对称平面内与 X 轴垂直并指向机体上方, Y 轴可通过右手定则确定。假设具有完整的气动参数的飞行器为基飞行器,需要计算气动参数的飞行器为新飞行器。本文用 L_{xb} 和 L_{xn} 分别无量纲基飞行器 X 轴方向上和新飞行器 X 轴方向上变量,以 L_b 和 L_n 分别无量纲基飞行器和新飞行器 Y 轴和 Z 轴方向上的变量。

对于具有仿射相似性的 2 个飞行器,将 1 个飞行器表面上任意一点通过统一的线性变换,得到的点都可以在另外 1 个飞行器表面找到,并且这种转换关系是可逆的,即

$$\begin{bmatrix} x_n \\ y_n \\ z_n \end{bmatrix} = \mathbf{A} \begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} + \mathbf{B} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ z_b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{P}_b = [x_b \ y_b \ z_b]^T$ 为基飞行器表面的点; $\mathbf{P}_n = [x_n \ y_n \ z_n]^T$ 为对应的新飞行器表面的点; 矩阵 $\mathbf{A}$ 和 $\mathbf{B}$ 为需要求解的 2 个线性常量矩阵。由于高超声速飞行器都是面对称的流线体,所以矩阵 $\mathbf{A}$ 应是一个满秩且主对角线按行占优阵。

由于飞行器都是面对称构型,并且对称面对飞行器的气动特性影响很大,所以这里先对 2 个飞行器对称平面进行线性拟合,此时式(1)变为

$$\begin{bmatrix} x_n \\ z_n \end{bmatrix} = \mathbf{A}_1 \begin{bmatrix} x_b \\ z_b \end{bmatrix} + \mathbf{B}_1 = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{13} \\ a_{31} & a_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_b \\ z_b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_1 \\ b_3 \end{bmatrix} \quad (2)$$

如图 1 所示,在基飞行器 X 轴上均匀地取

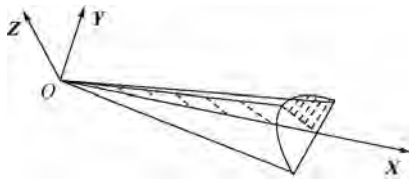


图 1 基飞行器表面取点示意图

Fig. 1 Schematic diagram of selected points on surface of base vehicle

点,经过这些点做平行于 Z 轴的直线交飞行器上下表面于 2 个点。当在 X 轴上选取 n 个点时,得基飞行器表面 $2n$ 个点。取无量纲的 $x_n = x_b$ 时,可得 $a_{11} = 1, a_{13} = b_1 = 0$,可以得到新飞行器表面对应的 $2n$ 个点。由这 $2n$ 组对应点,通过式(3)可以计算矩阵 $\mathbf{A}_1$ 和 $\mathbf{B}_1$ 中余下变量的最优解:

$$\min_{\mathbf{A}_1, \mathbf{B}_1} J = \sum_{i=1}^N \|\mathbf{P}_{ni} - \hat{\mathbf{P}}_{ni}\| \quad (3)$$

式中: $\hat{\mathbf{P}}_{ni} = \mathbf{A}_1 \mathbf{P}_{bi} + \mathbf{B}_1$; N 为参与计算的点数。此时,2 个飞行器对称面的相似度为

$$Q_1 = 1 - \sqrt{\sum_{i=1}^N \frac{\|\mathbf{P}_{ni} - \hat{\mathbf{P}}_{ni}\|^2}{N}} \quad (4)$$

沿基飞行器 X 轴上的 n 个点做平行于 Z 轴的直线相交于飞行器表面成为 n 条线段。如图 1 中飞行器尾部的线段所示,对每个线段均匀选取 n_1 个点,并经过这些点做平行于 Y 轴的直线,相交于飞行器 Y 轴正方向的表面得到 nn_1 个点。同理可以得到新飞行器表面 Y 轴正方向对应的 nn_1 个点。基于这 nn_1 组点通过式(3)计算得到矩阵 $\mathbf{A}$ 与 $\mathbf{B}$ 中的余下变量的最优解。使用式(4)计算 2 个飞行器 Y 轴方向上的相似度 Q_2 。

为了突出飞行器对称面的相似度对飞行器构型相似度的贡献度,2 个飞行器的相似度计算公式为

$$Q = Q_1 Q_2 \quad (5)$$

2 模型迁移

模型迁移的方法(PMBPS)是通过获取相似过程行为的共同点,在已建立的模型基础上,利用较少的实验数据建立和开发具有相似过程的新模型。由高超声速相似律可知:对于绕仿射相似的薄体高超声速流动,当 2 个飞行器的 γ, Ma_∞, τ 和 α/τ 分别相等时,则它们的无因次解也相等^[5,7-8](γ 为比热比, Ma_∞ 为飞行器所处远场马赫数, τ 为飞行器的相对厚度, α 为攻角)。

由高超声速相似律,可以得到本文给出的模型迁移建模方法适用于具有强仿射相似外形的高

超声速飞行器。本文用到的模型迁移方法的基本流程如图 2 所示。可以得到使用模型迁移方法要求:①有一个与新飞行器具有强仿射相似度的飞行器作为基飞行器;②基飞行器的气动参数足够反应它的气动特性,能支持新飞行器迁移建模;③能够对新飞行器做少量的实验。

只有满足以上 3 个条件时才能够使用本文给出的建模方法迁移得到新飞行器的气动模型,从而降低飞行器建模周期与实验成本。

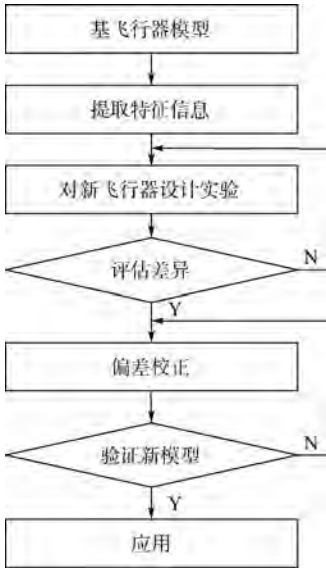


图 2 模型迁移流程
Fig.2 Flowchart of model migration

2.1 提取特征信息

研究发现无黏流的条件下,对于满足仿射相似理论的薄体飞行器的升力系数 C_L 与 τ^2 或 α^2 成正比,与马赫数的平方 Ma^2 成反比;阻力系数 C_D 与 τ^3 或 α^3 成正比,与 Ma^3 成反比^[9]。由于飞行器飞行过程中要求侧滑角保持在 0° 附近,可认为侧滑角 $\beta=0$,因此本文主要研究阻力系数和升力系数。

在无黏流的条件下,由高超声速相似律可以得到 2 个飞行器的升力系数存在如下关系:

$$\frac{C_{Lb}}{\tau_b^2} = \tau_b^{-2} f_1\left(\gamma_b, Ma_{\infty b} \tau_b, \frac{\alpha_b}{\tau_b}, K_{0b}^*\right) = \frac{C_{Ln}}{\tau_n^2} = \tau_n^{-2} f_2\left(\gamma_n, Ma_{\infty n} \tau_n, \frac{\alpha_n}{\tau_n}, K_{0n}^*\right) \quad (6)$$

式中:带下标 b 和 n 的变量分别为基飞行器和新飞行器的对应变数; τ 取对应飞行器迎风面的最大相对厚度 $\tau_{\max}$; $K_0^* = R_0 C_{X0} / (l \tau^3)$ 为反映飞行器钝头影响的相似参数^[10], R_0 为飞行器头部半径, C_{X0} 为头部引起的轴向力系数, l 为飞行器长度。同理 2 个飞行器间的阻力系数存在式(7)的

关系:

$$\frac{C_{Db}}{\tau_b^3} = \tau_b^{-3} f_3\left(\gamma_b, Ma_{\infty b} \tau_b, \frac{\alpha_b}{\tau_b}, K_{0b}^*\right) = \frac{C_{Dn}}{\tau_n^3} = \tau_n^{-3} f_4\left(\gamma_n, Ma_{\infty n} \tau_n, \frac{\alpha_n}{\tau_n}, K_{0n}^*\right) \quad (7)$$

通过式(6)和式(7)可以迁移得到新飞行器的升力系数和阻力系数。

对于高超声速飞行器,激波层与边界层的相互作用主要发生在大马赫数、小雷诺数的场合^[11],而高超声速飞行器正是主要处在这样的飞行环境中。在高超声速条件下,当气流角一定时,由黏性引起的压强系数 C_p 与雷诺数 Re 和马赫数 Ma 存在如式(8)的关系^[12-14]。

$$C_p = f_5\left(\frac{1}{\sqrt{Re_{\infty l}}}, Ma^\chi\right) \quad (8)$$

式中: χ 会因边界层与激波作用强度不同而变化; $Re_{\infty l} = \rho_\infty V_\infty l / \mu_\infty$, ρ_∞ 、 V_∞ 和 μ_∞ 分别为自由流中气体的密度、速度和黏性系数。当马赫数与气流角确定时, $1/\sqrt{Re}$ 成为唯一影响气动参数变化的量,仿真发现此时的黏性力会随 $1/\sqrt{Re}$ 呈现近似线性变化的趋势。当攻角不为零时,黏性力对升力系数和阻力系数的影响因素中增加了攻角变量。为了避免这种耦合,需要升力系数和阻力系数转化为轴向力系数和法向力系数。此时,新飞行器的气动参数 C_N 与 $1/\sqrt{Re}$ 的关系为

$$C_N = \frac{\xi}{\sqrt{Re}} + \zeta \quad (9)$$

式中: C_N 为轴向力系数和法向力系数的任一量; ξ 与 ζ 为常量。由于雷诺数与飞行器所处的高度存在对应关系,所以可根据黏性力的这种特性计算不同高度上的气动参数。

2.2 设计实验

设计实验的目的是为了评估模型迁移结果的精度,并支持部分迁移变量的计算。飞行器在不同飞行环境下所表现出来的气动性能具有很大不同,所以在设计实验时应尽量体现出新飞行器所需的飞行环境的气动参数。

由于攻角与马赫数是式(6)和式(7)迁移用到的变量,而高度对黏性力的影响很大且不能忽略,所以使用式(6)和式(7)迁移时应在相同高度条件下。在相同高度下设计实验时只需体现出高度和气流角对气动参数的影响。为了迁移获得变量高度上的气动参数,需要通过实验获得 2 个或更多高度下的气动参数来支持式(9)的计算。

2.3 评估差异

假设 2 个飞行器的比热比 γ 保持不变,而飞行器间的头部半径影响可通过修正量修正;由式(6)和式(7)可以得到 2 个具有薄体仿射相似构型的飞行器满足式(10)时,飞行器间的气动参数满足线性关系。

$$\begin{cases} \alpha_n = \alpha_b \frac{\tau_n}{\tau_b} \\ Ma_{\infty n} = Ma_{\infty b} \frac{\tau_b}{\tau_n} \end{cases} \quad (10)$$

实验得到的新飞行器的气动参数 C_n (C_n 可以是升力系数和阻力系数的任一量),在相同高度条件下通过式(10)查找对应基飞行器的气动参数 C_b ,则有

$$C_n = DC_b + d \quad (11)$$

式中: D 与 d 为常数。通过式(12)获得 2 个飞行器对应气动参数间的线性度 $R^{[1]}$

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{j=1}^m (\hat{C}_{nj} - C_{nj})^2}{\sum_{j=1}^m (\hat{C}_{nj} - \bar{C}_{nj})^2} \quad (12)$$

式中: $\bar{C}_n$ 为这些气动参数的平均值; $\hat{C}_n$ 为拟合出的气动参数; m 为参与拟合的气动参数个数。当某个部分的气动参数对线性度影响较大时,需要增加对这个部分的实验量。

2.4 偏差校正

当具有复杂气动外形的 2 个高超声速飞行器满足高超声速相似律时,依据高超声速相似律两者对应表面的压强系数依然满足比例关系,所以当忽略摩擦阻力时,2 个飞行器的气动参数间依然存在比例关系^[15-16]。但是当 τ 值不等于飞行器最大相对厚度,即迁移用到的 $\tau \leq \tau_{\max}$;此时需要重新计算 τ ,相应地气动参数之间的比例关系需要重新修正。由于高超声速飞行器的激波层较薄,这样使得边界层厚度与激波层相比不能略去,甚至还会出现整个激波层都具有黏性的情况,所以高超声速飞行器所受的黏性效应是不能被忽略的,此时 2 个飞行器气动参数间的关系式需要修正。

假设飞行器最小相对厚度设定为 $\tau_{\min}$,定义 $K = \tau_n / \tau_b$,则有 $K_{\min} = \tau_{n \min} / \tau_{b \max}$ 以及 $K_{\max} = \tau_{n \max} / \tau_{b \min}$ 。在相同高度下新飞行器的升力系数与基飞行器的升力系数间存在:

$$\begin{aligned} C_{L_n} &= f_1(Ma_{\infty n}, \alpha_n) = K^a C_{L_b} + d_L = \\ &K^a f_2(KMa_{\infty n}, K^{-1} \alpha_n) + d_L \end{aligned} \quad (13)$$

式(13)中存在 3 个未知量需要计算,可以通过求解式(14)获得 K 、 a 与 d_L 的最优解:

$$\begin{cases} \min_{K, a, d_L} J = \sum_{i=1}^m |C_{L_{bi}} - \hat{C}_{L_{bi}}| \\ 1 < a < 3, K_{\min} < K \leq K_{\max} \\ \alpha_b = \alpha_n / K \\ Ma_{\infty b} = Ma_{\infty n} K \\ \hat{C}_{L_{bi}} = (C_{L_{ni}} - d_L) / K^a \end{cases} \quad (14)$$

在相同高度下,新飞行器的阻力系数与基飞行器的阻力系数间存在如下关系:

$$\begin{aligned} C_{D_n} &= f_3(Ma_{\infty n}, \alpha_n) = K^c C_{D_b} + d_D = \\ &K^c f_4(KMa_{\infty n}, K^{-1} \alpha_n) + d_D \end{aligned} \quad (15)$$

式(15)中有 2 个未知量需要计算,可以通过求解式(16)获得 c 与 d_D 的最优解:

$$\begin{cases} \min_{c, d_D} J = \sum_{i=1}^m |C_{D_{bi}} - \hat{C}_{D_{bi}}| \quad 2 < c < 4 \\ \alpha_b = \alpha_n / K \\ Ma_{\infty b} = Ma_{\infty n} K \\ \hat{C}_{D_{bi}} = (C_{D_{ni}} - d_D) / K^c \end{cases} \quad (16)$$

飞行器气动参数随高度的变化可以通过线性拟合获得,即已知新飞行器 2 个或以上高度下的气动参数时,在相同马赫数和攻角条件下,利用式(9)可以计算得到新飞行器的气动参数在其他高度的值。当迁移完成时,可以利用实验获得的新飞行器气动参数的真实值与迁移值对比,评估迁移误差。

3 仿 真

为了验证本文给出的建模方法的正确性,本文使用文献[17]中给出的 2 种高超声速飞行器(如图 3 和图 4 所示)进行迁移仿真验证。使用 CFD 可以得到基飞行器的气动参数,使其能满足迁移新飞行器气动参数所需要的条件,并且可以对新飞行器迁移过程中需要的气动参数进行计算。

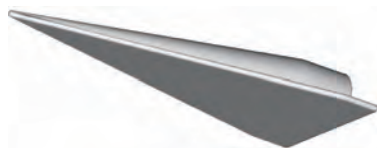


图 3 基飞行器
Fig. 3 Base vehicle



图 4 新飞行器
Fig. 4 New vehicle

计算 2 个飞行器的仿射相似度, 设定 2 个飞行器的相似度 $Q > 0.8$ 时, 2 个飞行器可以使用本文给出的建模方法, 当 2 个飞行器的 $Ma \geq 8$ 时飞行器外流场达到高超声速流。并且 2 个飞行器的参考面积都取其在攻角为零时机体在水平面的投影面积。

由于飞行器迎风面对整个飞行器的气动特性影响很大, 所以本文定义的 L_{xb} 如图 5 所示。为了保证新飞行器机尾处无量纲值与基飞行器相同, 可以计算得到 $L_{xn} = l_n L_{xb} / l_b$, 其中 l_n 与 l_b 分别为新飞行器和基飞行器机体长度。 L_b 和 L_n 分别选择对应飞行器机体的高度。分析图 3 和图 4 可得 2 个飞行器的相似度可以通过评估 2 个飞行器上表面 Y 轴正方向的相似度得到。

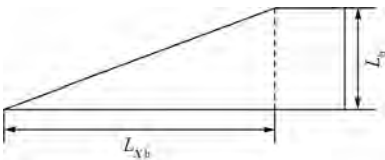


图 5 基飞行器侧视图
Fig.5 Side view of base vehicle

在基飞行器 X 轴上均匀的选取 20 个点, 使用本文给出取点方式可以得到飞行器上表面 20 组点, 此时可以通过式 (2) 和式 (3) 计算得到矩阵 A_1 和 B_1 :

$$\begin{cases} A_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0.9557 \end{bmatrix} \\ B_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0.1529 \end{bmatrix} \end{cases} \tag{17}$$

通过式 (4) 计算得到 2 个面的相似度 $Q_1 = 0.8909$ 。

取 $n_1 = 12$, 则可以得到飞行器表面 Y 轴正方向上 240 组点。通过式 (3) 可以得到矩阵 A 与 B :

$$\begin{cases} A = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0.9836 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0706 \end{bmatrix} \\ B = \begin{bmatrix} 0 \\ -0.0111 \\ 0.0388 \end{bmatrix} \end{cases} \tag{18}$$

计算可以得到飞行器 Y 轴方向的相似度 $Q_2 = 0.9209$ 。此时可以计算得到 2 个飞行器的相似度 $Q = Q_1 Q_2 = 0.8204$ 。由于 $Q > 0.8$, 所以 2 个飞行器可以进行模型迁移。由于 2 个飞行器的相似度不等于 1, 这样会对新飞行器的建模精度产生一定的影响。

通过测量 2 个飞行器的外形, 可以得到基飞

行器的 $\tau_{b,max} = 0.8333$, 新飞行器的 $\tau_{n,max} = 1.2500$ 。本文选取飞行器机体高度和长度的比值为最小相对厚度 $\tau_{b,min} = \tau_{n,min} = 0.6667$, 可以得到 $K_{max} = 1.8750$ 、 $K_{min} = 0.8000$ 。使用式 (6) 和式 (7) 可以迁移得到新飞行器高超声速流下的气动参数。

$Ma = 13$ 、 $h = 40$ km 时的升力系数和阻力系数随攻角变化的曲线如图 6 所示。此时新飞行器的气动参数是由基飞行器 $Ma = 19.5$ 时迁移得到的, 由于基飞行器的气动参数是考虑高超声速粘性效应的, 使得无黏流假设下得到的式 (6) 和式 (7) 迁移得到的新飞行器的气动参数产生较大误差, 所以需要迁移过程进行偏差修正。

本文选取的对新飞行器的特征实验点及其气动参数如表 1 所示。使用表 1 中的气动参数通过式 (13)、式 (14) 可以得到 $K = 1.4950$ 、 $a = 1.7340$ 、 $d_L = 0.0704$ 。迁移可以得到新飞行器的在 40 km 处的升力系数。马赫数为 13、高度 h 为

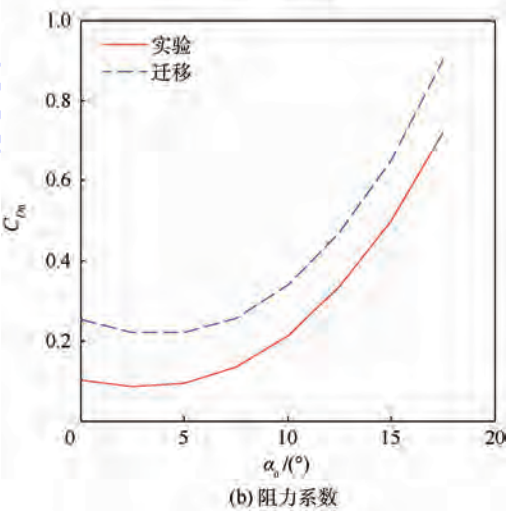
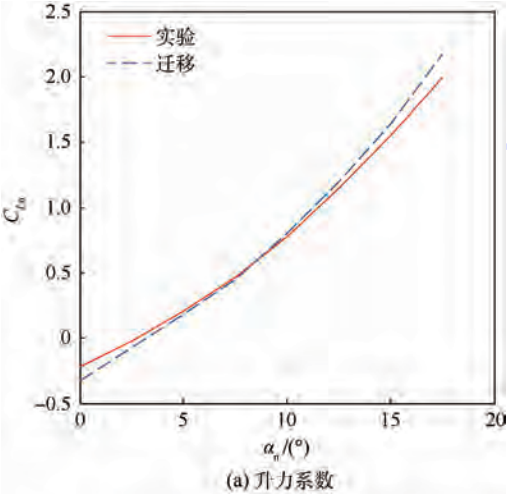


图 6 实验和模型迁移得到的新飞行器升力系数与阻力系数随攻角变化的曲线
Fig.6 Curves of lift coefficient and drag coefficient of new vehicle from experiment and model migration changing with attack angle

40 km 处的升力系数如图 7(a) 所示。此时迁移用到的是基飞行器 $Ma = 19.4356$ 时的气动参数迁移得到的。由于迁移公式得到了修正,使迁移精度进一步提高到在 $\alpha < 18^\circ$ 时最大误差控制 2% 以内。

同理使用式 (15)、式 (16) 可以得到 $c = 2.9908$ 、 $d_D = -0.1400$, 迁移可以得到 $Ma = 13$, $h = 40$ km 处的阻力系数如图 7(b) 所示。由于增加了修正参数使得迁移误差在 $\alpha < 18^\circ$ 时最大误差控制 5% 以内。由于这里迁移用到的新飞

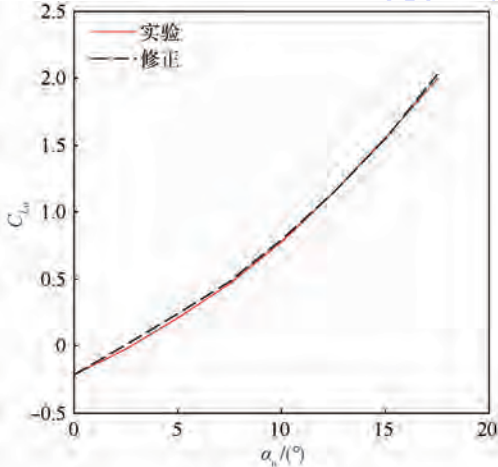
表 1 新飞行器的实验数据

Table 1 Experiment data of new vehicle

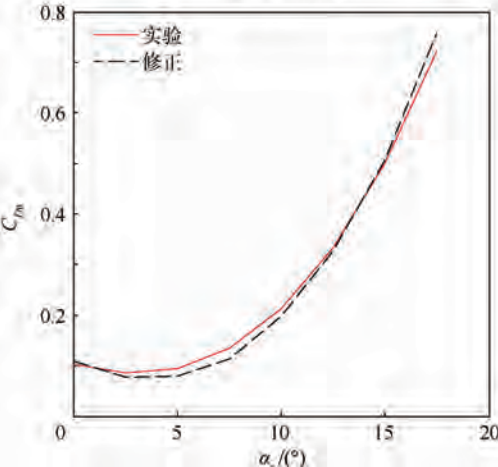
编号	$\alpha/(^\circ)$	Ma	h/km	C_{Dn}	C_{Ln}
1	0	10	40	0.107 9	-0.217 0
2	7	10	40	0.133 6	0.442 4
3	14	10	40	0.441 0	1.423 0
4	0	12	40	0.101 5	-0.219 5

行器的气动参数仅为表 1 中的 4 个特征点,如果还需要进一步提高迁移精度,可以增加新飞行器特征点的个数来实现。

为了对新飞行器高度方向建模,需要使用前面给出的建模方法获得新飞行器其他高度的气动参数。采用本文给出的建模方法对新飞行器 70 km 处建模,可以得到整个 70 km 空域中新飞行器高超声速下的气动参数。 $Ma = 13$ 、 $\alpha = 7.5^\circ$ 时不同高度下的轴向力系数 C_x 和法向力系数 C_y 如图 8 所示; $Ma = 11$ 、 $\alpha = 12^\circ$ 时不同高度下的轴向力系数和法向力系数如图 9 所示。由于这里拟合用到的气动参数是通过迁移得到的,容易造成误差的累加,使得高度上的建模误差达到了 10%。需要提高建模精度时,可以通过式 (13) 和式 (15) 迁移得到更多高度上的气动参数来拟合式 (9) 中的 2 个未知量。



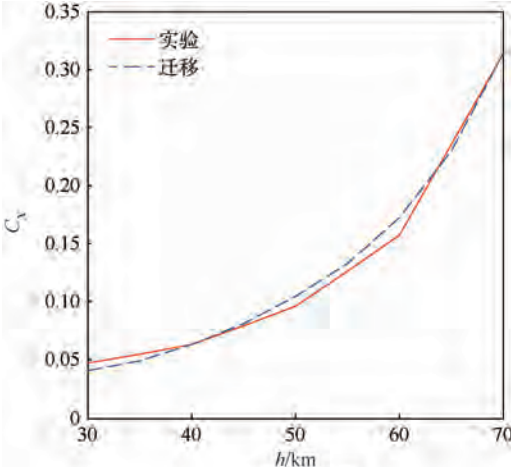
(a) 升力系数



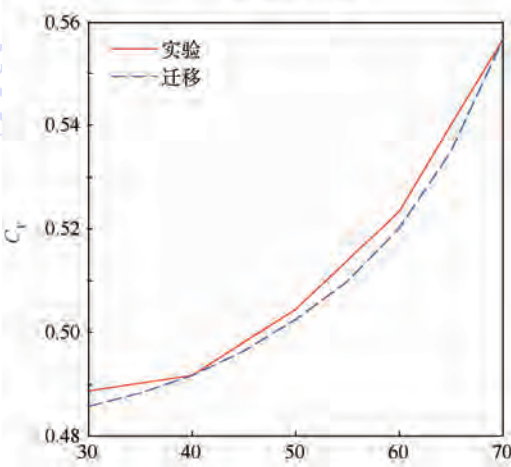
(b) 阻力系数

图 7 实验和修正得到的新飞行器升力系统与阻力系数随攻角变化的曲线

Fig. 7 Curves of lift coefficient and drag coefficient of new vehicle from experiment and offset correction changing with attack angle



(a) 轴向力系数



(b) 法向力系数

图 8 $Ma = 13$ 、 $\alpha = 7.5^\circ$ 时新飞行器气动参数随高度变化的曲线

Fig. 8 Curves of aerodynamic parameters of new vehicle changing with altitude when $Ma = 13$, $\alpha = 7.5^\circ$

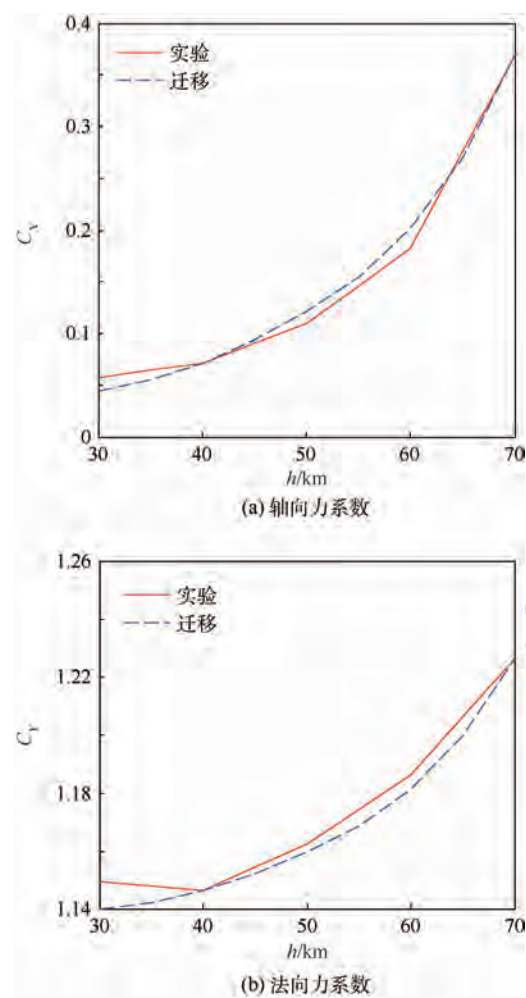


图9 $Ma=11$ 、 $\alpha=12^\circ$ 时新飞行器气动参数
随高度变化的曲线

Fig.9 Curves of aerodynamic parameters of new vehicle
changing with altitude when $Ma=11$, $\alpha=12^\circ$

4 结 论

1) 利用仿射相似理论提供了评估飞行器气动外形相似度的方法,有利于评估计算三维飞行器模型仿射相似度的值。

2) 研究了模型迁移理论在高超声速飞行器建模中的应用方法,通过充分利用不同飞行器间的相似性,能有效减少新飞行器建模过程中的实验量,从而达到减小实验成本缩短建模周期的目的。仿真表明,使用模型迁移方法对新飞行器进行建模,能取得满意的建模效果。

参考文献 (References)

[1] LU J, GAO F. Process modeling based on process similarity [J]. Industrial & Engineering Chemistry Research, 2008, 47 (6):1967-1974.

[2] LU J, YAO Y, GAO F. Model migration for development of a new process model[J]. Industrial & Engineering Chemistry Research, 2008, 48 (21) :9603-9610.

[3] LU J, GAO F. Model migration with inclusive similarity for development of a new process model[J]. Industrial & Engineering Chemistry Research, 2008, 47 (23) :9508-9516.

[4] COX R N, CRABTREE L F. Elements of hypersonic aerodynamics [M]. London: The English Universities Press LTD. , 1965:18-55.

[5] HAYES W. Hypersonic flow theory [M]. New York: Academic Press, 2012 :36-67.

[6] 瞿章华, 刘伟, 曾明, 等. 高超声速空气动力学 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2001 :40-47.

QU Z H, LIU W, ZENG M, et al. Hypersonic aerodynamics [M]. Changsha: National University of Defense Technology Publishing, 2001 :40-47 (in Chinese).

[7] NEICE S E, EHRET D M. Similarity laws for slender bodies of revolution in hypersonic flow [J]. Journal of the Aeronautical Science, 1951, 18 (8) :527-538.

[8] VANDYKE M D. The combined supersonic-hypersonic similarity rule [J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 2012, 18 (7) : 499-500.

[9] HAMAKER F M, NEICE S E, EGGERS JR A J. The similarity law for hypersonic flow about slender three-dimensional shapes: NO. NACA-TN-2443 [R]. Washington, D. C. : National Aeronautics and Space Administration Moffett Field Caames Research Center, 1951:1-22.

[10] 张涵信. 高超声速空气动力学 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1982:32-50.

ZHANG H X. Hypersonic aerodynamics [M]. Changsha: National University of Defense Technology Publishing, 1982:32-50 (in Chinese).

[11] ANDERSON J D. Hypersonic and high temperature gas dynamics [M]. New York: Mc Graw-Hill Book Company, 1989:2-12.

[12] SCHLICHTING H, GERSTEN K. Boundary-layer theory [M]. London: Springer, 2000 :23-57.

[13] MORGAN B, DURAIAMY K, NGUYEN N, et al. Flow physics and RANS modeling of oblique shock/turbulent boundary layer interaction [J]. Journal of Fluid Mechanics, 2013, 729:231-284.

[14] JAUNET V, DEBIEVE J F, DUPONT P. Length scales and time scales of a heated shock-wave/boundary-layer interaction [J]. AIAA Journal, 2014, 52 (11) :2524-2532.

[15] FEDOROV A V, MALMUTH N D. Application of similarity in hypersonic transition prediction [J]. AIAA Journal, 1995, 33 (8) :1523-1525.

[16] HERMES V, OLIVIER H. On the transformation of the angle of attack for supersonic similarity rules [J]. Journal of Aircraft, 2013, 50 (1) :302-304.

[17] 叶友达. 高空高速飞行器气动特性研究 [J]. 力学进展, 2009, 39 (4) :387-397.

YE Y D. Study on aerodynamic characteristics of high velocity vehicle flying at high altitede [J]. Advances in Mechanics, 2009, 39 (4) :387-397.

作者简介:

王浩亮 男,博士研究生。主要研究方向:高超声速建模、制导与控制。

E-mail: haoliangwang1987@ sina. cn

李清东 男,博士,硕士生导师。主要研究方向:多无人机协同制导与控制。

Tel. : 010-82314573-11

E-mail: liqingdong@ buaa. edu. cn

任章 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行器导航、制导与控制等领域应用基础理论与技术。

E-mail: renzhang@ buaa. edu. cn

Modeling of hypersonic vehicle via model migration method

WANG Hao liang, LI Qingdong^{*}, REN Zhang, ZHAO Qilun, DONG Xiwang, LIU Fei

(Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The development of hypersonic vehicle is a process of multi-product and small-batch production. In order to reduce the cost of experiments and decrease the period of the modeling of hypersonic vehicles, model migration method is used to calculate the aerodynamic parameters of the vehicles with similar shapes. First, a method for assessing the similarity degree of hypersonic vehicles is explained. If the similarity of the hypersonic vehicles is sufficient, the model migration method will be used in the modeling of the new vehicle. Then the first model migration for the new vehicle will be expatiated using the aerodynamic parameters of the base vehicle based on the hypersonic similar law. The method of offset correction will be applied if the result of the first model migration cannot meet the precision requirement. Finally, in order to eliminate the influence of hypersonic viscosity, hypersonic boundary layer theory will be used to calculate the aerodynamic parameters of different altitude. The effectiveness of the model migration in modeling the vehicles with similar shapes is verified by the simulation.

Key words: hypersonic vehicle; affine similarity; hypersonic similar law; model migration; hypersonic boundary layer theory

Received: 2015-12-07; **Accepted:** 2016-03-11; **Published online:** 2016-04-13 15:37

URL: www. cnki. net/ kems/ detail/ 11. 2625. V. 20160413. 1537. 005. html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (91216304, 91116002, 61333011)

*** Corresponding author.** Tel. : 010-82314573-11 E-mail: liqingdong@ buaa. edu. cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0815

超磁致伸缩作动器小回线动态 J-A 模型



高晓辉, 刘永光, 裴忠才*

(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: 超磁致伸缩作动器(GMA)输入输出之间存在着磁滞非线性关系,当研究其中高频输出特性时,为了降低材料自身迟滞非线性特性的影响,往往选用零点与饱和状态之间线性度较好的不饱和小回线,因此很有必要开展动态不饱和小回线数学模型的研究。首先在综合研究磁致伸缩材料(GMM)和 GMA 结构动力学特性的基础上结合安培环路定理提出以励磁电流为输入、应变为输出的动态 Jiles-Atherton (J-A) 模型,然后在引入磁滞回线特性变量的基础上得出 J-A 模型关键模型参数对其特性的影响规律,根据不饱和小回线仿真与实验波形的偏离特性提出模型参数的修正方法得到不饱和小回线动态 J-A 模型。最后,在不同频率和不同饱和幅值下通过实验验证该数学模型的正确性。

关 键 词: 超磁致伸缩作动器 (GMA); 动态; Jiles-Atherton (J-A) 模型; 小磁滞回线; 参数修正

中图分类号: V252

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2648-06

磁致伸缩材料(GMM)作为一种先进智能材料因其具有能量转换效率高、磁致伸缩应变量大、居里温度高、高频动态特性好和能量密度高等优点在很多领域得到了广泛的应用^[1-2]。目前该材料数学模型主要有基于迟滞理论通过纯数学手段描述的 Preisach 模型^[3]、神经网络磁滞模型^[4]和基于磁畴理论的 Jiles-Atherton (J-A) 模型^[5]、自由能模型^[6] 4 种方式。J-A 模型是据磁化机理建立起来的数学模型,能够较好地反映材料的迟滞特性,物理思想清晰,相对较稳定、准确,而且磁滞回线特性与模型参数紧密相关,因此得到了广泛的应用和发展^[7-8]。GMM 作为一种典型的铁磁性材料输入输出之间存在明显的迟滞非线性,并且易受温度、压力等环境因素的干扰,Ladjimi^[9]和 Nouicer^[10]等通过对 J-A 模型参数修正得到了吻合性较强的模型,这就大大增强 J-A 模型的可拓

展性和适应性。当 GMM 工作在不饱和小回线区域时,采用经典 J-A 模型常常会出现不对称及不饱和的现象^[11],采用经典的 J-A 模型仿真和实验数据会存在一定的偏差^[12-14],这就为开展超磁致伸缩作动器(GMA)非线性动力学行为特性及控制策略的研究带来极大的障碍。因此,本文针对不饱和小回线采用模型参数修正的方法,在改进 J-A 动态模型的基础上通过分析仿真与实验波形之间的偏离特性建立了动态小回线数学模型,并通过实验验证该模型的正确性。

1 GMA 结构及工作原理

GMA 的结构如图 1 所示,其工作原理为 GMM 棒在励磁线圈产生动态驱动磁场的作用下产生伸缩位移,通过输出杆驱动其他装置运动。由于 GMM 自身的性能特点需要通过预压弹簧施

收稿日期: 2015-12-09; 录用日期: 2016-03-25; 网络出版时间: 2016-05-03 16:47

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160503.1647.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(11272026)

* 通讯作者: Tel.: 010-82339730 E-mail: peize@buaa.edu.cn

引用格式: 高晓辉, 刘永光, 裴忠才. 超磁致伸缩作动器小回线动态 J-A 模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2648-2653. GAO X H, LIU Y G, PEI Z C. Minor loop dynamic Jiles-Atherton model in giant magnetostrictive actuator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2648-2653 (in Chinese).

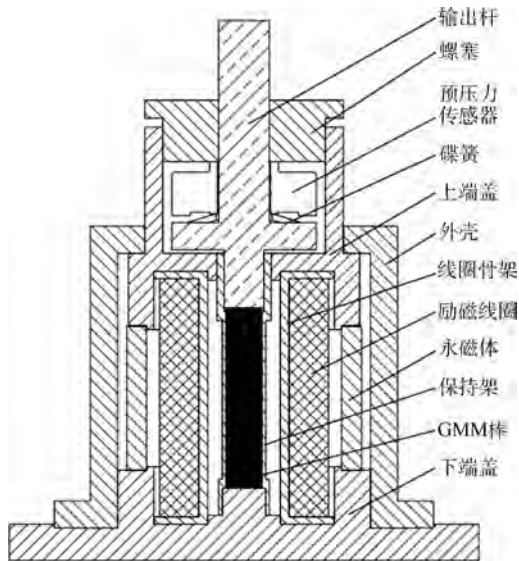


图 1 GMA 工作原理

Fig. 1 Working principle of GMA

加预应力来提高其磁致伸缩系数。采用环形外套式永磁体产生偏置磁场,一方面可以消除 GMM 自身的“倍频”特性实现双向位移输出,尽可能利用材料磁滞回线偏置磁场附近线性度较好的区域,降低材料自身非线性因素的影响,另一方面可提供较大的偏置磁场,能耗低、发热量小。在研究其中高频输出特性时,材料及结构的惯性、刚度和阻尼对位移输出产生一定的影响。

2 GMA J-A 建模

2.1 J-A 动态磁滞模型

J-A 模型是基于铁磁材料的磁畴理论建立起来描述材料内部特性的数学模型,认为材料中非磁性夹杂、晶界和内应力等牵制点的存在使畴壁取代的磁化过程受阻而导致磁滞。因此,将磁畴运动分为可逆和不可逆畴移和畴转运动,将磁化强度可分为可逆磁化强度和不可逆磁化强度^[15]。

$$M = M_{\text{rev}} + M_{\text{irr}} \quad (1)$$

$$M_{\text{rev}} = c(M_{\text{an}} - M_{\text{irr}}) \quad (2)$$

$$M_{\text{irr}} = (M - cM_{\text{an}})/(1 - c) \quad (3)$$

式中: M 为磁化强度; M_{rev} 为可逆磁化强度; M_{irr} 为不可逆磁化强度; c 为可逆损耗系数; M_{an} 为无磁滞磁化强度。采用改进的 Langevin 等式拟合各向同性材料得到无磁滞磁化曲线^[16]。

$$M_{\text{an}} = M_s \left(\coth \frac{H + \alpha M_{\text{an}}}{a} - \frac{a}{H + \alpha M_{\text{an}}} \right) \quad (4)$$

式中: M_s 为饱和磁化强度; H 为磁场强度; a 为无磁滞磁化强度形状参数; α 为磁畴内部耦合的平均场参数。

Bertotti 损耗统计理论^[17]认为铁磁性材料的能量损耗主要是由磁滞损耗 $E_{\text{hysteresis}}$ 、涡流损耗

E_{eddy} 和异常损耗 $E_{\text{anomalous}}$ 三部分组成,因此在动态环境下 J-A 模型的能量守恒方程为

$$\begin{aligned} \mu_0 \int M dH_e &= \mu_0 \int M_{\text{an}} dH_e - E_{\text{hysteresis}} - E_{\text{eddy}} - E_{\text{anomalous}} = \\ &= \mu_0 \int M_{\text{an}} dH_e - \mu_0 k \delta (1 - c) \int \frac{dM_{\text{irr}}}{dH_e} dH_e - \\ &= \int k_1 \mu_0 \left(\frac{dM}{dt} \right)^2 dt - \int k_2 \mu_0 \left(\frac{dM}{dt} \right)^{\frac{3}{2}} dt \end{aligned} \quad (5)$$

式中: μ_0 为真空磁导系统; k 为不可逆损耗系数; k_1 为涡流损耗因子; k_2 为异常损耗因子; H_e 为有效磁场强度; δ 为方向系数;当 $dH/dt > 0$ 时 $\delta = 1$, 当 $dH/dt < 0$ 时 $\delta = -1$ 。

涡流损耗是由于材料的涡流效应而产生的损耗,在假设 GMM 磁化均匀且不考虑集肤效应时,根据 Maxwell 方程 $\nabla \times E = -dB/dt$ 可以求解得到涡流损耗方程式(6)^[16]。异常损耗是指由于磁畴的往复磁化而消耗的能量,文献[7]对其进行了修正得到单位体积内的瞬间能量损耗(见式(7))。

$$\frac{dE_{\text{eddy}}}{dt} = k_1 \left(\frac{dM}{dt} \right)^2 \quad (6)$$

$$\frac{dE_{\text{anomalous}}}{dt} = \mu_0 k_2 \left| \frac{dM}{dt} \right|^{\frac{3}{2}} \quad (7)$$

将恒等式 $dM = (dM/dH_e) dH_e$ 代入式(5)并对公式两端进行微分可得

$$\begin{aligned} M &= M_{\text{an}} - k \delta (1 - c) \frac{dM_{\text{irr}}}{dH_e} - \\ &= k_1 \frac{dM}{dt} \cdot \frac{dM}{dH_e} - k_2 \left| \frac{dM}{dt} \right|^{\frac{1}{2}} \frac{dM}{dH_e} \end{aligned} \quad (8)$$

GMA 在中高频工作时,激励磁场的动态输入导致 GMM 棒处于快速伸缩状态,其输出特性受材料自身惯性、刚度和阻尼的影响较大。因此,本文在考虑材料自身特性的基础上结合 GMA 非线性动力学方程建立以励磁电流为输入、应变为输出的磁滞非线性动态模型。

将 GMA 看作是一个轴向单自由度弹性阻尼系统,根据 GMA 的工作原理可以得到等效力学模型如图 2 所示。当偏置磁场为 H_{bias} ,预压力为 $\sigma_0 A$ 时,在材料输出应变^[18]的基础上结合 GMA 牛顿第二定律建立了包含自身质量、刚度和阻尼的输出应变 ε 为

$$\begin{aligned} \varepsilon &= \frac{\sigma}{E} + \frac{\lambda_s}{2} \tanh \left(\frac{2\sigma}{\sigma_s} \right) + \frac{\left(2 - \tanh \left(\frac{2\sigma}{\sigma_s} \right) \right) \lambda_s}{2M_s^2} M^2 - \\ &= \frac{C_D}{E} \dot{\varepsilon} - \frac{M_M}{3E} \ddot{\varepsilon} \end{aligned} \quad (9)$$

式中: E 为 GMM 棒的弹性模量; C_D 为 GMM 棒 Kelvin-Voigt 阻尼系数; M_M 为 GMM 棒质量,根据

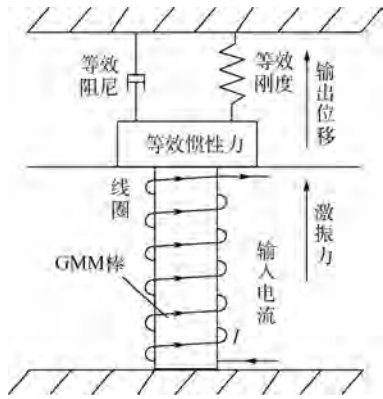


图2 GMA 等效力学模型

Fig.2 Equivalent mechanical model of GMA

GMA 的动能拉格朗日函数可知 GMM 棒的等效质量为其自身的 $1/3$ ^[19]; λ_s 为饱和磁致伸缩系数; σ_s 为饱和预压应力; σ 为 GMM 材料受到的压应力,其定义为

$$\sigma = \sigma_0 + \sigma_{load} + \sigma_{spr}$$
 (10)

式中: σ_0 为预压应力; σ_{load} 为负载产生的压应力; $\sigma_{spr} = k_{spr}\epsilon$ 为弹性应变 ϵ 产生的应力, k_{spr} 为 GMA 的等效刚度。

根据安培环路定理同时考虑漏磁的影响^[20],当偏置磁场为 H_{bias} 时,则驱动磁场强度 H 为

$$H = H_{bias} + k_{coil}I$$
 (11)

式中: k_{coil} 为励磁线圈产生的磁场系数。

因此联合式(1)~式(11)可以得到 GMA 的动态 J-A 模型。

2.2 模型参数特性分析

为了研究 J-A 模型参数对 GMA 磁滞回线特性的影响规律,本文引入初始斜率、斜率、饱和斜率、最大输出应变、最小输出应变和回线面积 6 个参量作为磁滞回线特征参数(如图 3 所示),以 J-A 模型中某一参数为变量,其余参数不变来研究该参数对磁滞回线特征参数的影响规律。

由 J-A 动态模型中各个参数的物理意义可知,无磁滞磁化强度形状参数 a ,磁畴内部耦合的平均场参数 α ,可逆损耗系数 c 和不可逆损耗系

数 k 与磁滞回线的形状特性紧密相关,而且在不同工作环境下对 J-A 模型的改进也主要是对这 4 个参数进行修正^[12-14],因此可得到各个参数对磁滞回线的影响规律如图 4 所示。

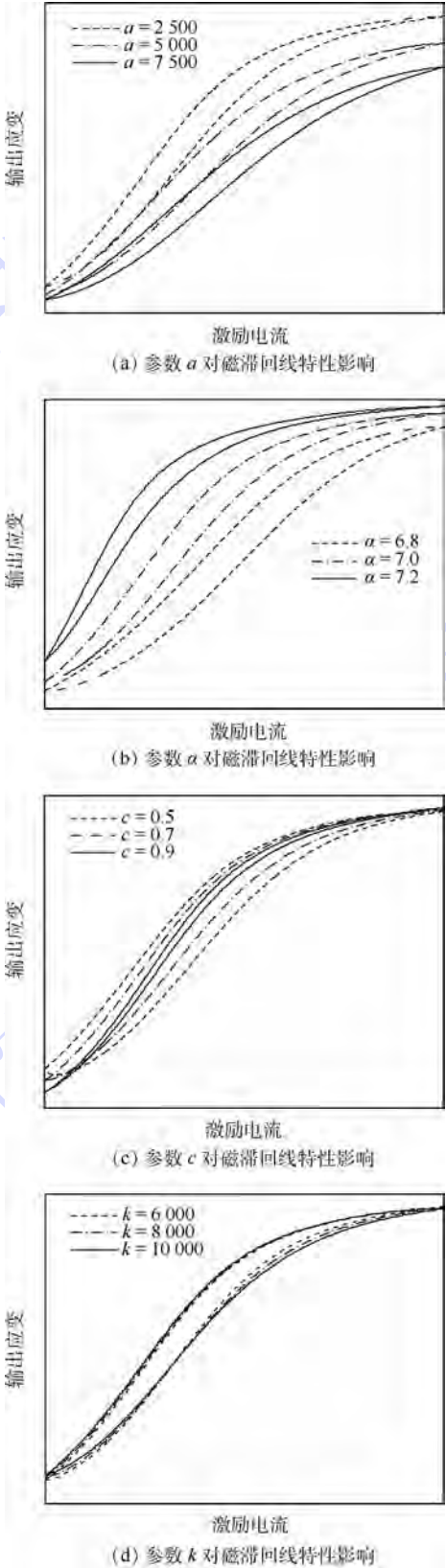


图4 J-A 模型参数对磁滞回线特性影响

Fig.4 Influence of J-A model parameters on hysteresis loop properties

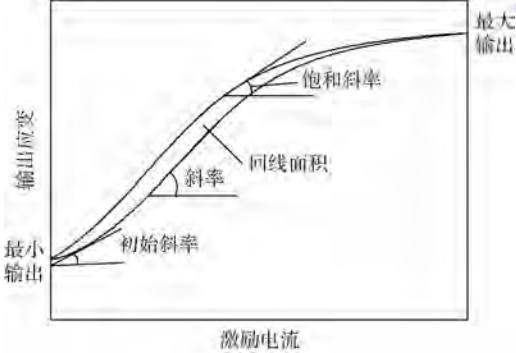


图3 磁滞回线特征参数

Fig.3 Characteristic parameters of hysteresis loop

由图 4 可以得出 J-A 模型参数对磁滞回线特征参数的影响规律,如表 1 所示。从表 1 中可以得到如下结论:参数 a 明显的与初始斜率、斜率、饱和斜率、最大输出和最小输出成反比,对回线面积的影响不大;参数 α 与初始斜率、斜率、最大输出和最小输出成正比,与回线面积成反比,对饱和斜率的影响不大;参数 c 可显著地改变回线面积并与其成反比,与初始斜率和斜率成正比,与最小输出和回线面积成反比,对饱和斜率和最大输出的影响不大;参数 k 与最小输出和初始斜率成正比,与饱和斜率成反比,对斜率、最大输出和回线面积影响不大。

表 1 J-A 模型参数对磁滞回线特征参数的影响规律

Table 1 Influencing laws of J-A model parameters on hysteresis loop characteristic parameters

参数	初始斜率	斜率	饱和斜率	最大输出	最小输出	回线面积
$a \uparrow$	$\downarrow$	$\downarrow$	$\downarrow$	$\downarrow$	$\downarrow$	—
$\alpha \uparrow$	$\uparrow$	$\uparrow$	—	$\uparrow$	$\uparrow$	$\downarrow$
$c \uparrow$	$\uparrow$	$\uparrow$	—	—	$\downarrow$	$\downarrow$
$k \uparrow$	$\uparrow$	—	$\downarrow$	—	$\uparrow$	—

注: $\uparrow$ 表示该变量增大; $\downarrow$ 表示该变量减小; — 表示该变量保持基本不变的状态。

2.3 不饱和小回线模型参数修正

从图 5 可以看出,当 J-A 模型用来仿真不饱和小回线时与实现数据存在严重的失真。从其磁滞回线特性分析可知,实验数据波形相对于仿真数据波形初始斜率、斜率、最大输出变大,最小输出和回线面积变小,饱和斜率基本上没有变化。

根据 J-A 模型参数的性能特点及其对磁滞回线特性的影响规律并结合不饱和小回线模型中仿真和实验波形存在的差异特性,通过对 J-A 模型中参数 a 、 α 、 c 和 k 进行修正可以得到不饱和小回线 J-A 模型。

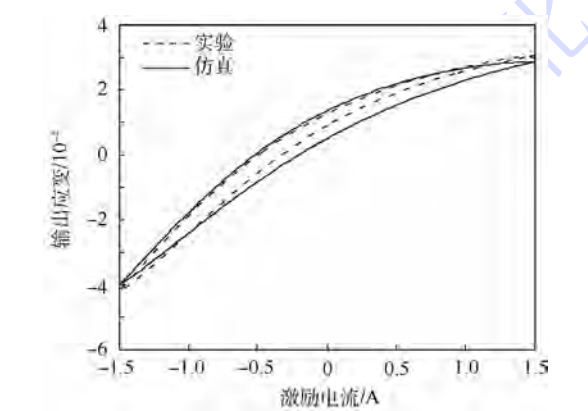


图 5 J-A 小回线实验与仿真波形

Fig. 5 J-A minor loop experiment and simulation waveform

$$\begin{cases} a_{\text{minor}} = ae^{\gamma_a(\lambda_s - \lambda_m)} \\ \alpha_{\text{minor}} = \alpha e^{\gamma_\alpha(\lambda_s - \lambda_m)} \\ c_{\text{minor}} = ce^{\gamma_c(\lambda_s - \lambda_m)} \\ k_{\text{minor}} = ke^{\gamma_k(\lambda_s - \lambda_m)} \end{cases} \quad (12)$$

式中: γ_a 、 γ_α 、 γ_c 和 γ_k 分别为 a 、 α 、 c 和 k 的局部修正系数; k_{minor} 、 a_{minor} 、 c_{minor} 和 α_{minor} 为小回线修正后参数; λ_m 为小回线的最大磁致伸缩系数。

由式(12)可知,当 $\lambda_m = \lambda_s$ 时,不饱和小回线的模型参数和饱和模型参数相同。由图 5 实验与仿真波形对比可知初始斜率、斜率、饱和斜率、最大输出增大,最小输出和回线面积减小。由表 1 可知,增大初始斜率、斜率、饱和斜率和最大输出可以通过减小 a 、 k 增大 α 、 c 实现,减小最小输出可以通过增大 c 减小 k 来实现,减小回线面积可以通过增大 α 和 c 来实现。因此,通过增大 α 和 c ,减小 a 和 k 对模型进行修正得到小回线 J-A 模型。

3 实验验证

GMA 实验台主要是由 GMA、激光位移传感器以及测控实验台组成(如图 6 所示),采用 RTX 为下位机、LabWindows 为上位机的测控系统,采样周期为 1 ms。选用日本电子技研工业(DENSHIGIKEN)株式会社生产的 V100-MS 激光位移传感器,可实现对位移、速度以及加速度的实时监测,位移测量精度高达 $5 \mu\text{m/V}$ 。选用桂林风得控公司生产的 ISF20DA250 电流伺服驱动器,可实现电流反馈闭环控制,驱动频率高达 15 kHz,幅值可达 10 A。首先通过旋转螺塞压缩碟簧将初始预压力调整为 6 MPa,工作台附近应保持安静的工

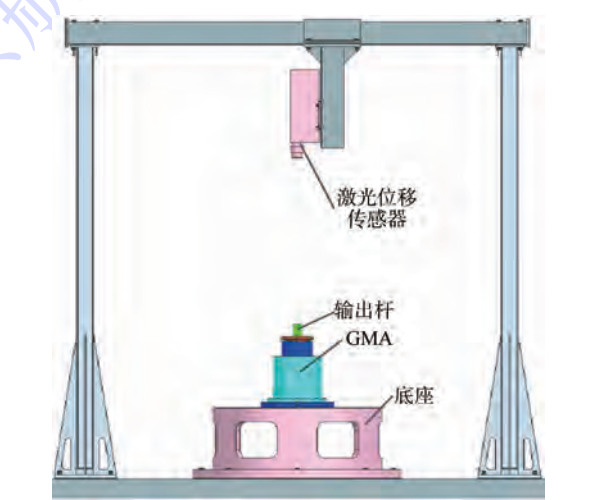


图 6 GMA 实验台

Fig. 6 GMA test bed

作环境,防止周边的环境噪声对信号采集产生干扰。一切准备就绪之后给电流伺服驱动器下发激励电流幅值为 2 A、频率为 10 Hz 的正弦信号指令,同时利用激光位移传感器采集 GMA 输出位移,并将采集信号记录保存。此组测试完成之后需将 GMM 棒取出放置在无磁环境中静置 2 h 方可重新进行实验,此组实验需重复 3 次取平均值方可得到激励电流幅值为 2 A、频率为 10 Hz 时 GMA 输出位移波形曲线。J-A 模型修正前后与实验波对比波形和磁滞回线特征参数分别如图 7 和表 2 所示,由此可以看出修正后模型磁滞回线的特征参数与实验数据比较接近,大大优于修正前模型,从而证明了该小回线模型的正确性。

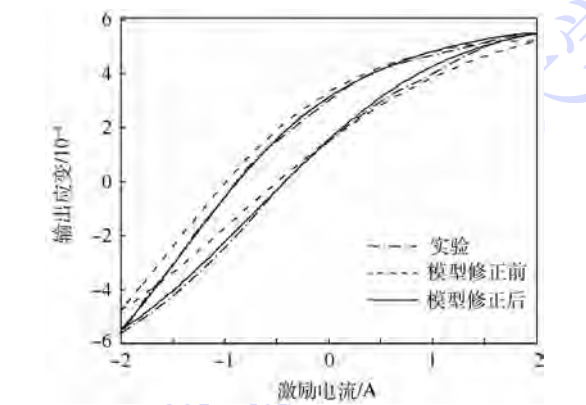


图 7 J-A 模型修正前后和实验对比

Fig. 7 Comparison between J-A model before and after modification and experiment loop

表 2 J-A 模型修正前后和实验磁滞回线特征参数
Table 2 Characteristic parameters of J-A model before and after modification and experiment hysteresis loop

参数	数值		
	实验	模型修正前	模型修正后
初始斜率/(10 ⁻⁴ A ⁻¹)	2.08	1.00	2.00
斜率/(10 ⁻⁴ A ⁻¹)	3.4	2.8	3.4
饱和斜率/(10 ⁻⁴ A ⁻¹)	1.0	0.7	1.0
最大输出应变/10 ⁻⁴	5.2	4.7	5.2
最小输出应变/10 ⁻⁴	-5.54	-5.4	-5.5

4 结 论

- 1) 在综合考虑 GMA 材料和结构动力学特性的基础上结合安培环路定理提出以励磁电流为输入、应变为输出的动态 J-A 模型。
- 2) 引入磁滞回线特性参数得出 J-A 模型参数对磁滞回线特性影响规律。
- 3) 根据不饱和小回线仿真与实验波形的偏离特性,通过增大参数 α 、 c 减小参数 a 、 k 来实现对 J-A 模型修正得到不饱和小回线动态 J-A 模型。

参考文献 (References)

[1] GORAN E. Handbook of giant magnetostrictive materials[M]. Sa Diego:Academic Press,2000:1-13.

[2] OHMATA K,ZAIKE M,KOH T. Three-link arm type vibration control device using magnetostrictive actuators[J]. Journal of Alloys and Compounds,1997,258(1):74-78.

[3] TALEBIA S,HOJJA Y,GHODSI M. A combined Preisach-hyperbolic tangent model for magnetic hysteresis of Terfenol-D[J]. Journal of Magnetism and Magnetic Materials,2015,396:38-47.

[4] 孙英. 超磁致伸缩致动器的神经网络控制与动态模型及实验研究[D]. 天津:河北工业大学,2007:26-45.

SUN Y. Neural network control and dynamic model as well as experiment for giant magnetostrictive actuator[D]. Tianjin:Hebei University of Technology,2007:26-45(in Chinese).

[5] SABLİK M J,JILES D C. Coupled magnetoelastic theory of magnetic and magnetostrictive hysteresis[J]. IEEE Transactions on Magnetics,1993,29(3):2113-2123.

[6] 田春. 超磁致伸缩执行器的本征非线性研究及其补偿控制[D]. 上海:上海交通大学,2007:18-32.

TIAN C. Research and compensation control on constitutive nonlinear of giant magnetostrictive actuators[J]. Shanghai:Shanghai Jiao Tong University,2007:18-32(in Chinese).

[7] DU R,ROBERTSON P. Dynamic Jiles-Atherton model for determining the magnetic power loss at high frequency in permanent magnet machines[J]. IEEE Transactions on Magnetics,2014,51(6):1-10.

[8] JILES D C,THOELKE J B. Theory of ferromagnetic hysteresis: Determination of model parameters from experimental hysteresis loops[J]. IEEE Transactions on Magnetics,1989,25(5):3928-3930.

[9] LADJIMI O,SIXDENIER F,MORAL L. Temperature dependent extension of the Jiles-Atherton model:Study of the variation of microstructural hysteresis parameters[J]. IEEE Transactions on Magnetics,2012,48(10):2567-2572.

[10] NOUICER A,NOUICER E,FELIACH M. A neural network for incorporating the thermal effect on the magnetic hysteresis of the 3F3 material using the Jiles-Atherton model[J]. Journal of Magnetism and Magnetic Materials,2015,373:240-243.

[11] IZYDORCZYK J. A new algorithm for extraction of parameters of Jiles and Atherton hysteresis model[J]. IEEE Transactions on Magnetics,2006,42(10):3132-3134.

[12] HAMIMID M,MIMOUNE S,FELIACHI M. Minor hysteresis loops model based on exponential parameters scaling of the modified Jiles-Atherton model[J]. Physica B:Condensed Matter,2012,407(13):2438-2441.

[13] CHWASTEK K. Modelling offset minor hysteresis loops with the modified Jiles-Atherton description[J]. Journal of Physics D-Applied Physics,2009,42(16):1-5.

[14] 李超,徐启峰. J-A 模型误差修正和温度特性仿真[J]. 电工技术学报,2014,29(9):232-238.

LI C,XU Q F. Error modification and temperature simulation of J-A model[J]. Transactions of China Electrotechnical Society,

- 2014,29(9):232-238(in Chinese).
- [15] JILES D C,ATHERTON D L. Theory of ferromagnetic hysteresis[J]. Journal of Applied Physics,1984,55(6):2115-2120.
- [16] JILES D C. Frequency dependence of hysteresis curves in conducting magnetic materials[J]. Journal of Applied Physics, 1994,76(10):5849-5855.
- [17] BERTOTTI G. Physical interpretation of eddy current losses in ferromagnetic materials[J]. Journal of Applied Physics,1985, 57(6):2110-2126.
- [18] ZHENG X J,LIU X E. A nonlinear constitutive model for Terfenol-D rods[J]. Journal of Applied Physics,2005,97(5):1-8.
- [19] STORN R,PRICE K. Differential evolution-a simple and efficient heuristic for global optimization over continuous space [J]. Journal of Global Optimization,1997,11(4):341-359.
- [20] 贾振元,王晓煜,王福吉. 超磁致伸缩执行器的动力学参数及磁滞模型参数的辨识方法[J]. 机械工程学报,2007,43(10):9-13.
- JIA Z Y, WANG X Y, WANG F J. Identification method of giant magnetostrictive actuator dynamics and model parameters[J].

Chinese Journal of Mechanical Engineering,2007,43(10):9-13(in Chinese).

作者简介:

高晓辉 男,博士研究生。主要研究方向:智能材料作动器、非线性控制及伺服控制。

Tel.: 010-82339790

E-mail: hgaoxiaohui@126.com

刘永光 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:智能材料作动器、非线性控制流体传动控制及伺服控制。

Tel.: 010-82338870

E-mail: lyg@buaa.edu.cn

裴忠才 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:流体传动及控制、机电控制及机器人。

Tel.: 010-82339730

E-mail: peizc@buaa.edu.cn

Minor loop dynamic Jiles-Atherton model in giant magnetostrictive actuator

GAO Xiaohui, LIU Yongguang, PEI Zhongcai*

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

Abstract: Hysteresis nonlinear relationship between input and output exists in giant magnetostrictive actuator (GMA). In order to lower hysteresis nonlinearity of material, minor hysteresis loops are often applied when the high frequency characteristics are studied. Therefore, it is very important to research the mathematic model of minor hysteresis loops. First, the dynamic hysteresis model is established combining Ampere circuital theorem with giant magnetostrictive material (GMM) and structural dynamic characteristic of GMA, which regards exciting current as input variable and strain as output variable. Then, the laws between model parameters and hysteresis loop characteristic are achieved by simulation and minor hysteresis loop dynamic Jiles-Atherton (J-A) model is proposed through modifying the model parameters according to the error characteristic between simulation and experiment waveform. Finally, the mathematic model is proved at different frequencies and exciting currents by experiment.

Key words: giant magnetostrictive actuator (GMA); dynamic; Jiles-Atherton(J-A) model; minor hysteresis loop; parameter modification

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0818

带螺旋静叶诱导轮的气蚀性能

李欣¹, 李家文^{1,*}, 王珏², 刘中祥³

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076;

3. 北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 为了分析带螺旋静叶诱导轮的内部流动规律, 利用计算流体力学(CFD)方法对带螺旋静叶诱导轮进行了仿真计算, 研究了其扬程特性和气蚀性能。结果显示, 安装螺旋静叶后, 使诱导轮的扬程得到很大提升, 但是因为螺旋静叶流道中回流较强, 增大了回流损失, 导致效率下降。随着诱导轮入口压力降低, 带螺旋静叶诱导轮的气蚀区域受离心力作用, 沿径向发展, 由于堵塞螺旋静叶流道, 推迟了诱导轮流道的堵塞时间, 从而使诱导轮的气蚀性能得到改善。

关 键 词: 诱导轮; 螺旋静叶; 扬程; 回流; 气蚀性能

中图分类号: V434⁺.212; TH311

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2654-08

随着人类航天活动日益增多, 对液体火箭的经济性和可靠性提出了更高的要求。在离心泵前安装高性能的诱导轮, 不仅可以避免离心泵发生气蚀, 缩小其尺寸, 还可以减轻涡轮泵和推进剂贮箱的结构质量, 从而减轻火箭的体积和重量, 提高火箭的经济性和可靠性^[1]。

由于诱导轮入口压力低, 流道中常常会发生气蚀, 进而诱发一系列气蚀不稳定现象, 如旋转气蚀^[2-4]、交替叶片气蚀^[5]和气蚀喘振^[6]等, 这些气蚀不稳定现象如果不加以抑制, 会降低液体火箭发动机的性能, 严重的甚至会导致发射失败^[7-10]。

针对气蚀不稳定现象, 国外开展了大量的实验研究。1997年, Hashimoto等^[11]通过对LE-7发动机的涡轮泵进行研究, 发现改变诱导轮入口壳体形状, 能够抑制旋转气蚀的发生。2001年, Yoshida等^[12]通过交替切割四叶片诱导轮前缘的

方式成功抑制了旋转气蚀。2007年, Choi等^[13]研究了J型槽对诱导轮性能的影响, 发现J型槽能够显著提高诱导轮的抽吸性能, 并且改善低流量下诱导轮的气蚀性能。2013年, Watanabe等^[14]在前人的基础上, 通过试验进一步研究了在入口加装非对称障碍板后的诱导轮气蚀性能。国内针对诱导轮气蚀不稳定现象的研究较少, 而且主要通过数值模拟方法研究诱导轮的内部流动与性能, 以及与离心泵的流动匹配。2009年, 陈晖等^[15]通过数值模拟诱导轮二维叶栅中的非定常流动, 研究了旋转气蚀, 并对其机理进行了分析。2012年, 郭晓梅等^[16]选择了5种短叶片位置不同的诱导轮, 研究了长短叶片位置对离心泵气蚀性能的影响。2013年, 唐飞等^[17]利用计算流体力学(CFD)方法分析了阶梯壳体和叶片打孔对诱导轮气蚀性能的影响。

俄罗斯的 Анкудинов^[18]在民用泵上提出

收稿日期: 2015-12-17; 录用日期: 2016-03-11; 网络出版时间: 2016-04-12 17:29

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160412.1729.002.html

基金项目: 高超声速冲压发动机技术重点实验室资助项目

* 通讯作者: Tel.: 010-82338529 E-mail: lijiawen@buaa.edu.cn

引用格式: 李欣, 李家文, 王珏, 等. 带螺旋静叶诱导轮的气蚀性能[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2654-2661.

LI X, LI J W, WANG J, et al. Cavitation performance of inducer with helical static blades[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2654-2661 (in Chinese).

在壳体上增加螺旋静叶来提高泵的扬程。为了分析带螺旋静叶诱导轮的内部流动规律,本文利用 CFD 方法对带螺旋静叶诱导轮进行了仿真计算,研究了该诱导轮的扬程特性和气蚀性能,并且与原诱导轮进行了比较。

1 研究对象

本文研究的带螺旋静叶诱导轮的结构如图 1 所示。诱导轮为等螺距诱导轮,螺旋静叶固定在外围壳体上,其螺距与诱导轮螺距相等,方向与诱导轮相反。图 2 为其平面展开图。诱导轮为一个民用诱导轮,设计流量 $Q = 33 \text{ L/s}$,扬程 $H = 6.5 \text{ m}$,转速 $n = 1500 \text{ r/min}$ 。诱导轮和螺旋静叶的具体参数见表 1 和表 2。

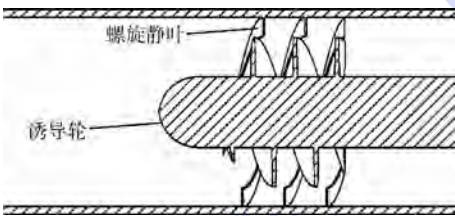


图 1 带螺旋静叶诱导轮结构
Fig.1 Structure of inducer with helical static blades



图 2 带螺旋静叶诱导轮平面展开图
Fig.2 Planar cascade for inducer with helical static blades

表 1 诱导轮主要参数				
Table 1 Main parameters of inducer				
参数	外径/mm	叶片数	螺距/mm	轮毂直径/mm
数值	188.6	3	160	89.8

表 2 螺旋静叶主要参数				
Table 2 Main parameters of helical static blades				
参数	内径/mm	叶片数	螺距/mm	外径/mm
数值	192.6	3	160	240

2 数值模拟

诱导轮流道区域采用对复杂边界适应性强的非结构化四面体网格进行划分,对于叶片吸力面前缘、叶尖间隙等需要关注的局部,用尺寸函数进行网格加密处理,计算网格数约为 178 万,计算区域及网格,如图 3 所示。

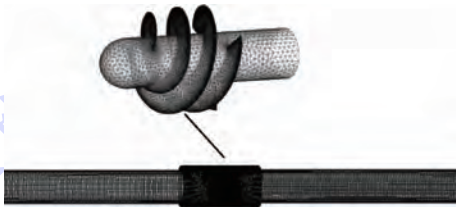


图 3 计算区域及网格
Fig.3 Computed area and calculated grids

采用雷诺时均方法 (RANS) 对诱导轮的流场进行数值模拟。采用旋转坐标系,入口边界条件为压力入口,出口边界条件为流量出口,近壁面选用标准壁面,壁面边界条件为绝热无滑移边界条件。气蚀模型为基于 Rayleigh-Plesset 方程的混合流体模型^[19]。计算时湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 双方程湍流模型。计算工质为液态水 (25°C),饱和蒸汽压为 $3\,167.2 \text{ Pa}$,气泡平均直径设为 $2 \mu\text{m}$ 。

3 计算结果与分析

3.1 CFD 计算结果与实验验证

图 4 为额定转速下数值计算结果与 Анкудинов 所做实验曲线^[18]的对比, H_{exp} 、 H_{CFD} 和 η_{CFD} 分别为带螺旋静叶的诱导轮扬程的实验值、计算结果和

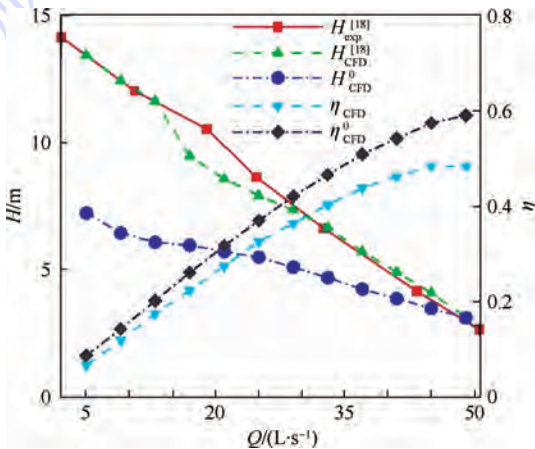


图 4 诱导轮数值计算与实验曲线对比
Fig.4 Comparison of numerical calculation and experimental curves of inducer

效率, H_{CFD}^0 和 η_{CFD}^0 分别为原诱导轮扬程和效率的计算结果。当流量低于 15 L/s 和高于 30 L/s 时, 带螺旋静叶的诱导轮的计算曲线和实验曲线基本重合, 而在流量 15 ~ 30 L/s 的范围内, 数值计算的扬程要略低于实验测量结果, 但是数值计算结果与实验结果的误差小于 10%。而在设计流量 $Q = 33$ L/s 下, 计算结果与实验结果的差值小于 1%。

3.2 带螺旋静叶诱导轮与原诱导轮的水力性能对比

诱导轮的水力性能曲线见图 4。从图中可见, 增加了螺旋静叶之后, 诱导轮的扬程显著增加。在设计流量 $Q = 33$ L/s 时, 诱导轮的扬程提升 42%。随着流量减小, 因为安装螺旋静叶而提升的扬程也逐渐增大。但是, 安装螺旋静叶后, 效率比原诱导轮降低。在设计流量 $Q = 33$ L/s 时, 安装螺旋静叶后, 诱导轮的效率降低 13.5%。

诱导轮叶片上的压力 (P_s) 分布见图 5 和图 6。通过比较发现, 增加螺旋静叶后, 诱导轮的吸力面和压力面压力都显著提高。图 7 为诱导轮子午面上的轴向速度 (v) 分布和流线。对于原诱导轮, 回流主要集中在诱导轮入口前缘处, 由于入口修圆的原因, 该处存在很强的回

流涡。增加了螺旋静叶后, 回流显著增强。在螺旋静叶流道中, 以回流居多, 存在很强的回流涡, 流场区域显得不稳定。

为了进一步分析螺旋静叶中的流动, 在螺旋静叶流动入口、中间流道和出口 3 个轴向位置处取了 3 个截面, 其绝对速度矢量 $|v|$ 如图 8 所示。从图中可以看出, 3 个截面都存在明显的回流。回流区域紧靠外壁面, 并且入口速度绝对值大于出口速度绝对值, 即入口回流强于出口回流。

图 9 为诱导轮的扭矩对比图, T_{CFD} 和 T_{CFD}^0 分别为带螺旋静叶的诱导轮和原诱导轮扭矩的计算结果。安装螺旋静叶后, 使诱导轮扭矩增大, 动叶做功增加, 诱导轮扬程上升。从图中可以看出, 安装螺旋静叶后, 随着流量减小, 扭矩增加幅度越大。但是从图 7 和图 8 可以看出, 由于回流作用较强, 使诱导轮总体损失增加, 导致诱导轮的效率下降。在设计流量 $Q = 33$ L/s 时, 扭矩增大 63.9%, 效率减小 13.5%, 扭矩增加的幅度要大于效率降低的幅度, 故安装螺旋静叶后诱导轮的做功能力是增大的。

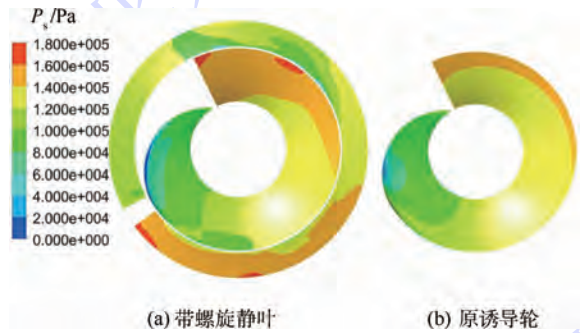


图 5 诱导轮吸力面静压对比

Fig. 5 Comparison of static pressure on suction blade of inducer

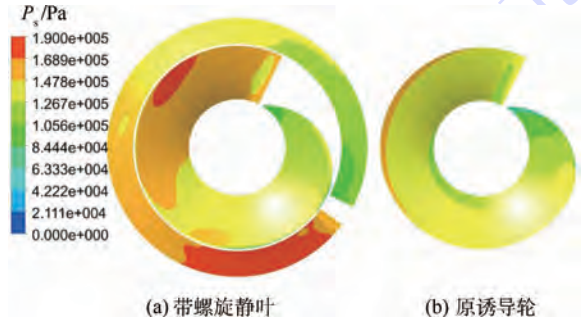


图 6 诱导轮压力面静压对比

Fig. 6 Comparison of static pressure on pressure blade of inducer

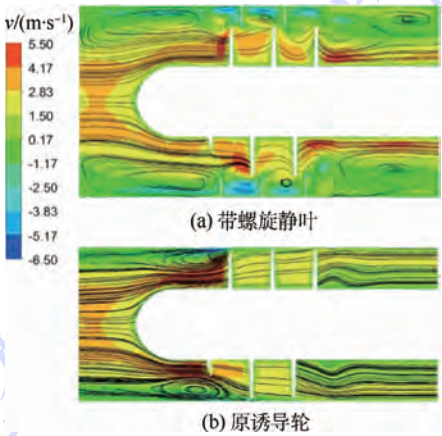


图 7 诱导轮子午面轴向速度分布和流线

Fig. 7 Axial velocity distribution and streamline in meridional plane of inducer

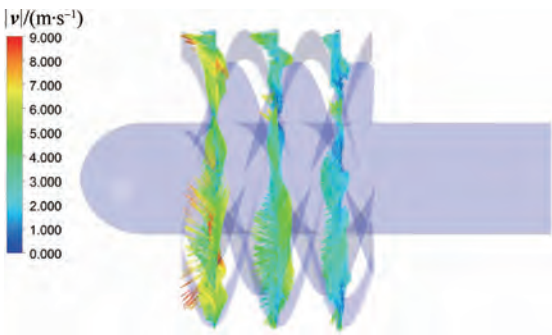


图 8 螺旋静叶流道内的速度矢量

Fig. 8 Velocity vector in helical static blade channel

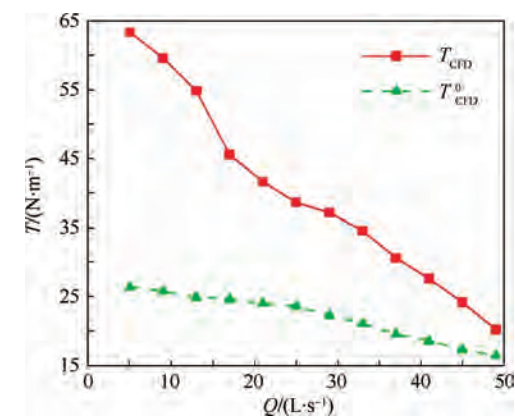


图 9 诱导轮扭矩对比图

Fig. 9 Comparison of torque for inducer

3.3 气蚀计算网格无关性验证

针对诱导轮气蚀性能计算,选取了 3 种不同数量的网格进行网格无关性验证。表 3 为气蚀余量 $NPSH = 5.70\text{ m}$ 时不同网格数预测的诱导轮扬程。从表 3 中可以看出,随着网格数增多,扬程逐渐减小,当网格数从 178 万增加到 200 万时,扬程已经基本不变。图 10 为 $NPSH = 5.70\text{ m}$ 时不同网格数下诱导轮入口的静压分布 (P_s^i) 和气穴分布,气相分数 f_v 为 10%。可以看出,随着网格数增加,静压分布和气穴分布变化很小。综上所述,选取网格数 178 万的网格进行计算。

表 3 $NPSH = 5.70\text{ m}$ 时不同网格数预测的诱导轮扬程
Table 3 Head of inducer calculated by different mesh numbers at $NPSH = 5.70\text{ m}$

网格数/万	131	178	200
扬程/m	7.01	6.74	6.73

3.4 带螺旋静叶诱导轮与原诱导轮的气蚀性能对比

设计流量下的诱导轮气蚀性能曲线如图 11 所示。对于原诱导轮,气蚀余量从 6.00 m 降低到 1.69 m 的过程中,诱导轮的扬程基本没有变化。随着 $NPSH$ 低于 1.69 m ,诱导轮的扬程开始逐渐降低,并在 $NPSH$ 低于 1.09 m 时,迅速下降。以诱导轮扬程降低到 90% 的点为断裂工况点,原诱导轮的临界 $NPSH$ 为 0.89 m 。而对于安装了螺旋静叶的诱导轮,扬程比原诱导轮提高 42%,并且随 $NPSH$ 降低,扬程逐渐增加,随后才慢慢减小。当 $NPSH$ 低于 0.69 m 时,扬程开始迅速下降。并且当 $NPSH = 0.49\text{ m}$ 时,带螺旋静叶的诱导轮的扬程仍与原诱导轮非气蚀状态的扬程相等,可见,

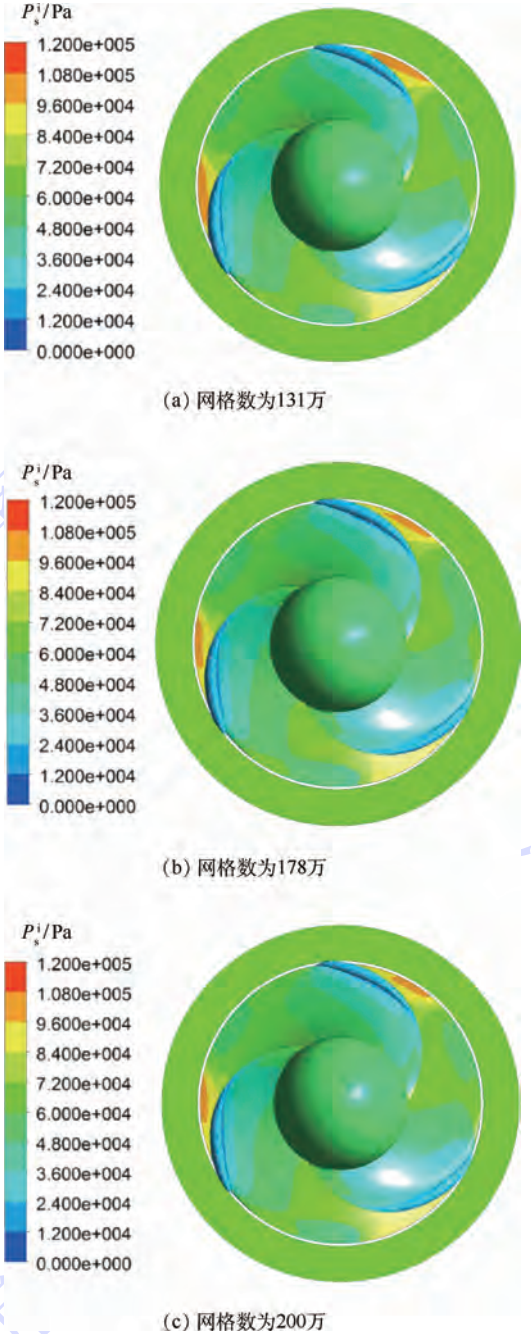


图 10 $NPSH = 5.70\text{ m}$ 时不同网格数预测的诱导轮入口的静压分布和气穴分布 ($f_v = 10\%$)
Fig. 10 Static pressure and cavitation distribution of inducer inlet calculated by different mesh numbers at $NPSH = 5.70\text{ m}$ ($f_v = 10\%$)

安装螺旋静叶之后,诱导轮不仅扬程得到提高,气蚀性能也得到改善。安装螺旋静叶后,诱导轮的临界 $NPSH$ 为 0.55 m ,比原诱导轮减小了 0.34 m 。原诱导轮的气穴分布 ($f_v = 10\%$) 随 $NPSH$ 的变化如图 12 所示。当 $NPSH$ 降低到 5.70 m 时,在诱导轮叶片吸力面前缘开始出现气穴。随着压力继续降低,气穴区域逐渐增大,并贴着外壁面向入口处延伸。当 $NPSH$ 降低到 1.09 m 时,气穴已经发展到一定程度,并且开始影响下一级叶片,从气

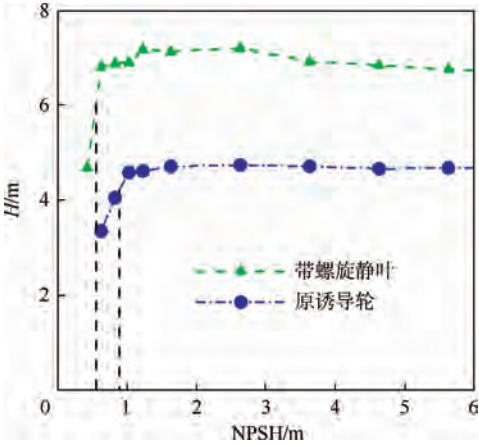


图 11 诱导轮气蚀性能对比

Fig. 11 Comparison of cavitation performance of inducer

蚀曲线上也可以看出,此时诱导轮的扬程已经开始下降。当 NPSH 降低到 0.89 m 时,诱导轮叶片吸力面前缘大部分都被气穴包围,在轮毂前缘也出现气穴,此时扬程已经开始迅速下降。当 NPSH 继续降低到 0.69 m 时,诱导轮吸力面前缘已经全部气蚀,与入口轮毂处的气穴连成了一片,堵塞了入口流道,导致扬程剧烈下降。

带螺旋静叶诱导轮的气穴分布($f_v = 10\%$)随入口压力的变化如图 13 所示。当 NPSH 降低到 5.70 m 时,与原诱导轮一样,在诱导轮吸力面前缘开始发生气蚀。随着入口压力降低,气蚀区域逐渐增大,但是与原诱导轮不同,带螺旋静叶诱导轮的气穴区域因为没有外壁面制约,是向螺旋静叶流道发展的。当 NPSH 降低到 1.09 m 时,诱导轮轮毂前缘也开始出现气穴。随着 NPSH 继续降低到 0.49 m,气穴逐渐向下游发展,在螺旋静叶流道内的气穴首先堵塞静叶流道,而诱导轮前缘虽然轮毂的气穴和叶片吸力面前缘已经连在了一起,但是诱导轮流道并没有被堵塞,因此此时带螺旋静叶诱导轮的扬程仍与原诱导轮未气蚀时的扬程相等。

在带螺旋静叶入口不同轴向位置处取 3 个截面,在不同 NPSH 下的气穴分布如图 14 所示。可以看出,没有外壁面的制约,随着 NPSH 逐渐减小,气穴从诱导轮叶片叶尖前缘开始,不断增大,然后沿径向延伸到螺旋静叶内部,最后堵塞流道,造成诱导轮扬程下降。

由此可见,带螺旋静叶诱导轮因为在外围安装螺旋静叶后,随着入口压力降低,气穴在离心力的作用下,是向径向发展的。气穴先是堵塞螺旋静叶流道,因此推迟了诱导轮自身流道的堵塞,使诱导轮的气蚀性能得到提升。

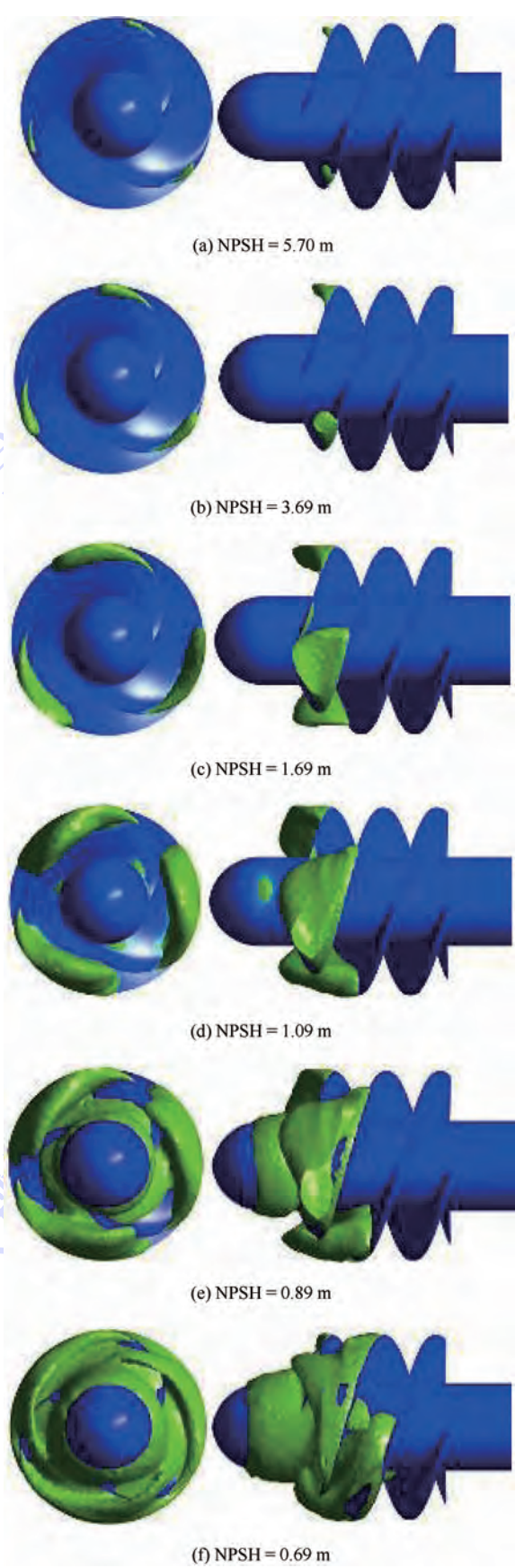


图 12 原诱导轮流道内的气穴分布 ($f_v = 10\%$)

Fig. 12 Cavitation distribution in original inducer channel ($f_v = 10\%$)

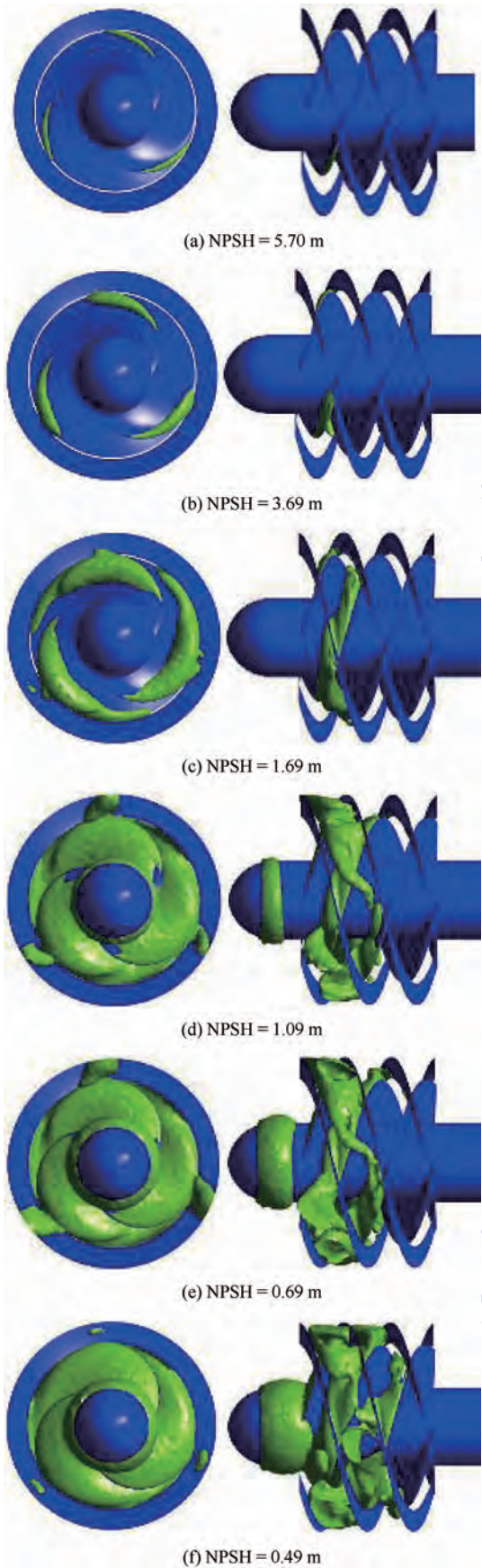


图 13 带螺旋静叶诱导轮流道内的气穴分布 ($f_v = 10\%$)
Fig. 13 Cavitation distribution in inducer channel with helical static blades ($f_v = 10\%$)

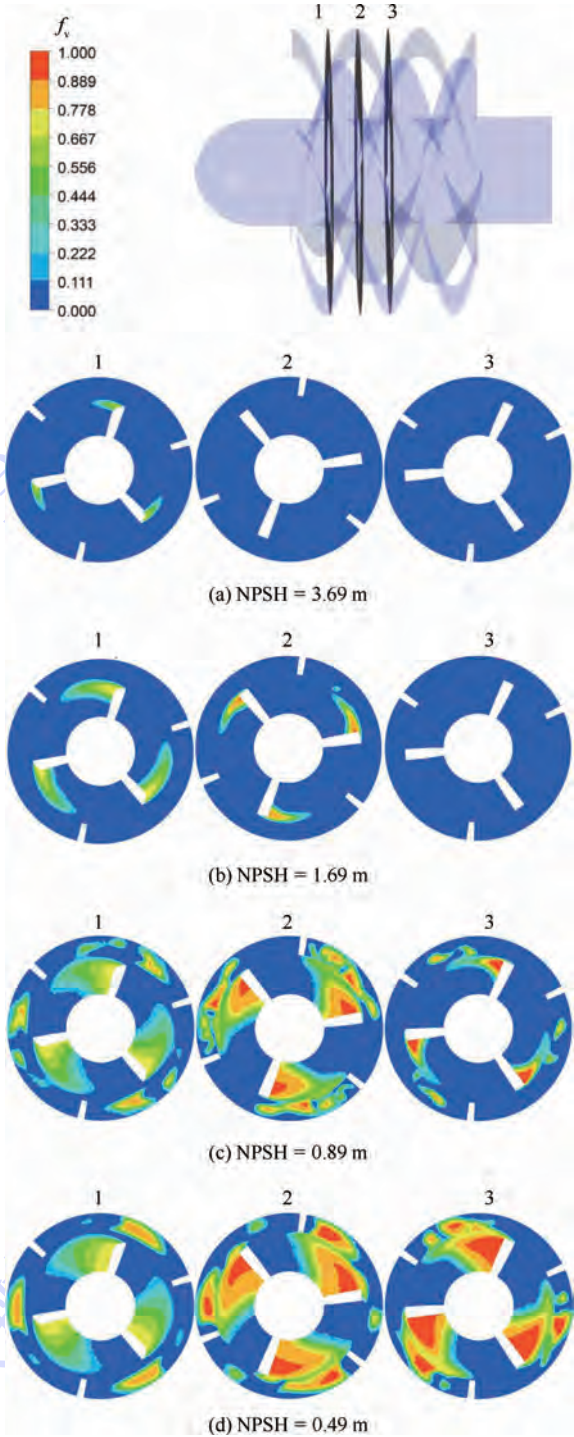


图 14 带螺旋静叶诱导轮入口 f_v 分布
Fig. 14 f_v distribution at inlet of inducer with helical static blades

4 结 论

为了研究带螺旋静叶诱导轮内部流动规律, 本文采用 CFD 方法对带螺旋静叶诱导轮进行了数值模拟, 得到以下结论:

- 1) 在螺旋静叶流道中存在强烈的回流作用, 并且入口回流作用强于出口。

2) 安装螺旋静叶后,诱导轮的扬程得到了很大的提升,但是因为回流增强,导致效率下降。在设计流量下,扬程提升 42%,效率降低 6.3%。

3) 安装螺旋静叶后,推迟了气穴堵塞诱导轮流道的时间,使诱导轮气蚀性能得到改善。

4) 本文开展的带螺旋静叶诱导轮内部数值计算对带螺旋静叶诱导轮的设计和应用有一定的参考价值,接下来将进一步深入研究螺旋静叶各参数对诱导轮扬程和气蚀性能的影响。

参考文献 (References)

- [1] 颜子初. 高性能螺旋轮设计的探讨[J]. 导弹与航天运载技术, 1998(5): 12-20.
YAN Z C. A study on the design of high-performance inducers [J]. Missiles and Space Vehicles, 1998(5): 12-20 (in Chinese).
- [2] TSUJIMOTO Y, KAMIJO K, YOSHIDA Y. A theoretical analysis of rotating cavitation in inducers[J]. Journal of Fluids Engineering, 1993, 115: 135-141.
- [3] TSUJIMOTO Y, YOSHIDA Y, MAEKAWA Y, et al. Observations of oscillating cavitation of an inducer[J]. Journal of Fluid Engineering, 1997, 119: 775-781.
- [4] HASHIMOTO T, YAMADA H, FUNATSU S, et al. Rotating cavitation in three and four-bladed inducers; AIAA-1997-3026 [R]. Reston: AIAA, 1997.
- [5] TSUJIMOTO Y. Cavitation instabilities in turbopump inducers [M] // Fluid Dynamics of Cavitation and Cavitation Turbopumps. [S. l.]: Springer Vienna, 2007, 496: 169-190.
- [6] FURUKAWA A, ISHIZAKA K, WATANABE S. Flow measurement in helical inducer and estimate of fluctuating blade force in cavitation surge phenomena[J]. JSME International Journal, 2002, 45(3): 672-677.
- [7] KAMIJO K, YOSHIDA M, TSUJIMOTO Y. Hydraulic and mechanical performance of LE-7 LOX pump inducer[J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(6): 819-826.
- [8] SHIMURA T. Geometry effects in the dynamic response of cavitating LE-7 liquid oxygen pump[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(2): 330-336.
- [9] KAMIJO K, YAMADA H, SAKAZUME N, et al. Developmental history of liquid oxygen turbopump for the LE-7 engine[J]. The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2001, 44(145): 155-163.
- [10] ZOLADZ T. Observations on rotating cavitation and cavitation surge from the development of the fastrac engine turbopump; AIAA-2000-3403 [R]. Reston: AIAA, 2000.
- [11] HASHIMOTO T, YOSHIDA M, WATANABE M, et al. Experimental study on rotating cavitation of rocket propellant pump in-

ducers[J]. Journal of Propulsion and Power, 1997, 13(4): 488-494.

- [12] YOSHIDA Y, TSUJIMOTO Y, KATAOKA D, et al. Effects of alternate leading edge cutback on unsteady cavitation in 4-blade inducers[J]. Journal of Fluids Engineering, 2001, 123(4): 762-770.
- [13] CHOI Y D, KUROKAWA J, IMAMURA H. Suppression of cavitation in inducers by J-grooves[J]. Journal of Fluids Engineering, 2007, 129: 15-22.
- [14] WATANABE S, UCHINONO Y, ISHIZAKA K, et al. Suction performance and internal flow of a 2-bladed helical inducer with inlet asymmetric plate[J]. Journal of Thermal Science, 2013, 22(5): 395-403.
- [15] 陈晖, 李斌, 张恩昭, 等. 液体火箭发动机高转速诱导轮旋转空化[J]. 推进技术, 2009, 30(4): 390-395.
CHEN H, LI B, ZHANG E Z, et al. Rotating cavitation of the high-speed rotational inducer of LPRE[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(4): 390-395 (in Chinese).
- [16] 郭晓梅, 朱祖超, 崔宝玲, 等. 诱导轮长短叶片位置对高速离心泵汽蚀性能的影响[J]. 工程热物理学报, 2012, 33(10): 1695-1698.
GUO X M, ZHU Z C, CUI B L, et al. Inducer-shot blade position influence on cavitation performance of high speed centrifugal pump[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2012, 33(10): 1695-1698 (in Chinese).
- [17] 唐飞, 李家文, 李永, 等. 提高液体火箭发动机诱导轮汽蚀性能的研究[J]. 火箭推进, 2013, 39(3): 44-49.
TANG F, LI J W, LI Y, et al. Study on improving cavitation performance of inducer for liquid rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(3): 44-49 (in Chinese).
- [18] АНКУДИНОВ А А. Расчет и проектирование предключенной осевыхревой ступени дефржежного насоса [M]. Москва: Издательство Мрту им. Н. Э. Баумана, 2005: 14-18.
- [19] KUBOTA A, KATO H, YAMAGUCHI H. A new modelling of cavitating flows: A numerical study of unsteady cavitation on a hydrofoil section[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1992, 240: 59-96.

作者简介:

李欣 男, 博士研究生。主要研究方向: 液体火箭发动机涡轮泵。

Tel.: 010-82338117

E-mail: lixin45@buaa.edu.cn

李家文 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 液体火箭发动机。

Tel.: 010-82338529

E-mail: lijiawen@buaa.edu.cn

Cavitation performance of inducer with helical static blades

LI Xin¹, LI Jiawen^{1,*}, WANG Jue², LIU Zhongxiang³

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

2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

3. Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to study internal flow pattern, the 3D flow in inducer with helical static blades is numerically computed by using the computational fluid dynamics (CFD). The suction and cavitation performance of the inducer are analyzed. The results show that the head increases with helical static blades, while the efficiency decreases resulted from the strong backflow in helical static blade channels. As the inlet pressure decreases, the cavitation develops along the radial direction, which is influenced by the centrifugal force. The choked helical static blade channels delay the appearance time of blocked inducer, so the cavitation performance of the inducer with helical static blades is improved.

Key words: inducer; helical static blade; head; backflow; cavitation performance

Received: 2015-12-17; **Accepted:** 2016-03-11; **Published online:** 2016-04-12 17:29

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160412.1729.002.html

Foundation item: Science and Technology on Scramjet Laboratory

* **Corresponding author.** Tel.: 010-82338529 E-mail: lijiawen@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0819



蜂窝壁缺失所致应力集中分析

石晓飞¹, 席平^{1,*}, 宋玉旺², 李如¹, 石晓娟³

(1. 北京航空航天大学 机械工程学院, 北京 100083; 2. 华北电力大学 能源动力与机械工程学院, 北京 102206;

3. 北京科技大学 天津学院, 天津 301830)

摘 要: 蜂窝或胞壁缺失是蜂窝夹层结构缺陷形式的一种, 由于蜂窝(壁)的缺失, 导致蜂窝芯子的连续性被破坏, 并产生应力集中。本文从蜂窝细观尺度出发, 通过数值解析与有限元模拟相结合的方式对缺陷周围胞壁正应力进行分析, 首先, 通过有限元模拟得到胞壁的拉应力结果, 结果表明, 应力集中带状区上的胞壁标准化拉应力沿横向符合近似卡方概率密度函数的分布形式; 存在一个临界位置使蜂窝壁拉应力分布曲线出现反转。其次, 对蜂窝缺陷最大拉应力处的壁内弯矩值与胞壁缺失个数的关系进行了推导。最后, 给出了预估弯曲应力的公式, 并分析了缺陷形状对预估公式参数的影响。

关 键 词: 蜂窝结构; 预埋结构; 缺陷; 应力集中; 有限元法

中图分类号: V221+.3; TB553

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2662-07

夹层复合结构的设计理念和源于 19 世纪, 最初为了寻求轻质但不失高强度、高刚度特性的板材。至今, 轻量化发展趋势使夹层板力学性能研究日趋成熟, 包括蜂窝弹性变形、弹性屈服、塑性坍塌和冲击性能^[1-3]等诸多方面。针对蜂窝芯子, 出现了包括多层级(hierarchical)蜂窝^[4]、分层(graded)蜂窝^[5]等新型结构形式, 而正六边形蜂窝夹层板是目前较为基本且常见的一种夹层结构类型。在航空航天领域, 为了使产品重量进一步减轻, 出现了基于蜂窝夹层板进行预埋的设计方法, 简单地讲, 即将传统外部大型电器件改进为高度集成的电子模块埋入芯子内部。其最早由 90 年代洛克希德马丁航天公司在进行多功能结构设计中提出^[6]。对于蜂窝夹层板而言, 预埋设计即将蜂窝芯子进行局部挖空处理, 将电子器件埋入挖空位置并进行保护加固设计。预埋结构是传统航空电子设备重量的 10% ~ 25%^[7], 使航天器设计在轻量化方面有了质的飞越。预埋设

计的关键问题首先是对挖空后蜂窝芯材的强度评估, 其次是后续如何设计预埋保护方案。而找出挖空导致的蜂窝芯子强度变化规律对于解决这 2 个关键问题具有重要意义。

蜂窝芯子挖空问题可以归结于蜂窝缺陷问题, 属于蜂窝(壁)缺失这一缺陷类型。蜂窝缺陷一般由加工工艺所致, 主要体现在其细观几何构型上, 如波状蜂窝壁、非均匀壁厚、蜂窝壁缺失或断裂、蜂窝壁错位以及蜂窝(壁)缺失等^[8]。Chen 和 Huang^[9]用解析方法研究了波状蜂窝壁加非均匀壁厚双重缺陷下的整体力学性能; Chen 等^[10]通过有限元法研究了具有孔洞缺陷以及内含填充物的蜂窝力学性能; Chen 和 Huang^[9]通过有限元法(FEM)研究了缺陷周围的应力集中分布规律, 但仅限于单排单个的蜂窝壁; Ajdari 等^[11]研究了多种缺陷下常规蜂窝和非周期 Voronoi 蜂窝的整体力学性能, 但缺少细节缺陷附近的细节分析。除正六边形蜂窝外, 其他形式含缺陷的格子(lat-

收稿日期: 2015-12-17; 录用日期: 2016-03-18; 网络出版时间: 2016-04-15 16:56

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160415.1656.006.html

* 通讯作者: Tel.: 010-82316747 E-mail: xiping@buaa.edu.cn

引用格式: 石晓飞, 席平, 宋玉旺, 等. 蜂窝壁缺失所致应力集中分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2662-2668.

SHI X F, XI P, SONG Y W, et al. Stress concentration analysis of honeycomb with missing cell walls[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2662-2668 (in Chinese).

tic)型材料也得到了解析以及有限元形式的研究^[12-15]。本文结合预埋特点,建立更具一般性和代表性的蜂窝(壁)缺失模型,采用有限元并结合解析方法对挖空部位应力集中分布规律展开研究。

1 蜂窝壁缺失分类及模型建立

研究蜂窝芯子挖空对整体强度的影响,首先要找到组成挖空部分的最小的周期性代表单元,Chen 和 Huang^[9]取长度为 h 的竖向蜂窝壁作为最小单元,研究了缺陷孔周围的最大应力与单元缺失数量 n 的关系,如图 1 所示分别为缺失 1 个单元($n=1$)以及缺失 5 个单元($n=5$)的结构示意图。但此种单元选择方式只局限于描述单排胞壁缺失形成的细长孔,而无法表达蜂窝壁大面积连续缺失形成的区域挖空。本文选取图 2 所示的由 5 个蜂窝壁组成的叉树形单元(见图 3)来代替单个蜂窝壁,不同数量的叉树形单元的组合可以方便地描述不同大小和构型的挖空区域,很好地解决了上述问题。为了便于分析和描述, x 为距离缺陷孔的水平距离,将 x 向缺失 n 个, y 向缺失 m 个代表单元的情况记为 $mynx$,如 $1y1x,1y5x$ 和 $3y7x$ 分别表示了 $m=1, n=1, m=1, n=5$ 和 $m=3, n=7$ 的单元缺失情况;另下文将图 1 所示的缺失方式简记为第 1 类缺陷,而图 2 为第 2 类缺陷。

本文基于商业有限元软件 ANSYS,采用 APDL 参数化设计语言构建含缺陷的蜂窝结构。具体方法见文献[16],本文采用 2D 模型进行分析。构建完毕的模型见图 3,蜂窝竖向壁长取 h ,斜向壁长取 l ,斜向臂倾角取 θ ,本文针对正六边形蜂窝,即 $\theta=30^\circ$,同时有 $l=h$,蜂窝宽度取 w ,蜂窝高度(垂直于 x 向和 y 向)取单位 1,厚度为 t 。每个蜂窝壁离散为 4 个二阶 Timoshenko 梁单元。施加如图 3 所示的边界条件,其中芯子一端取一个节点进行铰支约束,同侧其余节点滚动支持;另一端施加 y 向等值拉力 $P_2^* = \sigma_2^* t, \sigma_2^*$ 为完整蜂窝胞壁拉应力。

完整蜂窝在二向均匀拉伸条件下,蜂窝壁沿 y 向产生均匀拉应力 σ_2^* ;而产生缺陷后,在离缺陷最近的蜂窝壁 A 上除拉力(记 P_2^{def})增加外,弯

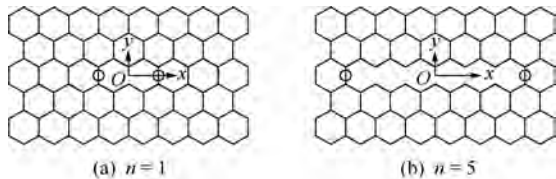
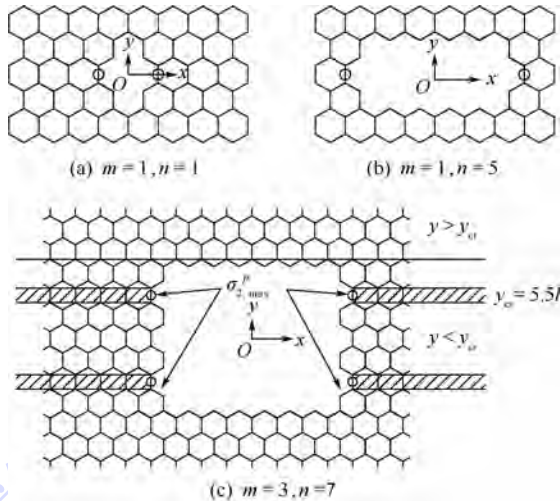


图 1 蜂窝壁单个缺失

Fig. 1 Honeycomb with missing cell walls



$\sigma_{2, \max}^p$ —缺陷蜂窝胞壁拉应力最大值; y_{cr} —临界 y 值。

图 2 蜂窝壁单元缺失

Fig. 2 Honeycomb with missing cell wall elements

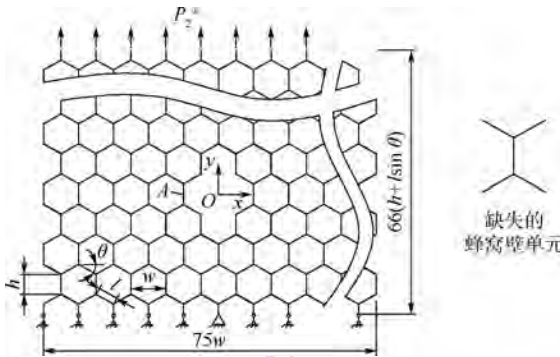


图 3 缺陷蜂窝芯子有限元模型及缺失单元

Fig. 3 Finite element model of honeycomb core with defects and corresponding missing element

矩(记 M_2^{def})同样增大。蜂窝壁截面应力 σ_2^{def} 由两部分构成:一部分是由 P_2^{def} 产生的拉应力记 σ_2^p ,另一部分是由 M_2^{def} 产生的弯曲应力记为 σ_2^M 。本文对于 σ_2^p 的计算采用有限元法,而对于 σ_2^M 的计算则采用材料力学的解析方法。

2 缺陷处拉应力带状分布规律

针对第 1 类缺陷,即单个长度为 h 的蜂窝壁连续缺失的情形,Gibson 和 Ashby^[1]以缺失数量为参数,给出了缺陷蜂窝的 σ_2^p 与完整蜂窝的 σ_2^* 之间的函数关系(式(1)),并得到 Chen 和 Ozaki^[8]的修正(式(2))。

$$\sigma_2^p = \frac{x}{\sqrt{x^2 - (nw/2)^2}} \sigma_2^* \quad (1)$$

$$\sigma_2^p = \frac{x}{\sqrt{x^2 - \left[\frac{(n+0.3)w}{2}\right]^2}} \sigma_2^* \quad (2)$$

式(1)和式(2)可用以计算图 1 所示第 1 类缺陷孔端部周围的蜂窝胞壁应力值,但其对本文所提出的第 2 类缺陷并不适用。

有限元计算获得的胞壁应力值沿 $x=0$ 呈对称分布,因此本文只讨论 $x>0$ 的情况。对于第 2 类缺陷类型,分别以 $m=1,n=4,5,8$ 为例,给出了应力集中带,即 $y=1.5l,x=3w,4w,\cdots,15w$ 的带状区的胞壁标准化拉应力的有限元计算结果,如表 1 所示,其中,标准化方法是用完整蜂窝的胞壁拉应力 σ_2^∞ 去除上述缺陷条件下得出的有限元结果 $\sigma_2^P|_x$ 。整理后发现,距缺陷孔中心 $x(x>0)$ 处的蜂窝壁上的最大拉应力 $\sigma_2^P|_x$ 与完整(未存在缺陷)蜂窝的拉应力 σ_2^∞ 存在如下关系:

$$\sigma_2^P|_x = f(x) \sigma_2^\infty \tag{3}$$

$$f(x) = \frac{k_2}{2^{\frac{k_1}{2}} \Gamma\left(\frac{k_1}{2}\right)} x^{\frac{k_1}{2}-1} e^{-\frac{x}{2}} + 1 \quad x > 0$$
$$k_1 = -0.0015n^2w^2 + 0.1747nw + 0.7598$$
$$k_2 = 0.2328n^2w^2 + 0.0787nw + 1.6465 \tag{4}$$

式中: $\Gamma\left(\frac{k_1}{2}\right)$ 为 gamma 函数; $f(x)$ 由卡方分布概率密度函数 $g(x)$ 进行函数变换得来,其定义为

$$g(x) = \frac{1}{2^{\frac{n}{2}} \Gamma\left(\frac{n}{2}\right)} x^{\frac{n}{2}-1} e^{-\frac{x}{2}} \quad x > 0 \tag{5}$$

本文将缺陷条件下的胞壁拉应力有限元结果标准化后(见表 1)绘于图 4 中,同等缺陷条件下的解析值和有限元值符合良好。另外,将另外 2 种函数形式(式(6)和式(7))的拟合精度分别在表 2 中给出。其中,式(6)为指数型通用拟合函数;式(7)则是根据式(2)推导得来的通用拟合函数。相对误差见表 2 所示。结果表明,用式(3)可以较为准确地预估缺陷应力分布,而用表达第 1 类缺陷应力分布的式(2)则会产生较大误差。

$$f(x) = k_1 e^{\frac{k_2 w}{x}} \tag{6}$$

$$f(x) = \frac{k_1 x}{\sqrt{x^2 - \left(\frac{k_2 w}{2}\right)^2}} \tag{7}$$

通过有限元计算结果,本文发现第 2 类缺失的蜂窝壁组合与应力分布有如下关系:

在 $y=\pm(m-1)/2\times 3l$ 的带状区(见图 2 中的阴影区域)上的壁内拉应力值明显高于周围蜂窝壁,最大应力值 $\sigma_{2,max}^P$ 出现在带状区内离缺陷孔最近的蜂窝壁上,例如图 2 中所圈注的蜂窝壁。

表 1 应力集中带状区的胞壁标准化拉应力有限元结果
Table 1 FEM results of normalized tensile stress of cell walls in stress concentration strip area

x/w	$\sigma_2^P/\sigma_2^\infty$		
	$n=4$	$n=5$	$n=8$
2(2.5)	1.265 7	(1.365 1)	
3(3.5)	1.252 9	(1.325 9)	
4(4.5)	1.195 1	(1.249 2)	1.628 5
5(5.5)	1.146 7	(1.188 0)	1.528 0
6(6.5)	1.112 3	(1.144 5)	1.403 9
7(7.5)	1.088 3	(1.114 1)	1.308 9
8(8.5)	1.071 5	(1.092 7)	1.241 4
9(9.5)	1.059 4	(1.077 1)	1.193 5
10(10.5)	1.050 5	(1.065 6)	1.158 9
11(11.5)	1.043 9	(1.056 9)	1.133 3
12(12.5)	1.038 9	(1.050 1)	1.114 0
13(13.5)	1.034 9	(1.044 8)	1.099 0
14			1.087 2
15			1.077 8

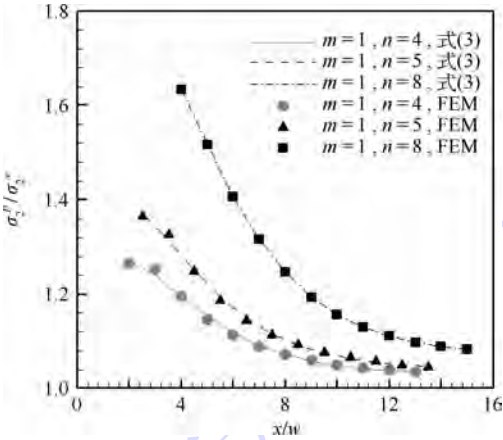


图 4 应力集中带状区胞壁标准化拉应力分布
Fig.4 Normalized tensile stress distribution of cell walls in stress concentration strip area

表 2 蜂窝壁横向拉应力值拟合残差
Table 2 Fitting error of x-directional tensile stress of cell walls

公式号	$n=4$	$n=5$	$n=8$	%
式(3)	0.04	0.07	0.19	
式(6)	0.40	0.66	1.80	
式(7)	1.98	16.10		

为了验证以上结论,此处采用图 5 加以说明。取图 2 中 $m=3,n=7$ 的缺陷条件为例,在图 5 中给出了从 $x=3.5$ 到 $x=7$ 的竖向蜂窝壁内拉应力分布。可以看出,拉应力值以 $y=0$ 呈对称分布。最大应力出现在 $y=\pm 3l$ 位置处,符合本节第 1 种结论。

图 5~图 7 所示为不同缺失单元条件下各 x 处的蜂窝壁拉应力 y 向分布。为便于比较,图中按 x/w 是否为整数分为 2 类并分别绘出。当 $m=3,n=7$ 时,比较图 5(a)和图 5(b),给定 x 值,除

包围缺陷孔的第 1 层 ($x/w = 3.5$) 和第 2 层 ($x/w = 4.5$) 蜂窝壁外,壁内拉应力随 $|y|$ 的增大逐渐递减,并在无限远处趋于稳定值 σ_2^∞ ;第 1 和第 2 层在 y 向靠近孔中心的位置 (即 $y/l = 0$ 附近) 为低应力区。但随着 y 值的增大,拉应力随 x 增加呈先增后减的趋势。存在一个临界 y 值 (y_{cr}),使得在 $y < y_{cr}$ 时, x 越大 (x 方向距离缺陷孔中心越近), 应力值越大,最小值出现在 $y/l = 1.5$ 处;而 $y > y_{cr}$ 时, x 越大,应力值反而越小,在无限远处趋于稳定值 σ_2^∞ 。其中, y_{cr} 为图 5 (a) 和图 5 (b) 所示的 4 条线的交点横坐标,且 $y_{cr} \in [5l, 5.5l]$,从图 2 可以看出,此范围之内不存在 y 向蜂窝壁。又因同一蜂窝壁的拉应力值相同,故本文以单个蜂窝壁为计数单位,因而 y_{cr} 可取 $[5l, 5.5l]$ 中的任意数值,此处取 $y_{cr} = 5.5l$ 。另外, $y/l = 5.5$ 处即为缺陷孔的上边界,若沿孔的上边界画一条线,此线是使应力分布出现上述分化的一个临界线。

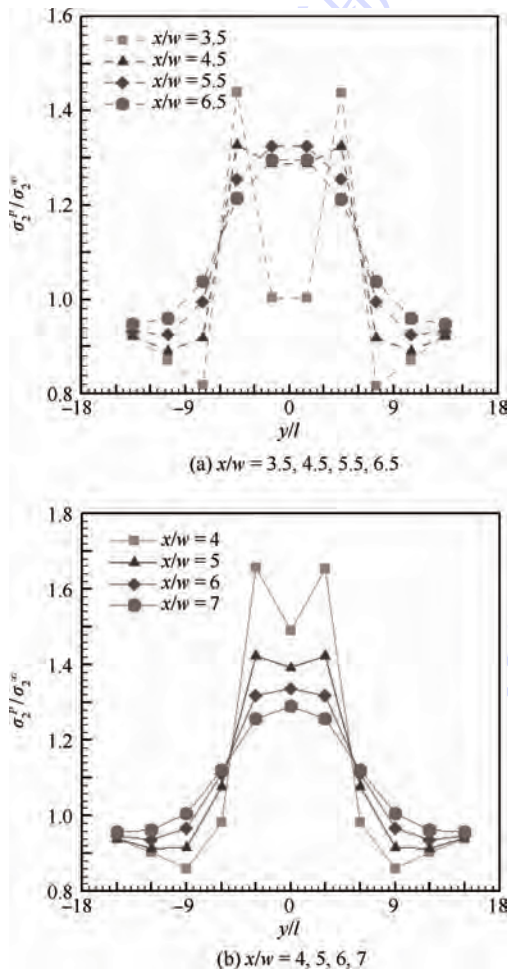


图 5 $m = 3, n = 7$ 缺陷附近竖向蜂窝壁内拉应力分布
Fig. 5 Tensile stress distribution of y -direction
honeycomb walls with defect of $m = 3, n = 7$

图 6 所示为 $m = n = 3$ 条件下的应力分布,同 $m = 3, n = 7$ 的结论类似。给定 x 值,除包围缺陷孔的第 1、第 3 层 ($x/w = 1.5, 2.5$) 和第 2、第 4 层 ($x/w = 2, 3$) 蜂窝壁外,壁内拉应力随 $|y|$ 的增大逐渐递减,并在无限远处趋于稳定值 σ_2^∞ ;第 1、第 2 层在 y 向靠近孔中心的位置 (即 $y/l = 0$ 附近) 应力较低。随着 y 值的增大,拉应力随 x 增加先增后减,出现拐点的位置在 $y = y_{cr} \in [5l, 5.5l]$,在无限远处趋于稳定值 σ_2^∞ 。

图 7 所示为 $m = 5, n = 1$ 的蜂窝壁拉应力分布, $m = 5, n = 1$ 所表示的缺陷为在蜂窝 y 向上的一个细长孔,即长轴平行于拉伸方向。此种受力状态下缺陷所导致的应力集中并不明显,在强度设计中也考虑较少,如图 7 (a) 所示。此类缺陷所受到的关注更多的在于均布拉力平行于 x 轴的受力条件,此时的蜂窝受力状态又回归到了类似于 $m = 1, n = 5$ 的情形,故此类缺陷方式下的应力分布不再赘述。

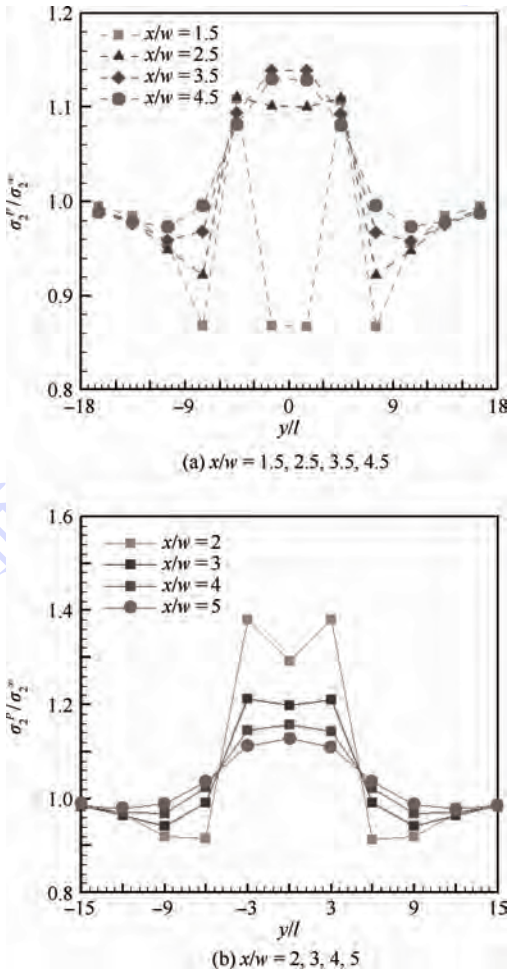


图 6 $m = 3, n = 3$ 缺陷附近竖向蜂窝壁内拉应力分布
Fig. 6 Tensile stress distribution of y -direction
honeycomb walls with defect of $m = 3, n = 3$

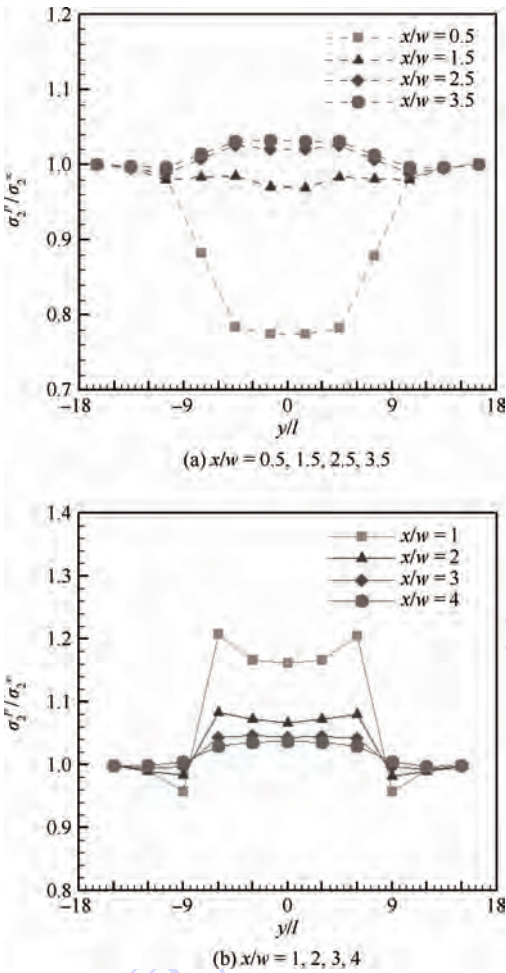


图 7 $m=5, n=1$ 缺陷附近竖向蜂窝壁内拉应力分布
Fig. 7 Tensile stress distribution of y-direction honeycomb walls with defect of $m=5, n=1$

3 缺陷处最大弯曲应力解析分析

以图 8 缺陷构形为例,最大拉应力出现在胞壁 A 上,取如图 8 所示的单元,建立图 9 所示静力分析图,根据平衡条件有

$$M^{\text{def}} \Big|_A = M^l - M^r = (P_2^l - P_2^r) l \cos \theta - (P_1^l - P_1^r) l \sin \theta - (M^{\text{ul}} - M^{\text{ur}}) \tag{8}$$

式中: $M^{\text{def}} \Big|_A$ 为单元内胞壁 A 处弯矩值; M^l 为单元内左边胞壁连接处弯矩值; M^r 为单元内右边胞壁连接处弯矩值; P_2^l 为单元内左边胞壁拉力 y 向分量; P_2^r 为单元内右边胞壁拉力 y 向分量; P_1^l 为单元内左边胞壁拉力 x 向分量; P_1^r 为单元内右边胞壁拉力 x 向分量; M^{ul} 为单元内左边胞壁外端弯矩值; M^{ur} 为单元内右边胞壁外端弯矩值。

本文根据有限元计算结果证明了第 2 类缺陷类型满足:

$$(M^l - M^r) \propto (M^{\text{ul}} - M^{\text{ur}}) \tag{9}$$

式(9)代入式(8)得

$$M^{\text{def}} \Big|_A \propto (P_2^l - P_2^r) l \cos \theta \tag{10}$$

本文采用文献[8]的方法,对 $P_2^l - P_2^r$ 进行简化处理,用 σ_2^p 进行表示,本文发现在第 2 类缺陷存在的条件下,A 处壁内弯矩大小满足式(11),与第 1 类缺陷不同。

$$M^{\text{def}} \Big|_A = \alpha \left(\frac{\partial(\sigma_2^p/\sigma_2^\infty)}{\partial x_1} \right)^{0.3} \Big|_A \cdot P_2^\infty l \cos \theta \tag{11}$$

式中: α 为系数; $\frac{\partial(\sigma_2^p/\sigma_2^\infty)}{\partial x_1} = f'(x)$,可由式(3)和式(4)得到

$$f'(x) = \frac{k_2 e^{-\frac{x}{2}}}{2^{\frac{k_1}{2}} \Gamma(\frac{k_1}{2})} \left[\left(\frac{k_1}{2} - 1 \right) x^{\frac{k_1}{2}-2} - \frac{1}{2} x^{\frac{k_1}{2}-1} \right] \tag{12}$$

通过式(11)和式(12)可以获得最大弯矩值与 n 的关系:

$$\alpha = \frac{M^{\text{def}} \Big|_A}{\left(\frac{\partial(\sigma_2^p/\sigma_2^\infty)}{\partial x_1} \right)^{0.3} \Big|_A \cdot P_2^\infty l \cos \theta} \tag{13}$$

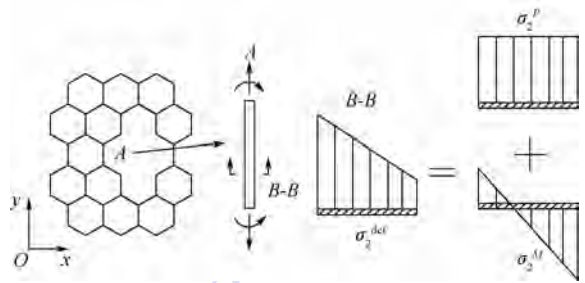
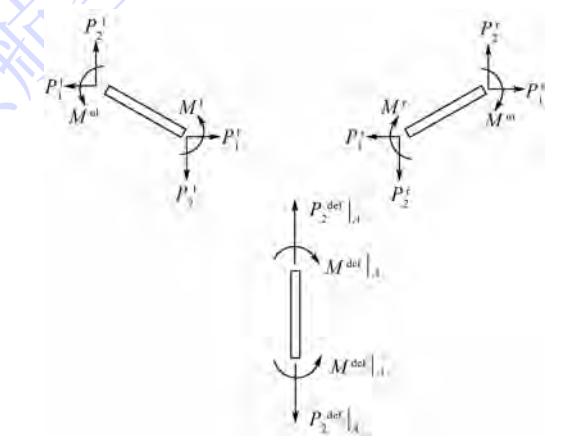


图 8 最大拉应力所在胞壁应力分解
Fig. 8 Stress decomposition on cell wall with maximum tensile stress



$P_2^{\text{def}} \Big|_A$ —蜂窝壁 A 所受 y 向拉力。
图 9 最大拉应力处蜂窝壁静力分析
Fig. 9 Static analysis of honeycomb walls with maximum tensile stress

通过图 10 可以看出,对于不同的 n 值, α 近似保持恒定,具体数值见表 3, α_0 为 $n=4$ 时的 α 。因此,对于给定的 n ,式(14)可以预估缺陷危险点处的最大弯曲应力为

$$\sigma_{2,max}^M = \frac{\alpha \frac{\partial(\sigma_2^P/\sigma_2^\infty)}{\partial x_1} \Big|_A P_2^\infty l \cos \theta}{bt^2/6} \quad (14)$$

式中: b 为蜂窝高度。 α 虽近似稳定,但仍略有波动,并随 n 增大而先减后增,在 $n=5$ 时达到最小值,这可能是由于 $n=5$ 时所构成的缺陷形状相对于其他 n 值能够在一定程度上的削弱应力集中效应,如图 11^[17]所示几种孔型应力集中,其强弱程度从上到下,从左到右依次递减,其几何尺寸更接近于图中的椭圆形孔 5,而 $n=4$ 则接近方形 4, $n>5$ 则更接近细长型孔 1、2 和 3。因此,当 $n=5$ 时,对应的弯矩值相比其他值要略小。

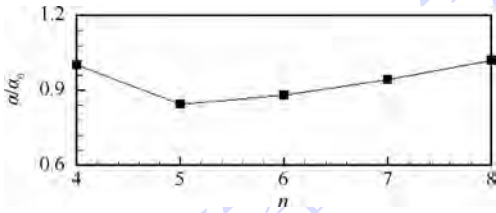


图 10 α/α_0 随 n 的变化关系

Fig. 10 Variation relationship of α/α_0 with n

表 3 不同 n 值时的 α/α_0

Table 3 Variations of α/α_0 with different n

n	4	5	6	7	8
α/α_0	1.000 0	0.844 2	0.880 0	0.943 3	1.019 8

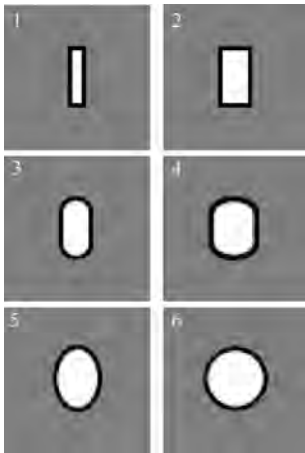


图 11 导致不同应力集中程度的 6 种缺陷类型^[17]

Fig. 11 Six different defect types of stress concentration^[17]

4 结 论

1) 本文的研究对象是以蜂窝壁缺失为缺陷类型的正六边形蜂窝结构。构建了一种新的缺失

壁单元组合来定量描述缺陷大小,并建立了缺陷蜂窝有限元模型。

2) 通过有限元与解析分析相结合的方法,本文发现缺失的蜂窝壁组合与应力分布有如下关系:在 $y = \pm (m-1)/2 \times 3l$ 的带状区上的壁内拉伸应力值明显高于周围蜂窝壁,最大应力出现在带状区内离缺陷孔最近的蜂窝壁上。

3) 对于本文所构建的缺陷类型,根据有限元计算结果,本文给出了在距离缺陷孔 $x(x>0)$ 处的蜂窝壁上的最大拉应力与完整(未存在缺陷)蜂窝的拉应力两者所存在的定量关系。

4) 由于蜂窝壁缺失,导致临近缺陷孔处的壁内产生弯曲应力,本文考察了最大弯矩值与缺陷孔大小的定量关系,并针对本文所构建的缺失单元,推导出了最大弯曲应力值预估公式,对蜂窝预埋结构强度设计起指导作用。

参考文献 (References)

[1] GIBSON L J, ASHBY M F. Cellular solids: Structure and properties [M]. 2nd ed. Cambridge: Cambridge University Press, 1997:98-135.

[2] LI Y M, HOANG M P, ABBES F, et al. Analytical homogenization for stretch and bending of honeycomb sandwich plates with skin and height effects [J]. Composite Structures, 2015, 120: 406-416.

[3] LIU P, LIU Y, ZHANG X. Internal-structure-model based simulation research of shielding properties of honeycomb sandwich panel subjected to high-velocity impact [J]. International Journal of Impact Engineering, 2015, 77: 120-133.

[4] COELHO P G, RODRIGUES H C. Hierarchical topology optimization addressing material design constraints and application to sandwich-type structures [J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2015, 52(1): 91-104.

[5] LI S Q, LI X, WANG Z H, et al. Finite element analysis of sandwich panels with stepwise graded aluminum honeycomb cores under blast loading [J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2016, 80: 1-12.

[6] BARNETT D M, RAWAL S, RUMMEL K. Multifunctional structures for advanced spacecraft [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(2): 226-230.

[7] RAWAL S P, BARNETT D M, MARTIN D E. Thermal management for multifunctional structures [J]. IEEE Transactions on Advanced Packaging, 1999, 22(3): 379-383.

[8] CHEN D H, OZAKI S. Stress concentration due to defects in a honeycomb structure [J]. Composite Structures, 2009, 89(1): 52-59.

[9] CHEN T J, HUANG J S. Creep-buckling of hexagonal honeycombs with dual imperfections [J]. Composite Structures, 2009, 89(1): 143-150.

[10] CHEN C, LU T J, FLECK N A. Effect of imperfections on the yielding of two-dimensional foams [J]. Journal of the Mechanics

- and Physics of Solid, 1999, 47(11): 2235-2272.
- [11] AJDARI A, NAYEB-HASHEMI H, CANAVAN P. Effect of defects on elastic-plastic behavior of cellular materials [J]. Materials Science and Engineering: A, 2008, 487(1): 558-567.
- [12] ZHU K, CUI X D, FANG D N. The reinforcement and defect interaction of two-dimensional lattice materials with imperfections [J]. International Journal of Solids and Structures, 2012, 49(13): 1908-1917.
- [13] CUI X D, ZHANG Y H, ZHAO H. Stress concentration in two dimensional lattices with imperfections [J]. Acta Mechanica, 2011, 216(1-4): 105-122.
- [14] LI K, GAO X L, SUBHASH G. Effects of cell shape and cell wall thickness variations on the elastic properties of two-dimensional cellular solids [J]. International Journal of Solids and Structures, 2005, 42(5): 1777-1795.
- [15] WANG A J, MCDOWELL D L. Effects of defects on in-plane properties of periodic metal honeycombs [J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2003, 45(11): 1799-1813.
- [16] 宋玉旺, 杨昌昊, 石晓飞, 等. 六边形蜂窝夹层板的参数化有限元建模方法 [J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2015, 27(1): 175-183.
- SONG Y W, YANG C H, SHI X F, et al. Parameterized finite element model of hexagon honeycombs [J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2015, 27(1): 175-183 (in Chinese).
- [17] LEYER A. Machine Design [M]. London: Blackie & Son, 1974: 89-92.

作者简介:

石晓飞 男, 博士研究生。主要研究方向: 航天器结构设计及强度仿真。

E-mail: xiaofshi@foxmail.com

席平 女, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: CAD/CAE, 航天器数字化设计。

Tel.: 010-82316747

E-mail: xiping@buaa.edu.cn

宋玉旺 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 复杂产品数字化设计方法。

E-mail: 46102492@qq.com

Stress concentration analysis of honeycomb with missing cell walls

SHI Xiaofei¹, XI Ping^{1,*}, SONG Yuwang², LI Ru¹, SHI Xiaojuan³

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. School of Energy, Power and Mechanical Engineering, North China Electric Power University, Beijing 102206, China;

3. Tianjin College, University of Science and Technology Beijing, Tianjin 301830, China)

Abstract: A kind of defect with some of the cell walls missing in a honeycomb structure causes the loss of continuum of the honeycomb, and thus results in the stress concentration around the defect tip. Combined with the finite element and the analytic methods, this paper analyzed the normal stresses distribution on the cell wall at the defect tip in meso-scale. The finite element results of the tensile stress of the cell walls are obtained first. The results shows that the x -directional stress distribution in the stress concentration strip area fits the probability distribution function of the quasi chi square distribution. There exists a band zone in which the normal stress is much higher than the rest of areas. The distribution of the normal stress of cell walls conform the in the band; there also exists a critical position at which the variation trend of distribution function inverses; secondly, the relation between moments of cell wall and the number of the missing walls is analytically researched. At last, a prediction equation of the bending stress is developed and the influence of defect shape on formula is analyzed.

Key words: honeycomb structure; embed structure; defect; stress concentration; finite element method

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0844

不同后掠角三角翼的静态地面效应数值模拟

秦云鹏, 刘沛清, 屈秋林*, 黄列伟

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 采用数值模拟的方法研究了不同后掠角三角翼的静态地面效应, 通过对气动力和流场特性的分析发现, 随着后掠角的减小, 地面对迎风面下流动的阻滞作用增强, 地效导致的迎风面气动力增量也随之增大。地效导致的背风面气动力增量同样随着后掠角的减小而增大, 但在不同的后掠角范围内, 地效诱导背风面气动力增量的机理不同: 中大后掠角下, 其主要通过增强前缘涡强度诱导更大的吸力, 而小后掠角下, 其主要通过促进前缘涡向内扩散增大吸力范围。

关 键 词: 后掠角; 三角翼; 静态地面效应; 迎风面; 前缘涡

中图分类号: V211.3; V19

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2669-07

三角翼布局广泛应用于高机动战斗机、无人战斗机以及部分超声速民航客机, 其覆盖了较大的后掠角范围。在这些飞机的起降阶段, 飞机的气动特性和周围流场会因地面的存在而不同于其高空特性^[1]。考虑到起降是飞机事故最多发的阶段, 研究不同后掠角三角翼布局的地面效应(地效)特性对确保飞行安全具有重要的现实意义, 同时对发展适合上述各类飞机的起降系统和自动起降系统具有指导意义^[2]。

目前地效的主要研究对象为附着流型的大展弦比机翼的地效, 根据流动特征其可以分为弦向地效和展向地效^[3-4], 二者已经被广泛认知。但三角翼的流场结构不同于大展弦比机翼的, 其地效属于分离流型的地效。目前有关三角翼地效的少数研究主要为飞行测力和风洞测力试验研究。

飞行测力方面, 主要通过定高度飞行和定迎角下滑飞行试验研究三角翼类布局全机的静态地效和动态地效。通过上述飞行试验方法, Schweikhard^[5]和Baker等^[6]测量了F-104、XB-70

和F5D-1的地效气动数据, Corda等^[2]测量了F-15的地效气动数据, Curry^[7]测量了F-16XL的地效气动数据, 上述气动数据显示: 三角翼布局飞机的升阻力和低头力矩随着离地高度的降低非线性单调增加; 三角翼布局在动态地效下的气动力增量要小于在静态地效下的气动力增量。由于飞行试验中的影响因素复杂, 风洞测力试验被用来验证地效飞行测力试验结果的可靠性。Chang^[8-10]和Lee^[11-12]等对缩比模型的风洞地效测力试验进一步验证了已有的地效飞行测力结果。

已有的研究表明, 地效对三角翼布局气动力的影响已经较为清楚, 但是, 上述飞行试验和风洞试验几乎没有涉及地效对流场的影响。最近, Qu等^[13]采用数值模拟的方法研究了尖前缘标准三角翼模型VFE-2在20°迎角下的静态地效, 研究发现: 由于迎风面下的流管随着离地高度的降低而扩张, 下表面的流动受到阻滞, 迎风面上的压力大幅增加; 同时, 迎风面下展向流动的间接增强了前缘涡的强度; 此外, 前缘涡的位置会整体略

收稿日期: 2015-12-22; 录用日期: 2016-03-18; 网络出版时间: 2016-05-03 16:51

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160503.1651.003.html

基金项目: 国家自然科学基金(11302015, 11272034); 航空科学基金(2015ZA51012)

* 通讯作者: Tel.: 010-82315463 E-mail: qql@buaa.edu.cn

引用格式: 秦云鹏, 刘沛清, 屈秋林, 等. 不同后掠角三角翼的静态地面效应数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2669-2675. QIN Y P, LIU P Q, QU Q L, et al. Numerical simulation to static ground effect of delta wings with different sweep angles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2669-2675 (in Chinese).

微外移,前缘涡则因为逆压梯度的增强而提前破裂。对比迎风面压力增量的积分和背风面吸力增量的积分发现,地效下气动力的增量主要来自迎风面的贡献。文献[13]不仅分析了 VFE-2 在地效下的气动特性变化,还进一步揭示了其气动力变化背后的流动机理。

显然已有的三角翼地效研究涉及了多个后掠角,但是后掠角对三角翼地效的影响规律目前尚未有系统研究。要知道不同后掠角三角翼本身在无界流场中其迎风面的势流区和背风面的涡流区就存在较大差别。为研究不同后掠角三角翼的地效,本文数值模拟了后掠角 λ 为 35° 、 45° 、 55° 、 65° 、 70° 和 75° 的平板三角翼的静态地效,并分析了其气动特性和流场特性。

1 计算方法

图 1 给出了数值模拟的斜劈尖前缘三角翼模型,其根弦长 CR 为 0.490 23 m。数值模拟来流马赫数 $Ma = 0.2$,基于平均气动弦长的雷诺数为 1.5×10^6 。由于三角翼布局的起降迎角通常在 $9^\circ \sim 15^\circ$ 之间,所以本文固定迎角为 12° ,然后观察后掠角 λ 对三角翼地效的影响。离地高度 H 定义为三角翼尾缘到地面的距离,计算离地高度包括了 H/CR 为 0.1、0.2、0.4、0.6、1.0 和 10,其中 $H/CR = 10$ 代表了无界流场。

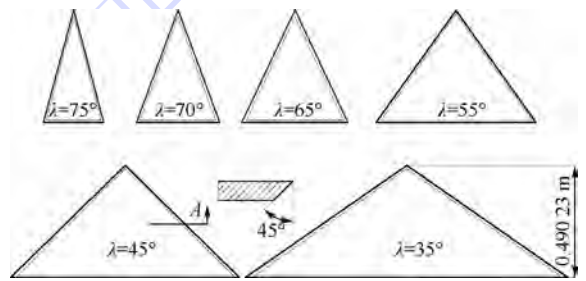


图 1 三角翼计算模型示意图

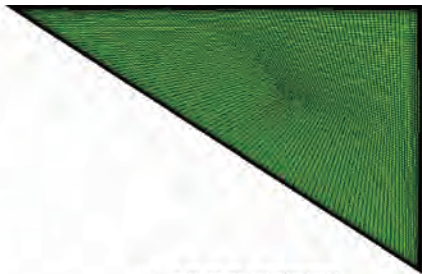
Fig.1 Sketch map of delta wing calculation models

数值模拟采用半模计算,计算域为立方体,其整体采用分区对接的结构网格,模型的网格拓扑结构为 Y 型。三角翼的表面网格,计算域的尺寸和边界条件如图 2(a) 和图 2(b) 所示。

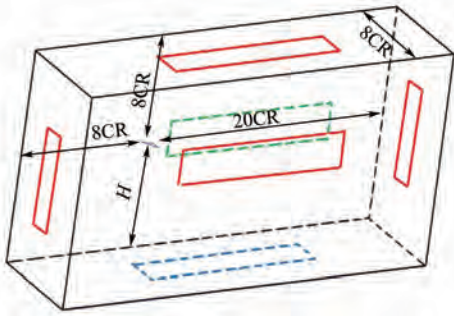
本文通过 ANSYS FLUENT 14.5 采用有限体积法求解定常的可压缩 RANS 方程。其中湍流模型选择 Spalart-Allmaras (S-A) 模型^[14],方程中的对流项采用二阶迎风离散格式,扩散项采用二阶的中心分离离散格式,速度和压力的耦合求解采用 SIMPLEC 算法。之所以选择 S-A 湍流模型,是因为大量研究^[15-18]表明其能有效捕捉三角翼的

主要流动结构。为了适应 S-A 湍流模型,三角翼壁面第 1 层网格 $y^+ \approx 1$ 。

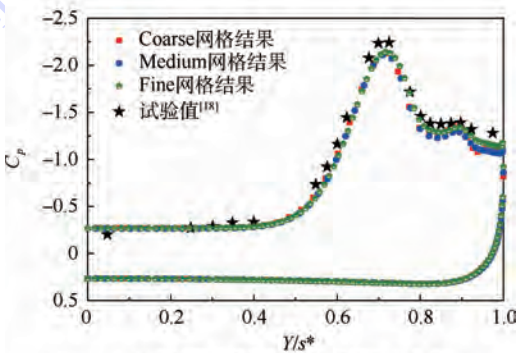
为了验证数值计算方法和计算网格的可靠性,本文采用上述计算方法模拟了无界流场中 ($H/CR = 10$) 尖前缘三角翼标模 VFE-2 在迎角 20° 下的绕流,并与试验结果进行了对比。其中计算网格选用 Coarse、Medium 和 Fine 3 套网格,网格数量分别为 3.2×10^6 、 4.5×10^6 和 7.8×10^6 。图 2(c) 不仅给出了不同网格下 0.6CR 位置沿翼面展向的压力分布,同时给出了试验结果^[18]以便对比, C_p 为压力系数, Y 为展向方向坐标, s^* 为当地半展长。结果表明,上述计算方法能够捕捉三



(a) 三角翼表面网格拓扑



(b) 计算域尺寸和边界条件



(c) 0.6CR 位置沿翼面展向的压力分布

图 2 三角翼表面网格拓扑、计算域尺寸和边界条件以及 0.6CR 位置沿翼面展向的压力分布

Fig.2 Surface mesh topology, dimensions and boundary conditions of computational domain, and spanwise pressure distributions of delta wing at 0.6CR

角翼的主要流动特征并可应用于本文的计算中;此外,Medium 和 Fine 网格预测的压力结果相差不大,而 Coarse 网格对二次涡位置的展向压力梯度预测过高,其存在较大缺陷。根据上述结果,本文最终生成的计算域网格随离地高度的降低从 700 万到 550 万,均处在 Medium 和 Fine 网格数量之间,该网格数量是可取的。

至于网格拓扑的可靠性,诸多三角翼相关的研究均采用了不同的网格拓扑结构,如 H-H 型^[17]、O-H 型^[18]和 C-O 型^[19-20],但总体上网格拓扑对数值模拟结果的影响较小。而且,最近的研究^[21]同样验证了 Y 型网格在捕捉背风面的涡流特征上也是适用的。

2 计算结果与分析

2.1 气动力特性分析

本文定义三角翼整体、迎风面和背风面的升力系数分别为

$$\begin{cases} C_L = \frac{1}{0.5\rho U_\infty^2 S_{S_{Wi}+S_{Le}}} \int_{S_{Wi}+S_{Le}} [-(P_s - P_\infty)\mathbf{n} + \boldsymbol{\tau}] \mathbf{j} dS = C_{L,Wi} + C_{L,Le} \\ C_{L,Wi} = \frac{1}{0.5\rho U_\infty^2 S_{Wi}} \int_{S_{Wi}} [-(P_s - P_\infty)\mathbf{n} + \boldsymbol{\tau}] \mathbf{j} dS \\ C_{L,Le} = \frac{1}{0.5\rho U_\infty^2 S_{Le}} \int_{S_{Le}} [-(P_s - P_\infty)\mathbf{n} + \boldsymbol{\tau}] \mathbf{j} dS \end{cases} \quad (1)$$

式中: ρ 为空气密度; U_∞ 为远前方来流速度; S 、 S_{Wi} 和 S_{Le} 分别为参考面积、迎风面和背风面的面

积; P_s 和 P_∞ 分别为静压和参考压力; $\mathbf{n}$ 为面元的外法向单位向量; $\boldsymbol{\tau}$ 为切应力; $\mathbf{j}$ 为升力方向的单位向量。阻力系数按照类似的方式进行定义。

图 3 给出了不同后掠角三角翼在静态地效下的气动力曲线。可以得到,不同后掠角三角翼整体、迎风面和背风面的升阻力均随离地高度的降低而增大。尽管三角翼气动力主要来自背风面前缘涡诱导的吸力,但地效下三角翼气动力的增量则主要由迎风面贡献,这与已有的研究是一致的。然而,本文更加关心后掠角对三角翼地效的影响。从图 3 中可见,地效下三角翼整体、迎风面和背风面的升阻力增量均随后掠角的减小而增大,本文将对此做进一步分析。

由于气动力和流场均随离地高度的降低单调变化,所以本文对比分析选择的典型高度为 $H/CR = 0.1$ 和 $H/CR = 10$;为了观察后掠角对三角翼静态地效的影响,对比分析选择的典型后掠角 λ 为 35° 、 55° 和 75° 。

2.2 迎风面流场特性分析

在无界流场中,随着后掠角减小,迎风面下流动的展向效应受到削弱,迎风面对流动的阻滞作用增强,结果迎风面下的压力增大,如图 4(a)、图 4(d) 和图 4(g) 所示。气动力上,随着后掠角减小,三角翼迎风面的升阻力均增大,如图 3(b) 和图 3(e) 所示。至于在后掠角 $\lambda = 35^\circ$ 时升力系数略有降低,其主要是由该时刻参考面积的增量大于压力积分的增量导致的。

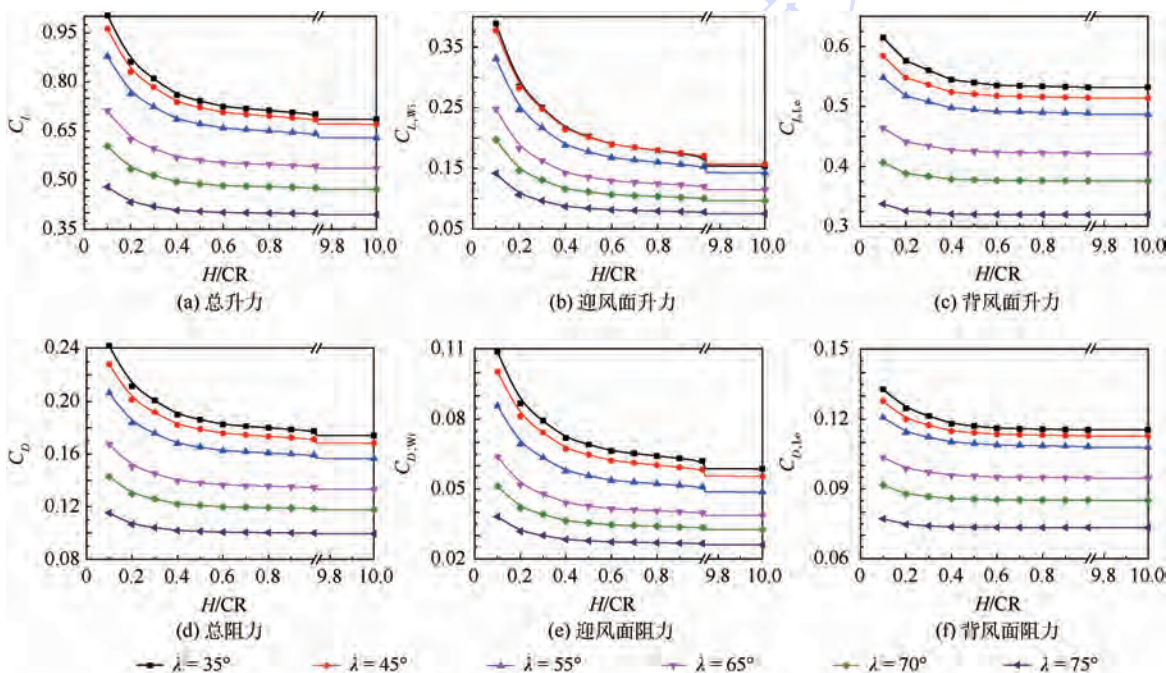


图 3 不同后掠角三角翼在静态地效下的气动特性

Fig. 3 Aerodynamics of delta wings with different sweep angles under static ground effect

图 4(b)、图 4(e) 和图 4(h) 展示了典型后掠角三角翼迎风面在 $H/CR = 0.1$ 下的 C_p 云图, 而为了清晰地体现地效对迎风面压力的影响, 图 4(c)、图 4(f) 和图 4(i) 进一步展示了典型后掠角三角翼迎风面因地效产生的 C_p 增量云图, C_p 增量定义为三角翼在 $H/CR = 0.1$ 下的压力系数减去三角翼在的 $H/CR = 10$ 下的压力系数。

从图 4 可以发现: 对任一后掠角三角翼, 随着离地距离降低, 地面将进一步阻滞迎风面下的

流动, 导致迎风面上的压力大幅增加; 随后掠角的减小, 机翼的三维效应受到削弱, 地面对流动的阻滞作用也将变得更加凸出, 结果迎风面上的压力增量也越大。反映在气动力上, 地效下三角翼迎风面的升阻力增量随着后掠角的减小而增大, 如图 3(b) 和图 3(e) 所示。

2.3 背风面流场特性分析

背风面上的涡流区较迎风面下的势流区更为复杂。图 5 给出了无界流场中 λ 为 75° 、 55° 和

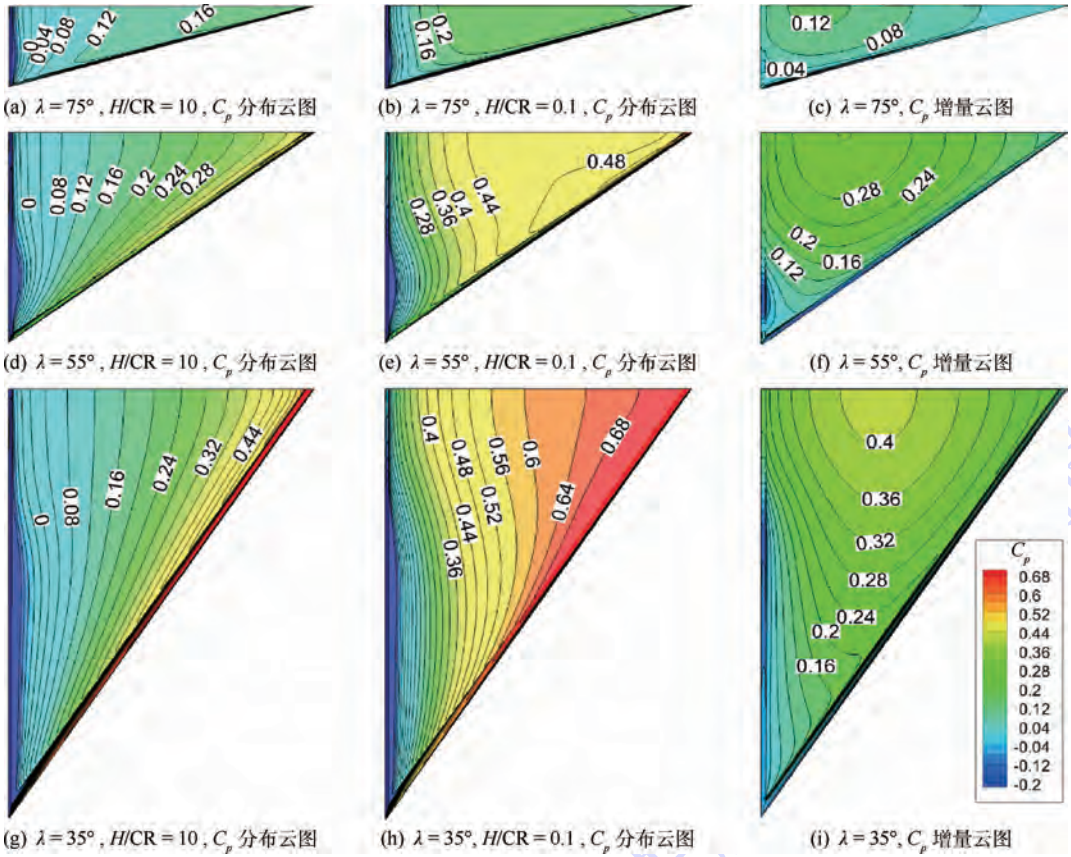


图 4 $\lambda = 75^\circ$ 、 $\lambda = 55^\circ$ 和 $\lambda = 35^\circ$ 三角翼在无界流场和静态地效下迎风面的 C_p 分布云图以及地效下的 C_p 增量云图
Fig. 4 Windward surface C_p distribution contours of $\lambda = 75^\circ$, $\lambda = 55^\circ$ and $\lambda = 35^\circ$ delta wings in unbounded flow field with static ground effect and C_p increment contours of windward surface due to ground effect

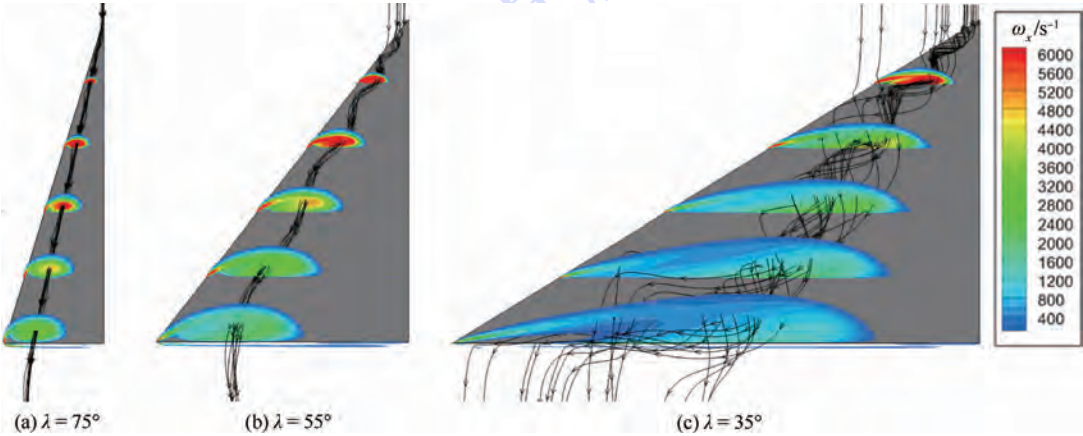


图 5 典型后掠角三角翼在无界流场前缘涡附近的流线和流向涡量 ω_x 云图

Fig. 5 Streamlines and streamwise vorticity ω_x contours near leading edge vortex of typical delta wings with typical sweep angles in unbounded flow field

35°三角翼前缘涡附近的流线和涡量 ω_x 云图。可以发现,在无界流场中,大后掠角三角翼的前缘涡流线如同一条直线非常集中,中等后掠角三角翼的前缘涡流线则呈螺旋状延伸,说明前缘涡的稳定性下降;随着后掠角的进一步降低,小后掠角三角翼的前缘涡在三角翼的背风面就发生了涡破裂。地效对不同后掠角三角翼背风面气动特性的影响与前缘涡是否在背风面上发生了涡破裂有关。

图 6(a)、图 6(d)和图 6(g)展示了典型后掠角三角翼在无界流场中背风面的 C_p 云图。从图中可以发现,对于中大后掠角,前缘涡诱导的背风面吸力随着后掠角的减小而增大,同时吸力范围也在增大;而对小后掠角三角翼来说,由于其背风面发生了涡破裂,此时压力在涡破裂后会迅速恢复,所以在图 6(g)中,其吸力有所降低,但由于前缘涡的扩散,其吸力范围大幅增加。总体上,背风面的升阻力随后掠角的减小而增大,但增幅越来越小,如图 3(c)和图 3(f)所示。

图 6(b)、图 6(e)和图 6(h)展示了典型后掠角三角翼背风面在 $H/CR=0.1$ 下的云图,同样为了

清晰地体现地效对背风面压力的影响,图 6(c)、图 6(f)和图 6(i)展示了三角翼背风面因地效产生的 C_p 增量云图。

随着离地距离降低,尽管中大后掠角三角翼背风面的前缘涡位置变化微弱,但前缘涡的涡量明显增大(如图 7(a)和图 7(b)所示),结果背风面前缘涡诱导的吸力增加。

比较图 6(c)和图 6(f)可以发现,在地效下,随着后掠角减小,前缘涡诱导的吸力增量增加,结果背风面的升阻力增量也会随之增加,如图 3(c)和图 3(f)所示。

至于小后掠角三角翼,无界流场中较分散的前缘涡随离地距离的降低继续向翼面内侧扩展(如图 7(c)所示),结果前缘涡诱导的吸力峰位置明显内移,表现在图 6(i)中,背风面上的压力增量表现为正负 2 个条带。与中大后掠角三角翼比较,尽管小后掠角三角翼背风面的吸力增量部分被压力增量抵消,但整体上其背风面的升阻力增量仍大于中大后掠角三角翼的。

对比图 4(c)、图 4(f)和图 4(i)与图 6(c)、图 6(f)和图 6(i),在地效下,任一后掠角三角翼

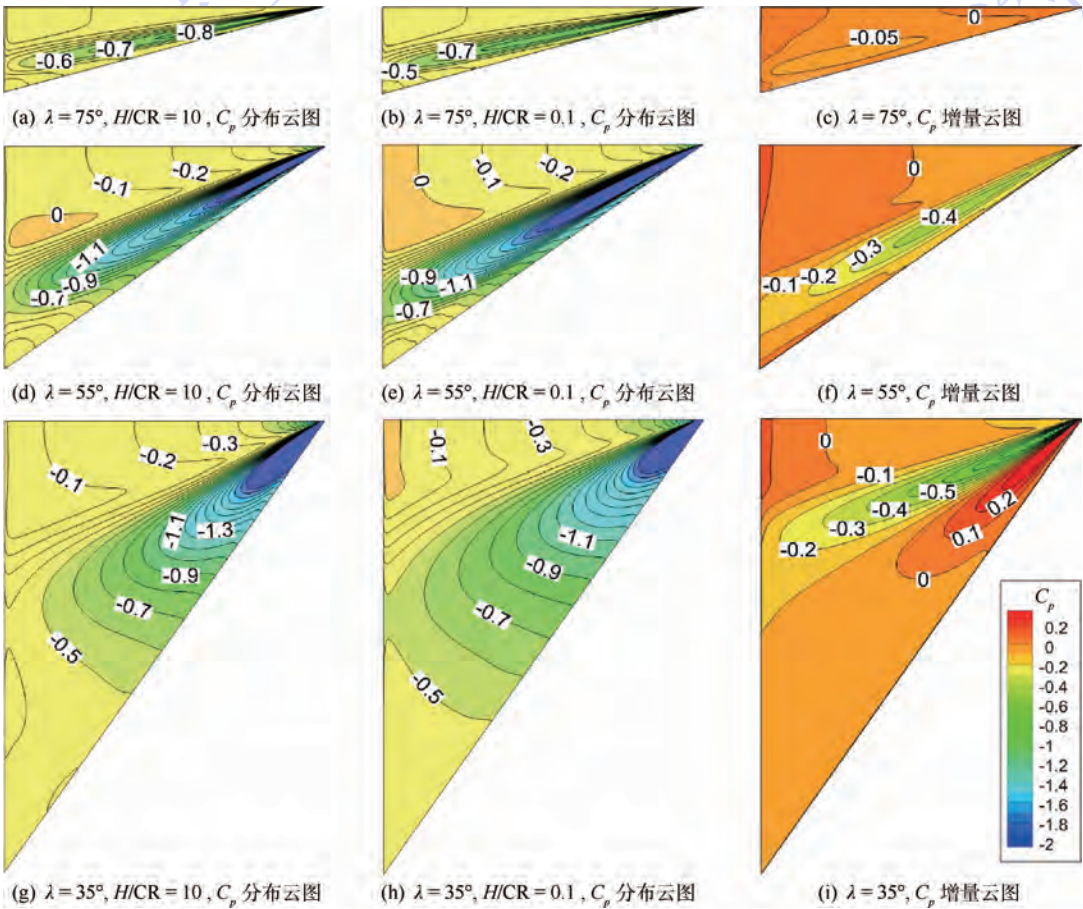


图 6 $\lambda=75^\circ$ 、 $\lambda=55^\circ$ 和 $\lambda=35^\circ$ 三角翼在无界流场和静态地效下背风面的 C_p 分布云图以及地效下的 C_p 增量云图
Fig. 6 Leeward surface C_p distribution contours of $\lambda=75^\circ$, $\lambda=55^\circ$ and $\lambda=35^\circ$ delta wings in unbounded flow field with static ground effect and C_p increment contours of leeward surface due to ground effect

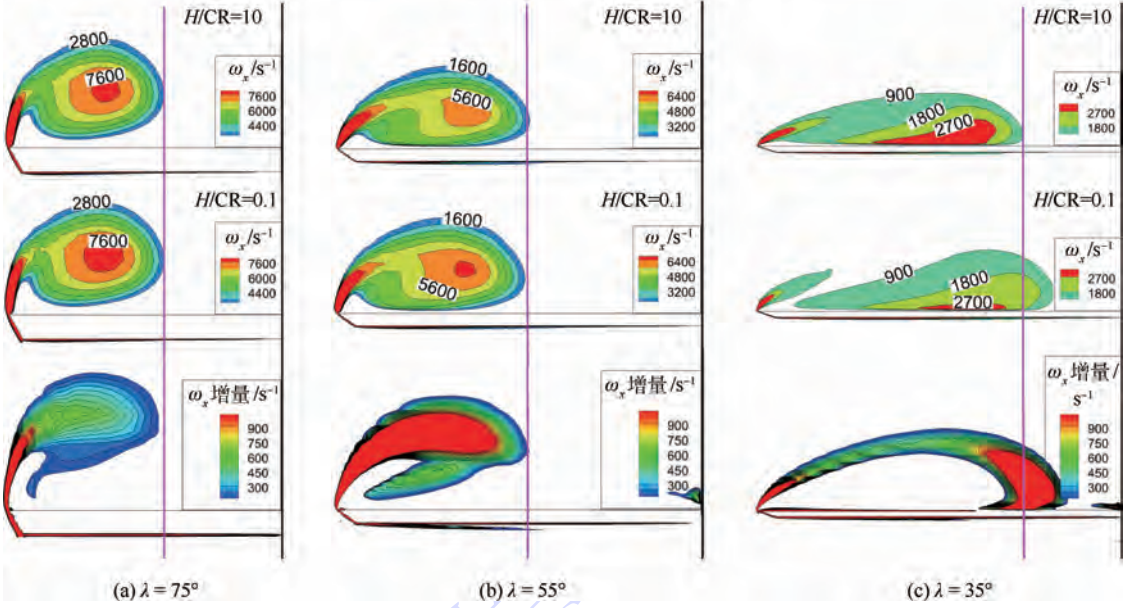


图 7 不同高度下 $x=0.5$ 处垂向截面上的流向涡量 ω_x 云图和因地效导致的涡量 ω_x 增量云图

Fig. 7 Contours of streamwise vorticity ω_x on vertical cross sections at $x=0.5$ of delta wings at different heights and streamwise vorticity ω_x increment due to ground effect

迎风面的压力增量和背风面的吸力增量相差不大,但迎风面压力增量所占面积明显大于背风面吸力增量所占面积,结果不同后掠角三角翼因地效导致的气动力增量主要来自迎风面。

3 结 论

本文数值模拟了不同后掠角平板尖前缘三角翼的地效,通过对气动力和流场的分析发现:

- 1) 在地效下,随着三角翼后掠角的减小,地面阻滞作用的大幅增强导致迎风面的气动力增量也大幅增加。
- 2) 在地效下,中大后掠角三角翼前缘涡的强度增加并在前缘涡位置诱导更大的吸力;而小后掠角下,前缘涡快速向内扩散并诱导更大面积的吸力。总体上,随后掠角减小,地效导致的背风面气动力增量也大幅增加。

参考文献 (References)

[1] QU Q L, WANG W, LIU P Q, et al. Airfoil aerodynamics in ground effect for wide range of angles of attack[J]. AIAA Journal, 2015, 53(4) : 1048-1061.

[2] CORDA S, STEPHENSON M T, BURCHAM F W, et al. Dynamic ground effects flight test of an F-15 aircraft; N95-33024 [R]. Washington, D. C. : NASA, 1994.

[3] ROZHDESTVENSKY K V. Wing-in-ground effect vehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2006, 42(3) : 211-283.

[4] QU Q L, JIA X, WANG W, et al. Numerical study of the aerodynamics of a NACA 4412 airfoil in dynamic ground effect[J]. Aerospace Science and Technology, 2014, 38: 56-63.

[5] SCHWEIKHARD W. A method for in-flight measurement of ground effect on fixed-wing aircraft [J]. Journal of Aircraft, 1967, 4(2) : 101-104.

[6] BAKER P A, SCHWEIKHARD W G, YOUNG W R. Flight evaluation of ground effect on several low-aspect-ratio airplanes; NASA-TN-D-6053 [R]. Washington, D. C. : NASA, 1970.

[7] CURRY R E. Dynamic ground effect for a cranked arrow wing airplane; AIAA-1997-3649 [R]. Reston: AIAA, 1997.

[8] CHANG R C, MUIRHEAD V U. Investigation of dynamic ground effect; N87-24410 [R]. Washington, D. C. : NASA, 1987.

[9] CHANG R C, MUIRHEAD V U. Effect of sink rate on ground effect of low-aspect-ratio wings[J]. Journal of Aircraft, 1987, 24(3) : 176-180.

[10] CHANG R C. An experimental investigation of dyanmic ground effect[D]. Lawrence, KS: University of Kansas, 1985.

[11] LEE P H, LAN C E, MUIRHEAD V U. An experimental investigation of dynamic ground effect; NASA-CR-4105 [R]. Washington, D. C. : NASA, 1987.

[12] LEE P H, LAN C E, MUIRHEAD V U. Experimental investigation of dynamic ground effect[J]. Journal of Aircraft, 1989, 26(6) : 497-498.

[13] QU Q L, LU Z, GUO H, et al. Numerical investigation of the aerodynamics of a delta wing in ground effect[J]. Journal of Aircraft, 2014, 52(1) : 329-340.

[14] SPALART P, ALLMARAS S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows; AIAA-1992-0439 [R]. Reston: AIAA, 1992.

[15] MORTON S. Detached-eddy simulations of vortex breakdown over a 70-degree delta wing[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(3) : 746-755.

[16] CUMMINGS R M, SCHÜTTE A. Detached-eddy simulation of the vortical flow field about the VFE-2 delta wing[J]. Aero-

space Science and Technology, 2013, 24(1):66-76.

[17] QIN Y P, QU Q L, LIU P Q, et al. DDES study of the aerodynamic forces and flow physics of a delta wing in static ground effect [J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 43: 423-436.

[18] RIOU J, GARNIER E, BASDEVANT C. Compressibility effects on the vortical flow over a 65° sweep delta wing [J]. Physics of Fluids, 2010, 22:035102.

[19] RODRIGUEZ O. Experimental investigations on the VFE-2 configuration at ONERA; RTO-TR-AVT-113 AC/323 (AVT-113) TP/246 [R]. Washington, D. C.: NASA, 2009.

[20] FRITZ W. Numerical solutions for the VFE-2 configuration on structured grids at EADS-MAS; RTO-TR-AVT-113 AC/323 (AVT-113) TP/246 [R]. Washington, D. C.: NASA, 2009.

[21] CHEN M Q, LIU P Q, GUO H, et al. Effect of sideslip on high-angle-of-attack vortex flow over close-coupled canard configuration [J]. Journal of Aircraft, 2015, 53(1):1-14.

作者简介:
秦云鹏 男, 博士研究生。主要研究方向: 地面效应空气动力学。
E-mail: by1105116@buaa.edu.cn

屈秋林 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 地面效应空气动力学、水上迫降和冲击入水等。
Tel.: 010-82315463
E-mail: qql@buaa.edu.cn

Numerical simulation to static ground effect of delta wings with different sweep angles

QIN Yunpeng, LIU Peiqing, QU Qiulin*, HUANG Liewei

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

Abstract: In this paper, the static ground effect of delta wings with different sweep angles is investigated by numerical simulation. The analyses of aerodynamic force and flow field characteristics show that in ground effect, the “block effect” of ground enhances the windward surface pressure; with the sweep angle decreasing, the “block effect” will be further strengthened, and thus the windward surface aerodynamic force increments due to ground effect increase. Besides, the leeward surface aerodynamic force increments due to ground effect also increase with the sweep angle decreasing, but flow physics is not the same for different sweep angles: for medium and high sweep angles, the leeward surface aerodynamic force increments due to ground effect are attributed to the increase of the suction induced by the enhanced leading edge vortex; for low sweep angles, they are attributed to the suction area extension, which results from the movement of the dispersive leading edge vortex.

Key words: sweep angle; delta wing; static ground effect; windward surface; leading edge vortex

Received: 2015-12-22; Accepted: 2016-03-18; Published online: 2016-05-03 16:51
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160503.1651.003.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11302015, 11272034); Aeronautical Science Foundation of China (2015ZA51012)
* Corresponding author. Tel.: 010-82315463 E-mail: qql@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0849



1 + 3/2 级对转涡轮气动性能试验研究

吴中野¹, 方祥军^{1,*}, 刘思永¹, 赵大勇²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083; 2. 中航工业沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 无导叶对转涡轮是高性能发动机的关键技术之一。本文采用试验方法对 1 + 3/2 级对转涡轮进行了气动性能研究。本试验分为 3 个阶段, 第 1 阶段为单独高压涡轮 (HPT) 试验, 第 2 阶段为加大 HPT 和低压涡轮 (LPT) 间轴向间距联合试验, 第 3 阶段为 HPT 和 LPT 间正常轴向间距联合试验。在正常轴向间距 HPT 和 LPT 试验中, LPT 状态的确定通过利用单独 HPT 试验获得的效率与压比特性反推获得。试验表明, HPT 喉道面积减小, 而 LPT 喉道面积增大, 这导致在总膨胀比一定情况下, HPT 膨胀比增大, LPT 膨胀比下降, 同时 LPT 的存在对 HPT 特性影响不大。在总膨胀比分配中, HPT 膨胀比变化很小, 而 LPT 膨胀比变化范围较宽。涡轮级总效率由 HPT 决定, LPT 轮一般相对较低, 加大 HPT 和 LPT 间轴向间距对 LPT 性能影响很小。

关 键 词: 对转涡轮; 试验方法; 特性反推; 膨胀比分配; 效率特性

中图分类号: V221

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2676-07

无导叶对转涡轮是提高航空发动机推重比的有效技术途径之一, 21 世纪美国高性能涡轮发动机综合技术计划 (IHPTET)^[1] 始终将其列为关键技术进行研究, 并取得了显著成果, 相应的发动机型号得到应用, 如 F119^[2]、YF120^[3] 等。国内在对转涡轮方面也做了大量的理论研究, 中国科学院工程热物理研究所蔡睿贤^[4-5] 对 1 + 1/2 级对转涡轮基于高低压轴压气机 (含风扇) 各自的负荷与转速以及压比的匹配, 提出适合于对转涡轮使用的发动机系统以及相应的基元级与叶栅。季路成^[6] 指出 1 + 1/2 级对转涡轮所面临的挑战是前所未有的, 而 1 + 3/2 级对转涡轮是战胜这种挑战的有效途径, 其主要原因是 1 + 1/2 级对转涡轮取消了低压涡轮 (LPT) 进口导叶, 为保证低压涡轮输出功率要求, 需提高高压涡轮 (HPT) 负荷, 从而高压涡轮出口马赫数达到了 1.6 以上, 给高压涡轮

设计带来难度, 而 1 + 3/2 级对转涡轮采用低压 3/2 级涡轮, 减轻了高压涡轮的负担, 降低了高压涡轮出口马赫数, 同时季路成还分析了 1 + 1/2 级与 1 + 3/2 级对转涡轮特性差别^[7-8] 以及 1 + 3/2 级对转涡轮的基本理论^[9]。中航工业沈阳发动机设计研究院所陈云等^[10] 对 1 + 3/2 级对转涡轮的设计特点进行了分析, 表明 1 + 3/2 级无导叶对转涡轮设计中必须以合适的高压涡轮为基础; 其低压涡轮特性与常规涡轮基本一致, 第 1 级低压涡轮转子叶片在各工作状态下效率水平均较高。

涡轮性能试验研究是涡轮设计与优化过程中必不可少的关键环节。试验研究能够验证与检验涡轮设计, 并指导涡轮设计优化, 发现涡轮流动新现象以及新问题。在此背景意义下, 欧美等国外研究机构在 20 世纪便建成了涡轮短周期试验台, 如 Cambridge^[11]、Oxford^[12]、MIT^[13] 和 OSU^[14] 等,

收稿日期: 2015-12-28; 录用日期: 2016-03-18; 网络出版时间: 2016-04-11 18:45

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160411.1845.002.html

* 通讯作者: Tel.: 010-82317421 E-mail: turbinebuaa@buaa.edu.cn

引用格式: 吴中野, 方祥军, 刘思永, 等. 1 + 3/2 级对转涡轮气动性能试验研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42 (12): 2676-2682. WU Z Y, FANG X J, LIU S Y, et al. Experimental research of 1 + 3/2 contra-rotating turbine aerodynamic performance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42 (12): 2676-2682 (in Chinese).

并进行了大量试验研究。国内对转涡轮暂冲式短周期试验台在中国科学院工程热物理研究所建成,并进行了相应的涡轮性能测试^[15],而本文是基于北京航空航天大学连续式供气的超跨音对转涡轮试验台^[16](简称为北航对转涡轮试验台),对缩型 1+3/2 级对转涡轮进行了性能试验研究,连续式供气试验台能够不间断地对涡轮性能数据进行录入,并且涡轮处于稳定工作状态。本试验主要分为 3 个阶段,第 1 阶段为单独高压涡轮性能试验,第 2 阶段为加大高低压涡轮间轴向间距的联合试验,第 3 阶段为高低压涡轮间正常轴向间距的联合试验,主要研究内容为高低压涡轮膨胀比、功分配情况、高低压涡轮相互影响、加大轴向间距对涡轮性能的影响以及高低压涡轮特性情况,为整机匹配提供试验数据支持。

1 超跨音对转涡轮试验台及测试方法

1.1 超跨音对转涡轮试验台

北航对转涡轮试验台是一个具有加热气源压缩空气功能的模型涡轮试验台。气源压缩空气可

流经加热系统加热,然后进入试验段,驱动模型试验涡轮,进行涡轮性能试验。超跨音对转涡轮试验台简图如图 1 所示,本试验台为连续式供气试验装置,其能够提供 0~3.5 kg/s 压缩空气,同时气源供气压力可达 0.7 MPa(绝对压力),经过加热器后气流温度可达 473 K,出口排气压力为 0.11 MPa,试验件转速最高为 40 000 r/min,试验件最大外径为 200 mm,2 台电涡流测功机吸收功率最高为 400×2 kW,满足涡轮试验要求。其中功率测量采用电涡流测功机,其主要优点在于冷却水不直接与测功机转盘接触,因而不会发生汽蚀现象,同时电涡流测功机精度高,转速摆动小。

试验前,待气源压力达到试验件要求压力后,首先打开阀门 1、2、3 和 5,让高压气流吹净管道内的杂物以免进入试验段打坏试验件,造成损失。然后轻微打开阀门 4,同时关闭阀门 3,高压空气进入已由电涡流测功机加载的试验段,驱动试验件。最后调节阀门 4 与电涡流测功机载荷,使流量、膨胀比以及转速达到试验件设计点工况,录取试验数据,依次重复以上步骤,录取试验件不同膨胀比下的特性数据,其进口压力采用阀门 4 调节。

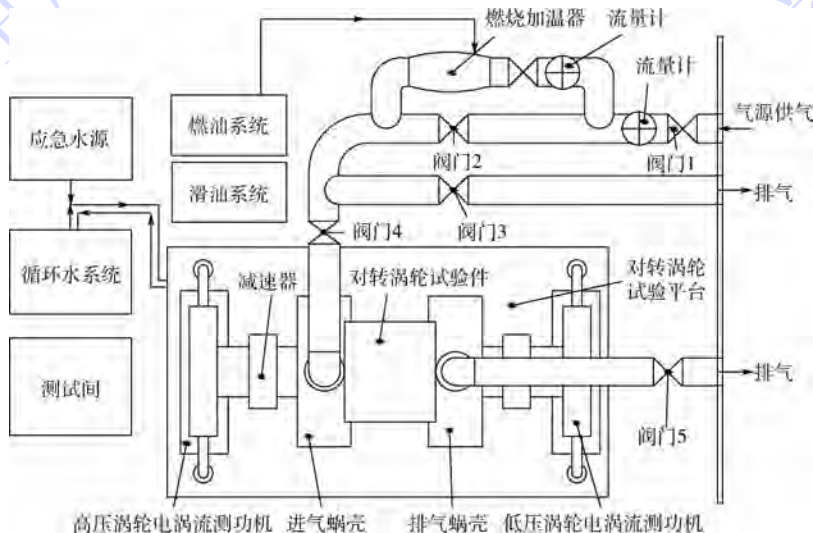


图 1 超跨音对转涡轮试验台简图

Fig. 1 Schematic of supersonic and transonic contra-rotating turbine facility

1.2 1+3/2 级对转涡轮试验测试方案

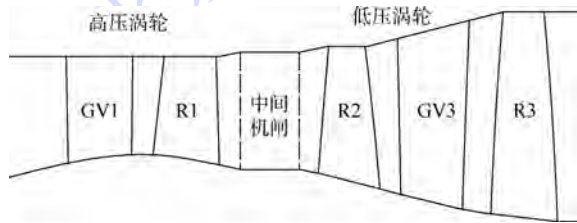
本试验分为 3 个阶段,第 1 阶段为单独高压涡轮性能试验,第 2 阶段为在第 1 阶段基础上安装中间机匣以及低压涡轮联合试验,其子午流道如图 2 所示,安装中间机匣后,高低压涡轮动叶间轴向间距加大,约为 3.6 倍高压动叶喉道宽度。加大高压涡轮与低压涡轮间轴向间距有利于安装

测试传感器,测量高低压涡轮性能特性以及确定低压涡轮运行状态。第 3 阶段为去掉中间机匣的高低压涡轮联合试验,其轴向间距约为 1.8 倍高压动叶喉道宽度。

在第 2 阶段中,高低压模型涡轮间轴向间距较小,不能够容纳测试传感器的安装,因此需要安装中间机匣加大高低压涡轮轴向间距。但由于高

低压涡轮间流路并非平直,安装中间机匣对下游低压涡轮进口气流角会有一定影响。通过叶轮机通用计算流体力学软件 Numeca/Fine 分析,发现在涡轮设计点工况下,安装中间机匣加大轴向间距相较于设计轴向间距对高压涡轮出口相对气流角影响较小,如图 3 所示,低压涡轮效率变化不到 0.5%,高压涡轮几乎没有影响。分析其原因是中间机匣采用平直段,对高压涡轮出口切向速度以及轴向速度影响较小,主要影响为涡轮径向出口速度,而高压涡轮出口径向速度相对较小。因此可以认为安装中间机匣对下游低压涡轮流场几乎没有影响。

在第 3 阶段中由于去掉了中间机匣,低压涡轮状态无法确定,根据 Keith 等^[17]带有冷气的高压涡轮试验,其表明低压涡轮的存在对高压涡轮性能没有影响。因此低压涡轮进口的总温与总压,可以利用第 1 阶段单独高压涡轮试验获取的特性图 $P_2^*/P_0^* = f(P_2/P_0^*)$,通过测量高压涡轮出口外壁静压 P_2 与进口总压 P_0^* ,反推算出低压涡轮进口总压 P_2^* ,同时根据高压涡轮效率 $\eta_T^* = f(\bar{n}, \pi_T^*)$ 特性,以及反推算出的低压涡轮进口总压,推算出与单独高压涡轮试验处于同一相对折合转速 $\bar{n}$ 以及膨胀比 π_T^* 状态下的低压涡轮进口总温,因此低压涡轮状态便可求得。



GV1, GV3—高压涡轮进口导向叶片、低压涡轮中间导向叶片;
R1, R2, R3—第 1、第 2 和第 3 排动叶。

图 2 加大高低压涡轮轴向间距子午流道

Fig. 2 Meridional channel of increasing axial gap between HPT and LPT

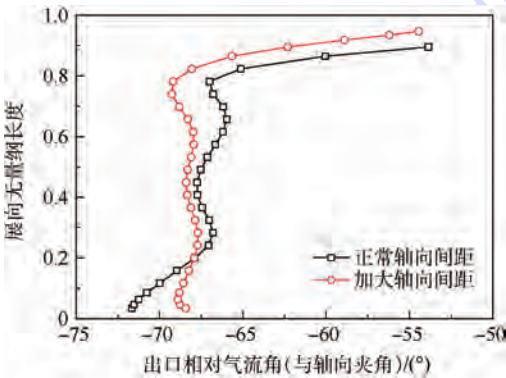


图 3 高压涡轮出口相对气流角

Fig. 3 Outlet relative flow angle of HPT

试验测试截面分布如图 4 所示,其中高压涡轮进口(0)截面布置总压、总温传感器各 3 支,周向均匀分布,其每支 3 个测量点,沿流道径向均匀分布。高压涡轮出口(2, 低压涡轮进口)截面在第 1、第 2 阶段试验布置总压、总温传感器各 2 支、总压方向传感器 1 支以及 1 支压力与温度耦合传感器(其有利于减少传感器数量,从而减弱传感器对气流的干扰作用)以及 4 点外壁静压。其中总温传感器采用 T 型热电偶,其对低温流场测量准确。在第 3 阶段试验中,截面 2 只存在 4 点外壁静压,其原因为高低压涡轮间不足以安装测试传感器。低压涡轮出口(5)截面传感器布置与 2 截面布置相同,其余截面只布置 4 点外壁静压,各截面参数计算采用算术平均法。而流量测量采用进口管道处的压差孔板流量计,其测量相对误差小于 0.1%。高低压涡轮产生功率由试验件两侧的电涡流测功机消耗,同时产生应变,实现扭矩测量,其精度可达 $\pm 0.3\%$ F. S.,同时为保证测量的扭矩精确、可靠,在高低压涡轮试验件与减速器之间各添加一个非接触测扭装置。试验前对压力与温度采集通道进行校核,其压力传感器相对误差小于 0.1%,而温度传感器相对误差在试验范围内均小于 2°C 。

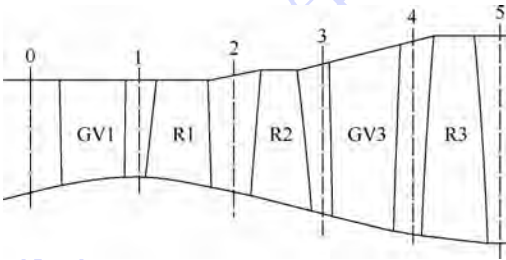


图 4 1 + 3/2 级对转涡轮测试截面

Fig. 4 Test section of 1 + 3/2 contra-rotating turbine

2 试验结果

本文对缩型 1 + 3/2 级对转涡轮进行气动性能研究,未采用进口加温方式,其主要原因为采用进口燃油加热方式,使高压涡轮进口温度流场变为畸变流场,对涡轮性能测量产生影响,其次加温手段主要用于出口段出现结冰情况。高低压涡轮转速以及流量采用相对折合量,即试验折合量与原型涡轮设计折合量之比,并考虑试验过程与原型涡轮设计点的比热比 k 值的差别,效率为总对总绝热滞止效率。涡轮相对折合转速、涡轮相对折合流量和缩型涡轮总对总绝热滞止效率定义分别为

$$\bar{n} = \left(\frac{n}{\sqrt{T_0^*}} \right)_t \bigg/ M \left(\frac{n}{\sqrt{T_0^*}} \right)_{pd} \cdot \left[\left(\sqrt{\frac{2k}{k+1}} R \right)_d \bigg/ \left(\sqrt{\frac{2k}{k+1}} R \right)_t \right]$$
$$\bar{G} = \left(\frac{G \sqrt{T_0^*}}{P_0^*} \right)_t \bigg/ \frac{1}{M^2} \left(\frac{G \sqrt{T_0^*}}{P_0^*} \right)_{pd} \cdot \left\{ \left[\sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \sqrt{\frac{g}{R}} \right]_d \bigg/ \left[\sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \sqrt{\frac{g}{R}} \right]_t \right\}$$
$$\eta_T^* = \left(\frac{N_t}{\eta_m} \right) \bigg/ \left[G_t \frac{k}{k-1} R (T_0^*)_t \left(1 - \frac{1}{(\pi_T^*)_t^{\frac{k-1}{k}}} \right) \right]$$

式中:()_t、()_{pd}和()_d分别为试验件、原型设计点和原型的变量的值;*n*为涡轮转速;*T*₀^{*}为进口总温;*R*为气体常数;*g*为重力加速度;*M*为原型涡轮尺寸与缩型后涡轮尺寸之比(缩型比);*G*为涡轮流量;*N*_t为试验中测功机测得的功率;*η*_m为减速器的机械损失效率;(π_T^{*})_t为涡轮的膨胀比。

原型涡轮设计点参数如表 1 所示,其中高压涡轮动叶尾缘叶顶间隙/叶高百分比为 0.96%。

表 1 原型涡轮设计参数

参数	数值	
	高压涡轮	低压涡轮
折合转速/(r·min ⁻¹ ·√K ⁻¹)	352.3	274.5
折合流量/(kg·s ⁻¹ ·√K·kPa ⁻¹)	1.23	3.49
折合功/(J·K ⁻¹)	245.5	180.9
总对总绝热效率	0.90	0.89
膨胀比	2.686 2	2.088 8

2.1 第 1 阶段试验

特性是在 $\bar{n} = 1.0$ 情况下获得的,流量特性如图 5(a)所示,表明在膨胀比约为 2.3 时,高压涡轮即达到了堵塞状态,继续增加膨胀比不会使高压涡轮流量继续增加。同时,在设计点处,高压涡轮折合流量比原型涡轮设计点折合流量低 3%,折合流量反映的是叶轮喉道面积与叶型损失之积,叶型损失一般所占比例较小,可以认为高压涡轮喉道面积设计偏小。

从图 5(b)可以看出,试验获得的高压涡轮设计点效率为 0.883,比原型涡轮设计点效率低 2%。其主要原因是由于喉道面积设计偏小,使得高压涡轮动叶在设计膨胀比下为负攻角状态,同时由图 5(c)高压涡轮动叶出口气流角(气流角为与轴向夹角)可以看出,设计点处高压动叶出口气流角减小,这使得高压涡轮动叶气流转折角减小,输出功率减小,效率下降。而随着高压涡轮膨

胀比的增加涡轮效率增加,其主要是因为随着膨胀比的增加,高压涡轮导叶出口气流速度提高,而气流方向不改变,使涡轮攻角减小,效率提升,如图 6 所示。

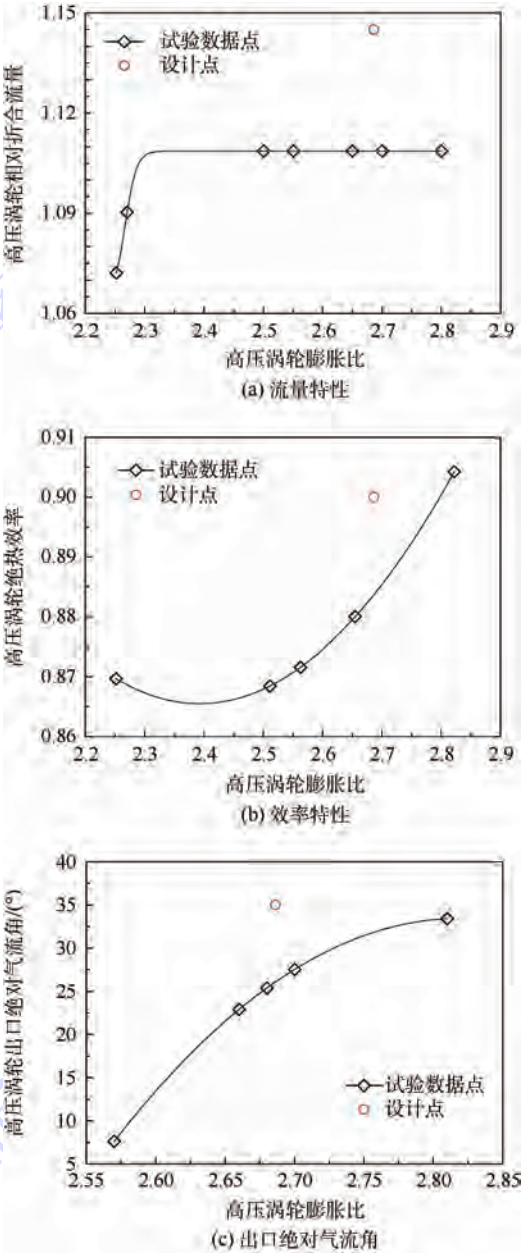


图 5 高压涡轮流量特性、效率特性及出口绝对气流角
Fig. 5 Mass flow performance, efficiency performance and outlet absolute flow angle

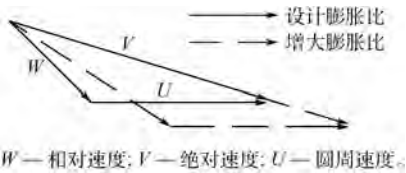


图 6 高压涡轮动叶进口速度三角形变化
Fig. 6 Change of HPT rotor inlet velocity triangle

2.2 第 2 阶段试验

加大高低压涡轮间轴向间距联合试验是在高压涡轮 $\bar{n}=1.0$ 情况下,调节低压涡轮测功机载荷,使得低压涡轮 $\bar{n}=1.0$ 时,录取高低压涡轮试验数据点,然后改变进口流量与总压,获取特性线上其他数据点。从图 7(a) 和图 7(b) 中,可以看出高低压涡轮联合试验与单独高压涡轮试验效率与流量特性重合很好,说明后面的低压涡轮对高压涡轮效率以及流量特性影响不大。

低压涡轮流量特性如图 8 所示,从图中可以看出在设计点处,低压涡轮折合流量比设计点处大 4%,表明低压涡轮喉道面积设计偏大,同时由于高压涡轮喉道面积设计偏小,这导致在涡轮总膨胀比一定情况下,高压涡轮膨胀比增加,低压膨胀比下降。

高低压涡轮膨胀比以及效率分配情况也是试验关心的主要问题。从图 9 可见,在涡轮总膨胀比达到设计值时,高压涡轮膨胀比较设计膨胀比增大,而低压涡轮膨胀比较设计膨胀比下降,验证了以上喉道面积变化观点。其次,在高低压涡轮膨胀比分配中高压涡轮膨胀比变化很小,而低压涡轮膨胀比变化范围较宽,主要原因从图 8 可以看出在低压涡轮膨胀比达到 1.7 左右时,低压涡轮

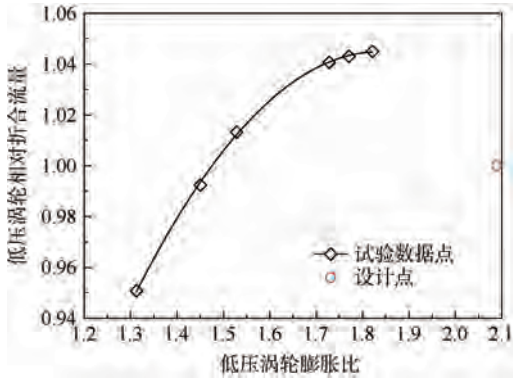


图 8 低压涡轮流量特性
Fig.8 Mass flow performance of LPT

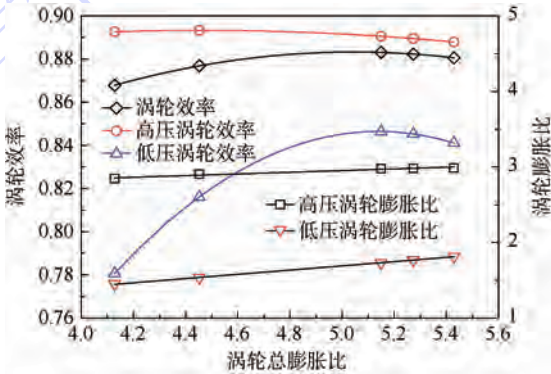


图 9 高低压涡轮联合试验效率与膨胀比分配
Fig.9 Efficiency and expansion ratio distribution of HPT and LPT

轮达到了堵塞状态,出口状态的变化对低压涡轮上游流动状态没有影响,因此高压涡轮膨胀比变化很小。同时图 9 还表明,1+3/2 级对转涡轮高压级涡轮效率较高,低压级涡轮效率低,其主要原因从图 5(c) 看出,高压涡轮出口气流角比设计值小,导致低压涡轮进口为负攻角状态,输出功不足,同时上游高压涡轮损失会积累到下游低压涡轮,因此使得效率下降。

2.3 第 3 阶段试验

第 3 阶段高低压涡轮间正常轴向间距联合试验,其主要目的是验证加大高压涡轮轴向间距是否对低压涡轮产生影响以及测量涡轮非设计点工况性能。由于在第 2 阶段试验过程中,高压涡轮膨胀比较设计点增大,使高压涡轮负荷提高,导致高压涡轮动叶叶顶磨蹭,经过修理后高压涡轮动叶叶顶间隙增大 1.23%。这导致在第 1 阶段推算出的高压涡轮效率以及膨胀比特性在第 3 阶段反推过程中产生偏差。同时出于试验设备安全考虑,在第 3 阶段避免做较大膨胀比和高折合转速下的试验。图 10 为高低压涡轮 $\bar{n}=0.9$ 情况下,涡轮级总效率特性,从图可以看出,在总膨胀比约为 3.75 时,其涡轮总效率约为 0.83,比图 9 中显

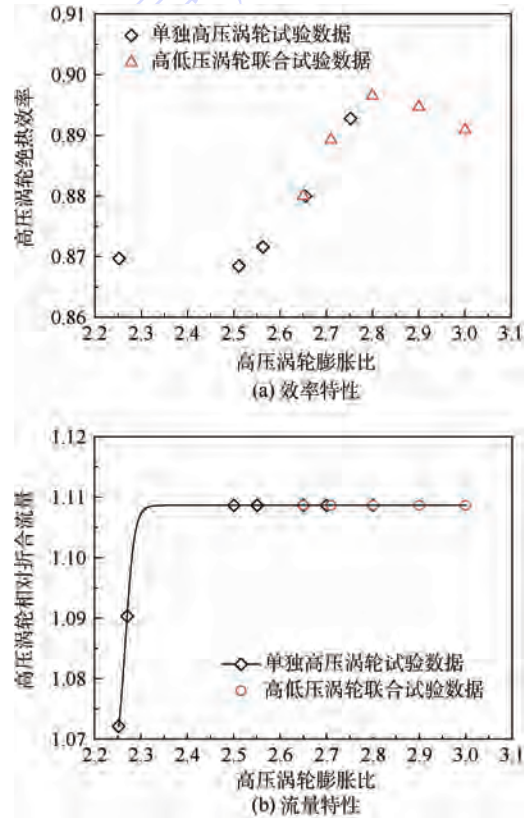


图 7 带低压涡轮的高压涡轮效率特性和流量特性
Fig.7 Efficiency performance and mass flow performance of HPT with LPT

示的涡轮级总效率低 3.5%,其主要原因可以归结为高压涡轮动叶叶顶间隙的增大,从图 11^[18]可以看出,在动叶无冠情况下,叶顶间隙增大 1%,其效率下降 2%,经过叶顶间隙修正后,涡轮级效率大约为 85%,与图 9 中涡轮级总效率特性吻合很好,因此,可以认为加大高低压涡轮轴向间隙对涡轮级总效率没有影响。

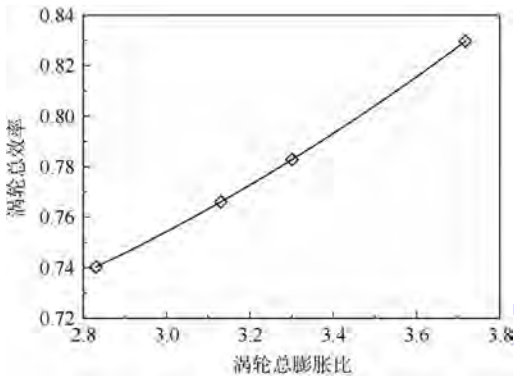
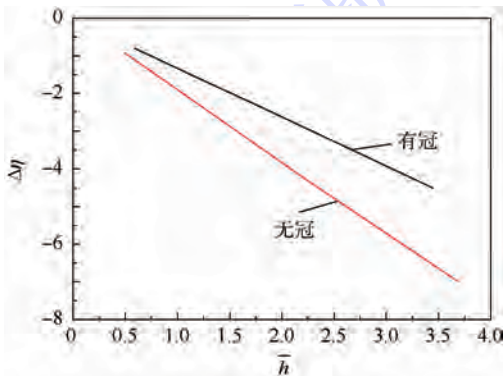


图 10 涡轮总效率特性

Fig. 10 Total efficiency performance of turbine



$\Delta\eta, \bar{h}$ —涡轮效率改变百分比、叶顶间隙/叶片高度百分比。

图 11 动叶叶顶间隙对涡轮效率的影响^[18]

Fig. 11 Effect of rotor tip clearance on turbine efficiency^[18]

3 结 论

本文对缩型 1+3/2 级对转涡轮性能进行了试验研究,试验主要分为 3 个阶段,第 1 阶段为单独高压涡轮性能试验,第 2 阶段为加大高低压涡轮间轴向间距联合试验,第 3 阶段为正常轴向间距下高低压涡轮联合试验,得出以下主要结论:

1) 低压涡轮存在对高压涡轮性能影响不大,高压涡轮特性可用于反算低压涡轮进口状态参数。

2) 高压涡轮喉道面积设计偏小,而低压涡轮喉道面积偏大,这导致在涡轮级总膨胀比一定情况下,高压涡轮膨胀比加大,低压涡轮膨胀比减小。

3) 在高低压涡轮联合试验中,高压涡轮效率较高,而低压涡轮效率偏低,同时在涡轮膨胀比分配中,高压涡轮膨胀比较大,变化范围较小,而低压涡轮膨胀比较小,变化范围较宽。

4) 在高低压涡轮间,加大 2 倍高压涡轮动叶喉道宽度间距下,其对低压涡轮性能影响很小,因此,在做 1+3/2 对转涡轮试验时,为了确定低压涡轮工作状态,可以适当的加大高低压涡轮轴向间距,以便测量低压涡轮进口状态参数。

参考文献 (References)

- [1] 方昌德. 美国航空推进系统关键技术[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14(3): 1-6.
FANG C D. Key technologies of American aviation propulsion systems[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2001, 14(3): 1-6 (in Chinese).
- [2] KAUSER F B. An overview of gas turbine propulsion technology: AIAA-1994-2828 [R]. Reston: AIAA, 1994.
- [3] MACLIN H, KRAUSE F. Propulsion technology for future commercial aircraft: AIAA-2003-2544 [R]. Reston: AIAA, 2003.
- [4] 蔡睿贤. 对转涡轮基本分析[J]. 航空学报, 1992, 13(1): 57-63.
CAI R X. Basic analysis of counter-rotating turbines[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1992, 13(1): 57-63 (in Chinese).
- [5] 蔡睿贤. 有关对转涡轮基本设计与应用的进一步思考[J]. 航空动力学报, 2001, 16(3): 193-198.
CAI R X. Consideration on the basic design and application of counter-rotating turbines [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(3): 193-198 (in Chinese).
- [6] 季路成. 1+3/2 对转涡轮基本分析[C]//中国工程热物理学会热机气动力学学术会议. 北京: 中国工程热物理学会, 2006: 476-484.
JI L C. Basic analysis on 1+3/2 counter-rotating turbines [C]// Proceedings of Engineering Thermophysics. Beijing: Chinese Society of Engineering Thermophysics, 2006: 476-484 (in Chinese).
- [7] 季路成. 1+3/2 与 1+1/2 对转涡轮对比分析[J]. 工程热物理学报, 2007, 28(增刊 1): 113-116.
JI L C. Basic analysis on 1+3/2 and 1+1/2 counter-rotating turbines[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(Suppl. 1): 113-116 (in Chinese).
- [8] 季路成. 对转涡轮研究的回顾与展望[J]. 航空发动机, 2006, 32(4): 49-53.
JI L C. Review and prospect on research of counter-rotating turbine[J]. Aeroengine, 2006, 32(4): 49-53 (in Chinese).
- [9] 季路成, 邵卫卫, 王宝臣. 一种对转涡轮性能基本分析[J]. 推进技术, 2008, 29(1): 62-66.
JI L C, SHAO W W, WANG B C. Basic analysis of a counter-rotating turbine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(1): 62-66 (in Chinese).
- [10] 陈云, 胡松岩, 王雷. 1+3/2 无导叶对转涡轮设计特点分析

- [J]. 航空发动机, 2011, 37(4): 20-23.
- CHEN Y, HU S Y, WANG L. Analysis of design characteristics for 1 + 3/2 vaneless counter-rotating turbine [J]. Aeroengine, 2011, 37(4): 20-23 (in Chinese).
- [11] GUENETTE G. Turbine aerodynamic performance measurements in short duration facilities; AIAA-1989-2690 [R]. Reston; AIAA, 1989.
- [12] ATKINS N R, MILLER R J, AINSWORTH R W. Aerodynamic performance measurements in a transient turbine test facility [C] // The 16th Symposium on Measuring Techniques in Transonic and Supersonic Flow in Cascades and Turbomachines. Oxford; Oxford University, 2005: 1-12.
- [13] KEOGH R C, GUENETTE G R, SOMMER T P. Aerodynamic performance measurements of a fully-scaled turbine in a short duration facility [C] // ASME Turbo Expo 2000: Power for Land, Sea, and Air. New York; ASME, 2000: 1-12.
- [14] HALDEMAN C J. Uncertainty analysis of turbine aerodynamic performance measurements in short duration test facilities; AIAA-1991-2131 [R]. Reston; AIAA, 1991.
- [15] 唐菲, 陈党慧, 秦立森, 等. 1 + 1/2 对转涡轮短周期试验台性能测试 [J]. 工程热物理学报, 2006, 27(6): 944-946.
- TANG F, CHEN D H, QIN L S, et al. 1 + 1/2 counter-rotating turbine performance measurement of short-duration facility [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(6): 944-946 (in Chinese).
- [16] 刘思永, 王屏, 卢聪明, 等. 超跨音对转涡轮试验台 [J]. 航空动力学报, 2002, 17(4): 404-406.
- LIU S Y, WANG P, LU C M, et al. Contra-rotating turbine test rig with transonic-supersonic profiles [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(4): 404-406 (in Chinese).
- [17] KEITH B D, BASU D K, STEVENS C. Aerodynamic test results of controlled pressure ratio engine (COPE) dual spool air turbine rotating rig [C] // ASME, Turbo Expo 2000: Power for Land, Sea, and Air. New York; ASME, 2000: 1-10.
- [18] NGO V H, MILLAR D A J. Design and performance prediction of axial flow turbines; ME-73-3 [R]. Ottawa; Carleton University, 1973: 27-28.

作者简介:

吴中野 男, 博士研究生。主要研究方向: 涡轮设计与试验研究。

E-mail: wuzhongye@126.com

方祥军 男, 博士, 研究生导师。主要研究方向: 叶轮机设计与气动研究。

Tel.: 010-82317421

E-mail: turbinebuaa@buaa.edu.cn

Experimental research of 1 + 3/2 contra-rotating turbine aerodynamic performance

WU Zhongye¹, FANG Xiangjun^{1,*}, LIU Siyong¹, ZHAO Dayong²

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

2. AVIC Shenyang Engine Design Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: Vaneless contra-rotating turbine is one of the key technologies of the high performance engine. Experimental research was conducted to investigate aerodynamic performance of 1 + 3/2 contra-rotating turbine. The experiment was tested over three phases: first the alone high pressure turbine (HPT) experiment, second the HPT and low pressure turbine (LPT) with axial gap enlarging between them, and finally HPT and LPT with normal axial gap. In the normal gap experiment, the condition of LPT was confirmed by HPT performance curve by converse calculation. Research shows that LPT has little effect on HPT performance; HPT throat decreases while LPT throat increases, which leads to HPT expansion ratio increasing at the constant total expansion ratio. HPT expansion ratio changes very little during the total expansion ratio varying; however LPT expansion ratio changes greatly. The turbine efficiency is mainly determined by HPT, and the LPT is generally relative low. Enlarging axial gap between HPT and LPT has little influence on LPT performance.

Key words: contra-rotating turbine; experimental method; converse performance calculation; expansion ratio distribution; efficiency performance

Received: 2015-12-28; Accepted: 2016-03-18; Published online: 2016-04-11 18:45

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160411.1845.002.html

* Corresponding author. Tel.: 010-82317421 E-mail: turbinebuaa@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0858



智慧城市多模式数据融合模型

张义^{1,2}, 陈虞君^{1,2}, 杜博文^{1,2}, 蒲菊华^{1,2,*}, 熊璋^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 软件开发环境国家重点实验室, 北京 100083; 2. 深圳北航新兴产业技术研究院, 深圳 518057)

摘 要: 随着云计算和大数据等技术的发展及城市发展的迫切需求,智慧城市已成为近年来国内外研究的热点之一。随着城市中摄像头、监测传感器等采集设备数量的增加,城市数据种类也越来越多。所获取的城市数据具有多源、异构、时变、高维等多模式特性。如何让这些多模式的城市数据关联起来,实现它们的互通互联,挖掘出更丰富多样的信息,从而能更好地指导智慧城市的构建,是本领域的难点。本文提出了一个城市多模式数据融合模型,即多模式互联生长(MICROS)模型,并从3个层面对该模型进行了描述。首先,针对多模式数据的特点,重点描述了多模式数据多源、异构、时变、高维等特点。其次,针对多模式数据的特点,自底向上构建实现针对多模式数据的融合过程的3层基础模型,分别是服务信息描述模型、元数据模型和数据互联模型。最后,在这3层模型的基础上,本文提出了一个适用于智慧城市建设的多模式数据融合模型。

关 键 词: 智慧城市; 多模式数据; 数据挖掘; 数据融合; 多模式互联生长(MICROS)模型

中图分类号: TP391

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2683-08

智慧城市是近年的研究热点,它是以信息技术为支撑,具备健全、透明、充分的信息获取;通畅、广泛、安全的信息共享;有效、规范、科学的信息利用。从而使得:政府具有更加高效的决策和执行力;企业能够更加高效和低成本地运行;大学可以更加精准和个性化地培养人才;百姓能够获得更加便捷和舒适的生活;同时,能够催生智慧校园、智慧交通等一大批新的产业链条、产业圈。智慧城市就是要借助多种设备感知城市中的各种数据(多模式数据),形成多模式数据感知系统,并进行城市数据的融合,为城市的各大主体提供智慧的服务^[1-2]。因此智慧城市的建设得到了各界的广泛研究和政府的大力支持。

智慧城市建设的基础就是对城市多模式数据的感知和挖掘。这些数据是城市的战略资

源^[3-4],通过对这些数据进行挖掘、融合和充分利用,其影响力远远超出人们的想象。数据挖掘能够发掘无数有趣的或者与生活有关的事情。例如:2015年KDD(Knowledge Discovery and Data Mining)大会中,来自德国的研究人员为大家展示了通过分析电影院中观影者产生的气体来对电影情节进行预测的方法^[5]。又如研究者还提出了通过融合微博用户的日常微博数据、用户的关注数据和网上商城用户的购买数据,进行用户的购买推荐^[6-7]。另外,大量研究都源自于多模式数据的挖掘。多模式数据融合正越来越多地出现在人工智能的研究中,如何融合多模式数据从而得到相比于单一数据源更好的挖掘效果成为了众多研究者关注的问题。

面向多模式数据的融合^[8-9]有如下特点:

收稿日期: 2015-12-29; 录用日期: 2016-03-04; 网络出版时间: 2016-05-03 16:52

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160503.1652.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(61502320); 国家“863”计划(2013AA01A601); 国家科技支撑计划(2014BAF07B03); 深圳市基础研究计划(JCYJ20140509150917445)

* 通讯作者: Tel.: 010-82316583 E-mail: pujh@buaa.edu.cn

引用格式: 张义, 陈虞君, 杜博文, 等. 智慧城市多模式数据融合模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2683-2690.
ZHANG Y, CHEN Y J, DU B W, et al. Multimodal data fusion model for smart city[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2683-2690 (in Chinese).

首先,多模式数据融合可能包含若干种不同的数据形式。例如,所处理的数据可能既包含了空间范围内的数据信息,也包含了时域范围的数据信息。不同的数据由于形式与结构上的差异,可能处理的方法、标准全然不同,因此需要提出一种能够同时面向多类数据项的数据融合方法,即面向多模式数据的数据融合方法。

其次,在数据融合的过程中,由于多模式数据自身形式上的差异,面向某一事件,多种数据源可能表现形式和结构均完全不同。例如,面对交通拥堵问题,可能会存在交通部门的交通事故记录表、微博获得的非结构化交通行车情况播报以及各个路段的车流量和车速。这 3 种数据虽然在表现形式上完全不同,但阐述的是相同的交通流量问题。如何将 3 种数据融合,挖掘有利的信息将是数据挖掘领域一个非常重要的问题。

在构建数据融合系统时,对于普通数据而言相对简单,大量开源代码和工具很容易完成数据挖掘的工作。但是,针对多模式数据而言,需要经过数据的多源融合过程才能更好地获取隐藏在多模式数据背后的知识^[10-11]。例如,针对交通问题的知识挖掘,单纯通过交通事故报告可能很难发现事件与事件之间的规律以及各次交通事故的共性,但如果综合视频数据或者交通流量数据,可能交通情况有关知识的获取就要丰富得多。因此,面对多模式数据,需要进行数据融合工作,使得将来能够更好地发现数据,更好地挖掘知识。

然而,目前关于多模式数据的融合模型和方法研究较少。因此,本文提出了一种多模式互联生长(MICROS)模型,模型的基本架构分为基础融合模型和数据互联模型两部分,基础融合模型为互联模型服务,通过对数据信息、元数据以及数据互联方法进行描述,最终构建数据互联模型。与此同时,本文还给出了数据互联模型在现实生活中的应用场景,验证了模型的有效性。

1 城市数据的多模式属性

在构建智慧城市的过程中,数据源的种类多样^[12-13],数量巨大。例如,在城市路网中,各个十字路口以及主要干道上都会出现监视器、摄像头。这些监视器与摄像头一方面能够快速捕捉城市地面上车辆的行车情况(如车速,车距)^[14],另一方面也为针对城市数据挖掘提供了较好的素材^[15]。例如,利用摄像头捕获的数据既可以用作超速检测,也能够基于计算机视觉算法进行跨摄像头的目标车辆追踪;既可以用作车辆牌照识别数据源,

也能够针对车辆占摄像机的面积比例进行道路拥挤情况的预估。可以看出,在现代城市建设中,在线与离线数据并存,实时与非实时系统并存的情况非常明显,这一现象使城市中获取的数据呈现出了越来越明显的多模式属性。

1.1 多源

城市数据的多源特性体现在 3 个方面,即获取手段不同,系统来源不同以及数据格式不同。

1) 数据的获取手段不同。例如,针对城市交通情况这一事件,交通数据可以通过不同数据源获取,比如通过视频监控确定某路段的拥堵情况,或利用微博数据进行挖掘得到各路段的拥堵状况,或根据路上车的速度、流量检测仪判定路段的拥堵状况。上述针对某一数据其获取手段的不同,可视为构成数据的多源性。

2) 数据的系统来源不同。还是以交通拥堵为例,数据的来源既可以通过监控器从交通的监控系统中进行判定,也可以是通过出租车系统将出租车轨迹进行收集来判定交通拥堵。2 种数据来源分属于不同的系统,但是判定的目标却是一致的。因此,由于数据来源不同构成了数据多源的另一个方面:数据的系统来源不同。

3) 数据的格式也不相同。依旧以交通拥堵为例,通过监控器获取到的数据为视频数据,其构成的数据格式为帧、视频片段等。而如果通过路面的交通数据检测器进行拥堵的判定,则获取的数据格式一般是文本格式,例如 json、xml 等。因此,针对某一个数据,其被获取的存储格式数据亦不相同。

1.2 异构

城市数据的异构特性包括数据组成结构或数据模型结构异构,无法用统一的方法进行处理。首先,数据的多源属性使得获取的数据格式并不相同,因此数据在融合编辑时存在不同的组成,即融合面对的数据组成是异构的。其次,数据采集系统并不相同,这些系统面对不同的硬件设备,其系统构成和数据模型结构具有明显的异构性。

1.3 时变

城市是一个大的生态系统,其每时每刻都在发生变化改变感知数据或产生新的数据,这使得城市数据具有明显的时变特性。如对城市交通道路进行实时交通情况监控,针对一条道路 r ,其行车速度一般描述为: $V = \{v|v_1, v_2, \cdots, v_{t-1}, v_t\}$,表示该路段 r 从第 1 个时间段的速度 v_1 到第 t 个时间段的速度 v_t 。可以看出,该数据是随时间的推移而改变的。

1.4 高 维

城市数据拥有时变、异构、多源等特征,使得城市数据的描述可以从多个不同维度展开。例如针对一个道路的描述,可以包括其道路长度、宽度、经纬度等低频信息,也可以包括实时车速等时变性很强的高频信息。因此,为了有效描述城市中一个实体或者事件,需要多个维度的信息使得城市数据具有明显的高维特征。

2 多模式数据融合基础模型

城市信息的多源、异构、时变、高维的多模式特性,使得数据融合异常困难。因此,需要研究并

构建多模式数据的融合模型,从而实现对城市主体的联合感知、产生高维而更有价值的数 据,并实现数据的互通互联^[16-18]。为此,本文提出了一种多模式互联生长模型,其框架如图 1 所示。该模型包括服务信息描述模型、元数据模型和互联模型 3 个层次,其基本思想是:首先需描述各项数据与服务及其关联关系,以便多模式数据的统一;在此基础上,模型其次将进行元数据处理,实现数据本体的建模及元数据的存储;最后提出基于服务信息描述模型和元数据模型的数据互联模型方法,通过使用虚拟标签技术进行数据实体间的互联,从而实现城市多模式数据的融合。

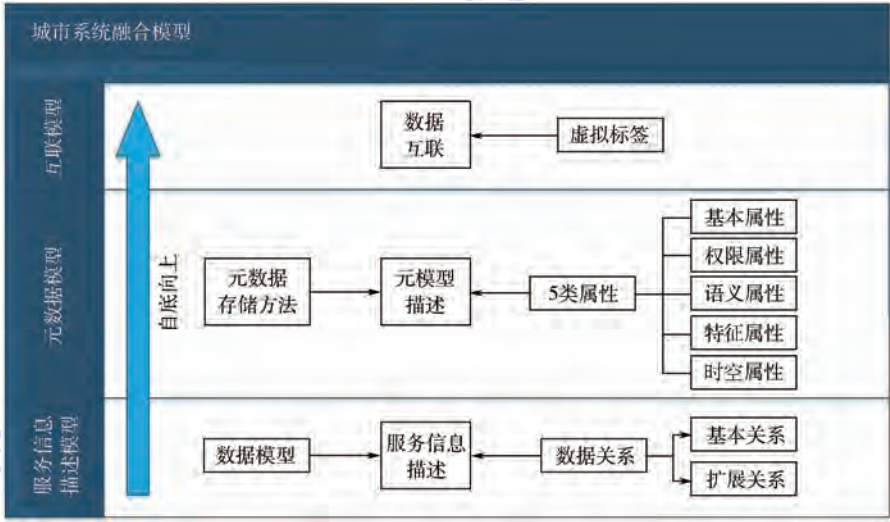


图 1 多模式数据融合模型的基本架构

Fig. 1 Basic framework of multimodal data fusion model

2.1 服务信息描述模型

服务信息描述模型的目标是从系统的角度凝练城市中的基本数据概念,并构建这些基本数据概念之间的关系。这些城市基本数据概念,是城市信息和系统组成的单元。参考国际标准 PAS 180、PAS 181 和 PAS 182,本文提出的服务信息描述模型如图 2 所示,即包括准则、智慧城市系统和指标 3 个领域的基本概念。其中,准则描述了智慧城市相关的各种协议、标准和政策等;指标则包括衡量智慧城市系统好坏的性能指标、评价指标和基准等;智慧城市系统是核心,涵盖了如何利用已有的技术、设施、资源以及通过一定的管理,构建针对一定的场景和事件、服务于人或组织等对象的智能系统。因此,图 2 所示的服务信息描述模型不但定义了智慧城市中的基本数据概念,更蕴含着这些概念之间的逻辑层次和关系。

这些基本数据概念间的关系是数据融合的基础,数据的关系不但表明了数据间应该如何融合,更表明了数据间何时应该融合。同理,参考

PAS 180、PAS 181 和 PAS 182 等国际标准,本文定义了基本关系(见表 1)和扩展关系(见表 2)。

基本关系是两数据之间的基本属性关系。例如 has role in、contains 等。这些基本关系描述的是数据与数据间的定性关系。例如:has role in 代表的是扮演角色关系。指的是一个概念在另外一个概念里面发挥一定的作用。针对 2 个数据实体教师和学校,他们之间的关系就应该是 has role in,意为老师在学校中扮演了某些角色。再比如,contains 描述了数据与数据之间的包含关系,指一个概念包含其他概念,或者自身的关系。例如,群体可能会与另一个群体产生 contains 关系。如中国人民群体与各民族人民群体就产生了 contains 关系,代表两者的包含关系。

扩展关系一般被认为是比较高级的抽象关系,例如协调、集成、配置等关系,这类关系并非数据本身表面上的一一对应或者具有属性的关系,而是在实际操作中的抽象关系。例如:co-ordination 代表的是协调关系,表明了城市技术协调中



图 2 智慧城市服务信息描述模型

Fig.2 Service information description model in smart city

表 1 基本数据关系

Table 1 Basic data relationship

关系定义	释义(A 关系名 B)
defined by	A 由 B 定义
contains	A 包含了 B
subconcept of	A 是 B 的子概念
has state	A 具有 B 状态
has role in	A 是 B 的一个角色
at	A 在 B
takes	A 作用于 B
implements	B 由 A 实施
for	A 为了 B
used by	A 被 B 所用
responsibility of	A 对 B 有 responsibility 关系
provided by	A 由 B 提供
owned by	A 为 B 所有
data links	A 和 B 是互联
has outcome	A 能产出 B
derived from	A 由 B 驱动
applies	A 使用 B
for outcome	A 是 B 的产出
influenced by	A 被 B 影响
planned	A 由 B 计划
has	A 具有 B
about	关于关系
records	A 记录 B
members of	A 是 B 的成员
raised from	A 产生于 B
data activation	数据 A 活化 B
cause	A 引发 B

表 2 扩展数据关系

Table 2 Expansion data relationship

关系定义	释义(A 关系名 B)
co-ordination	A 协调关系 B
monitoring	A 监控 B
integration	A 集成 B
procurement	A 采购 B
supply chain	A 供应链 B
configuration	A 配置 B
broadband connection	A 连接 B
operation	A 操作 B

的步骤,特点是智能的增加及空间和资源元素间交互的协调。例如城市建设中,组织与组织间为了达成某一共同观点或共同完成某项工程,可能会进行资源的协调过程。因此,各个组织与自有的资源间的关系就是协调关系。再比如,monitoring 代表的是监控关系,指为了检测到任何改变而周期性地检查工序、设备和环境的行为。例如,在城市的生产过程中,需要时时刻刻对生产产品的设备进行质量监控工作,这就代表了设备质量监控器与设备之间构成了监控的关系。

基于上述基本概念和概念间的这些基本及扩展关系,城市中的大部分事件或实体都可以通过基础数据加关联关系的方法来描述。比如,为了描述城市建设中的服务这一概念,首先需要确定

其中的数据概念本体不仅有服务本身,还应有服务的具体应用,例如自动取款机、供水系统、电网等。同时,服务在实际操作和运作时还应该包含其应用范围和使用指标。再有,为了描述清楚服务的特点,应该有服务的目标、计划、方法和功能等。因此,可以使用如图 3 所示来进行描述。其中:①自动取款机、供水系统、电网等与服务构成成员关系,即是服务的一个成员;②应用与服务构成扮演角色关系,即应用在服务中扮演了一个角色;③服务与指标构成被影响关系,即服务被指标所影响;④服务与目标、计划、方法和功能都具有关系,即服务具有一定的目标和功能,并有明确计划和实现方法。

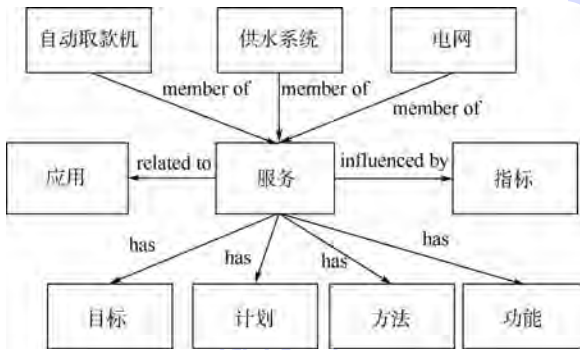


图 3 针对“服务”这一数据概念的关联关系描述
Fig. 3 Connection relation description to data concept of “service”

从图 3 可知,与服务这一基础数据模型有关的数据概念一共列了 9 项,服务与这 9 项的关系均可以通过基本关系或扩展关系来描述(实际情况可能远这不 9 项基础数据概念,只是一个示例)。但通过类似方法,基本上智慧城市中所有数据概念均能通过基本关系或扩展关系进行描述。

2.2 元数据模型

智慧城市服务信息描述模型定义了智慧城市中数据与服务的基本概念模型,而元数据模型则对服务信息描述模型中所定义的基本数据概念进行元数据描述和表示。本文所定义的元数据模型从如下 5 个方面来定义数据的属性,即基本属性、权限属性、语义属性、特征属性和时空属性。其中:①基本属性,描述了数据的诸如名称、类型、大小等最基本特征。比如,针对一辆汽车,其基本属性一般为车辆大小、长度等物理量,这些数据每辆车都存在,甚至所有物品都存在,因此称为基本属性。②权限属性,比如读写权限或其他权限等。权限属性一般都存在,对于每一个物品,一般都存在所有权,其权限由所有权人限定。③语义属性,指数据所属的描述语义,比如针对一段文字,可能

包含有语义主题;针对一个工业产品,其可能存在所属工业领域等。④特征属性,指对数据特征采集的工作,例如对一段视频需要获取其颜色、亮度、饱和度等特征属性,这些能够称为一个数据独一无二的描述的数据,被称之为特征属性。⑤时空属性,比如修改时间和地址等可称为时空属性,其主要描述的是某些数据在时间与空间上的特性。

对于元数据属性的描述,采用如表 3 所示的形式。比如,为了描述人员的性别这个基本属性,采用如表 4 所示的描述方法。

表 3 元数据属性的描述方法

Table 3 Method for meta-data property description	
描述项	释义
编号	按一定规则排列的属性项的序号号
中文名称	该属性项的中文标识
英文名称	该属性项的英文标识
目的	描述该属性项的必要性和作用
约束性	说明采用该属性项的强制性程度
值域	可以分配给该属性项的值
缺省值	该属性项的默认值
注释	对该属性项的进一步说明

表 4 “性别”这一基本属性的描述方法

Table 4 Method for basic property “gender” description	
描述项	释义
编号	101016001
中文名称	性别
英文名称	gender
目的	描述人员的性别特征
约束性	非必填项
值域	1(男),0(女)
缺省值	无
注释	无

在对元数据进行管理时,元数据模型的管理模型为如图 4 所示的 3 步:

- 1) 元数据管理,主要是在收集元数据和提供元数据的时候便于进行统一的规范协作,因此需要规范数据的保存方式。主要包括元数据的采集方法、采集范围、采集工具和存储市场等。
- 2) 元数据采集,是在获取元数据时,为了能够使不同类型的服务数据能够通过元数据描述进行融合,因此需要在采集时规定元数据的格式。主要包括元数据的组织、计划、录入、优化等。



图 4 元数据管理模型

Fig. 4 Meta-data management model

3) 元数据使用,是指在使用元数据时,为了确保不同类设备访问元数据的安全性,需要进行合理性审核以及数据清理的工作。

2.3 数据互联模型

数据互联模型的目的在于,针对多模式数据,在数据处理过程中通过感知、关联、溯源等手段,实现数据的主动演进和存储优化,增强存储系统的适应性,提高其查询、分析、处理的能力,数据互联以数据实体为基本组织和处理单元,其核心思想就是为数据增加身份标识,数据连同其身份标识构成了数据实体。数据实体的身份标识是指如何区分不同数据,核心是保证数据能被唯一标识并寻址(即能被其他数据访问到)。

对于数据的身份标识,可以采用文献[16]所提出的用虚拟语义标签标注的方法。在物理世界中,很多物体都有 RFID 等实际的标签来唯一标识这些物体。而在笔者刚刚所提的数据实体中,可以将其看成一种虚拟的物体,为了唯一标识数据,也采用标签的思想进行虚拟物体的标注,笔者称这种标识数据这类虚拟物体的标签为虚拟标签。嵌入到数据实体中的虚拟标签一般要承载数据重要的属性,从而保证能够对这些数据实体进行高效处理。采用如下结构来编码数据的虚拟标签:[数据类型(定长);数据编号(定长);备选属性个数(定长);(备选属性编号;属性内分隔符;备选属性值域;属性间分隔符);(备选属性编号;属性内分隔符;备选属性值域;属性间分隔符)…。其中,数据编号能保证标签的唯一性,数据类型是标签中的必备项,使得其他数据或系统在解析出该数据的标签后,就能知道该数据的类型。同时,该结构允许将数据的其他属性(即结构中所说的备选属性)纳入到标签中,使得其他数据或系统在解析出该数据的标签后,能更多地了解到该数据的属性。结构中备选属性个数是多少,则结构中就包含多少个(备选属性编号;属性内分隔符;备选属性值域;属性间分隔符)子结构,如果备选属性个数为 0,则不包含(备选属性编号;属性内分隔符;备选属性值域;属性间分隔符)子结构。

3 城市多模式数据互联融合模型

城市多模式数据互联融合是一个系统的工程,除了要依赖于上面提到的模型,实现数据的互联,更重要的是能够进行真正的融合,尤其是数据的自主融合生长,实现真正的数据活化。为此,提

出了如下的数据融合互联框架(见图 5),只有从如框架中的 4 个方面进行了突破,才能真正实现数据的融合与活化。

1) 数据表示

为了实现数据互联融合,数据的表示也需进行大的改变。不再是只表示数据本身,更重要的是在融合场景下,数据包括的内容将更加丰富,需要能对数据所包括的所有内容都能进行表示,包括数据关联关系的表示(比如用数据关系图来表示)、数据虚拟标签的表示(按照前述的策略来定义并表示虚拟标签)。同时,需要描述数据活化酶,它像生物体中的酶,类似一个数据处理者的身份,可以促成数据融合自动进行。

2) 数据关联关系

这里的数据关联不单指前面提到的数据之间的基本关系和扩展关系,更是指如何建立数据之间的关系,即和数据关联关系相关的研究和实践工作,主要包括数据关联关系的挖掘、数据关联关系的表示以及数据关联关系的生长。城市多模式的海量数据之间,存在着庞杂的关系,有些关系是显式的,有些关系是隐式的,有些是直接的关系,有些是间接的关系,有些关系是静态的,有些关系是动态的。数据关联关系挖掘就是解决如何能够发现数据之间如此复杂的关系;数据关联关系表示如数据表示部分所说的就是对挖掘出来的关联关系进行表示;数据关联关系生长则是指数据对动态的关系,如何能够实现关系的自主变化和生长。

3) 数据互联

数据互联的目的是建立数据之间彼此沟通的通路,形成数据网络。为了实现这一目标,将数据从互联的角度来看,除了数据虚拟标签能实现数据的唯一标识外,还需要解决数据寻址、数据互联

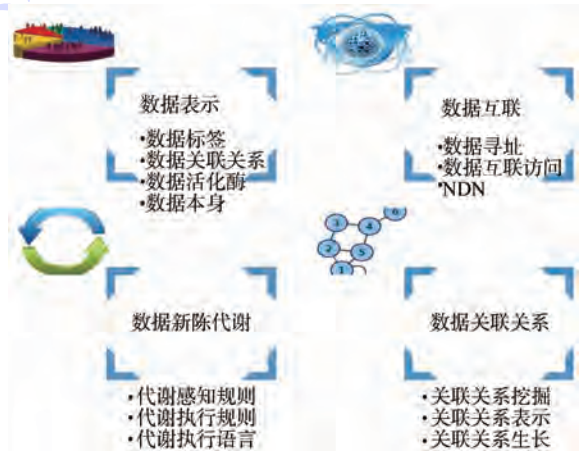


图 5 数据融合互联模型

Fig. 5 Data fusion connection model

访问等问题。数据寻址是指如何在数据网络中准确找到特定的数据;数据互联访问则是解决数据联网中的各种访问方法和控制策略问题等。

4) 数据新陈代谢

数据新陈代谢是指互联的数据,如何根据和其有关的其他数据的变化来实现自身的变化生长。这里需要解决3个层次的问题:一是数据如何知道自己什么时候需要代谢,即代谢感知规则和方法;二是数据知道自己需要代谢的时候如何知道自己应该如何代谢,即代谢执行规则;三是数据知道自己什么时候需要如何代谢的时候,如何实现代谢过程,即代谢执行语言。代谢的感知规则可以包括通知模式、感知模式和订阅模式。比如,加入数据A和B之间有关联关系,当A发生变化时,由A主动通知B需要代谢,则为通知模式;如果由B定期监测数据A的变化,并决定是否需要代谢,则为感知模式。而订阅模式是指数据B会向跟它有关联的数据A和其他部分或全部数据发送订阅请求,请求A发生变化后通知B;而数据A发生变化时,也只将通知发送给所有订阅了其他关联数据。

4 结 论

1) 本文主要针对当前智慧城市的构建中出现的的数据多模式情况增多,数据呈现多源异构时变高维等特点,面向最困难的多模式数据融合问题,提出了一种多模式数据的融合模型。

2) 模型基于三部分数据处理与描述模型:服务信息描述模型、元数据模型以及数据互联模型,将数据的几个重要互联模块进行方法实现。

3) 最后提出了一个针对多模式的互联模型,其实现方法为数据处理与描述模型中的各种方法,最终实现数据互联生长融合模型的目的。

参考文献 (References)

- [1] WANG L, JING C, ZHOU P. Security structure study of city management platform based on cloud computing under the conception of smart city [C] // 2012 4th International Conference on Multimedia Information Networking and Security (MINES). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 91-94.
- [2] LI H, XUE L, ZHU Y, et al. The application and implementation research of smart city in China [C] // 2012 International Conference on System Science and Engineering (ICSSE). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 288-292.
- [3] COLLINS J P. Sailing on an ocean of 0 s and 1 s [J]. Science, 2010, 327 (5972): 1455-1456.
- [4] NIELSEN M. A guide to the day of big data [J]. Nature, 2009, 462 (7274): 722-723.
- [5] WICKER J, KRAUTER N, DERSTORFF B, et al. Cinema data mining: The smell of fear [C] // Proceedings of the 21th ACM SIGKDD International Conference on Knowledge Discovery and Data Mining. New York: ACM, 2015: 1295-1304.
- [6] WANG J P, CONG G, ZHAO X W, et al. Mining user intents in twitter: A semi-supervised approach to inferring intent categories for tweets [C] // 29th AAAI Conference on Artificial Intelligence, AAAI 2015 and the 27th Innovative Applications of Artificial Intelligence Conference. Palo Alto, CA: AAAI, 2015: 318-324.
- [7] GRBOVIC M, RADOSAVLJEVIC V, DJURIC N, et al. E-commerce in your inbox: Product recommendations at scale [C] // 21st ACM SIGKDD Conference on Knowledge Discovery and Data Mining, KDD 2015. New York: ACM, 2015: 1809-1818.
- [8] GROVES A R, BECKMANN C F, SMITH S M, et al. Linked independent component analysis for multimodal data fusion [J]. Neuroimage, 2011, 54 (3): 2198-2217.
- [9] SRIVASTAVA N, SALAKHUTDINOV R. Multimodal learning with deep Boltzmann machines [J]. Journal of Machine Learning Research, 2014, 15 (8): 1967-2006.
- [10] STATHOPOULOS A, TSEKERIS T. The athens dynamic traffic map for multimodal travel information services [J]. Journal of Maps, 2008, 4 (1): 119-133.
- [11] LINDEN G, SMITH B, YORK J. Amazon. com recommendations: Item-to-item collaborative filtering [J]. Internet Computing IEEE, 2003, 7 (1): 76-80.
- [12] O'GRADY M, O'HARE G. Computer science. How smart is your city? [J]. Science, 2012, 335 (6076): 1581-1582.
- [13] NAM T, PARDO T A. Conceptualizing smart city with dimensions of technology, people, and institutions [C] // International Digital Government Research Conference: Digital Government Innovation in Challenging Times. New York: ACM, 2011: 282-291.
- [14] SCHOEPLIN T N, DAILEY D J. Dynamic camera calibration of roadside traffic management cameras for vehicle speed estimation [J]. IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, 2003, 4 (2): 90-98.
- [15] PORIKLI F, LI X. Traffic congestion estimation using hmm models without vehicle tracking [C] // Intelligent Vehicles Symposium, 2004. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004: 188-193.
- [16] FAN W, CHEN Z, XIONG Z, et al. The Internet of data: A new idea to extend the IOT in the digital world [J]. Frontiers of Computer Science, 2012, 6 (6): 660-667.
- [17] PORIA S, CAMBRIA E, HUSSAIN A, et al. Towards an intelligent framework for multimodal affective data analysis [J]. Neural Networks, 2015, 63: 104-116.
- [18] ZHENG L Y, MA H, WU B, et al. Estimation of travel time of different vehicle types at urban streets based on data fusion of multisource data [C] // 14th COTA International Conference of Transportation Professionals: Safe, Smart, and Sustainable Multimodal Transportation Systems, CICTP 2014. Panama: ASCE, 2014: 452-466.

作者简介:

张义 男,博士研究生,助理研究员。主要研究方向:智慧城市与城市计算。
Tel. : 010-82316583

陈虞君 男,博士研究生。主要研究方向:数据挖掘。
Tel. : 010-82316583
E-mail: chenjohn@ buaa. edu. cn

杜博文 男,博士,讲师。主要研究方向:智慧城市和数据

挖掘。
Tel. : 010-82316583
E-mail: dubowen@ buaa. edu. cn

蒲菊华 女,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:车辆自组织网络、数据挖掘、智慧城市与城市计算。
Tel. : 010-82316583
E-mail: pujh@ buaa. edu. cn

熊璋 男,硕士,教授,博士生导师。主要研究方向:智慧城市。
Tel. : 010-82317606

Multimodal data fusion model for smart city

ZHANG Yi^{1,2}, CHEN Yujun^{1,2}, DU Bowen^{1,2}, PU Juhua^{1,2,*}, XIONG Zhang^{1,2}

(1. State Key Laboratory of Software Development Environment, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Research Institute of Beihang University in Shenzhen, Shenzhen 518057, China)

Abstract: With the rapid growth of cloud computing and big data, in addition to the urgent demand for city development, smart city construction has become one of the hot topics of domestic and international computer science researches. With the increasing number of closed-circuit televisions and sensor devices in urban city, types of data that people can obtain in city increase as well. The city data has multimodal properties like time dependent, heterogeneous, multi-source and high-dimension. How to make the multimodal city data connected, related to each other, and interconnected to each other, and how to mine better and various information for city construction become the key in this area. In this paper, we propose a multimodal data fusion model for smart city: the multimodal connecting growing fusion (MICROS) model. We present our model in three directions. First, targeting at multimodal data, we describe four features: multisource, heterogeneous, time-dependent and high-dimension. Second, we construct the three-layer fundamental model structure for multimodal fusion from bottom to top, including service-information description model, meta-data model and data-connection model. Finally, based on this three-layer fundamental model, we propose a multimodal data fusion model suitable for smart city construction.

Key words: smart city; multimodal data; data mining; data fusion; multimodal connecting growing fusion (MICROS) model

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0861



扰动形状对钝头体非对称流动的影响

齐中阳^{1,2}, 王延奎^{1,2,*}, 沙永祥², 王磊²

(1. 空气动力学国家重点实验室, 绵阳 621000; 2. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 通过在钝头体头部施加人工扰动块可以得到确定的大攻角下的非对称背涡结构。为了研究扰动块形状对非对称背涡结构的影响, 本文在攻角 50° 、雷诺数 $Re_D = 1.54 \times 10^5$ 的条件下, 利用数值模拟对周向角 90° 、子午角 10° 的扰动位置的半球形、D 型及方形 3 种扰动块形状分别进行了研究。研究发现在同一扰动位置, 半球形扰动主控下的背涡结构为右涡型, 而 D 型扰动和方形扰动主控下的背涡结构呈现左涡型, 且方形扰动主控下的背涡结构的非对称性弱于其他 2 种扰动主控的非对称背涡。通过分析发现扰动块所引起的微流动直接影响钝头体非对称背涡结构。因此为了更精准地通过施加人工扰动得到确定的非对称背涡结构, 应尽量选择形状简单、表面平滑过渡的扰动块形状。

关 键 词: 钝头体; 非对称涡; 人工扰动; 扰动形状; 大迎角

中图分类号: V221.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2691-07

当钝头细长旋成体大攻角飞行时, 其背风面会出现非对称涡结构, 且其方向具有随机性^[1]。对于采用钝头细长前体的战术导弹而言, 这种大攻角绕流的非对称性所诱导出的偏航力矩甚至大于导弹方向舵的控制能力, 严重降低导弹的可控性, 使其偏离飞行轨道, 致使任务失败。因此, 作为当前空气动力学领域的研究热点和难点, 国内外对细长体大攻角非对称性问题开展了大量研究^[2-5]。一方面研究有效的人工干预手段, 以推迟非对称流动出现的起始攻角, 减小甚至消除非对称涡引起的侧向力和偏航力矩。另一方面, 以利用非对称流动所引起的侧向力和偏航力矩为目的, 针对消除非对称涡结构的随机性进行研究, 进而通过控制流动的非对称结构, 得到确定的侧向力和偏航力矩并加以利用。为了消除非对称涡结构的随机性, 国内外尝试了吹气、边条、鸭舌翼、开槽、粗糙带等多种手段进行控制^[6-8], 并取得了不同程度的效果。其中, Moskovitz 等^[9]通过实验方

法, 在细长旋成体头部引入微粒作为人工扰动, 成功地得到了确定的、可重复的侧向力。所以, 通过头部施加人工微扰动的方法可以确定钝头细长旋成体的非对称涡结构。但是人工微扰动对非对称涡结构起主控作用的机理还并不清楚, 其中人工微扰动形状对非对称涡结构是否存在影响及影响形式并不明确。

本文利用数值模拟的方法, 在雷诺数 $Re_D = 1.54 \times 10^5$ 条件下, 分别在钝头体头部同一扰动位置(周向角 $\theta = 90^\circ$, 子午角 $\gamma = 10^\circ$)施加半球形、D 型、方形 3 种形状的微扰动块, 计算并分析攻角 $\alpha = 50^\circ$ 时人工微扰动形状对钝头细长旋成体非对称涡结构的影响。

1 研究方法

1.1 数值方法

本文针对钝头体整机模型进行研究, 对于其

收稿日期: 2015-12-29; 录用日期: 2016-04-01; 网络出版时间: 2016-05-23 08:57

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160523.0857.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(11472028); 中国航天科技集团公司航天科技创新基金(CASC01); 2015 装备预研基金

* 通讯作者: Tel.: 010-82339591 E-mail: wangyankui@buaa.edu.cn

引用格式: 齐中阳, 王延奎, 沙永祥, 等. 扰动形状对钝头体非对称流动的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2691-2697. QI Z Y, WANG Y K, SHA Y X, et al. Effects of perturbation geometry on behavior of asymmetric flow over blunt body[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2691-2697 (in Chinese).

大攻角下复杂的非对称背涡结构,需要选择合适的湍流方程。对于钝头体大攻角的流动分离现象的研究,湍流的动量输运作用可使流动依附于壁面。层流模型对于湍流的输运作用估计过小,流动分离现象发生过于频繁^[10]。而 $\kappa\text{-}\varepsilon$ 两方程模型对于湍流的输运作用估计过度,使得流动分离过分推迟,甚至不发生分离。因此本文采用工程上应用广泛的 $\kappa\text{-}\omega$ SST 混合湍流模型^[11]。因为对于 $\kappa\text{-}\varepsilon$ 两方程湍流模型,可以很好地模拟远离壁面的而充分发展的湍流流动,而 $\kappa\text{-}\omega$ 两方程湍流模型则可以更好地模拟各种压力梯度下的边界层问题。Menter^[12] 结合 2 种模型的特点提出的 $\kappa\text{-}\omega$ SST 混合湍流模型,在近壁面保留原始的 $\kappa\text{-}\omega$ 模型特点,远离壁面的地方应用 $\kappa\text{-}\varepsilon$ 湍流模型。

离散方程采用有限体积法,求解方法采用 SIMPLEC 算法,远场采用压力远场条件,物面满足无滑移边界条件。计算风速 $V_\infty = 35\text{ m/s}$,基于钝头体直径的雷诺数 $Re_D = 1.54 \times 10^5$,模型攻角为 $\alpha = 50^\circ$ 。为保证计算准确性,计算网格数量为 500 万,且第一层网格尺寸满足 $y^+ < 1$ 。

1.2 物理模型

计算模型如图 1(a)所示为钝头旋成体,其头部为球体的一部分,且其钝度 $B = 80\%$ (钝度 = 头部圆弧半径/模型后体等值段半径),总体长度为

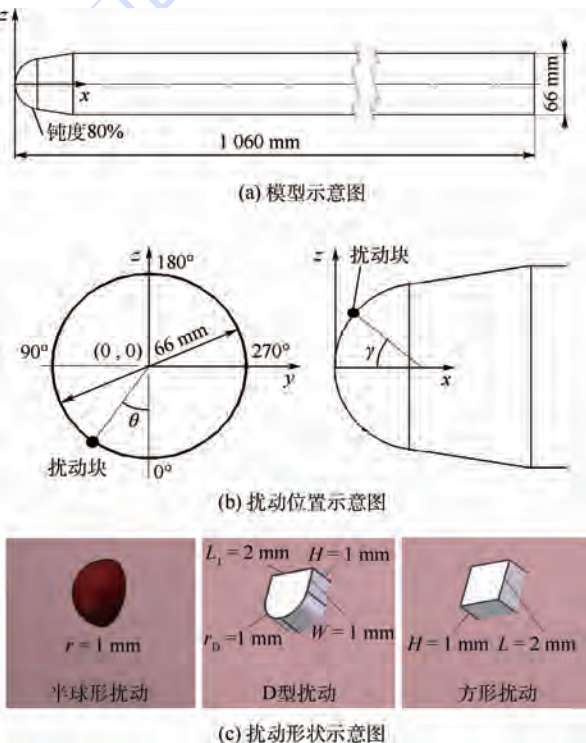


图1 模型与人工扰动

Fig. 1 Model and artificial perturbation

$X = 1060\text{ mm}$,后体直径 $D = 66\text{ mm}$,即总长细比 $X/D = 16$ 。

人工扰动位置定义如图 1(b)所示,其周向位置用周向角表示,定义为从模型尾端向前看,扰动位置到 x 轴的垂线与 z 轴负方向的顺时针夹角 θ 。扰动轴向位置用子午角表示,其定义为扰动位置到钝头球心的连线与 x 轴负向的夹角 γ 。本文计算模型为固定扰动位置周向角 $\theta = 90^\circ$ 、子午角 $\gamma = 10^\circ$ 。

本文针对 3 种扰动块形状进行研究,如图 1(c)所示,分别为半球形扰动、D 型扰动和方形扰动。半球形扰动为半径 $r = 1\text{ mm}$ 的半球形,其球心落在钝头体头部扰动位置周向角 $\theta = 90^\circ$ 、子午角 $\gamma = 10^\circ$ 处。D 型扰动高 $H = 1\text{ mm}$,如图 1(c)所示,由半柱体和长方体组合而成,其长方体长度 $L_1 = 2\text{ mm}$,宽度 $W = 1\text{ mm}$,柱体半径 $r_D = 1\text{ mm}$,其柱体轴心在钝头体头部扰动位置周向角 $\theta = 90^\circ$ 、子午角 $\gamma = 10^\circ$ 处,且半圆弧中点指向钝头体头部顶点。方形扰动高 $H = 1\text{ mm}$,其垂直于高的截面为边长 $L = 2\text{ mm}$ 的正方形,其正方形中心落在钝头体头部扰动位置周向角 $\theta = 90^\circ$ 、子午角 $\gamma = 10^\circ$ 处。其中定义半球形扰动为无棱边的扰动块,D 型扰动为半棱边扰动块,方形扰动位全棱边扰动块,3 种扰动形式的选择依据为从半球体的无棱形式向方体的多棱形式的一个演化过渡。

1.3 数值方法验证

通过试验数据对计算结果进行验证,确定计算结果的可靠性。对比计算数据和试验数据的条件为风速 $V_\infty = 35\text{ m/s}$,基于钝头体直径的雷诺数 $Re_D = 1.54 \times 10^5$,模型攻角为 $\alpha = 40^\circ$ 。扰动块为半径 $r = 1\text{ mm}$ 的半球扰动,扰动位置周向角 $\theta = 90^\circ$ 、子午角 $\gamma = 40^\circ$ 。试验风洞的来流湍流度为 0.08% ,开口试验段尺寸为: $2.5\text{ m} \times 1.5\text{ m} \times 1.5\text{ m}$ 。图 2 给出了计算数据与试验数据的对比结果,从图 2(a)所示的截面法向力 C_{N_s} 沿轴向的变化曲线可以看出,其变化规律基本保持一致,截面 $x/D = 2$ 之后存在一定误差,主要是因为钝头体大攻角飞行时,其多涡系背涡结构非常复杂,很难完全模拟出相同涡系结构。图 2(b)为截面 $x/D = 1$ 的压力分布 C_p 曲线的计算结果和试验结果对比,从图中数据可见,计算结果与试验数据吻合较好(图中 θ_s 为截面周向角)。综合判断,计算方法对于模拟钝头旋成体大攻角非对称背涡结构是可行的,其计算结果可信。

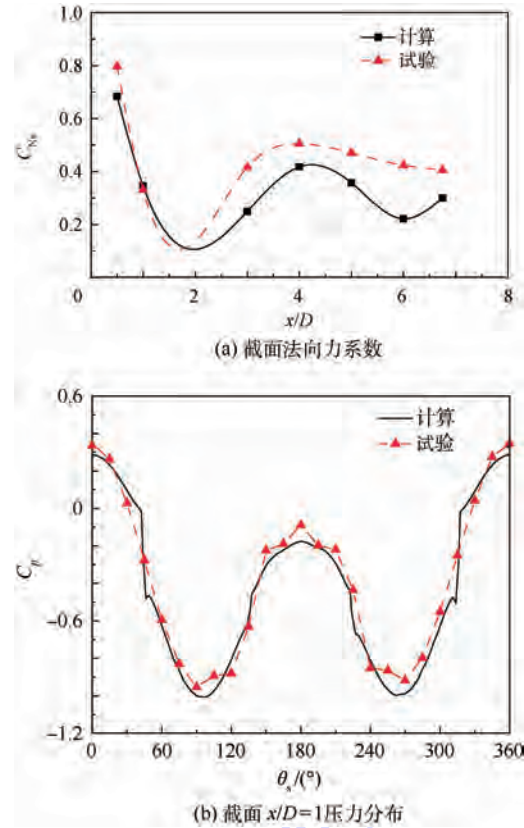


图 2 数值方法验证

($V_\infty = 35 \text{ m/s}$, $\alpha = 40^\circ$, $\theta = 90^\circ$, $\gamma = 40^\circ$, $Re_D = 1.54 \times 10^5$)

Fig. 2 Verification of numerical simulation method

($V_\infty = 35 \text{ m/s}$, $\alpha = 40^\circ$, $\theta = 90^\circ$, $\gamma = 40^\circ$, $Re_D = 1.54 \times 10^5$)

2 结果与分析

2.1 扰动形状对表面压力分布的影响

因为钝头体非对称涡结构主要受到头部影响^[13],所以本文中,扰动形状对表面压力分布的影响主要针对模型头部的压力分布进行讨论。图 3 所示为来流风速 $V_\infty = 35 \text{ m/s}$,模型攻角 $\alpha = 50^\circ$,扰动位置为 $\theta = 90^\circ$, $\gamma = 10^\circ$ 的条件下,3 种不同扰动块形状的钝头体头部的表面压力分布情况。从图中可以看出,3 种扰动形式下头部表面的压力分布基本相同,但在扰动块周围存在差异(见图 4)。

从图 4 中可以看出,对于 3 种不同扰动块形状,扰动块周围的模型表面压力分布存在不同。截取扰动块下游的模型截面(见图 5)进行分析,如图 6 所示为 3 种不同扰动块下游面 $x/D = 0.017$ 和 $x/D = 0.17$ 的表面压力系数沿周向的分布。当来流刚刚流经扰动块时,从图 6(a) 可以看出,半球形扰动的情况下,截面的周向位置 $\theta_s = 120^\circ$ 时,出现壁面压力增大现象,主要是流体经过半球扰动时,在半球体表面依附通过,而在半球扰动的背

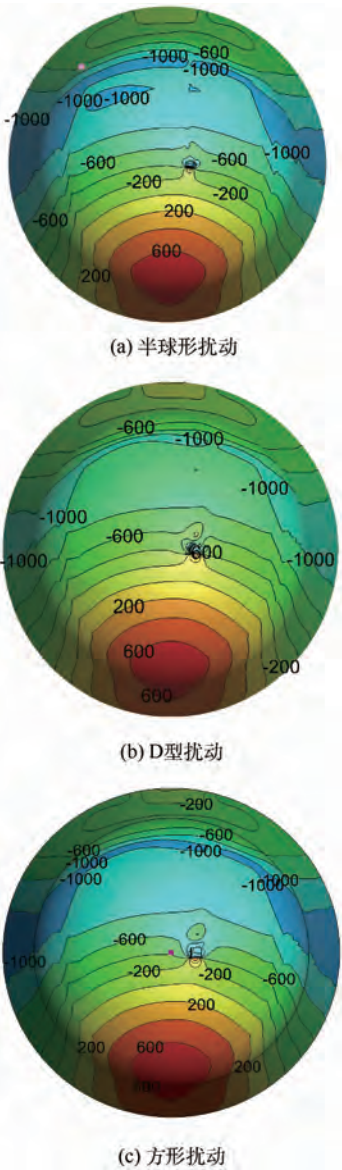


图 3 3 种扰动块下钝头体头部压力分布
($V_\infty = 35 \text{ m/s}$, $\alpha = 50^\circ$, $\theta = 90^\circ$, $\gamma = 10^\circ$, $Re_D = 1.54 \times 10^5$)

Fig. 3 Nose pressure distribution of blunt body for three perturbations

($V_\infty = 35 \text{ m/s}$, $\alpha = 50^\circ$, $\theta = 90^\circ$, $\gamma = 10^\circ$, $Re_D = 1.54 \times 10^5$)

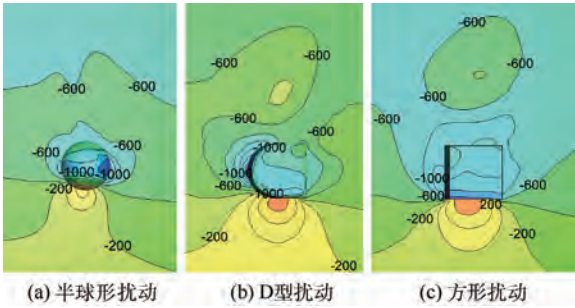


图 4 3 种扰动块下扰动位置的压力分布
($V_\infty = 35 \text{ m/s}$, $\alpha = 50^\circ$, $\theta = 90^\circ$, $\gamma = 10^\circ$, $Re_D = 1.54 \times 10^5$)

Fig. 4 Locational pressure distribution for three perturbations
($V_\infty = 35 \text{ m/s}$, $\alpha = 50^\circ$, $\theta = 90^\circ$, $\gamma = 10^\circ$, $Re_D = 1.54 \times 10^5$)

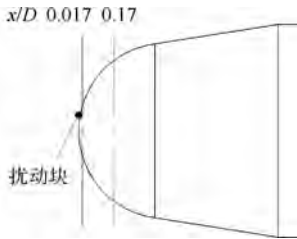


图 5 模型头部压力分析截面

Fig. 5 Nose sections of model for pressure analysis

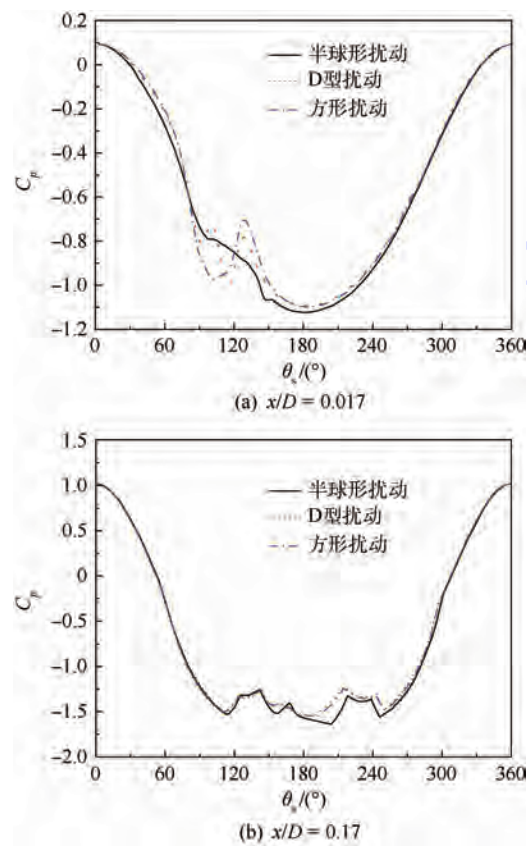


图 6 3 种扰动块下模型头部截面的压力系数分布
($V_\infty = 35 \text{ m/s}$, $\alpha = 50^\circ$, $\theta = 90^\circ$, $\gamma = 10^\circ$, $Re_D = 1.54 \times 10^5$)

Fig. 6 Sectional pressure coefficient distribution of model nose for three perturbations
($V_\infty = 35 \text{ m/s}$, $\alpha = 50^\circ$, $\theta = 90^\circ$, $\gamma = 10^\circ$, $Re_D = 1.54 \times 10^5$)

风区域流体速度减小,所以出现压力增加现象。对于 D 型和方形扰动块,流体不能依附其表面通过,所以截面的周向位置 $\theta_s = 110^\circ$ 出现的表面压力下降的峰值。相比较于半球形扰动,其背风区域的流体速度更低,所以在截面的周向位置 $\theta_s = 130^\circ$ 出现了压力增加的峰值。

随着流体沿着轴向继续向下游发展,图 6(b) 的表面压力系数沿周向的分布曲线可以发现,在截面 $x/D = 0.17$ 处 D 型和方形扰动块下的压力系数分布曲线已经重合,3 种扰动形状在该截面处均发展出了非对称性。

2.2 扰动形状对流场结构的影响

2.2.1 扰动形状对钝头体非对称流场的影响

因为钝头体头部扰动块对其大攻角流动的非对称性有主控作用^[9],所以本节针对扰动块引起的微流动对整个钝头体非对称流动的影响进行分析。

为了分析扰动块引起的微流动对钝头体非对称流动的影响,图 7 显示了 3 种不同扰动块下的截面 $x/D = 2.5$ 的压力分布曲线,可以发现对于半球形扰动,截面 $x/D = 2.5$ 的压力曲线呈现右涡型,即此截面非对称涡中的右涡处于靠近物面的低位(见图 8(a))。而对图 7 中的 D 型扰动而言,截面 $x/D = 2.5$ 的压力曲线则呈现左涡型,即此截面非对称涡中的左涡处于靠近物面的低位(见图 8(b))。此外,图 7 中的方形扰动块下的截面 $x/D = 2.5$ 的压力分布曲线显示出不明显的非对称性。根据坐标轴定义,规定绕 x 轴顺时针旋向的涡向为正,逆时针旋向的涡向为负,即如图 8 所示,左涡为 x 轴正旋向涡,右涡为 x 轴负旋向涡。

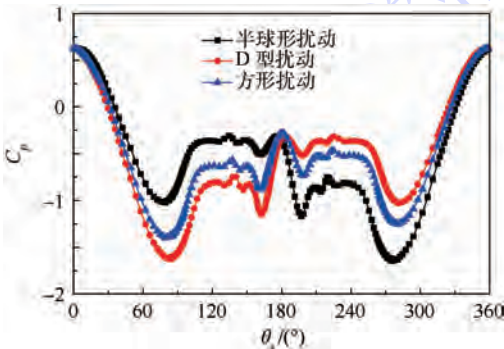


图 7 3 种扰动块下截面 $x/D = 2.5$ 的压力系数分布
($V_\infty = 35 \text{ m/s}$, $\alpha = 50^\circ$, $\theta = 90^\circ$, $\gamma = 10^\circ$, $Re_D = 1.54 \times 10^5$)

Fig. 7 Pressure coefficient distribution for three perturbations at section $x/D = 2.5$
($V_\infty = 35 \text{ m/s}$, $\alpha = 50^\circ$, $\theta = 90^\circ$, $\gamma = 10^\circ$, $Re_D = 1.54 \times 10^5$)

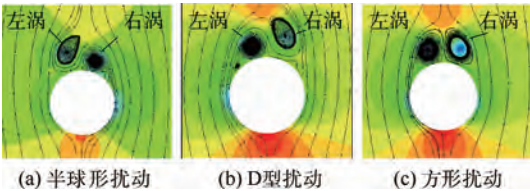


图 8 3 种扰动块下截面 $x/D = 2.5$ 的压力分布与流线
($V_\infty = 35 \text{ m/s}$, $\alpha = 50^\circ$, $\theta = 90^\circ$, $\gamma = 10^\circ$, $Re_D = 1.54 \times 10^5$)

Fig. 8 Pressure distribution and streamlines for three perturbations at section $x/D = 2.5$
($V_\infty = 35 \text{ m/s}$, $\alpha = 50^\circ$, $\theta = 90^\circ$, $\gamma = 10^\circ$, $Re_D = 1.54 \times 10^5$)

1) 半球形扰动对流场结构的影响

对于半球扰动情况,从图 8(a)中可以发现在截面 $x/D=2.5$ 处,左涡为高涡。如图 9(a)所示,左涡先抬升,离开物面。图 9(b)中可以发现,左涡的抬升流线起始于半球扰动,近壁流动流经半球扰动时,分成两股半球两侧的扰动微流动,在 E 点会合并向左侧发展,促使左涡从物面抬升。因此半球扰动促进了涡从物面分离,使得左涡成为高涡。而扰动引起的微流动在 E 点的转向主要取决于其在 E 点处的 x 轴旋涡的旋向,如图 9(c)所示,当来流绕过半球形扰动时, A 点形成 x 轴负旋向涡,而 B 点形成 x 轴正旋向涡,同时 C 和 D 点分别出现负压区的新生涡为 x 轴负旋向涡和 x 轴正旋向涡。因为扰动块的位置在 $\theta=90^\circ, \gamma=10^\circ$,其 B 侧的负压区大于 A 侧,则其产生的 D 点涡量强于 C 点涡量,之后 $A、C、D$ 点的 3 个涡交错后流向点 E (见图 9(b)),在 E 点为涡量大小为 72 s^{-1} 的 x 轴正旋向涡,而 B 点的流动到 E 点为涡量大小为 932419 s^{-1} 的 x 轴正旋向涡。因为左涡为 x 轴正旋向涡,所以两股流动在 E 点向左转向,使左涡成为高涡。

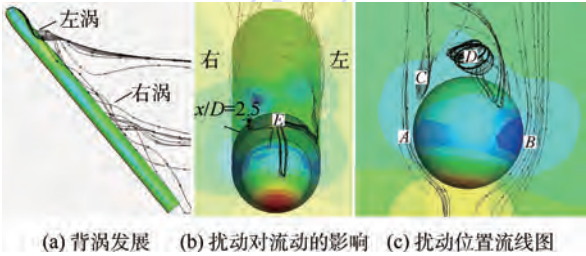


图 9 半球形扰动对背涡结构的影响
Fig. 9 Effect of hemispherical perturbation on vortex structure

2) D 型扰动对流场结构的影响

图 8(b)所示 D 型扰动下,截面 $x/D=2.5$ 处右涡为高涡。从图 10(a)中可以看出右涡线先抬升,离开物面。根据扰动块引起的微流动流场(见图 10(c))可以看出,当来流通过扰动块时,从扰动块的两侧流过,流过棱 1 时发生分离流动,为 x 轴正旋向涡。而另一侧,当流动沿弧面流动时,被分为两股流动形式,一股沿弧面的切向向前流动,如图 10(c)中的流动 1,在 A 点形成 x 轴负旋向涡。而另一股流动 2 沿着弧面到棱 2 处发生分离流动并与棱 1 的分离流动合并,即 C 点的 x 轴负旋向涡融入 E 点的 x 轴正旋向涡,使得合并流动的涡量减弱,至 F 点(见图 10(b))为涡量为 221 s^{-1} 的 x 轴正旋向涡。而从图 10(b)中可以看出,扰动块弧面上分离出来的流动 1 发展到 F 点

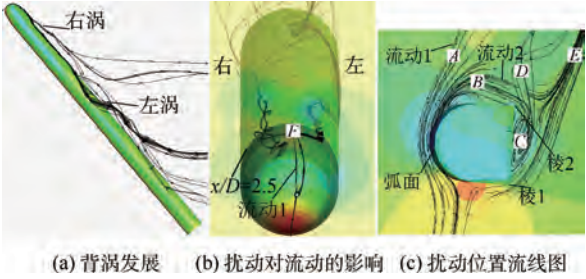


图 10 D 型扰动对背涡结构的影响
Fig. 10 Effect of D-type perturbation on vortex structure

处,为涡量为 161224 s^{-1} 的 x 轴负旋向涡,转向右侧涡结构中,促进了右涡从物面上抬升成为高涡,因此使得 D 型扰动下的截面 $x/D=2.5$ 处的压力曲线呈现左涡型。

3) 方形扰动对流场结构的影响

图 8(c)所示方形扰动下,截面 $x/D=2.5$ 处右涡为高涡,但相比于左涡并没有明显抬升。图 7 中方形扰动下的截面 $x/D=2.5$ 处的压力分布还没有形成明显的非对称性。从图 11(a)中可以看出,右涡先于左涡从物面上发生缓慢的抬升。根据扰动块引起的微流动流场(见图 11(c))可以发现,当流动流经方形扰动块时,从扰动块两侧通过,分别在 $A、B$ 点形成 x 轴负旋向涡和 x 轴正旋向涡。当流动经过扰动块棱 3 时发生分离流动,形成流动 1 继续向前流动。另一侧当流动经过扰动块棱 2 时,被分为两股流动,一股与物面分离形成流动 2,在 C 点处形成 x 轴负旋向涡,最终与流动 1 在 D 点形成的 x 轴正旋向涡合并流动,使流动 1 的涡量减弱。而棱 1 分离出来的另一股流动 3 贴近壁面在棱 2 处发生流动分离,也与流动 1 合并,且两股流动同样方向相反,流动 1 的涡量强度被再一次减弱。从图 11(b)中可以看出当合并流到达 E 点,为涡量为 5696 s^{-1} 的 x 轴正旋向涡,所以向左发展,使得左涡成为高涡位,但相比于半球扰动块和 D 型扰动块引起的为流动发展至拐点位置所具有的涡量,其涡量值较低,所以高涡发展相对较慢。

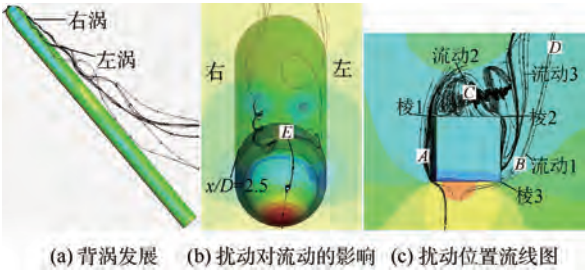


图 11 方形扰动对背涡结构的影响
Fig. 11 Effect of square perturbation on vortex structure

2.2.2 扰动形状对钝头体表面流动的影响

因为扰动块微流动形式影响到钝头体非对称流动结构,反映到钝头体表面上即为左右两边分离线的非对称性受扰动块形状的影响。如图 12 所示为 3 种不同扰动形状下,物面的分离线情况。

图 12(a)和图 12(b)分别为半球形扰动下,模型两侧的物面分离线形式。因为半球扰动时,左视图的物面分离线先发展到轴对称线以下,表示左涡先发生抬升成为高涡。而此处的模型右视图中分离线在轴对称线以上,表示右涡没有从物面抬升,成为低涡。根据 2.2.1 节中分析可知,其主要原因为扰动微流动主控了钝头体非对称流动,导致了物面分离线的发展形式。

图 12(c)和图 12(d)分别为 D 型扰动下,模型两侧的物面分离线形式。其与半球扰动下的分离线形式刚好相反,其右视图的物面分离线先发展到轴对称线以下,表示右涡先发生抬升成为高涡。而左视图中分离线在轴对称线以上,表示左涡没有从物面抬升而成为低涡,其发展形势也是主要受到扰动块的影响。对于图 12(e)和图 12(f)所显示的方形扰动,两侧分离线发展结构相似,其背涡非对称性不明显,也是主要受到了方形扰动块所引入的微流动的影响。

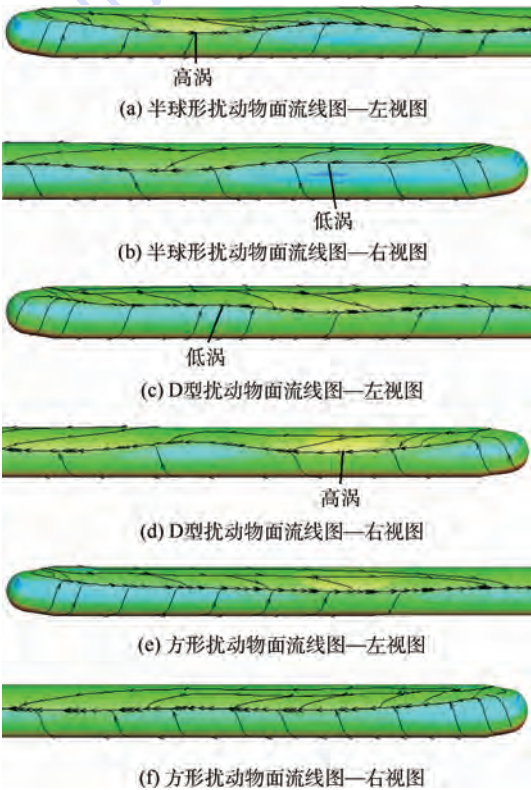


图 12 物面分离线

Fig. 12 Separation lines of model surface

3 结 论

本文针对 3 种不同扰动块形状对钝头体大攻角下的非对称流动进行研究,得到以下结论:

1) 3 种扰动块形状对于钝头体的头部表面压力分布影响主要集中于扰动块周围的背风区域,随着流动向下游发展,其对头部靠近下游的位置影响减小。

2) 扰动块对钝头体大攻角的非对称流动有主控作用,且扰动块所引起的微流动的 x 轴涡旋向决定钝头体的非对称的左、右涡模态;微流动的涡量决定非对称程度的大小。

为了更好地研究扰动块与非对称背涡之间的响应关系,需要得到稳定的扰动块微流动,因此应尽量将扰动块的形状简单化,且表面平滑过渡。

参考文献 (References)

[1] 王刚,梁新刚,邓学莹.细长体大迎角绕流的滚转角特性[J].实验流体力学,2004,18(4):11-14.
WANG G, LIANG X G, DENG X Y. Effects of roll angle on side force distribution over slender bodies of revolution at high angle of attack[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2004, 18(4): 11-14 (in Chinese).

[2] ERICSSON L E, BEYERS M E. Fluid mechanics considerations for successful design of forebody flow control: AIAA-2000-2320 [R]. Reston: AIAA, 2000.

[3] 张涵信,冉政.细长锥体有攻角绕流对称流态到非对称流态的结构稳定性研究[J].空气动力学学报,1997,15(1):20-26.
ZHANG H X, RAN Z. On the structural stability of the flows over slenders at angle of attack[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1997, 15(1): 20-26 (in Chinese).

[4] 程克明,范召林,尹贵鲁.大攻角流动非对称性成因与对策[J].南京航空航天大学学报,2002,34(1):17-21.
CHENG K M, FAN Z L, YIN G L. On cause and research strategy of flow asymmetry in high-alpha flows[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 34(1): 17-21 (in Chinese).

[5] LAMONT P J, HUNT B L. Prediction of aerodynamic out-of-plane forces on ogive-nosed circular cylinders [J]. Journal Space-craft and Rockets, 1997, 14(1): 38-44.

[6] WILLIAMS D A. A review of forebody vortex control scenarios: AIAA-1997-1967 [R]. Reston: AIAA, 1997.

[7] MALOCOLM G N. Forebody vortex control-A progress review: AIAA-1993-3540 [R]. Reston: AIAA, 1993.

[8] 王元靖,范召林,侯跃龙,等.粗糙带对细长体大迎角流动非对称性的影响[J].空气动力学学报,2005,23(3):284-288.
WANG Y J, FAN Z L, HOU Y L, et al. Effects of grid strip on flow asymmetry over a slender revolution body at high angles of attack[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005, 23(3): 284-288

- (in Chinese).
- [9] MOSKOVITZ C A, HALL R M, DEJARNETTE F R. Effects of nose bluntness, roughness and surface perturbations on the asymmetric flow past slender bodies at large angles of attack; AIAA-1989-2236 [R]. Reston: AIAA, 1989.
- [10] DRIVER D M. Reynolds shear stress measurements in a separated boundary layer; AIAA-1991-1787 [R]. Reston: AIAA, 1991.
- [11] 周宇, 钱炜祺, 邓有奇, 等. $\kappa-\omega$ SST 两方程湍流模型中参数影响的初步分析 [J]. 空气动力学学报, 2010, 28 (2): 213-217.
- ZHOU Y, QIAN W Q, DENG Y Q, et al. Introductory analysis of the influence of menter's $\kappa-\omega$ SST turbulence model's parameters [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28 (2): 213-217 (in Chinese).
- [12] MENTER F R. Zonal two equation $\kappa-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows; AIAA-1993-2906 [R]. Reston: AIAA, 1993.
- [13] 邓学莹, 刘沛青, 孔繁美. 旋成体非对称背涡特性及其形成机理的研究 [J]. 空气动力学学报, 2000, 18 (增刊): 121-126.
- DENG X Y, LIU P Q, KONG F M. Investigation on characteristics of asymmetric vortices and mechanism [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2000, 18 (S1): 121-126 (in Chinese).

作者简介:

齐中阳 男, 博士研究生。主要研究方向: 钝头旋成体大攻角的非对称流动。

Tel.: 010-82317524

E-mail: qizhongyang1314@126.com

王延奎 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 大迎角空气动力学。

Tel.: 010-82339591

E-mail: wangyankui@buaa.edu.cn

Effects of perturbation geometry on behavior of asymmetric flow over blunt body

QI Zhongyang^{1,2}, WANG Yankui^{1,2,*}, SHA Yongxiang², WANG Lei²

(1. State Key Laboratory of Aerodynamics, Mianyang 621000, China;

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

Abstract: The asymmetric vortices can be determined through setting the artificial perturbation on the nose of the blunt body at high angle of attack. To study the influence of perturbation geometry on the asymmetric vortices, numerical simulation was applied and the hemispherical, D-type and square perturbations were set on the position circumferential angle 90° and meridian angle 10° respectively at the angle of attack 50° and $Re_D = 1.54 \times 10^5$. It is found that the vortex structure induced by hemispherical perturbation is shown as right vortex pattern; however the left vortex pattern is shown for the D-type and square perturbations. What is more, the asymmetry of vortex structure for the square perturbation is weaker than that for the other two perturbations. The reason is that the separated flows from different boundaries of the same perturbation influence each other and affect the asymmetric vortex structure. In order to determine the asymmetric vortices accurately by setting artificial perturbation, the geometry of perturbation should be as simple as possible.

Key words: blunt body; asymmetric vortices; artificial perturbation; perturbation geometry; high angle of attack

Received: 2015-12-29; Accepted: 2016-04-01; Published online: 2016-05-23 08:57

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160523.0857.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11472028); China Aerospace Science and Technology Corporation Innovation Fund (CASC01); Pre-research Fund 2015

* Corresponding author. Tel.: 010-82339591 E-mail: wangyankui@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2016.0153



航行器低速斜入水运动规律

李永利^{1,2}, 冯金富^{1,*}, 齐铎¹, 杨健¹, 胡俊华¹, 徐保伟³

(1. 空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038; 2. 武警工程大学 装备工程学院, 西安 710086;

3. 空军航空大学 飞行教官训练基地, 蚌埠 233000)

摘 要: 针对介质跨越航行器控制困难的问题,提出一种空中控制水下非控的单一控制策略;为了分析航行器非控状态下斜入水运动的规律,构建了航行器低速入水动力学模型,并分别使用数值仿真方法和理论模型求解方法进行同一条件下的航行体入水运动仿真,通过对2种方法的仿真结果对比验证本文所构建航行体斜入水动力学模型的正确性。利用构建的入水动力学模型,分别对不同初始速度、角度、攻角条件下的入水过程进行了运动状态仿真并分析,得出了航行体在入水运动过程中的姿态位置变化规律。此入水规律将指导介质跨越航行器后续的水下航行、进而出水的一系列研究。

关 键 词: 入水运动; 动力学模型; 理论模型求解; 弹道; 姿态

中图分类号: TJ76

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2698-11

近年来,越来越多的国家开始研究一类既能够在空中飞行,又能够在水面和水下航行的跨介质航行器,例如文献[1-2]中提出了一种可潜水飞机详细的设计指标。航行器在水空介质交替反复的运动中,伴随着力和力矩突变、气液扰动及复杂的碰撞现象,会对航行器控制造成不利影响,从而严重制约其航行的稳定性。目前,还没有适用于航行器水空跨越的一体化控制策略,而采用空中和水下分段控制的策略,会造成控制系统的复杂程度增加,可靠性降低,同时,还存在空中和水下控制器切换不稳定的问题。因此,本文提出一种空中控制水下非控的单一控制策略:通过空中控制航行器姿态、速度等,使其能够在非控状态下完成入水、水下航行、进而出水的一系列动作,并在其出水后能够满足空中控制起飞的初始状态要求。本文针对介质跨越航行器非控状态下的入水过程展开研究。

入水过程作为介质跨越武器空中弹道的延续和水中弹道的起始,有着完整性和典型性的特征^[3],整个过程涉及空气、水和弹性物体三者之间的相互作用,既是一个具有自由面和特殊空泡的流体力学问题,又是有可能引起结构破坏的高速撞击问题,还有弹性物体运动的动力学问题,研究解决这些问题,实验是必不可少的。Waugh 和 Stubstad^[4]系统地介绍了关于入水弹道实验模拟的知识和技术,并观测记录了许多入水实验方法、过程和结果;May^[5]汇集了以往有价值的入水知识和实验数据与资讯,系统分析了影响入水弹道的各种因素;文献[6-8]分别针对圆柱体和球体的入水问题开展了实验研究,分析了入水空泡的形成、发展、闭合及溃灭过程。文献[9-11]分别对不同头型物体入水进行研究,得出头部形状对空泡与入水稳定性有着重要影响。

随着计算机数值计算的发展,关于航行器入水

收稿日期: 2016-03-02; 录用日期: 2016-06-02; 网络出版时间: 2016-06-30 09:04

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160630.0904.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(51541905, 61502534)

* 通讯作者: Tel.: 029-84787514-601 E-mail: wcsfj@163.com

引用格式: 李永利, 冯金富, 齐铎, 等. 航行器低速斜入水运动规律[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2698-2708.

LI Y L, FENG J F, QI D, et al. Movement rule of a vehicle obliquely water-entry at low speed[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2698-2708 (in Chinese).

运动的数值仿真计算方法研究越来越多,文献[12-13]应用流体体积函数(VOF)结合动网格技术的方法,对物体垂直入水进行了数值计算研究,并验证了数值计算方法的有效性。文献[14]对某型号圆盘尖拱头型水下航行器 4 种姿态角的高速斜入水冲击进行了探索性的数值仿真研究。文献[15]建立了空投雷弹斜入水的数值模型并对入水初始弹道进行数值模拟。Park 和 Jung^[16]利用面元法数值计算了正切尖拱体以任意角度入水的冲击载荷,并对尖拱体的忽扑行为进行了数值计算分析。

可以看出关于航行器入水过程的研究,主要是采用实验和数值计算方法,而且多是针对某一特定工况条件或某一细节方面展开研究,缺乏对整个入水过程运动规律以及弹道特性的理论研究。本文采用理论分析方法,以低速入水的介质跨越航行器为研究对象,忽略自由面变化、飞溅、入水空泡等复杂物理现象细节,通过受力分析,构建入水动力学模型,并对航行器入水运动规律和弹道进行了研究。

1 动力学模型构建

1.1 物理模型

本文采用全长 $l = 5.33\text{ m}$, 质量分布均匀, 头部为 30° 顶角的尖拱体形状, 尾部为线性截断尾部的回转圆柱体为研究对象, 其物理模型如图 1 所示, 半径 R 计算公式为

$$R(x) = \begin{cases} 0 & x \leq 0 \text{ 或 } x > 5.33 \\ 0.2221x + 0.13325 & 0 < x \leq 0.6 \\ 0.2665 & 0.6 < x \leq 5.33 - \frac{0.2665}{\tan 15^\circ} \\ 0.2665 + \sqrt{r_1^2 - \left(x + \frac{0.2665}{\tan 15^\circ} - 5.33\right)^2} - r_1 & 5.33 - \frac{0.2665}{\tan 15^\circ} < x \leq 5.33 \end{cases} \quad (1)$$

式中: $r_1 = \frac{0.2665}{2 \cdot \sin 15^\circ \cdot \sin 15^\circ}$

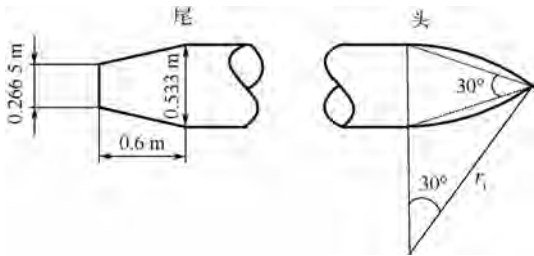


图 1 航行器物理模型示意图

Fig.1 Schematic diagram of vehicle physical model

1.2 受力分析

如图 2 所示, 选取弹体坐标系作为参考坐标系, 质心位置为坐标原点, 航行器入水角为 θ 。由于受到的空气作用力较小, 可忽略不计, 整个入水过程中仅受到重力 G 、浮力 B 和流体作用力 F 的相互作用, 其中重力 G 保持不变, 浮力 B 和流体作用力 F 都随航行器入水距离 x_a 的变化而变化。

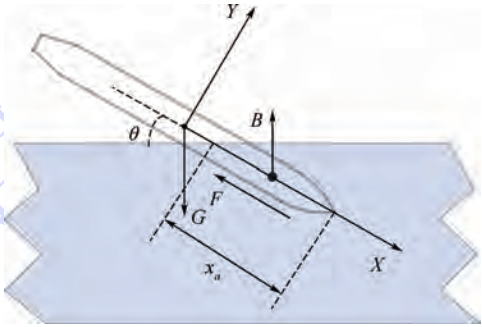


图 2 航行器入水作用力分析

Fig.2 Force analysis of vehicle water-entry

1.2.1 重力 G

重力 G 在整个入水过程中保持不变, 为一定值:

$$\begin{cases} G = mg \\ m = \rho V \\ V = \pi \int_0^L R^2(x) dx \end{cases} \quad (2)$$

式中: $\rho = 1.2 \times 10^3\text{ kg/m}^3$ 为航行器的密度; V 为航行器的体积; m 为航行器的质量; g 为重力加速度; L 为航行器的长度。

质心(全浸没时的浮心)位置为

$$x_0 = \frac{\int_0^L R^2(x) x dx}{\int_0^L R^2(x) dx} \quad (3)$$

1.2.2 浮力 B

浮力 B 的大小和浮心位置均随入水距离 x_a 变化而变化, 假设浮力不受自由水面隆起的影响, 则浮力和浮心位置分别为

$$B = \pi \rho_0 g \int_0^{L-x_a} R^2(x) dx \quad (4)$$

$$x_{b0} = \frac{\pi \rho_0 g \int_0^{L-x_a} R^2(x) x dx}{B} \quad (5)$$

式中: $\rho_0 = 1.0 \times 10^3\text{ kg/m}^3$ 为海水密度。

1.2.3 流体作用力 F

由于入水过程中流体作用力非常复杂, 为便于分析, 本文将其分为理想流体作用力和黏性流体作用力两部分分别计算。

1) 理想流体作用力 F_i

由动量和动量矩定理可得,理想流体对航行器的作用力主矢和主矩分别为

$$-F_i = \frac{dQ_f}{dt} + \omega \times Q_f \quad (6)$$

$$-M_i = \frac{dK_f}{dt} + \omega \times K_f + v \times Q_f \quad (7)$$

式中: F_i 为理想流体对航行器的作用力; M_i 为理想流体对航行器的力矩; Q_f 和 K_f 分别为理想流体对航行器的动量和动量矩,可由附加质量的方法得出^[17]; ω 和 v 分别为航行器转动角速度和速度矢量。

入水过程中,航行器的浸水体积不断变化,附加质量是随着时间变化的^[18],因此必须充分考虑附加质量变化的影响。本文在分析理想流体作用力时,不仅考虑附加质量的变化,而且还引入了附加质量变化率。依据式(6)和式(7),并根据附加质量的定义^[17]以及航行器的对称性,可得理想流体作用力公式:

$$\begin{cases} F_{ix} = -\lambda_{11}\dot{v}_x - \dot{\lambda}_{11}v_x + \omega_z(\lambda_{22}v_y + \lambda_{26}\omega_z) \\ F_{iy} = -\lambda_{22}\dot{v}_y - \dot{\lambda}_{22}v_y - \lambda_{26}\dot{\omega}_z - \dot{\lambda}_{26}w_z - \omega_z\lambda_{11}v_x \\ M_{iz} = -\lambda_{62}\dot{v}_y - \dot{\lambda}_{62}v_y - \lambda_{66}\dot{\omega}_z - \dot{\lambda}_{66}w_z + \\ v_y\lambda_{11}v_x - v_x(\lambda_{22}v_y + \lambda_{26}\omega_z) \end{cases} \quad (8)$$

式中: F_{ix} 和 F_{iy} 分别为理想流体对航行器在 x 轴和 y 轴方向的作用力; M_{iz} 为理想流体对航行器在 z 轴方向的力矩; v_x 和 v_y 分别为航行器在 x 轴和 y 轴的速度分量; ω_z 为航行器绕 z 轴转动的角速度; λ 为附加质量项。随着航行器的入水运动,其浸没水中的体积逐渐增大,附加质量也随着增大,可采用剖面法进行附加质量及其变化率的计算^[19]:

$$\begin{cases} \lambda_{22} = \pi\rho_0 \int_0^{x_a} R^2(x) dx \\ \lambda_{26} = \lambda_{62} = \pi\rho_0 \int_0^{x_a} R^2(x) x dx \\ \lambda_{66} = \pi\rho_0 \int_0^{x_a} R^2(x) x^2 dx \end{cases} \quad (9)$$

由于细长体的附加质量 λ_{11} 很小^[18],此处设 $\lambda_{11} = 0$,同时有 $\dot{\lambda}_{11} = 0$ 。对式(9)两边求导,可得附加质量变化率:

$$\begin{cases} d\lambda_{22} = \pi\rho_0 R^2 dx_a \\ d\lambda_{26} = d\lambda_{62} = \pi\rho_0 x_a R^2 dx_a \\ d\lambda_{66} = \pi\rho_0 x_a^2 R^2 dx_a \end{cases} \quad (10)$$

式中: dx_a 为航行器水中部分长度的变化率,其大小为 $dx_a = v_x dt$ 。

2) 黏性流体作用力 F_μ

实验和实际理论分析都指出:水下物体运动的升阻力系数与速度、雷诺数和攻角有关^[20]。本文研究的航行器入水速度较低,速度变化范围小,可忽略雷诺数变化的影响。由于入水过程的复杂性,使得求解黏性流体作用力非常困难,本文通过采用 CFD 数值仿真方法,计算求得航行器在水下不同速度 v 、攻角 α 下的阻力 $F_{\mu x}$ 、升力 $F_{\mu y}$ 和绕质心的力矩 $M_{\mu z}$,利用式(11)可得到黏性流体动力系数:升力系数 C_l 、阻力系数 C_d 、俯仰力矩系数 m_z (见图 3)。

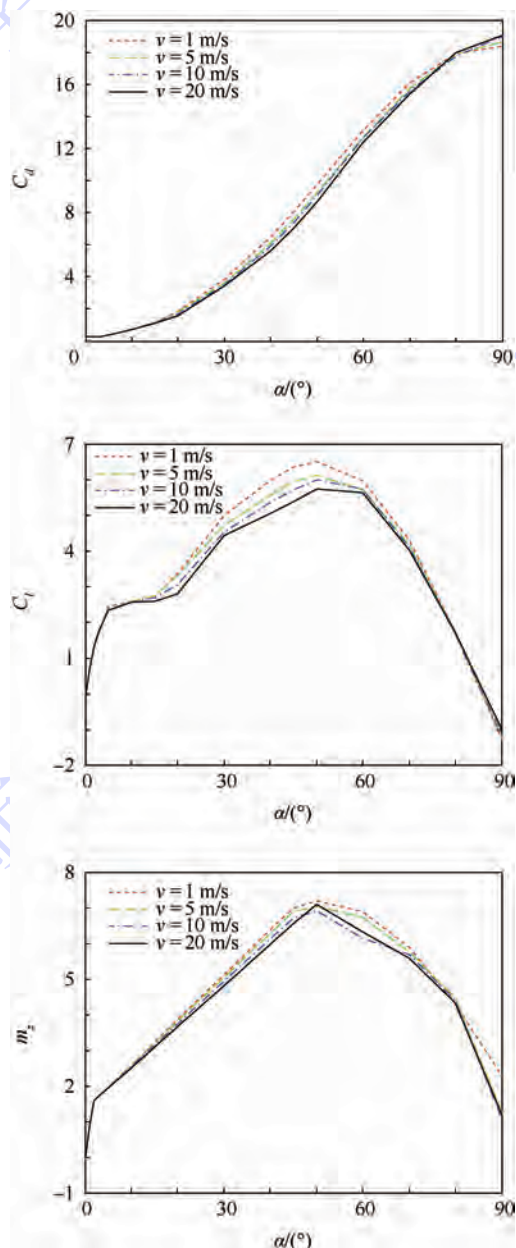


图 3 CFD 仿真得到的黏性流体动力系数与攻角、速度的关系

Fig. 3 Relationship between dynamic coefficients of simulation by CFD and attack angle and speed

$$\begin{cases} C_d = \frac{F_{\mu x}}{0.5\rho_0 v^2} \\ C_l = \frac{F_{\mu y}}{0.5\rho_0 v^2} \\ m_z = \frac{M_{\mu z}}{0.5\rho_0 v^2} \end{cases} \quad (11)$$

通过 CFD 计算得知,黏性流体动力系数随着攻角、速度的变化关系是一一对应的。故可制作 3 张行为速度、列为攻角的黏性流体动力系数二维插值表,则黏性流体动力系数可由计算得到的当前速度和攻角插值得到,进而求解入水过程中的黏性流体动力。

黏性流体动力系数可由式(12)插值得求

$$\begin{cases} C_d = f_1(v, \alpha) \\ C_l = f_2(v, \alpha) \\ m_z = f_3(v, \alpha) \end{cases} \quad (12)$$

则可求得入水过程中黏性流体作用力为

$$\begin{cases} F_{\mu x} = -\frac{1}{2S_0}C_d\rho_0 v^2 S \\ F_{\mu y} = \frac{1}{2S_0}C_l\rho_0 v^2 S \\ M_{\mu z} = F_{\mu y} \cdot \frac{1}{2}x_a \\ S_0 = 2\pi \int_0^L R(x) dx \\ S = 2\pi \int_0^{x_a} R(x) dx \\ v = \sqrt{v_x^2 + v_y^2} \end{cases} \quad (13)$$

式中: S_0 为航行器表面积; S 为航行器入水过程中的浸水面积。当航行器完全进入水中之后,黏性流体作用产生的俯仰力矩为

$$M_{\mu z} = \frac{1}{2}m_z\rho_0 v^2 \quad (14)$$

1.3 动力学模型

根据 1.2 节受力分析,构建航行器入水运动动力学模型计算公式:

$$\begin{cases} F_{ix} + F_{\mu x} + (B - G)\sin\theta = m(dv_x/dt - v_y\omega_z) \\ F_{iy} + F_{\mu y} + (B - G)\cos\theta = m(dv_y/dt + v_x\omega_z) \\ M_{iz} + M_{\mu z} + Bx_b\cos\theta = J \cdot d\omega_z/dt \end{cases} \quad (15)$$

式中: x_b 为浮心与重心之间的距离; J 为航行器的转动惯量,可根据圆盘形转动惯量计算公式及平行移轴定理求得

$$J = \pi\rho_0 \int_0^L R^2(x) \left[\frac{1}{4}R^2(x) + (x - x_0)^2 \right] dx \quad (16)$$

式(1)~式(16)构成了可描述航行器入水运动的微分方程组,给定初值条件可进行求解。初值条件包括初始速度(v_{x0}, v_{y0})、入水角度 θ_0 、转动角速度 ω_{z0} 和初始航行器头部顶点在轴线方向距水面的距离 x_{a0} 。

2 模型验证

为验证第 1 节所构建的动力学方程的正确性,本文采用 Fluent 动网格技术,对同一工况条件下的入水运动进行仿真,并比较 2 种计算方法的仿真结果。仿真初始条件同取为:入水速度 20 m/s,入水角度 45°,转动角速度为 0 rad/s,攻角为 0°,初始航行器头部顶点在轴线方向距水面的距离取为 2 倍航行器直径^[21]。数值仿真方法求得的航行器入水过程如图 4 所示,每个图中上部为空气,下部为海水,从 $t = 0.04$ s 开始,相邻

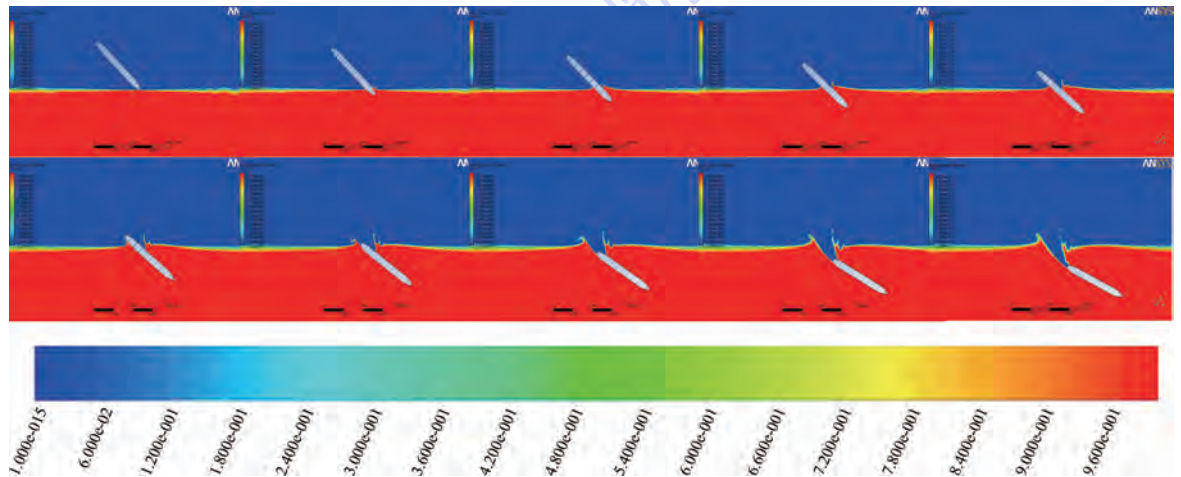


图 4 航行器入水过程 CFD 仿真结果

Fig. 4 Results of vehicle water-entry process simulated by CFD

两图的时间间隔为 0.04 s, 结束时间 $t = 0.4$ s。

在同等初始条件下, 本文构建的理论模型计算得到的航行器入水过程如图 5 所示。其中水平虚点线为水平面, 蓝色粗实线为理论模型计算得到质心运动轨迹, 红色细实线为航行器轮廓, 红色虚划线为数值仿真计算得到质心运动轨迹。为便于比较, 将红色虚划线的质心运动轨迹整体左移 2 m。从图 4、图 5 中可看出, 2 种方法计算得到的质心运动轨迹基本吻合; 入水初期弹道较为平直, 随着头部接触水面开始, 弹道开始向上弯曲。图 6 为入水倾斜角度变化曲线, 入水初期倾斜角几乎保持不变, 而后迅速减小, 到后期又趋于平直; 2 种方法所得结果基本吻合。图 7、图 8 分别为 2 种方法计算得到的轴向、径向位移变化曲线, 吻合较好。在入水初期, 2 种方法计算得到的轴向、径向位移近似成线性增大; 而后增大逐渐变缓, 数值计算的结果略大于理论方法的结果。图 9 为入水速度变化曲线, 航行器初始运动时, 头部距水面有一定高度, 此时只受到重力作用, 故入水速度略微增大; 待头部接触水面开始, 受到重力、浮力和流体作用力的综合作用, 入水速度迅速减小; 2 种方法所得结果基本吻合。图 10 为 2 种方法计算得到的转动角速度变化曲线, 结果基本吻合。

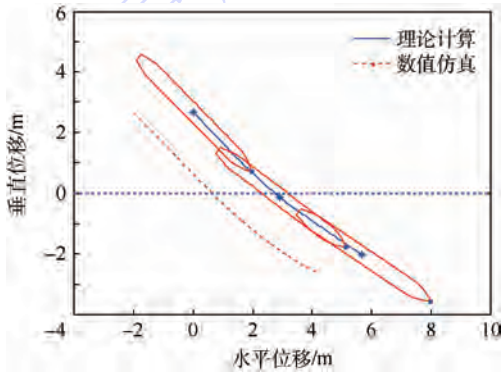


图 5 质心运动轨迹变化对比

Fig. 5 Comparison of centroid trajectory

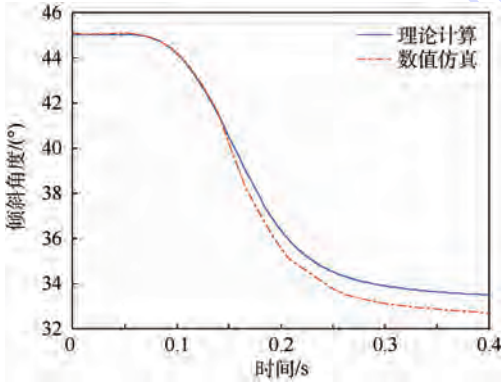


图 6 倾斜角度对比

Fig. 6 Comparison of inclination angle

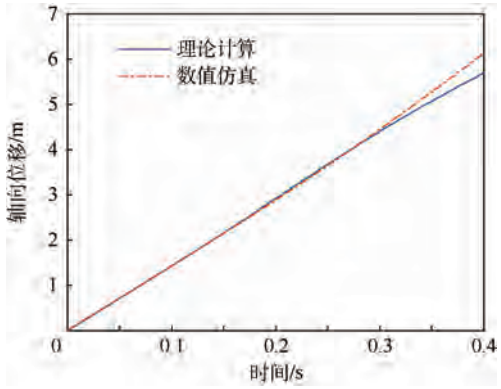


图 7 轴向位移对比

Fig. 7 Comparison of axial displacement

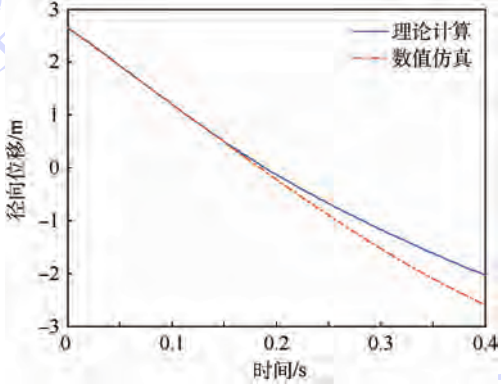


图 8 径向位移对比

Fig. 8 Comparison of radial displacement

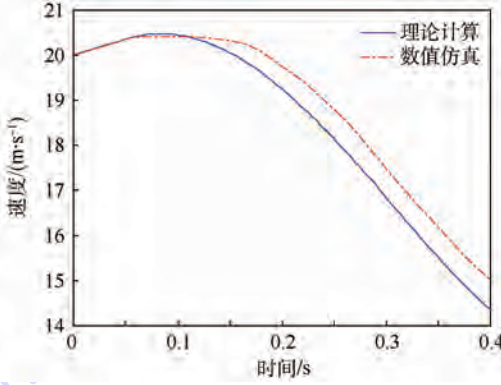


图 9 速度对比

Fig. 9 Comparison of velocity

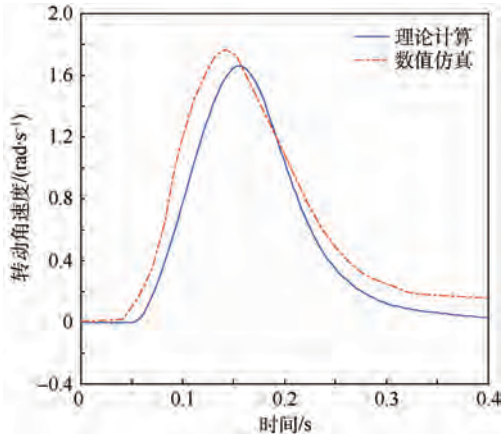


图 10 转动角速度对比

Fig. 10 Comparison of rotational angular velocity

通过图 4 ~ 图 10 对比可知,在同等工况条件下,2 种方法仿真计算所得的航行器入水过程质心轨迹、倾斜角度、轴向位移、径向位移、速度和转动角速度的变化规律基本吻合,可验证本文所构建的理论模型的正确性,并能够准确描述航行器入水运动的轨迹姿态。但也存在一定的误差:相对于数值仿真方法计算结果,理论计算方法得到的质心轨迹、倾斜角度、轴向位移和径向位移的变化趋势较为缓慢,而速度和转动角速度的变化较快。

产生误差的原因主要有 2 个方面:①理论模型求解忽略了入水过程中水面的扰动作用,黏性流体动力系数采用插值法求解,存在一定误差。②数值仿真计算方法会由于网格的划分、湍流模型和参数选择等原因产生计算误差。

3 模型仿真

为了分析不同入水速度、入水角度和攻角下航行器入水运动的规律,对模型进行多次不同条件的仿真,并进行对比。

3.1 仿真 1

仿真初始入水速度对航行器入水的影响。设置入水初始条件:初始位置 $x_{a0} = -1\text{ m}$;初始入水角度为 45° ;初始转动角速度为 0 rad/s ;初始攻角为 0° ;本文研究的是航行器低速入水过程,最大初始入水速度取为 30 m/s ,设初始入水速度以 5 m/s 的间隔由 10 m/s 逐渐增加到 30 m/s 。仿真结果如图 11 ~ 图 16 所示。

通过对比图 11 ~ 图 16 可知:相同入水角度下,入水速度越大,轴向速度变化越大,而径向速度变化越小,航行器姿态变化越小,即倾斜角、转动角速度变化越小,对应的攻角变化越小,弹道越容易保持稳定,越不易发生弯曲,入水深度和水平位移越大。

航行器入水开始时,头部距水面有一定高度,在重力作用下,轴向速度、径向速度有小幅增大,并形成一个小攻角;相同入水角度下,头部距水面的轴向距离相等,入水速度越大,头部接触水面的时刻越早,重力作用时间越短,轴向速度、径向速度以及攻角的增加量越小,弹道、倾斜角度和转动角速度保持不变。航行器接触水面时,头部下表面形成法向力和抬头力矩,以及正攻角,攻角进一步增大,转动角速度开始增大,弹道开始向上弯曲,倾斜角变小,轴向速度、径向速度继续增大;入水速度越大,抬头力矩作用于航行器的时间越短,依据刚体的动量矩定理,

获得的转动角速度越小,倾斜角、攻角、轴向速度和径向速度变化越小,弹道向上弯曲程度越小。头部完全进入水中后,不再提供抬头力矩,航行器以前期获得的转动角速度继续转动,转动角速度迅速减小,回转半径增大,弹道轨迹趋于平直,倾斜角继续减小,攻角、轴向速度和径向速度迅速减小。

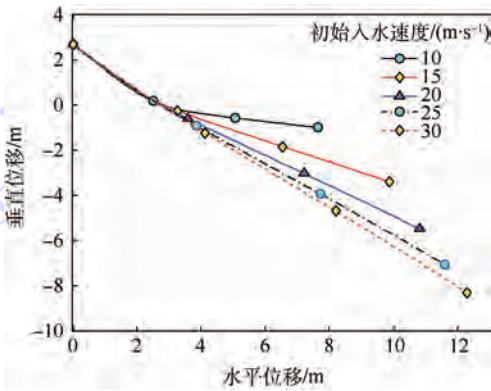


图 11 初始入水速度对质心运动轨迹的变化
Fig. 11 Change of centroid trajectory under different initial water-entry velocities

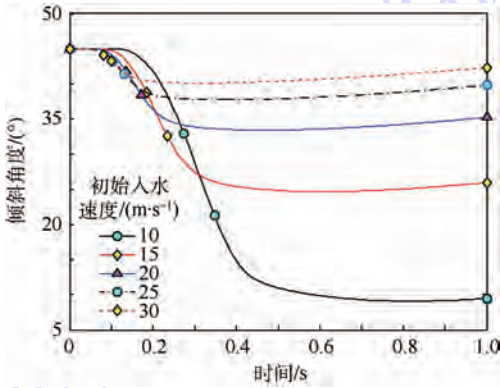


图 12 初始入水速度对倾斜角度的变化
Fig. 12 Change of inclination angle under different initial water-entry velocities

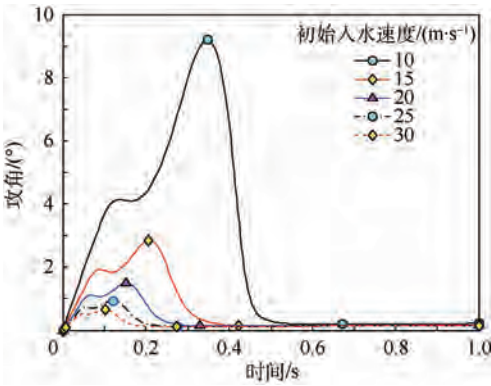


图 13 初始入水速度对攻角的变化
Fig. 13 Change of attack angle under different initial water-entry velocities

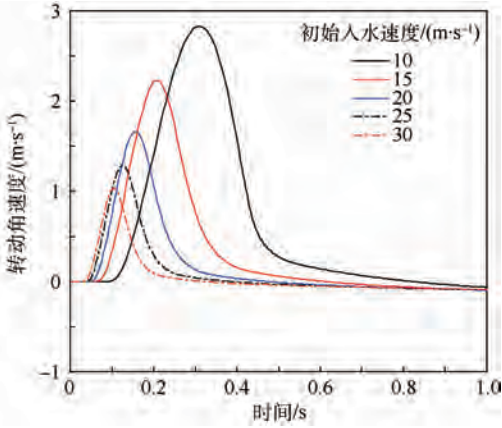


图 14 初始入水速度对转动角速度的变化
Fig. 14 Change of rotational angular velocity under different initial water-entry velocities

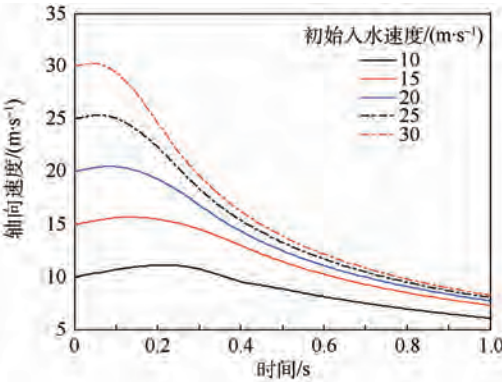


图 15 初始入水速度对轴向速度的变化
Fig. 15 Change of axial velocity under different initial water-entry velocities

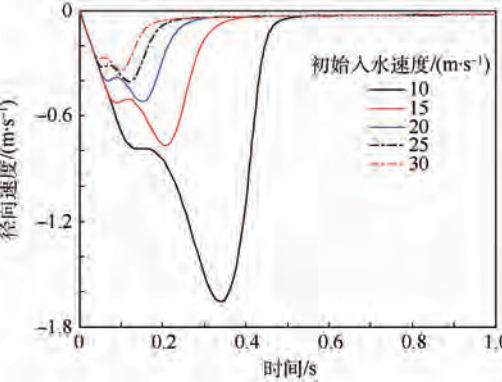


图 16 初始入水速度对径向速度的变化
Fig. 16 Change of radial velocity under different initial water-entry velocities

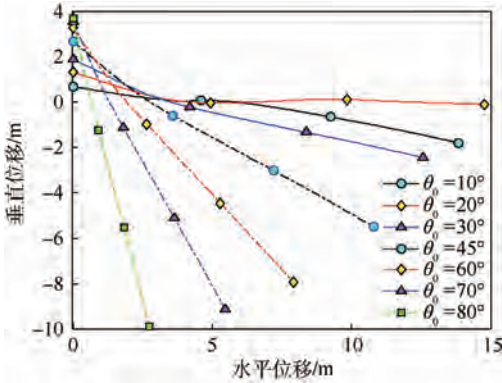


图 17 初始入水角度对质心运动轨迹的变化
Fig. 17 Change of centroid trajectory under different initial water-entry angles

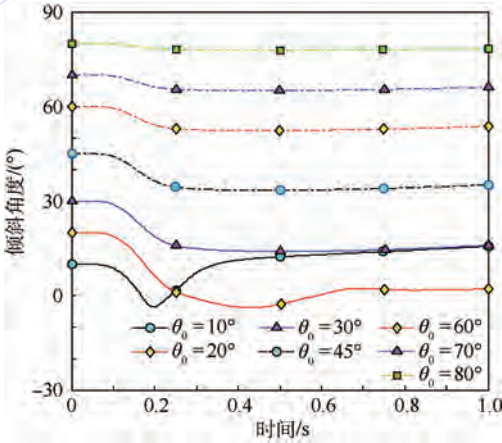


图 18 初始入水角度对倾斜角度的变化
Fig. 18 Change of inclination angle under different initial water-entry angles

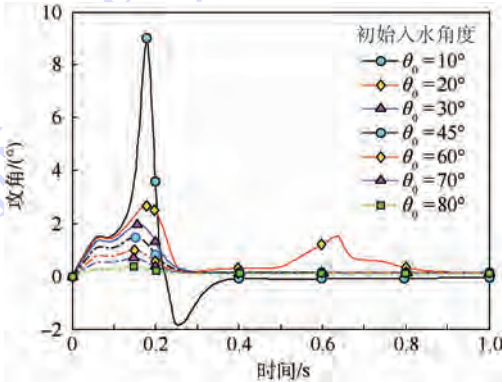


图 19 初始入水角度对攻角的变化
Fig. 19 Change of attack angle under different initial water-entry angles

3.2 仿真 2

仿真初始入水角度对航行器入水的影响。入水初始条件:初始位置 $x_{a0} = -1\text{ m}$; 初始入水速度 20 m/s ; 初始转动角速度为 0 rad/s ; 初始攻角为 0° ; 初始入水角度分别为 10° 、 20° 、 30° 、 45° 、 60° 、 70° 、 80° 。仿真结果如图 17 ~ 图 22 所示。

通过仿真发现,初始入水角度为 10° 、 20° 时,航行器头部未完全入水,尾部即已接触水面,造成了航行器入水极不稳定,在此不进行讨论。通过对比图 17 ~ 图 22 可知:相同入水速度下,入水角度越大,倾斜角变化越小,同时转动角速度越小,姿态变化越小,对应的攻角和径向速度变化越小,

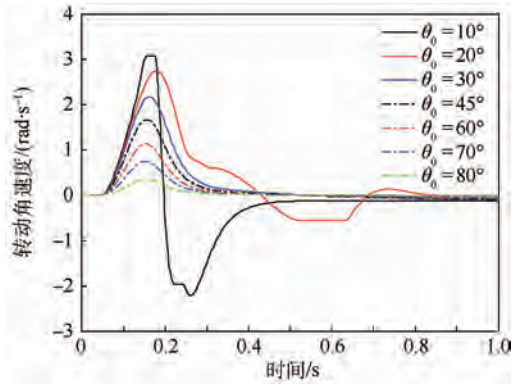


图 20 初始入水角度对转动角速度的变化
Fig. 20 Change of rotational angular velocity under different initial water-entry angles

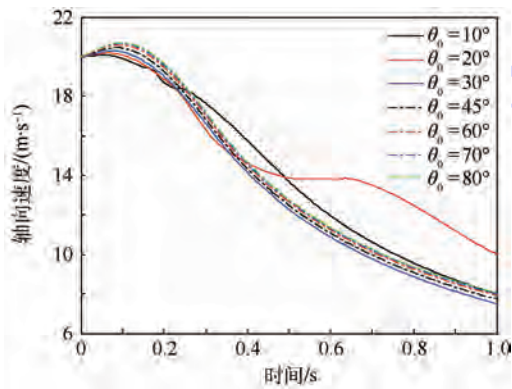


图 21 初始入水角度对轴向速度的变化
Fig. 21 Change of axial velocity under different initial water-entry angles

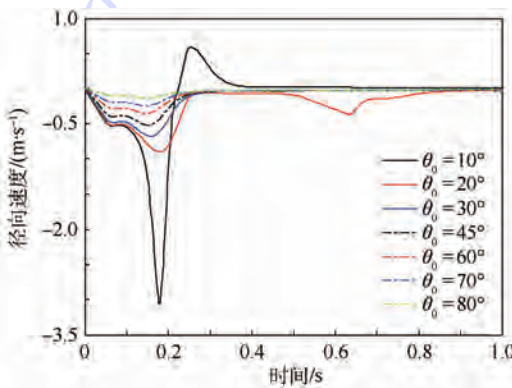


图 22 初始入水角度对径向速度的变化
Fig. 22 Change of radial velocity under different initial water-entry angles

而轴向速度变化基本一致,弹道越容易保持稳定,越不易发生弯曲,入水深度越大,水平位移越小。

航行器入水开始时,不同初始入水角度下,头部距水面有一定高度,且轴向距离相等,在重力作用下,入水角度越大,重力在轴向的分力越大,径向分力越小,轴向速度增加越大,径向速度以及攻角的增加量越小,弹道、倾斜角度和转动角速度保

持不变。航行器接触水面时,头部下表面形成法向力和抬头力矩,以及正攻角,攻角进一步增大,转动角速度开始增大,弹道开始向上弯曲,倾斜角变小,轴向速度开始减小,径向速度继续增大;入水角度越大,头部完全入水时间越短,即抬头力矩作用时间越短,依据刚体的动量矩定理,获得的转动角速度越小,倾斜角、攻角、轴向速度和径向速度变化越小,弹道越趋于平直。头部完全进入水中后,不再提供抬头力矩,航行器以前期获得的转动角速度继续转动,转动角速度、攻角和径向速度减小至零,轴向速度迅速减小,倾斜角趋于定值,弹道轨迹趋于平直。

3.3 仿真 3

仿真初始攻角对航行器入水的影响。设置入水初始条件:初始位置 $x_{a0} = -1\text{ m}$; 初始入水速度 20 m/s ; 初始入水角度 45° ; 初始转动角速度 0 rad/s ; 本文研究的航行器入水过程与空头鱼雷入水过程类似,为减小入水冲击对内部结构的影响,入水攻角不可太大,故初始攻角 α_0 分别取为 0° 、 $\pm 5^\circ$ 、 $\pm 10^\circ$ 。仿真结果如图 23 ~ 图 28 所示。

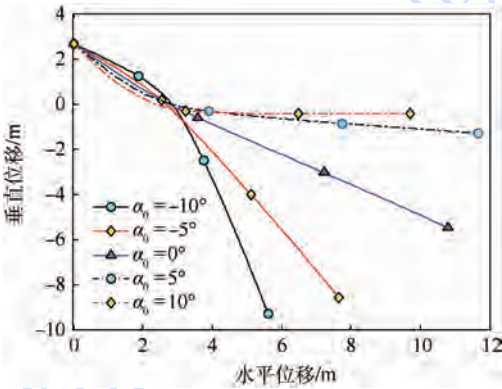


图 23 初始攻角对质心运动轨迹的变化
Fig. 23 Change of centroid trajectory under different initial attack angles

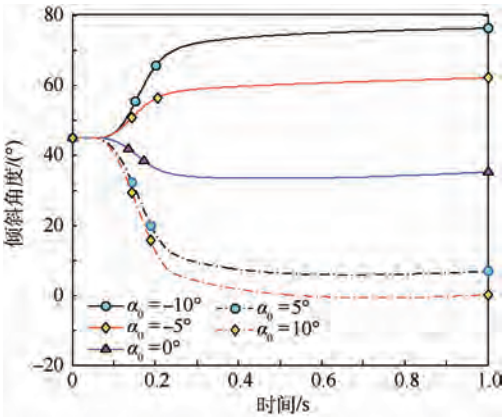


图 24 初始攻角对倾斜角度的变化
Fig. 24 Change of inclination angle under different initial attack angles

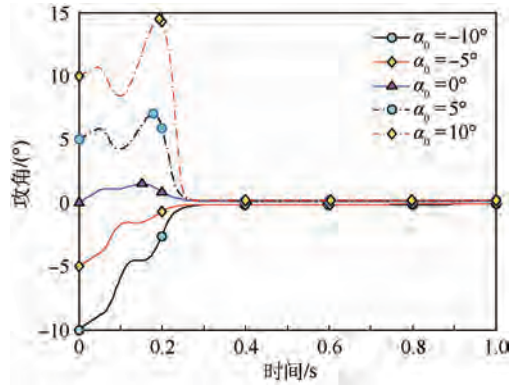


图 25 初始攻角对攻角的变化

Fig. 25 Change of attack angle under different initial attack angles

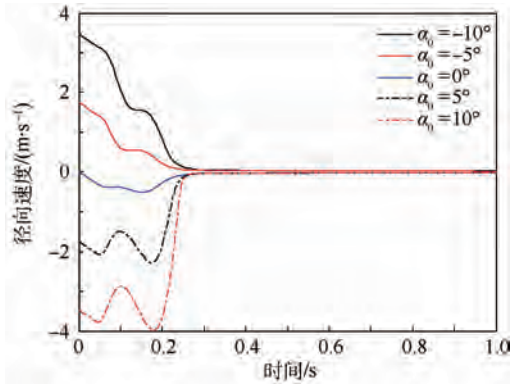


图 28 初始攻角对径向速度的变化

Fig. 28 Change of radial velocity under different initial attack angles

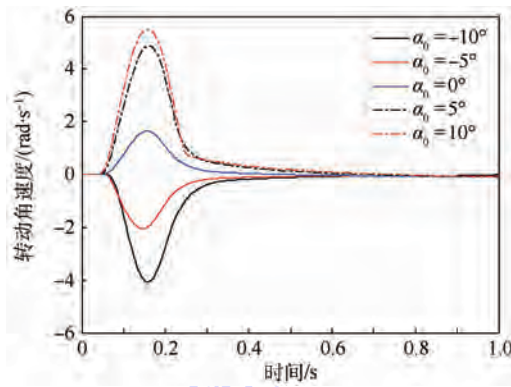


图 26 初始攻角对转动角速度的变化

Fig. 26 Change of rotational angular velocity under different initial attack angles

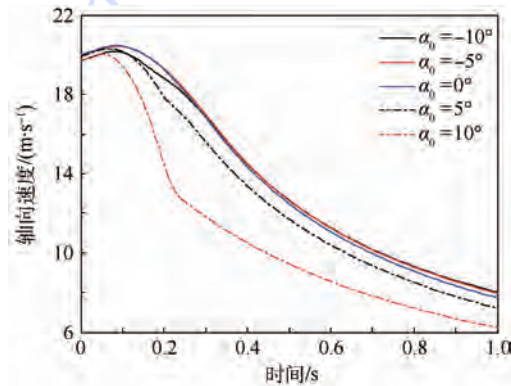


图 27 初始攻角对轴向速度的变化

Fig. 27 Change of axial velocity under different initial attack angles

通过对比图 23 ~ 图 28 可知:当 $\alpha_0 \geq 0^\circ$ 时,初始攻角越大,倾斜角变小趋势越大,同时正向转动角速度越大,对应的攻角变化越大;轴向速度和径向速度变小趋势越大,弹道越容易向上弯曲,入水深度和水平位移越小。

当 $\alpha_0 < 0^\circ$ 时,初始攻角越大,倾斜角变大趋势越大,负向转动角速度越大,对应的攻角变化越

大;径向速度变小趋势越大,而轴向速度变小趋势基本一致,弹道越容易向下弯曲,入水深度越大,水平位移越小。

航行器入水开始时,入水速度相等,攻角越大,径向速度越大,轴向速度越小。头部距水面有一定高度,在重力作用下,轴向速度在正方向有小幅增大,径向速度在负方向有小幅增大,并形成一个小正攻角。因此,当 $\alpha_0 \geq 0^\circ$ 时,攻角、轴向速度、径向速度均有所增大,弹道向上弯曲,攻角越大,弯曲程度越大;当 $\alpha_0 < 0^\circ$ 时,轴向速度有小幅增大,而攻角、径向速度均有所减小,弹道向下弯曲,攻角值越大,弯曲程度越大。航行器接触水面时,头部下表面形成法向力和抬头力矩;当 $\alpha_0 \geq 0^\circ$ 时,由于攻角为正,形成向上的流体作用力矩,在 2 个力矩的综合作用下,攻角先减小后增大,转动角速度开始增大,弹道继续向上弯曲,倾斜角迅速变小,轴向速度、径向速度开始减小;当 $\alpha_0 < 0^\circ$ 时,由于攻角为负,形成向下的流体作用力矩,在 2 个力矩的综合作用下,攻角持续减小,转动角速度开始负向增大,弹道继续向下弯曲,倾斜角变大,轴向速度、径向速度减小;攻角值越大,形成的流体作用力矩越大,弹道、倾斜角、攻角、转动角速度、轴向速度、径向速度变化趋势越大。头部完全进入水中后,不再提供抬头力矩,随着前期攻角的减小,流体作用力矩也在减小直至为零,航行器转动角速度开始减小,攻角、轴向速度和径向速度迅速减小,倾斜角趋于定值,弹道轨迹逐渐趋于平直。

4 结 论

针对介质跨越航行器控制困难的问题,提出一种空中控制水下非控的单一控制策略;针对其非控状态下的入水过程进行分析,以航行器为研

究对象,引入时变的浮力、附加质量等参量,构建了适用于航行器低速入水的动力学模型,可以实现航行器入水运动姿态的仿真,仿真结果和数值计算方法仿真结果相吻合。使用此动力学模型进行航行器入水运动规律研究,得到以下结论:

- 1) 航行器入水过程中,受初始状态影响较大。
- 2) 入水速度越大,航行器姿态变化越小,弹道越容易保持稳定,入水深度和水平位移越大。
- 3) 入水角度越大,弹道越容易保持稳定,越不易发生弯曲,入水深度越大,水平位移越小。
- 4) 攻角的大小和方向对航行器入水过程影响较大,攻角的值越大,姿态变化越大,弹道越容易弯曲。

参考文献 (References)

- [1] EASTGATE J, GODDARD R. Submersible aircraft concept design study [C] // 11th International Conference on Fast Sea Transportation, FAST 2011. Alexandria: American Society of Naval Engineers, 2011: 813-820.
- [2] KATHRYN W. Submersible aircraft concept design study-Amendment I: NSWCCD-CISD-2011/015 [R]. Carderock, MD: Naval Surface Warfare Center Carderock Division, 2011.
- [3] 严忠汉. 试论鱼雷入水问题[J]. 中国造船, 2002, 43(3): 88-93.
YAN Z H. A brief review of water-entry problems for torpedo [J]. Ship Building of China, 2002, 43(3): 88-93 (in Chinese).
- [4] WAUGH J G, STUBSTAD G W. Hydroballistics modeling: AD A 007529 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1975.
- [5] MAY A. Water-entry & cavity running behavior of missiles: AD A 020429 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1975.
- [6] 何春涛, 王聪, 何乾坤, 等. 圆柱体低速入水空泡试验研究[J]. 物理学报, 2012, 61(13): 134701.
HE C T, WANG C, HE Q K, et al. Low speed water-entry of cylindrical projectile [J]. Acta Physica Sinica, 2012, 61(13): 134701 (in Chinese).
- [7] 何春涛, 王聪, 魏英杰, 等. 圆柱体垂直入水空泡形态试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(11): 1542-1546.
HE C T, WANG C, WEI Y J, et al. Vertical water entry cavity of cylinder body [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(11): 1542-1546 (in Chinese).
- [8] 马庆鹏, 何春涛, 王聪, 等. 球体垂直入水空泡实验研究[J]. 爆炸与冲击, 2014, 34(2): 174-180.
MA Q P, HE C T, WANG C, et al. Experiment investigation on vertical water-entry cavity of sphere [J]. Explosion and Shock Waves, 2014, 34(2): 174-180 (in Chinese).
- [9] 胡青青. 不同倾角下钝体入水后的超空泡流动的实验观察及数值计算[D]. 杭州: 浙江理工大学, 2014: 32-35.
HU Q Q. Experimental observation and numerical calculation of supercavity flow of blunt body under different inclination angle into the water [D]. Hangzhou: Zhejiang Sci-Tech University, 2014: 32-35 (in Chinese).
- [10] 张伟, 郭子涛, 肖新科, 等. 弹体高速入水特性实验研究[J]. 爆炸与冲击, 2011, 31(6): 579-584.
ZHANG W, GUO Z T, XIAO X K, et al. Experimental investigations on behaviors of projectile high-speed water entry [J]. Explosion and Shock Waves, 2011, 31(6): 579-584 (in Chinese).
- [11] 顾建农, 张志宏, 王冲, 等. 旋转弹头水平入水空泡及弹道实验研究[J]. 兵工学报, 2012, 33(5): 540-544.
GU J N, ZHANG Z H, WANG C, et al. Experimental research for cavity and ballistics of a rotating bullet entraining water level [J]. Acta Armamentarii, 2012, 33(5): 540-544 (in Chinese).
- [12] 陈宇翔, 邵冶, 刘乾坤. 应用VOF方法的水平圆柱入水数值模拟[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2011, 32(11): 1439-1442.
CHEN Y X, GAO Y, LIU Q K. Numerical simulation of water-entry in a horizontal circular cylinder using the volume of fluid (VOF) method [J]. Journal of Harbin Engineering University, 2011, 32(11): 1439-1442 (in Chinese).
- [13] 何春涛, 王聪, 闵景新, 等. 回转体匀速垂直入水早期空泡数值模拟研究[J]. 工程力学, 2012, 29(4): 237-243.
HE C T, WANG C, MIN J X, et al. Numerical simulation of early air-cavity of cylinder cone with vertical water-entry [J]. Engineering Mechanics, 2012, 29(4): 237-243 (in Chinese).
- [14] 魏照宇, 石秀华, 王银涛, 等. 水下航行器高速斜入水冲击的探索仿真研究[J]. 西北工业大学学报, 2010, 28(5): 718-723.
WEI Z Y, SHI X H, WANG Y T, et al. Exploring high-speed oblique water entry impact of an underwater vehicle [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28(5): 718-723 (in Chinese).
- [15] 王永虎, 石秀华. 空投鱼雷斜入水初始弹道数值分析[J]. 弹道学报, 2012, 24(2): 92-95.
WANG Y H, SHI X H. Numerical analysis for initial hydroballistics of airborne missile during oblique water-entry impact [J]. Journal of Ballistics, 2012, 24(2): 92-95 (in Chinese).
- [16] PARK M S, JUNG Y R. Numerical study of impact force and ricochet behavior of high speed water-entry bodies [J]. Computers & Fluids, 2003, 32(7): 939-951.
- [17] 严卫生. 鱼雷航行力学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005: 26.
YAN W S. Torpedo mechanics [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005: 26 (in Chinese).
- [18] 廖剑晖, 由小川, 吕海波, 等. 发展时变附加质量方法模拟飞行器出水过程[J]. 工程力学, 2012, 29(4): 202-209.
LIAO J H, YOU X C, LV H B, et al. Development of a time-varying added mass method in the simulations of the water-exit process of underwater vehicles [J]. Engineering Mechanics, 2012, 29(4): 202-209 (in Chinese).
- [19] 罗格维诺维奇·T·B. 自由边界流动的水动力学[M]. 施红辉, 译. 上海: 上海交通大学出版社, 2012: 129-131.
ЛОГВИНОВИЧ Т В. Hydrodynamics of free-boundary flows [M]. SHI H H, translated. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 2012: 129-131 (in Chinese).
- [20] WILSON M B, KELLEY T R. Low froude number hydrodynamic performance of a flat plate hydrofoil [J]. Drag Forces,

1976;77.
[21] 刘曜. 波浪对运载器出水姿态角的影响[J]. 舰船科学技术, 2005, 27(3): 32-34.
LIU Y. Wave effect on a submerged missile capsule traveling near-surface[J]. Ship Science and Technology, 2005, 27(3): 32-34 (in Chinese).

仿真。
Tel. : 029-84787514-602
E-mail: 672719405@ qq. com

冯金富 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 新概念武器设计与仿真。
Tel. : 029-84787514-601
E-mail: wcsjff@ 163. com

作者简介:
李永利 男, 博士研究生。主要研究方向: 新概念武器设计与

Movement rule of a vehicle obliquely water-entry at low speed

LI Yongli^{1,2}, FENG Jinfu^{1,*}, QI Duo¹, YANG Jian¹, HU Junhua¹, XU Baowei³

- (1. School of Aeronautics and Astronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. College of Equipment Engineering, Engineering University of CAPF, Xi'an 710086, China;
3. Flying Instructor Training Base, Air Force Aviation University, Bengbu 233000, China)

Abstract: This paper proposes a single control strategy to solve the problem of difficult transmedia vehicle control. The proposed control strategy is just to control the vehicle's air navigation, but not to control the underwater navigation. The hydrodynamic model of a vehicle obliquely water-entry at low speed is founded to analyze the motion characteristics. Two methods are used to simulate the vehicle's water-entry in the same condition: numerical simulation method and theoretical model calculation method. And the results of the two methods can validate the hydrodynamic model founded in this paper. The water-entry movement in the conditions of different initial velocities, different angles, and different attack angles is simulated by this hydrodynamic model and the simulation is analyzed. And the change rule of the vehicle's gestures and position when water-entry is obtained by analysis. This water-entry rule will guide a series of follow-up researches, such as underwater navigation and water-exit process.

Key words: water-entry movement; dynamic model; theoretical model calculation; ballistic trajectory; gesture

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0828



相控阵天线快速校准方法

王焕菊^{1,2}, 孙厚军^{1,*}

(1. 北京理工大学 信息与电子学院, 北京 100081; 2. 中国电子科技集团公司第五十四研究所, 石家庄 050081)

摘 要: 相控阵天线的快速测量和校准一直是相控阵天线研究的热门问题。传统校准方法的测量速度较慢, 不能满足大量工程需求的测量校准要求。针对实际工程应用需求, 在对幅相求解算法研究的基础上, 提出了一种基于幅度测量的快速校准方法——四相幅度校准法(FPC)。经理论分析, 该方法的校准时间仅相当于采用6位数字移相器的旋转矢量法所花费校准时间的1/16。对四相幅度校准法、采用4位数字移相器的旋转矢量法和采用6位数字移相器的旋转矢量法的校准速度和校准精度做了对比试验, 试验结果验证了四相幅度校准法的正确性和高效性。

关 键 词: 校准; 校准算法; 测量; 天线测量; 相控阵天线

中图分类号: TN806

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2709-06

相控阵天线的快速测量和校准一直是相控阵天线研究的热门问题^[1-5]。国内外相控阵天线的校准方法很多, 目前主流的校准方法有以下几种:

近场测量法^[6]通过探头对围绕阵列闭合面上电场的采样, 经过数值计算获得远场方向图和各单元通道的幅相分布。该方法测量精度高, 可用于各种体制的阵列天线, 但只能在微波暗室中进行, 对测量仪器的同步性要求高、扫描时间长, 数据量大, 测量效率低。

旋转矢量法^[7-9]通过测量和信号幅度随单个天线单元相位变化的正弦曲线, 就可计算出每个单元通道的幅相值, 而无需矢量测量仪器。但在实际应用中, 若阵列单元数较多, 则单个单元造成的曲线变化不明显, 且需要校准的时间也较长。

互耦校准法^[10-12]是基于大型阵列的阵中相邻单元的互耦系数是相同的这一基本原理, 通过对阵列中相邻单元进行收发测试, 由测试数据计算出各有源通道的幅相信息, 再根据理想分布进行阵列校准。互耦校准法虽然无需外场测量装

置, 测试过程简单, 但其仅适用于收发共口面的相控阵天线, 且辐射单元之间的隔离度不能太大。

换相测量法^[13-15]的基本思想是在相控阵天线和测量探头均保持固定的情况下, 测量相控阵天线不同配相状态下探头的接收信号幅相, 然后用数学算法对实验数据进行处理即可确定任意配相状态下各通道激励的幅相, 进而根据试验结果复原所有的方向图。其不足之处在于, 一般情况下系数矩阵不满秩, 在解测量方程时, 必须引入其他的先验知识, 这样也会导致其测量时间较长, 测试效率不高。

以上测量方法的测量速度都不够快, 一般用于相控阵天线研制阶段的验证校准工作, 不能满足大量工程需求的测量校准。而针对大规模的工程应用, 需要一种更快、更稳健的校准方法。

1 四相幅度校准法原理

鉴于上述原因, 本文提出了一种相控阵天线快速校准方法, 该方法无需矢量测量仪器, 仅仅测

收稿日期: 2015-12-17; 录用日期: 2015-12-25; 网络出版时间: 2016-02-15 16:30

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160215.1630.005.html

* 通讯作者: Tel.: 010-68914199 E-mail: sunhoujun@bit.edu.cn

引用格式: 王焕菊, 孙厚军. 相控阵天线快速校准方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2709-2714.

WANG H J, SUN H J. Fast calibration method for phased array antenna[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2709-2714 (in Chinese).

量幅度值,即可快速、稳健地实现相控阵天线单元通道初始相位的校准。其校准原理如下。

假设在相控阵天线的远场处有一频率为 f 的单载波信号,则相控阵天线的第 n 个天线单元接收到的信号为

$$U_n = A_n \sin(2\pi ft + \Phi_n + H_n) \tag{1}$$

式中, A_n 、 Φ_n 和 H_n 分别为第 n 个天线单元接收信号的未知幅度、未知的固有相位以及已知的相位分布, $n = 1, 2, \dots, N$, N 为天线单元的数量。

假设 $n = 1$ 的天线单元所在的通道为参考通道,参考通道的相位记为 $\Phi_1 = 0$,则 Φ_n 为在 $H_1 = 0$ 和 $H_n = 0$ 条件下,第 n ($n \neq 1$) 个通道相对于参考通道的相位差。此时,相控阵天线接收到的信号功率和可表示为

$$P_\Sigma = \left| \sum_{n=1}^N A_n \exp[j(\Phi_n + H_n)] \right|^2 \tag{2}$$

由式(2)可以看出,该式中含有 $2N - 1$ 个未知数,其中和 N 个未知幅度 A_n ($n = 1, 2, \dots, N$), $N - 1$ 个未知相位差 Φ_n ($n = 2, 3, \dots, N$)。

由欧拉公式,式(2)可表示为

$$P_\Sigma = \left| \sum_{n=1}^N A_n \sin(\Phi_n + (H_n)_l) \right|^2 + \left| \sum_{n=1}^N A_n \cos(\Phi_n + (H_n)_l) \right|^2 \tag{3}$$

式中: $(H_n)_l$ 为第 n 个通道在数字移相器的第 l 个状态下的相位分布值, $l = 1, 2, \dots, L$, L 为数字移相器的最大二进制状态数,如若采用 6 位数字移相器,则 $L = 2^6$ 。

下面以五元阵为例,来详细说明四相幅度校准法的原理。

以 $n = 1$ 天线单元所在的通道作为参考通道,则其初始相位 $\Phi_1 = 0$, $H_1 = 0$ 。首先进行第 1 轮测量:将被测通道的相位值设置为 $(H_n)_1 = \pi$,其余 $N - 2$ 个通道的相位值分别设置为 $|(H_n)_1 - \pi|$,如表 1 所示,则此时测得的和信号功率为 P_i ($i = 2, 3, 4, 5$):

$$P_i = \left| (A_1 \sin \Phi_1) + (A_i \sin(\Phi_i + 180)) + \sum_{n=2, n \neq i}^N (A_n \sin \Phi_n) \right|^2 + \left| (A_1 \cos \Phi_1) + (A_i \cos(\Phi_i + 180)) + \sum_{n=2, n \neq i}^N (A_n \cos \Phi_n) \right|^2 \tag{4}$$

然后进行第 2 轮测量:将被测通道的相位值设置为 $(H_n)_1 = 0$,其余 $N - 2$ 个通道的相位值分别设置为 $|(H_n)_1 - \pi|$,如表 2 所示。则此时测得的和信号功率为 P'_i ($i = 2, 3, 4, 5$):

$$P'_i = \left| (A_1 \sin \Phi_1) + (A_i \sin \Phi_i) + \sum_{n=2, n \neq i}^N (A_n \sin(\Phi_n + 180)) \right|^2 + \left| (A_1 \cos \Phi_1) + (A_i \cos \Phi_i) + \sum_{n=2, n \neq i}^N (A_n \cos(\Phi_n + 180)) \right|^2 \tag{5}$$

接着进行第 3 轮测量:将被测通道的相位值设置为 $(H_n)_1 = \pi/2$,其余 $N - 2$ 个通道的相位值分别设置为 $|(H_n)_1 - \pi|$,如表 3 所示。则此时测得的和信号功率为 $\bar{P}_i$ ($i = 2, 3, 4, 5$):

$$\bar{P}_i = \left| (A_1 \sin \Phi_1) + (A_i \sin(\Phi_i + 90)) + \sum_{n=2, n \neq i}^N (A_n \sin(\Phi_n + 270)) \right|^2 + \left| (A_1 \cos \Phi_1) + (A_i \cos(\Phi_i + 90)) + \sum_{n=2, n \neq i}^N (A_n \cos(\Phi_n + 270)) \right|^2 \tag{6}$$

表 1 第 1 轮相位分布下的和信号功率测量

Table 1 Power measurement under the first round phase distribution

相位分布/rad					P_Σ /dBm
通道 1	通道 2	通道 3	通道 4	通道 5	
0	π	0	0	0	P_2
0	0	π	0	0	P_3
0	0	0	π	0	P_4
0	0	0	0	π	P_5

表 2 第 2 轮相位分布下的和信号功率测量

Table 2 Power measurement under the second round phase distribution

相位分布/rad					P_Σ /dBm
通道 1	通道 2	通道 3	通道 4	通道 5	
0	0	π	π	π	P'_2
0	π	0	π	π	P'_3
0	π	π	0	π	P'_4
0	π	π	π	0	P'_5

表 3 第 3 轮相位分布下的和信号功率测量

Table 3 Power measurement under the third round phase distribution

相位分布/rad					P_Σ /dBm
通道 1	通道 2	通道 3	通道 4	通道 5	
0	$\pi/2$	$3\pi/2$	$3\pi/2$	$3\pi/2$	$\bar{P}_2$
0	$3\pi/2$	$\pi/2$	$3\pi/2$	$3\pi/2$	$\bar{P}_3$
0	$3\pi/2$	$3\pi/2$	$\pi/2$	$3\pi/2$	$\bar{P}_4$
0	$3\pi/2$	$3\pi/2$	$3\pi/2$	$\pi/2$	$\bar{P}_5$

最后进行第 4 轮测量:将被测通道的相位值设置为 $(H_n)_1 = 3\pi/2$,其余 $N-2$ 个通道的相位值分别设置为 $|(H_n)_1 - \pi|$,如表 4 所示。则此时测得的和信号功率为 $\bar{P}'_i$ ($i=2,3,4,5$):

$$\begin{aligned} \bar{P}'_i = & \left| (A_1 \sin \Phi_1) + (A_i \sin(\Phi_i + 270)) \right|^2 + \\ & \sum_{n=2, n \neq i}^N (A_n \sin(\Phi_n + 90))^2 + \\ & \left| (A_1 \cos \Phi_1) + (A_i \cos(\Phi_i + 270)) \right|^2 + \\ & \sum_{n=2, n \neq i}^N (A_n \cos(\Phi_n + 90))^2 \end{aligned} \quad (7)$$

表 4 第 4 轮相位分布下的和信号功率测量

Table 4 Power measurement under the fourth round phase distribution

相位分布/rad					P_{Σ}/dBm
通道 1	通道 2	通道 3	通道 4	通道 5	
0	$3\pi/2$	$\pi/2$	$\pi/2$	$\pi/2$	$\bar{P}'_2$
0	$\pi/2$	$3\pi/2$	$\pi/2$	$\pi/2$	$\bar{P}'_3$
0	$\pi/2$	$\pi/2$	$3\pi/2$	$\pi/2$	$\bar{P}'_4$
0	$\pi/2$	$\pi/2$	$\pi/2$	$3\pi/2$	$\bar{P}'_5$

若式(7)减式(6)、式(5)减式(4),则可得

$$\begin{cases} \bar{P}'_i - \bar{P}_i = -4(A_1 \sin \Phi_1)(A_i \cos \Phi_i) + \\ 4(A_1 \sin \Phi_1) \left[\sum_{n=2, n \neq i}^{N=5} (A_n \cos \Phi_n) \right] + \\ 4(A_1 \cos \Phi_1)(A_i \sin \Phi_i) - \\ 4(A_1 \cos \Phi_1) \left[\sum_{n=2, n \neq i}^{N=5} (A_n \sin \Phi_n) \right] \\ P'_i - P_i = 4(A_1 \sin \Phi_1)(A_i \sin \Phi_i) - \\ 4(A_1 \sin \Phi_1) \left[\sum_{n=2, n \neq i}^{N=5} (A_n \sin \Phi_n) \right] + \\ 4(A_1 \cos \Phi_1)(A_i \cos \Phi_i) - \\ 4(A_1 \cos \Phi_1) \left[\sum_{n=2, n \neq i}^{N=5} A_n \cos \Phi_n \right] \end{cases} \quad (8)$$

进一步化简,可得

$$\begin{cases} \bar{P}'_i - \bar{P}_i = 4A_1 \left[(A_i \sin(\Phi_i - \Phi_1)) + \sum_{n=2, n \neq i}^N (-A_n \sin(\Phi_n - \Phi_1)) \right] \\ P'_i - P_i = 4A_1 \left[(A_i \cos(\Phi_i - \Phi_1)) + \sum_{n=2, n \neq i}^N (-A_n \cos(\Phi_n - \Phi_1)) \right] \end{cases} \quad (9)$$

分别对式(9)中的 2 个等式进行运算,可得式(10)和式(11):

$$(N-4)(\bar{P}'_i - \bar{P}_i) - \sum_{n=2, n \neq j}^N (\bar{P}'_n - \bar{P}_n) = 4(2N-6)A_1 A_i \sin(\Phi_i - \Phi_1) \quad (10)$$

$$(N-4)(P'_i - P_i) - \sum_{n=2, n \neq j}^N (P'_n - P_n) = 4(2N-6)A_1 A_i \cos(\Phi_i - \Phi_1) \quad (11)$$

式(10)除以式(11),可得

$$\tan(\Phi_i - \Phi_1) = \frac{(N-4)(\bar{P}'_i - \bar{P}_i) - \sum_{n=2, n \neq i}^N (\bar{P}'_n - \bar{P}_n)}{(N-4)(P'_i - P_i) - \sum_{n=2, n \neq i}^N (P'_n - P_n)} \quad (12)$$

其中: $\Phi_1 = 0$,即有

$$\tan \Phi_i = \frac{(N-4)(\bar{P}'_i - \bar{P}_i) - \sum_{n=2, n \neq i}^N (\bar{P}'_n - \bar{P}_i)}{(N-4)(P'_i - P_i) - \sum_{n=2, n \neq i}^N (P'_n - P_n)} \quad (13)$$

考虑到反正切函数的多值性,应在单值区间 $[-90^\circ, 90^\circ]$ 内求解 Φ_i 。

2 四相幅度校准法时间性能分析

由校准算法原理可得,完成 N 个阵元的相控阵天线所有通道的一个频点校准所需的时间 T_{tot} 由下列时间组成:

- 1) 将校准信号发生器调谐到频率 f 的时间 T_1 。
- 2) 将校准功率测量仪器调谐到频率 f 的时间 T_2 。
- 3) 将移相器置于所要求状态的时间 T_3 。
- 4) 幅度测量时间 T_4 。
- 5) 传送控制指令的时间 T_5 。
- 6) 相位差计算时间 T_6 。

则总共需要的时间为

$$T_{\text{tot}} = T_1 + T_2 + (T_3 + T_4 + T_5) \times 4(N-1) + T_6 \quad (14)$$

对于大型相控阵天线的的一个频点而言, T_1 、 T_2 和 T_6 所花费的时间远远小于 $(T_3 + T_4 + T_5) \times 4(N-1)$ 所需时间;而 T_3 、 T_4 、 T_5 中,由于测量仪器的反应速度受限,功率测量时间 T_4 的量级最大,为 ms 量级;指令传输时间 T_5 为 μs 量级;移相器动作时间为 ns 量级。

可见,上述校准算法的时间主要取决于功率测量仪器的响应时间。以 ROHDE & SCHWARZ 公司的频谱分析仪 FSV 作为功率测量仪器,频谱分析仪的扫描带宽设置为 5 kHz,分辨带宽设置为

100 Hz,扫描时间为 500 ms,则对于一个 N 元相控阵天线,则校准一个频点所需时间约为 $2(N-1)$ s。

此外,若采用四相幅度法校准相控阵天线单元通道的初始相位,则需要采样 $4(N-1)$ 次;若采用 6 位数字移相器的旋转矢量法,则需要采样 $2^6 \times N$ 次;若采用 4 位数字移相器的旋转矢量法,则需要采样 $2^4 \times N$ 次。因此可得出结论:若采用相同的测量设备校准一个大型相控阵天线(N 较大),采用四相幅度校准法所需时间仅约相当于采用 6 位数字移相器的旋转矢量法所花费时间的 $1/16$ 。

3 实验验证

3.1 测量步骤

如图 1 所示,待测相控阵天线为接收天线,则具体测量步骤如下:

- 1) 调整待测相控阵天线 1 和辅助天线 7 的相对位置,使其满足远场条件。
- 2) 利用控制设备 4 控制天线转台的转轴 2,使待测相控阵天线 1 和辅助天线 7 的物理中心对齐;收发信机 5 的发射端口通过测试电缆 6 连接到辅助天线 7 的馈源端口上;待测相控阵天线 1 的接收端经过测试电缆 3 进入收发信机 5 的接收端口。
- 3) 控制设备 4 通过控制总线 9 控制收发信机 5 打开开关,并设置好所需校准的频点,使收发信机 5 的发射端口发出功率,且使收发信机 5 的接收端口处于接收状态。
- 4) 以 $N=1$ 的天线单元作为参考通道,控制设备 4 通过控制总线 8 控制参考通道的相位为 0° ,被测通道按照算法原理设置为相应的相位分布,然后测量收发信机 5 的接收端口测得的功率值。经过算法处理,即可完成相位测量校准。

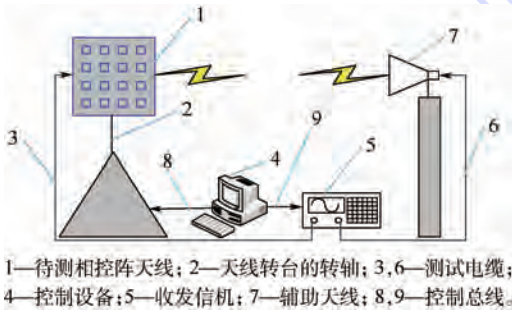


图 1 相控阵天线测量框图

3.2 测量结果

3.2.1 校准 Ku 频段一维相控阵天线

根据上述测量步骤,分别采用矢量网络分析仪直接校相法、4 位数字移相器的旋转矢量法(REV-4 bit 法)、6 位数字移相器的旋转矢量法(REV-6 bit 法)和四相幅度校准法(FPC 法),对图 2 所示的 10 个阵元的 Ku 频段一维相控阵天线的初始相位进行了校准,校准结果如表 5 所示。

由表 5 可以看出,FPC 法的精度可以跟采用 REV-6 bit 法的精度相比拟。



图 2 Ku 频段一维相控阵天线

Fig. 2 One-dimensional phased array antenna in Ku band

表 5 4 种校准方法校准结果

Table 5 Calibration results with four calibration methods

单元 编号	相位/(°)			
	直接校相法	REV-4 bit 法	REV-6 bit 法	FPC 法
1	0	0	0	0
2	268	261.58	261.09	267.81
3	115	110.45	112.44	114.81
4	7	353.70	354.70	0.49
5	236	230.87	229.33	233.19
6	29	20.37	22.48	23.99
7	265	256.48	256.08	260.84
8	341	342.64	343.13	345.98
9	160	159.33	162.70	165.06
10	34	28.48	30.11	29.91

3.2.2 校准 S 频段二维相控阵天线

根据 3.1 节测量步骤,分别采用 REV-4 bit 法、REV-6 bit 法和 FPC 法,对图 3 所示的 19 个阵元的 S 频段二维相控阵天线的初始相位进行了校准,校准前后的方向图对比如图 4 所示。

由图 4 可以看出,FPC 法的校准精度优于 REV-4 bit 法,稍逊于 REV-6 bit 法。

Fig. 1 Measurement diagram of phased array antenna



图 3 S 频段二维相控阵天线

Fig. 3 Two-dimensional phased array antenna in S band

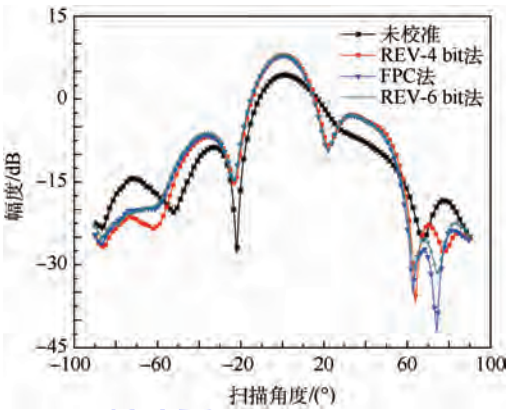


图 4 校准前后不同方法方向图对比

Fig. 4 Radiation patterns before and after calibration with different methods

4 结 论

该校准方法为全波法,校准时所有的射频通道均处于工作状态,因此天线单元之间的互耦、天线单元的匹配状态均考虑在内。且该方法无需矢量测量仪器,只需改变某些单元通道的相位,通过测量和信号随天线单元通道相位变化 $4(N-1)$ 次的和信号幅度值,经过算法演算,就可计算出每个天线单元通道的相位。该校准方法具有如下特点:

- 1) 幅度测量相对于相位测量更加稳定可靠,且工程实现相对简单,因此该方法相对稳健。
- 2) 当相控阵天线的某些通道发生故障时,通过该校准方法获得的其他通道的相位差依然有效,不易发生故障扩散,因此该校准方法具有较强的鲁棒性。
- 3) 由校准算法原理可知,该校准算法所需采样点少,占用系统开销少,因此该方法具有快

速性。

4) 目前移相器件多采用数字移相器,数字移相器的量化误差必然会影响到该方法的测量精度,但随着数字移相器位数的增多以及移相精度的提高,该方法的测量精度会进一步提高。

参考文献 (References)

[1] TORU T, YOSHIHIKO K, SHIGERU M. Fast measurement technique for phased array calibration [J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2008, 56 (7): 1888-1899.

[2] LIU M G, FENG Z H. Combined rotating-element electric-field vector (CREV) method for nearfield calibration of phased array antenna [C] // International Conference on Microwave and Millimeter Wave Technology. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 1-4.

[3] YAHYA R S, ARTHUR C D. Technology trends and challenges of antennas for satellite communication system [J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2015, 63 (4): 1191-1203.

[4] GU Q, DAI C G, ZHANG C F. Analysis of amplitude-phase error of phased array calibration in mid-field [C] // 3rd Asia-Pacific Conference on Antennas and Propagation, APCAP 2014. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 280-283.

[5] LONG R, OUYANG J, YANG F, et al. Calibration method of phased array based on near-field measurement system [C] // 2014 IEEE Antennas and Propagation Society International Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 1161-1162.

[6] JI B, YANG Y. Online gain and phase calibration for phased array radar [J]. Telecommunication Engineering, 2014, 54 (5): 621-625.

[7] TAKAHASHI T, KONISHI Y, CHIBA I. A novel amplitude-only measurement method to determine element fields in phased arrays [J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2012, 60 (7): 3222-3230.

[8] 刘明盟,冯正和. 分组旋转矢量法校正大规模相控阵天线 [J]. 电波科学学报, 2007, 22 (3): 380-384.

LIU M G, FENG Z H. Combined rotating-element electric-field vector method for calibration of large-scale phased array antenna [J]. Chinese Journal of Radio Science, 2007, 22 (3): 380-384 (in Chinese).

[9] FAN X J, LI C W, CHEN Z H. The application of REV method for missile-borne phased array antenna calibration [C] // 2012 International Conference on Microwave and Millimeter Wave Technology. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 241-242.

[10] 高铁,王金元. 大型有源相控阵校准的 MCM 法及其误差分析 [J]. 微波学报, 2002, 18 (1): 6-10.

GAO T, WANG J Y. MCM of large active phased array calibration and tolerance analysis [J]. Journal of Microwaves, 2002, 18 (1): 6-10 (in Chinese).

[11] BAO J, HUANG Q, WANG X, et al. An improved method for mutual coupling calibration with application in wide-angle direction-of-arrival estimations [J]. Electromagnetics, 2015, 35 (2): 101-111.

[12] HUANG Q,ZHOU H,BAO J,et al. Accurate calibration of mutual coupling for conformal antenna arrays[J]. Electronics Letters,2013,49(23):1418-1420.

[13] 尚军平,傅德民,徐平. 基于控制电路编码算法的相控阵天线快速测量[J]. 电波科学学报,2010,25(1):73-76.

SHANG J P,FU D M,XU P. Fast measurement of the phased array antennas based on control circuit encoding algorithm[J]. Chinese Journal of Radio Science,2010,25(1):73-76(in Chinese).

[14] HE C,LIANG X L,GENG J P. Parallel calibration method for phased array with harmonic characteristic analysis[J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2015, 62 (10): 5029-5036.

[15] LIU K,LI Y Q,WANG H. Calibration method to characterize

the accuracy of phase-shifting point diffraction interferometer [J]. Review of Scientific Instruments, 2011, 82 (3): 33105-33110.

作者简介:
王焕菊 女,博士研究生。主要研究方向:相控阵天线波控技术、校准算法以及天线与 TR 一体化设计等。
Tel.: 0311-86928677
E-mail: veckiwang@ aliyun. com

孙厚军 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:微波/毫米波电路与系统。
Tel.: 010-68914199
E-mail: sunhoujun@ bit. edu. cn

Fast calibration method for phased array antenna

WANG Huanju^{1,2}, SUN Houjun^{1,*}

(1. School of Information and Electronics, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. The 54th Research Institute of China Electronics Technology Group Corporation, Shijiazhuang 050081, China)

Abstract: The study of rapid measurement and calibration for phased array antenna has always been one of hot issues. The low efficiency of traditional calibration method cannot satisfy the requirement of large-scale engineering application of phased array antenna. A fast calibration method called four-phase-cycle amplitude-only measurement (FPC), which can determine the phase of each element in phased arrays by power measurements according to a certain phase distribution, is presented on the basis of theoretical analysis for phase solving algorithm. And theoretical analysis prove that the method takes only about one sixteenth of the time that the conventional rotating element electric field vector method using 6-bit digital phase shifter spends. Finally, a contrast test of three calibration methods, which are FPC, rotating element electric field vector method using 4 bit digital phase shifter and rotating element electric field vector method using 6 bit digital phase shifter, is carried out. And the experimental results verify the correctness and effectiveness of the FPC calibration algorithm.

Key words: calibration; calibration algorithm; measurement; antenna measurement; phased array antenna

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0839

通用导弹雷达罩曲面分片展开系统的开发

李正洲, 肖天航*, 昂海松, 陆召严

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)



摘 要: 根据导弹雷达罩频率选择表面(FSS)的设计要求, 研究发展了一种通用的雷达罩曲面的分片、展开算法和相关应用软件系统。算法对任意 C^2 连续曲面, 以高斯曲率的绝对值对分片面积的积分与曲面总面积的比值作为曲面是否可展的评定参数, 并以此为阈值对不可展开外形雷达罩曲面进行近似分片; 使用构造十字基带展开法对分片展开为平面形状。在以上算法基础上, 首先使用 MFC 开发了应用程序框架, 并采用 OpenGL 显示雷达罩曲面的分片操作, 最后对分片数据输出 AutoCAD 格式便于分片贴层材料的切割加工。某型非旋成体导弹头罩的算例表明本文发展的导弹雷达罩曲面分片与展开算法有较高的精度, 满足工程设计要求。

关 键 词: 导弹; 雷达罩; 高斯曲率; 曲面分片; 计算机图形学

中图分类号: V221+.92

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2715-07

航空航天上为了实现隔热、隐身、防辐射等目的, 需要对一些三维产品做表面材料贴层。例如, 为了减少雷达散射截面积(RCS)和过滤电磁波以实现导弹隐身的目的, 通常在常规介质雷达罩上应用频率选择表面(FSS)进行表面贴层^[1-3]。当导弹雷达罩外形为三维不可展开曲面时(如抛物形头罩、哈克形头罩、指数形头罩以及非旋成体曲面等), 刚性贴层材料在曲面变形较大的位置会产生较大应变甚至破裂, 柔性材料则可能产生褶皱, 这都影响贴层的预期性能。因此需要将雷达罩三维曲面近似分片展开, 映射到二维平面上, 按照分片投影后的二维形状对贴层材料进行切割加工, 再分别对每块分片进行贴层。

通常, 不可展开曲面近似展开分为 2 个步骤: 首先把不可展开曲面分成若干较小部分, 在一定阈值范围内将这些较小部分看作是可展开表面, 此为曲面分片; 然后将分割后的各个部分投影为二维平面形状, 此为曲面展开。在曲面分片的步

骤中, 李旭惠等^[4]应用了高斯曲率对面积的积分与曲面面积的比值作为分片系数对曲面进行分片, 这种方法能够综合考虑曲面的空间双向弯曲程度与曲面面积的影响; 王红艳^[5]研究了提高曲面可展性与曲面沿网格边的剪口算法, 但对不完整的网格划分效果有待提高。在曲面展开投影步骤中, 陈动人和王国瑾^[6]提出了基于伪直母线的复杂曲面的展开算法, 其缺点是复杂曲面展开后会产生很多小碎面。蒋威^[7]使用了保形的三角网格细分方法, 对弯曲幅度不大的曲面具有较好的展开效果; 王纪清^[8]基于能量法的曲面展开算法对钣金不可展曲面进行近似展开, 这种方法适合一些结构简单、弯曲程度小的曲面; 李占利等^[9]针对三角形网格提出了一种基于弹簧-质点模型的不规则曲面纹理映射, 能够使用于任意三角形网格表示的不规则曲面。另外, 考虑到一些导弹雷达罩曲面会出现曲率不连续的情况(如类 F22 战斗机头罩外形的导弹雷达罩曲面), 则首先

收稿日期: 2015-12-21; 录用日期: 2016-05-20; 网络出版时间: 2016-06-06 16:20

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160606.1620.001.html

基金项目: 机械结构力学及控制国家重点实验室开放课题(1001-IZD15001-1505 MCMS-0415G01)

* 通讯作者: E-mail: xthang@nuaa.edu.cn

引用格式: 李正洲, 肖天航, 昂海松, 等. 通用导弹雷达罩曲面分片展开系统的开发[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2715-2721. LI Z Z, XIAO T H, ANG H S, et al. Development of a generalized surface partition and projection system for missile radome[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2715-2721 (in Chinese).

应提取出雷达罩曲面上的特征线(曲率不连续处),这些特征线应处于贴层材料的剪口路径上。然后根据这些特征线将雷达罩曲面分割为 C^2 连续曲面再进行分片展开工作。Ito^[10]、Baker^[11] 和 Borouchaki^[12] 等采用基于网格二面角(相邻网格法矢的夹角)进行了特征线提取方法,杨晟院等^[13] 通过对网格二面角进行统计分析,认为仅通过一个单一的阈值就能完整地提取出基本外形(如圆柱、圆锥、圆环等)的特征线。

鉴于当前研究现状及工业部门的迫切需要,本文研究发展了一种通用的导弹雷达罩曲面分片与展开算法,并开发了相应的应用程序软件。算法能针对任意导弹雷达罩曲面,首先识别曲面上的特征线,将雷达罩曲面分割为 C^2 连续曲面;然后对这些 C^2 连续曲面自动判别其是否为可展开曲面。对于可展曲面,直接应用展开算法进行展开为二维平面形状;对于不可展曲面,则首先对其近似分片再对其展开。为了尽量减小贴层分片对雷达隐身性能的影响,曲面分片遵循分片数量最少、剪口路径之和最短的原则;同时兼顾雷达罩曲面的空间双向弯曲程度和面积对分片大小的影响,以高斯曲率的绝对值对面积的积分作为曲面分片系数,在给定分片系数阈值后对雷达罩曲面进行离散、分片;构造十字基带进行映射为二维平面图形,以保证分片外形和控制展开误差的积累。

为了使本次开发的雷达罩曲面分片与展开系统具有良好的操作性和可视化特性,本文在上述雷达罩曲面分片数据操作的基础上,使用 MFC 开发应用程序框架,使用 OpenGL 进行雷达罩曲面的显示,最后输出 AutoCAD 格式以方便贴层材料的切割加工。

1 雷达罩曲面的离散化和分片

通常,对旋转对称外形的雷达罩曲面分片,纵向剪口应限制在同一条母线上。本文采用四边形结构网格来离散雷达罩曲面,这样可以使分片沿着网格的边进行,保证纵向剪口在同一条母线上,同时也能使得剪口路径之和尽量减小。并且,结构网格以 I/J 的数据格式来管理离散后的面元节点,这样极大地方便了分片位置的查找。对于四边形网格离散后的曲面,本文通过如下方法确定特征线阈值 α 的大小:首先找出所有二面角中小于 10° 的最大二面角值 θ ,再找出所有二面角中大于 10° 的最小二面角值 φ ,然后将 $(\theta + \varphi)/2$ 的值作为阈值 α 用于提取特征线^[13],将雷达罩曲面划分为 C^2 连续的空间曲面。

空间曲面可展的充要条件是其各处的高斯曲率是否恒等于零。相应地,其高斯曲率对面积的积分也应为零。对于 C^2 连续的空间曲面进行网格离散后,求曲面的高斯曲率就变为求离散后各节点的高斯曲率。

假设曲面上曲线方程为 $\mathbf{r} = \mathbf{r}(u(t), v(t))$, 则曲线上节点的高斯曲率 K 可按式(1)计算^[14]:

$$K = \frac{LN - M^2}{EG - F^2}$$
 (1)

式中: L 、 N 、 M 和 E 、 F 、 G 分别为曲面的第一基本量和第二基本量。其计算方式分别为

$$\begin{cases} L = \mathbf{n} \cdot \mathbf{r}_{uu}, M = \mathbf{n} \cdot \mathbf{r}_{uv}, N = \mathbf{n} \cdot \mathbf{r}_{vv} \\ E = \mathbf{r}_u \cdot \mathbf{r}_u, F = \mathbf{r}_u \cdot \mathbf{r}_v, G = \mathbf{r}_v \cdot \mathbf{r}_v \\ \mathbf{n} = \frac{\mathbf{r}_u \times \mathbf{r}_v}{|\mathbf{r}_u \times \mathbf{r}_v|} \end{cases}$$
 (2)

在雷达罩曲面分片前,首先应判断曲面是否可展。将节点的高斯曲率加权平均到每个面元上,设 K_i 和 S_i 分别为第 i 个四边形网格的高斯曲率和面积(可由网格节点坐标和海伦公式的拓展公式求出),则高斯曲率的绝对值对面积的积分为

$$\sigma = \sum_{i=1}^n (|K_i| S_i)$$
 (3)

当 $\sigma = 0$ 时,曲面可展;否则为不可展曲面。图 1 为几种常见的导弹雷达罩外形的表面高斯曲率(无量纲)。其中哈克形、尖拱形、指数形头罩

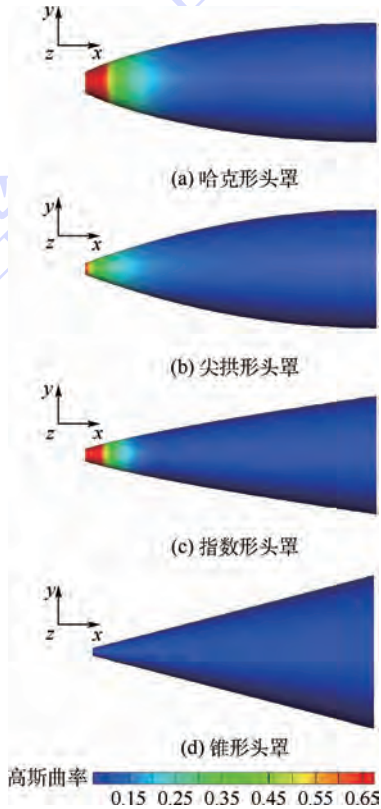


图 1 不同雷达罩的高斯曲率

Fig. 1 Gaussian curvature of different radomes

不满足曲面可展条件,而锥形头罩为可展开曲面。对于可展外形,不须进行分片工作,可直接对曲面进行等距映射,并且映射结果在理论上是唯一的。

2 分片展开映射算法

在对雷达罩三维曲面分片后,可通过展开算法和内部结构映射算法对其展开为二维平面图形。鉴于雷达罩材料贴层间允许少量重叠但不得有裂缝的要求,本文采用十字基带展开法对四边形网格离散的雷达罩曲面分片进行展开^[15]。即首先在分片上确定一个展开基点,再由相交于基点(并且一直延伸到边界)的网格边作为十字基带首先展开,最后根据映射算法展开剩余节点。分片展开中,以相对面积误差作为曲面展开质量的参考标准。其具体步骤如下。

步骤 1 展开基点的确定

对雷达罩曲面分片后,可认为每块分片的曲率变化平缓。因此,可选取分片中心作为展开基点。当然,如果曲面某处曲率变化较大,则应选择该处作为展开基点。如图 2 所示,指定点 O 作为展开基点,并指定展开后的二维坐标为 $(0,0)$ 。

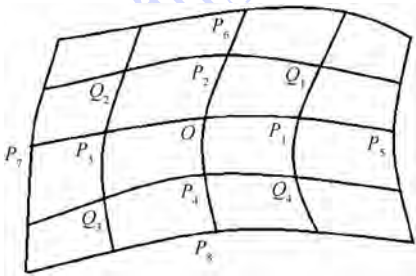


图 2 曲面展开基点的选取

Fig. 2 Selection of base point of surface projection

步骤 2 展开基点相邻四点的映射

假设展开基点 O 附近 4 个点为 P_1, P_2, P_3, P_4 , 对应展开到二维平面后的点为 $O', P'_1, P'_2, P'_3, P'_4$ 。基点及附近 4 个点展开前后的角度变化如图 3 所示,投影后的夹角 β'_i 可由式 (4) 及式 (5) 得出:

$$\alpha = \beta_1 + \beta_2 + \beta_3 + \beta_4 \quad (4)$$

$$\beta'_i = \beta_i \left(1 + \frac{2\pi - \alpha}{\alpha} \right) \quad (5)$$

规定点 P'_1 位于 x 轴正方向,再根据投影前各节点到基点的距离,可求出基点相邻 4 个点展开后的二维坐标。

步骤 3 四边形单元待定节点的确定

在确定一个四边形单元内 3 个节点的映射后,可通过如下确定最后一个节点的映射:如图 4

所示,设空间四边形单元 $IPJK$,在该四边形单元中,假设点 I, J, K 已经映射到二维平面,现在要求点 P 在二维平面上的映射坐标。令 A_I, A_J, A_K, A_P 分别为 $\triangle PJK, \triangle IPK, \triangle IPJ$ 和 $\triangle IJK$ 的面积,则根据几何关系可以推导出 P 点坐标^[12]:

$$\begin{cases} x = \frac{A_I x_i + A_J x_j - A_K x_k}{A_P} \\ y = \frac{A_I y_i + A_J y_j - A_K y_k}{A_P} \end{cases} \quad (6)$$

步骤 4 分片上剩余节点的确定

上述步骤 1、2、3 可以确定展开基点以及基点周围 8 个节点的映射。分别向分片有限元网格的 I, J 的正、负方向移动,以下一个节点作为基点,

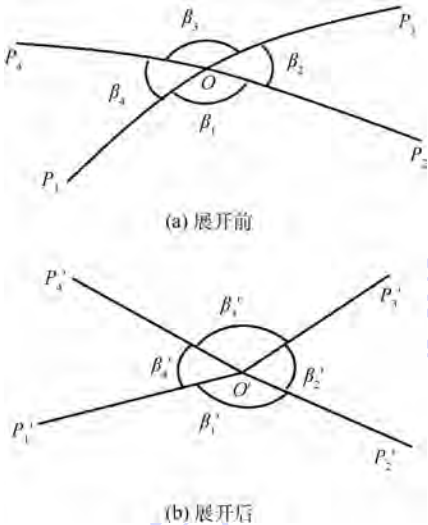
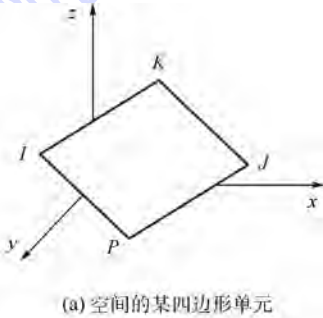
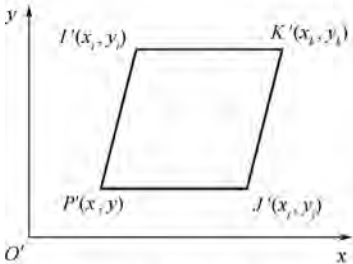


图 3 展开前后基点周围的角度变化

Fig. 3 Angles around base point change before and after projection



(a) 空间的某四边形单元



(b) 映射为平面的四边形单元

图 4 四边形单元待定节点的确定

Fig. 4 Determination of quadrilateral cell nodes

不断重复步骤 2 和 3,直到分片边界结束,可以确定一个十字展开基带的映射;再从展开基带出发,对分片上未映射的节点采用步骤 3,可以确定剩余节点的映射。到此,一个分片节点的映射工作完毕。

3 分片展开的可视化与输出

3.1 应用软件总体设计思路

为了使雷达罩曲面分片与展开应用软件具有良好的交互性,本文使用 MFC 开发应用程序框架,包括曲面外形参数化、管理实现数据操作以及创建图形用户界面框架。

基于 MFC 和 OpenGL 的曲面分片与展开应用软件的总体设计思路是:使用 MFC 中的文档/视图结构(Document/View Architecture)实现模型数据与显示交互的相互分离。如图 5 所示,文档类 CDocument 负责管理模型(CDocument Object),视图类 CView 负责显示模型(CView Object)以及为用户交互操作,视图类与文档类则通过函数指针进行中间操作,实现对模型数据的修改。

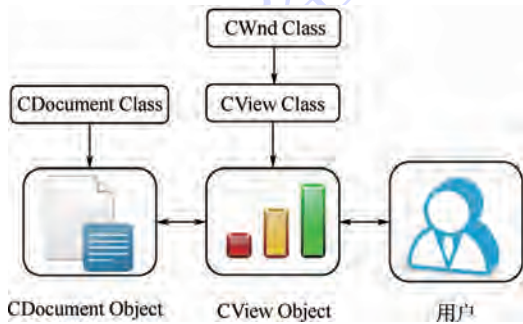


图 5 文档、视图与用户的关系

Fig.5 Relationship among document, view and user

在曲面分片数据可视化方面,本文采用基于 OpenGL 的 CAD 模型显示技术^[16]。OpenGL 图形系统是一个连接图形硬件的软件接口。本文首先使用三角形面元或四边形面元绘制离散后的三维曲面,使用双面光照和材料属性来较为真实地模拟出光滑表面的三维实体,最后使用 32 位 RGB 颜色系统来区别不同分片,并且标明了分片与映射图形之间的对应关系。图 6(a)为 OpenGL 绘制的某雷达罩曲面 CAD 模型,图 6(b)生成三维曲面分片与映射后对比的渲染图形。

为了在 Windows 环境下使用 OpenGL 进行三维绘图,一般在 MFC 环境下创建一个 OpenGL Windows 程序,即在 MFC 视图类 CView 的基础上派上一个封装了 OpenGL 的类 CGLView。图 7 所示为 CGLView 类中的函数调用关系。图中:

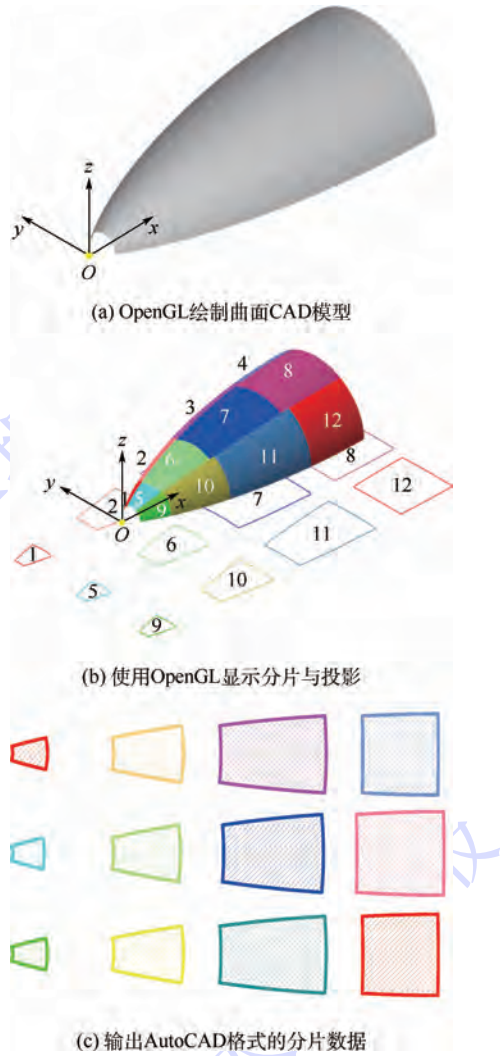


图 6 曲面分片展开的可视化过程

Fig.6 Visualization of surface partition and projection

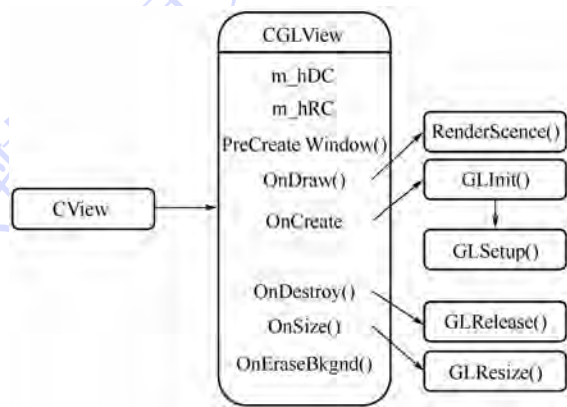


图 7 CGLView 类中的函数调用关系

Fig.7 Functions call relationship in CGLView class

m_hRC 和 m_hDC 分别为渲染场景句柄和设备场景句柄;PreCreateWindow() 为创建窗口和定义窗口类型;GLInit() 为 OpenGL 的初始化函数;OnDestroy() 的作用为调用 GLRelease() 函数,释放所创建的渲染场景;OnSize() 则处理视图窗口尺寸变化;完成以上工作后,就可以使用 OpenGL

调用 OnDraw() 函数进行绘图,其中,三维图形的绘制是在 RenderScene() 里完成的; OnEraseBkgnd() 用于窗口背景的擦除。

3.2 分片数据的几何变换

通过 OpenGL 绘制的三维图形显示在屏幕上,用户要清楚地看到所绘制对象的形态、大小、颜色及各对象的空间位置,就涉及到一个视点观察与图形变换问题。图形变换是 CAD 系统中的最基本内容之一,物体的平移、缩放、旋转等都要靠图形变换来实现。对几何对象的变换,实际上是对几何模型中点的齐次坐标通过矩阵运算进行坐标变换,也就是通过 $n + 1$ 维矩阵的乘法来表示 n 维几何体的坐标改变形式^[17]。

三维物体齐次坐标变换矩阵的形式如下:

$$T_{3D} = \begin{bmatrix} m_{00} & m_{01} & m_{02} & m_{03} \\ m_{10} & m_{11} & m_{12} & m_{13} \\ m_{20} & m_{21} & m_{22} & m_{23} \\ m_{30} & m_{31} & m_{32} & m_{33} \end{bmatrix} \quad (7)$$

将 T_{3D} 划分为 4 个子矩阵,每个矩阵负责不

同的变换任务。其中: $\begin{bmatrix} m_{00} & m_{01} & m_{02} \\ m_{10} & m_{11} & m_{12} \\ m_{20} & m_{21} & m_{22} \end{bmatrix}$ 用于产生缩放、旋转、剪切等几何变换; $\begin{bmatrix} m_{30} & m_{31} & m_{32} \end{bmatrix}$ 用于产生平移变换; $\begin{bmatrix} m_{03} & m_{13} & m_{23} \end{bmatrix}^T$ 用于产生投影变换; $\begin{bmatrix} m_{33} \end{bmatrix}$ 用于产生整体缩放变换。

3.3 分片数据的输出

在输出分片数据方面,由于 AutoCAD 在零件或板材中切割加工应用十分广泛^[18],因此本文选择将分片数据输出为 AutoCAD 格式。DXF 类型文件是 AutoCAD 的一种数据格式。由于 DXF 文件内部为 ASCII 码,可读性好,用户可以很方便地对它进行编程处理,实现从外部图形进行编辑的目的,因此 DXF 文件被广泛用于 AutoCAD 与其 CAD 软件之间进行数据交换^[19]。本文采用开源 C++ 库 dxflib 对展开后的数据进行输出。图 6(c) 为分片展开数据输出的 AutoCAD 格式图形。

4 雷达罩曲面分片展开算例

为了验证本文导弹雷达罩曲面分片程序的通用性与分片精度,本文选取了某型头罩为非旋成体的导弹作为分片算例。图 8 为该型导弹的 CAD 模型,其中蓝色部分为要展开的雷达罩曲面外形。

根据导弹头罩贴层的要求,对于平面对称外形,剪口应在对称面上。因此,将头罩外形的一半

进行分片、映射。在周向布置两条剪口,最终输出分片的平面映射 AutoCAD 图形如图 9 所示。

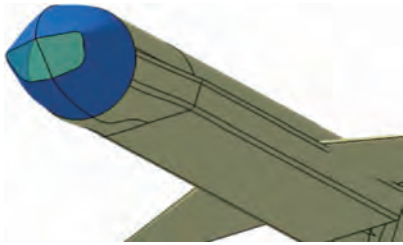


图 8 某型导弹 CAD 模型

Fig. 8 CAD model of a missile

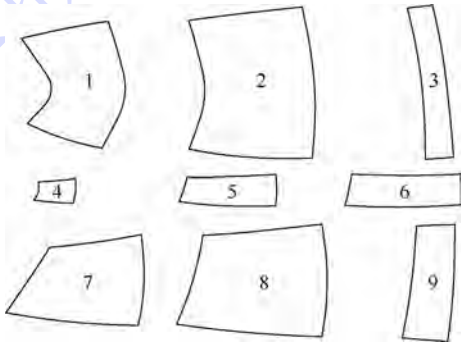


图 9 半块头罩外形分片投影

Fig. 9 Shape partition projection of a half radome

本文的误差精度判定方法为相对面积误差法。展开前后的误差用相对面积误差 S_{error} 和相对边长误差 L_{error} 来衡量,其定义分别如下:

$$S_{error} = \frac{S' - S}{S} \cdot 100\% \quad (8)$$

$$L_{error} = \frac{L' - L}{L} \cdot 100\% \quad (9)$$

式中: S 为被展分片面积; L 为被展分片的边长; S' 为展开图形面积; L' 为展开图形的边长。

本文算例分片的相对面积误差如表 1 所示。相对误差均为正,且最大分片误差小于 10%,表示分片能够逼近还原成曲面。并且,算例中分片展开后图形的相对边长差非常小,所有展开分片的边,相对边长误差最大不超过 2%,表明分片贴层中有少量重叠、没有间隙。这证明了本文雷达罩曲面分片算法的有效性。

表 1 分片展开后的面积误差

Table 1 Area error after projection of partitions			
曲面编号	1	2	3
$S_{error}/\%$	2.51364	2.39464	6.03160
曲面编号	4	5	6
$S_{error}/\%$	9.51205	7.53331	6.41317
曲面编号	7	8	9
$S_{error}/\%$	2.12163	2.65973	5.50907

5 结 论

本文开发的导弹雷达罩曲面的分片与展开系统,能够对旋成体和非旋成体曲面进行自适应分片、展开。

1) 分片展开算法误差较小:在曲面曲率较大的分片处,展开后的相对面积误差小于 10%,且相对边长误差最大不超过 2%。

2) 使用 MFC + OpenGL 开发的应用程序框架,实现了雷达罩曲面分片映射操作的可视化,操作人员能够方便地找出分片与投影图形之间的对应关系。

3) 分片数据输出 AutoCAD 通用格式,方便材料的切割加工。

参考文献 (References)

- [1] 张建.有限大频率选择表面及其在雷达罩上的应用研究[D].北京:中国科学院研究生院,2015:3-8.
ZHANG J. Research on finite frequency selective surface and its application on radome[D]. Beijing: Graduate University of Chinese Academy of Sciences, 2015:3-8 (in Chinese).
- [2] 王秀芝,高劲松,徐念喜. Ku/Ka 波段双通带频率选择表面雷达罩设计研究[J]. 物理学报,2013,62(23):324-330.
WANG X Z, GAO J S, XU N X. Design and study on the dual-band radome with FSS operation at Ku-/Ku-band[J]. Acta Physica Sinica, 2013, 62(23):324-330 (in Chinese).
- [3] 侯新宇,张澎,卢俊,等. 一种双曲率雷达罩的频率选择表面分片设计[J]. 弹箭与制导学报,2006,26(1):123-125.
HOU X Y, ZHANG P, LU J, et al. A novel frequency selective surfaces path design for double curved radome[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2006, 26(1):123-125 (in Chinese).
- [4] 李旭惠,王俊彪,张贤杰. 应用高斯曲率积分的曲面可展化分片方法研究[J]. 计算机工程与应用,2011,47(6):202-204.
LI X H, WANG J B, ZHANG X J. Developable surface partition algorithm based on Gaussian curvature integration[J]. Computer Engineering and Applications, 2011, 47(6):202-204 (in Chinese).
- [5] 王红艳. 三角网格曲面优化展开技术研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2013:25-30.
WANG H Y. Research on optimization for triangular mesh surface flattening technology[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013:25-30 (in Chinese).
- [6] 陈动人,王国瑾. 基于伪直母线的复杂曲面自适应分片与展开[J]. 软件学报,2003,14(3):660-665.
CHENG D R, WANG G J. A complex surface adaptive segment and development algorithm based on its quasi-rulings[J]. Journal of Software, 2003, 14(3):660-665 (in Chinese).
- [7] 蒋威. 不可展曲面的近似展开及其应用[D]. 上海:复旦大学,2013:11-14.

- JIANG W. Approximation algorithms for undevelopable surfaces and its application[D]. Shanghai: Fudan University, 2013:11-14 (in Chinese).
- [8] 王纪清. 三维钣金展开与工艺规划的研究[D]. 西安:西安工业大学,2012:23-35.
WANG J Q. Research on the 3D sheet metal flattening and process planning[D]. Xi'an: Xi'an Technological University, 2012:23-35 (in Chinese).
- [9] 李占利,刘小靖,孙瑜. 基于弹簧-质点模型的不规则曲面纹理映射[J]. 计算机工程与设计,2014,35(10):3545-3548.
LI Z L, LIU X J, SUN Y. Texture mapping for irregular surface based on spring-mass model[J]. Computer Engineering and Design, 2014, 35(10):3545-3548 (in Chinese).
- [10] ITO Y, NAKAHASHI K. Direct surface triangulation using stereolithography data[J]. AIAA Journal, 2002, 40(3):490-496.
- [11] BAKER T J. Identification and preservation of surface features[C]//Proceedings of 13th International Meshing Roundtable. Williamburg: Sandia National Laboratories, 2004:299-310.
- [12] BOROUCHAKI H, VILLARD J, LAUG P, et al. Surface mesh enhancement with geometric singularities identification[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2005, 194(48):4885-4894.
- [13] 杨晟院,舒适,朱少茗. 基于 STL 文件的三角形表面网格的特征线提取[J]. 计算机工程与应用,2008,44(4):14-19.
YANG S Y, SHU S, ZHU S M. Feature line extraction from triangular meshes based on STL files[J]. Computer Engineering and Applications, 2008, 44(4):14-19 (in Chinese).
- [14] 毛昕,马明旭. 曲面映射与展开中的几何分析[M]. 北京:清华大学出版社,2013:7-17.
MAO X, MA M X. Geometric analysis of surface mapping and deployed[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2013:7-17 (in Chinese).
- [15] 孙新申. 不可展曲面近似展开和内部结构映射方法研究[D]. 西安:西北工业大学,2004:13-21.
SUN X S. Study on approximate expansion and internal structure mapping method of non-developable surface[D]. Xi'an: North-western Polytechnical University, 2004:13-21 (in Chinese).
- [16] SHREINER D, SELLERS G, KESSENICH J M, et al. OpenGL programming guide: The official guide to learning OpenGL, Version 4.3[M]. Upper Saddle River: Addison-Wesley, 2013:31-115.
- [17] 王浩然,梁彦刚,陈磊. 空间态势场景中 OpenGL 视点控制策略与实现[J]. 太赫兹科学与电子信息学报,2015,13(2):302-307.
WANG H R, LIANG Y G, CHEN L. OpenGL viewpoint control strategy and implementation in space situation scene[J]. Journal of Terahertz Science and Electronic Information Technology, 2015, 13(2):302-307 (in Chinese).
- [18] 邢海蛟. 基于 AutoCAD 图形数控切割的应用研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨理工大学,2015:18-30.
XING H J. The application study of graphic CNC cutting system based on AutoCAD[D]. Harbin: Harbin University of Science and Technology, 2015:18-30 (in Chinese).
- [19] 石鑫. AutoCAD 环境下 DXF 文件格式分析与处理[D]. 沈阳:沈阳航空航天大学,2015:14-16.

SHI X. File format analysis and process of AutoCAD DXF[D].
Shenyang:Shenyang Aerospace University,2015:14-16(in Chinese).

算流体力学。
E-mail: xthang@nuaa.edu.cn

作者简介:

李正洲 男,博士研究生。主要研究方向:飞机总体设计、高超声速飞行器。
E-mail: aksu@nuaa.edu.cn

昂海松 男,硕士,教授。主要研究方向:飞机总体设计、微型飞行器与微系统。
E-mail: ahs@nuaa.edu.cn

陆召严 男,博士研究生。主要研究方向:飞机总体设计。
E-mail: luzhaoyan@nuaa.edu.cn

肖天航 男,博士,副教授。主要研究方向:飞机总体设计、计

Development of a generalized surface partition and projection system for missile radome

LI Zhengzhou, XIAO Tianhang*, ANG Haisong, LU Zhaoyan

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To meet the technical requirements of missile radome frequency selective surface (FSS), a partition and projection system of radome surface was proposed and developed. Based on the study of approximate partition and projection of complex surface, the partition coefficient was defined as the ratio of the integration of the absolute value of Gaussian curvature to its area, and the controlling value for surface partition is the summation of partition coefficient of the accumulated surface elements; the surface partitions was projected into 2D shapes by using cross baseband expansion method. On the basis of the above algorithms and data operation, an application framework was developed by using MFC, and the surface data operation was visualized with OpenGL. The surface projection data can be exported into AutoCAD format for subsequent fabrication. A successful application for a missile radome surface demonstrates that, the partition/projection method has high accuracy and satisfies the design requirements.

Key words: missile; radome; Gaussian curvature; surface partition; computer graphics

Received: 2015-12-21; Accepted: 2016-05-20; Published online: 2016-06-06 16:20

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160606.1620.001.html

Foundation item: State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures Open Topic Funding (1001-IZD15001-1505 MCMS-0415G01)

* **Corresponding author.** E-mail: xthang@nuaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0779

饱和时序下防空相控阵雷达动态优先级调度算法



张浩为, 谢军伟*, 师俊朋, 李靖卿, 盛川

(空军工程大学 防空反导学院, 西安 710051)

摘 要: 针对防空相控阵雷达负载饱和情况下的时间分配问题, 提出一种基于目标威胁密度和截止期的雷达任务动态优先级调度算法。根据目标信息建立非线性目标威胁度模型并设计动态优先级表, 然后, 利用目标威胁度、任务驻留时间和截止期共同确定任务的综合优先级。在此基础上, 提出执行威胁率(TRE)的评估指标, 以反映调度算法对重要任务的执行情况。仿真结果表明, 在饱和时序下, 相比于传统的截止期最早最优先算法, 改进算法的搜索性能提高了43%, 执行威胁率提高了52%。

关 键 词: 相控阵雷达; 自适应调度; 动态优先级; 饱和时序; 目标威胁度

中图分类号: V219; TN954⁺.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2722-08

防空相控阵雷达的时间资源分配高效, 具有灵活、快速的波束捷变和波形自适应能力, 可以同时承担搜索、确认、跟踪等多种任务, 但在饱和时序下, 其时间资源限制^[1]突出。因此, 研究饱和时序下相控阵雷达的时间分配, 对于充分发挥雷达性能有着重要意义。

相控阵雷达调度模块决定着雷达任务的时序安排, 其可分为两大部分: 任务优先级确定和调度策略选取。在任务优先级确定方面, 典型的动态优先级方法有: 截止期最早最优先(Earliest Deadline First, EDF)算法^[2]、价值密度最高最优先(Highest Value Density First, HVDF)算法^[3]等。但雷达任务的优先级仅由任务的某一个参数确定是不够的。文献[4-5]利用目标的单属性信息和任务的工作方式构造了线性加权网络, 以对同种工作方式任务的优先级进行细分。文献[6-11]通过将任务截止期和工作方式2种因素映射到同一层面, 提出了工作方式优先级加截止期(High Priority and Earliest Deadline First, HPEDF)和截止期加工作方式优先级(Earliest Deadline and High

Priority First, EDHPF)的调度算法。文献[12-15]利用模糊逻辑构建了多因素下的任务优先级模型。在调度策略中, 自适应的调度策略能够最大程度上发挥相控阵雷达的综合优势。文献[16-17]提出并研究了在自适应调度中加入时间窗的方法, 可将雷达波束驻留的实际执行时刻在期望执行时刻的时间窗范围内前后移动, 有效提升了任务调度的成功率。文献[9-11]利用脉冲交错技术, 使得雷达接收回波的等待期被充分利用, 提高了时间利用率。文献[18-19]提出了基于收益的调度算法, 通过构建收益函数及约束条件, 运用启发式方法进行求解。但上述方法均存在以下问题: 一是未充分利用目标的先验信息; 二是雷达任务仍属于人为划分工作方式优先级的范畴, 由此来评定实现价值率的高低, 受主观因素影响较大。

为此, 本文综合考虑目标的威胁程度和任务自身的截止期因素, 提出一种饱和时序下雷达任务优先级的动态确定方法。首先, 利用目标先验信息建立非线性的目标威胁度模型, 将目标威胁与任务优先等级相联系, 以克服人为划分的影响。

收稿日期: 2015-11-25; 录用日期: 2015-12-31; 网络出版时间: 2016-04-15 16:56

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160415.1656.008.html

* 通讯作者: Tel.: 029-84789121 E-mail: xjw_xjw_123@163.com

引用格式: 张浩为, 谢军伟, 师俊朋, 等. 饱和时序下防空相控阵雷达动态优先级调度算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2722-2729. ZHANG H W, XIE J W, SHI J P, et al. Dynamic priority scheduling for algorithm air defense phased array radar in overload situations[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2722-2729 (in Chinese).

其次,构建适当的时间、能量和处理器约束条件,使雷达的工作环境更趋近于现实情况。再次,利用执行威胁率(TRE)的概念来替换已往实现价值率的指标,用以反映调度算法对重要任务的执行情况;在此基础上,通过设计动态优先级表,综合目标威胁度、驻留时间与截止期来确定任务最终优先级。最后,给出改进算法在资源约束下的具体调度流程,并进行仿真校验。

1 基本理论建模

1.1 目标威胁度模型

目标威胁评估属于专属研究领域,而且影响目标威胁度的因素众多,为简化起见,现主要考虑以下几点:目标类型威胁,目标的运动属性威胁,即目标与雷达距离、目标速度、目标航向和目标高度。考虑到多个目标属性因素对雷达威胁度生成的非线性变化,对目标威胁度进行如下量化计算。

1) 定义目标径向距离威胁函数:

$$p_R = \begin{cases} 1 & R \leq R_1 \\ \exp\left[-\frac{s(R-R_1)}{R_2-R_1}\right] & R > R_1 \end{cases} \quad (1)$$

式中: R 为目标与雷达的径向距离; R_1 为雷达制导导弹杀伤远界; R_2 为雷达最远探测距离; s 为常数。其中, s 值越小,威胁函数曲线随距离增大下降越为缓慢。考虑到目标处于雷达最远探测距离之外时,威胁较小,一般取 $s \geq 0.5$ 。式(1)表明,目标距雷达越近,威胁度越大,在临近导弹杀伤远界时,威胁度迅速增大。

2) 考虑目标低速时威胁较小,当速度超出一定值时,威胁迅速上升,定义“S”型速度威胁函数:

$$p_v = \frac{1-a}{1+\exp[b(v-c)]} + a \quad (2)$$

式中: v 为目标速度值; a 为目标速度低于雷达跟踪下限时的威胁大小,可由专家确定; b 为控制函数曲率的常数,当取 $b > 1$ 时,速度威胁函数曲线基本呈阶梯状分布; c 为控制曲线2个拐点的常数, c 值越大,曲线拐点对应的速度值越大。

3) 定义目标指向雷达水平方向矢量与目标速度矢量之间的夹角为目标航向角 θ 。当 $\theta = 0^\circ$ 时,目标径直飞向我方,对雷达威胁最大;当 $\theta = 180^\circ$ 时,目标径直飞离我方,威胁度最小。则目标角度威胁函数^[20]为

$$p_\theta = \exp(-d\theta) \quad (3)$$

式中: d 为控制航向威胁函数的常数。其中, d 值越大,函数拐点对应 θ 值越小,曲线下降越剧烈。当 $d \geq 0.05$ 时,曲线基本呈“L”型分布,故一

般取 $d \in [0, 0.05]$; $\theta \in [0^\circ, 180^\circ]$ 。

4) 考虑目标低空突防的威胁,定义高度威胁函数^[21]为

$$p_h = \begin{cases} 1 & 0 \leq h \leq H \\ \exp[-e(h-H)^2] & h > H \end{cases} \quad (4)$$

式中: h 为目标高度; e 为常数,其值越大,函数减小越快,一般取 $e \in [0.01, 0.05]$; H 为临界高度,可由专家确定。

5) 目标类型中考虑以下几种典型情况:战术导弹、战斗机、轰炸机、直升机和干扰机,定义目标类型威胁值为 p_{TY} ,可由专家确定。

基于上述函数,构造目标威胁度函数:

$$p_{th} = p_{TY}(\lambda_1 p_R + \lambda_2 p_v + \lambda_3 p_\theta + \lambda_4 p_h) \quad (5)$$

式中: λ_i 为权重,且满足 $\sum_{i=1}^4 \lambda_i = 1$ 。

1.2 雷达任务模型

典型的相控阵雷达任务可分为4类:确认、跟踪、失跟处理和搜索。任务的请求顺序一般为:搜索—确认—跟踪(—失跟处理—跟踪维持)。跟踪任务可具体分为精跟、普跟和监视3种。在确认目标存在后,雷达将依据目标的威胁程度划分跟踪方式:目标威胁由高到低依次对应精跟、普跟和监视任务。第 k 个相控阵雷达任务模型可描述为

$$T_k = \{P_k, t_{ak}, t_{sk}, t_{wk}, t_{rk}, P_{tk}, t_{dwk}, w_k, t_{dk}, \Delta t_k, N_k, I_{nk}\} \quad (6)$$

式中: P_k 为任务类型; t_{ak} 为任务到达时刻; t_{sk} 为发射期持续时间; t_{wk} 为等待期; t_{rk} 为接收期持续时间; P_{tk} 为任务执行完毕消耗功率; t_{dwk} 为任务驻留时间; w_k 为任务时间窗; t_{dk} 为任务截止期; Δt_k 为任务采样间隔; N_k 为任务执行次数;在搜索、确认任务中, I_{nk} 视为由上级提供的空情信息,在跟踪任务中, I_{nk} 为滤波算法预测所得的目标信息,失跟处理任务中, I_{nk} 为上一次成功执行对该目标跟踪任务后所得到的目标信息。其中,驻留时间满足:

$$t_{dwk} = t_{sk} + t_{wk} + t_{rk} \quad (7)$$

式中: t_{dwk} 值由目标距离决定。截止期满足:

$$t_{dk} = t_{ak} + w_k \quad (8)$$

任务间请求时刻关系为

$$t_{ak} = t_{e(k-1)} + \Delta t_k \quad (9)$$

式中: $t_{e(k-1)}$ 为上一次任务成功执行时刻。

I_n 可详细表示为

$$I_n = \{T_Y, R, v, \theta, h, p_{th}\} \quad (10)$$

式中: T_Y 为目标类型。

式(10)中变量均满足式(5)。

1.3 雷达任务约束

1) 时间资源约束

雷达调度任务是以调度间隔(SI)为基础的。在一个调度间隔内,雷达要处理前一个调度间隔内的回波信号,同时要决定下一调度间隔内任务的执行情况^[8]。一个调度间隔内成功调度的 N 个任务必须满足:

$$\sum_{k=1}^N t_{dwk} \leq t_{SI} \quad (11)$$

式中: t_{SI} 为调度间隔时长。若任务不满足执行要求,则会被延时执行或删除。

2) 能量资源约束

许多调度算法^[4-8]忽略了能量的约束条件。实际中,由于散热性能的限制,雷达发射机必须实时满足暂态约束条件^[22]:

$$P_{\tau}(t) \leq \bar{P}_{\tau \max}$$

式中: $\bar{P}_{\tau \max}$ 为雷达瞬时消耗功率上限; $P_{\tau}(t)$ 为 t 时刻雷达消耗的功率,可具体表示为

$$P_{\tau}(t) = \frac{1}{\tau} \int_0^t p(x) e^{(x-t)/\tau} dx \quad (12)$$

式中: $p(x)$ 为雷达的功率函数; τ 为回退参数,其表征了雷达的散热性能。在此,忽略接收期消耗能量。若令 $P_{\tau}(t + t_c + t_x) = \bar{P}_{\tau \max}$,则可得到冷却时间 t_c 的表达式:

$$t_c = -\tau \ln \frac{\bar{P}_{\tau \max} - P_t(1 - e^{-t_x/\tau})}{P_{\tau}(t) e^{-t_x/\tau}} \quad (13)$$

3) 处理器资源约束

在相控阵雷达中,跟踪任务占用处理器资源最多,可采用跟踪通道矩阵 $\mathbf{X} = (x_{ij})$ 作为限定条件:

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^{N_{TY}} \sum_{j=1}^{N_{chi}} x_{ij} \leq \bar{M}_{\max} \\ \sum_{j=1}^{N_{TY}} x_{ij} \leq \bar{M}_{imax} \end{cases} \quad (14)$$

式中: N_{TY} 为跟踪任务类型数量; N_{chi} 为第 i 类跟踪任务对应的跟踪通道数量; x_{ij} 为跟踪通道中是否存在目标,用0、1表示; $\bar{M}_{imax}$ 为第 i 类跟踪任务对应目标数量上限; $\bar{M}_{\max}$ 为总的跟踪目标上限。同时,跟踪通道矩阵中还应存有对应目标的最新信息。

2 改进算法描述

2.1 评估指标

综上所述,本文选取以下指标,用以评判调度算法性能:

1) 时间利用率,即成功执行的所有任务所用时间与可用时间的比值,可表示为

$$T_{UR} = \sum_{k=1}^{N_{suc}} t_{dwk} / T_{tot} \quad (15)$$

式中: N_{suc} 为成功调度任务总数; T_{tot} 为总的可用时间。饱和时序下,时间资源限制更加突出,算法应充分利用有限时间资源对任务进行调度。因此,时间利用率越高,算法性能越佳。不妨设第 i 类任务的时间利用率为

$$T_{URi} = \sum_{k=1}^{N_{suc_i}} t_{dwk} / T_{tot} \quad (16)$$

式中: N_{suc_i} 为成功调度的第 i 类任务总数。

2) 执行威胁率。由于任务的重要性是随目标威胁程度而变化的,并不依赖于人为划分,本文引入执行威胁率的概念,用以代替原有的实现价值率^[8]。执行威胁率即为调度成功的任务所具有的目标威胁度总和与请求任务目标威胁度总和之比(在此默认调度成功的任务具有的目标威胁度与相应请求任务具有的目标威胁度相等),用以反映调度算法对重要任务的调度性能,其表达式为

$$T_{RE} = \sum_{k=1}^{N_{suc}} p_{thk} / \sum_{k=1}^{N_{tot}} p_{thk} \quad (17)$$

式中: N_{tot} 为请求任务总数。

从式(17)可以看出,调度过程中,应优先考虑对高威胁目标的相应任务进行调度,因此,执行威胁率越高,算法性能越佳。

3) 发现目标数目,它能够反映饱和时序情况下雷达的搜索性能。饱和时序下,时间资源限制突出,雷达发现目标数量越多,越能够从中选出威胁程度较大的目标进行跟踪,提升对高威胁目标的处理能力。

2.2 优先级规划

任务调度的基本原则为:①重要的任务优先调度;②紧急的任务优先调度。过载情况下,若仅考虑任务单属性的优先级确定方式,价值密度最高最优算法性能最佳^[2]。本文将目标威胁度视做任务价值,通过设计二维动态优先级表,将目标威胁度与任务截止期映射到同一层面,即在一个调度间隔内,将所有请求任务分别按照目标威胁密度 p_{thd_k} (目标威胁度与任务驻留时长的比值)由大到小和截止期 d_k 由小到大进行排序,记第 k 个任务在2个序列中的位置分别为 i, j 。目标威胁密度可表示为

$$p_{thd_k} = p_{thk} / t_{dwk} \quad (18)$$

构建任务综合优先级函数:

$$p_k = [f(i-1-g) + 2j-2](i+g)/2 + i \quad (19)$$

式中: f 为倾向威胁密度的加权系数; g 为 $(j-2)/f$ 向0取整。其中, p_k 值越小,任务优先等级越

高。为设计简单,一般取 f 为 $1 \sim 5$ 。图 1(a) 和图 1(b) 分别给出了 $f=1$ 与 $f=2$ 时的优先级表设计方案。当取 $f \rightarrow \infty$ 时,任务综合优先级主要由目标威胁密度确定。当目标威胁密度相同时,截止期越小,任务优先等级越高。

通过动态二维优先级表,可以将雷达任务中包含的目标威胁度与任务本身的截止期相结合,来确定任务的优先等级。这不仅消除了二者量纲上的差异,而且保证了每一个任务对应优先级的唯一性^[23]。

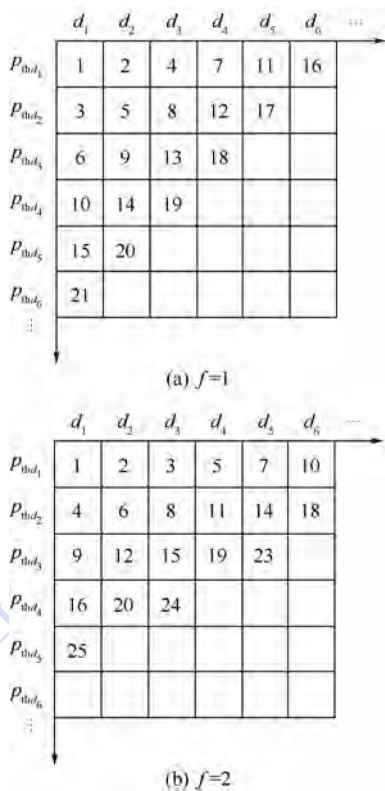


图 1 优先级表设计

Fig. 1 Design of priority table

2.3 调度策略

为对时间资源进行充分利用,借鉴时间指针调度算法^[6]的思想,在一个调度间隔内按综合优先级大小依次安排请求任务,在满足约束的条件下,使得任务间空闲时间最小。具体步骤如下。

步骤 1 获取该调度间隔的初始参数:申请队列长度 N_{re} ,时间指针 t_p ,初始功率 P_{i0} ,调度间隔结束时间 t_{end} ,令 $i=0$ 。

步骤 2 设申请任务队列中共有 M 个截止期小于 t_p 的任务,将它们删除,则 $i=i+M$ 。

步骤 3 从申请任务队列中取出最早可执行时间小于等于 t_p 的任务,计算它们的综合优先级,选出最大优先级的任务 T_k 。

步骤 4 将任务 T_k 中目标与已跟踪目标进

行威胁度排序,并验证是否满足约束条件。若满足,则送入执行链表,更新参数为 $t_p = t_p + t_{dw}$, $P_{i0} = [P_{i0} e^{-t_x/\tau} + P_i (1 - e^{-t_x/\tau})] e^{-(t_w + t_r)/\tau}$,更新跟踪矩阵 X ,并将任务 T_k 从申请队列中删除。若不满足,则计算冷却时间 t_c ,送入执行链表,更新参数为 $t_p = t_p + t_c + t_{dw}$, $P_{i0} = \bar{P}_{\tau_{max}} e^{-(t_w + t_r)/\tau}$,更新跟踪矩阵 X 。令 $i=i+1$ 。

步骤 5 当 $t_p \geq t_{end}$ 或 $i \geq N_{re}$ 时,转到步骤 6;反之,转到步骤 2。

步骤 6 遍历剩余请求任务,若满足延时任务条件,则送入延时任务队列,更新参数 $t_{ak} = t_{end}$, $t_{wk} = t_{wk} - (t_{end} - t_{ak})$;反之,送入删除队列。

步骤 7 调度间隔结束,得到执行链表、延时任务链表和删除链表,参数 t_p 和 P_{i0} 。

调度流程如图 2 所示。

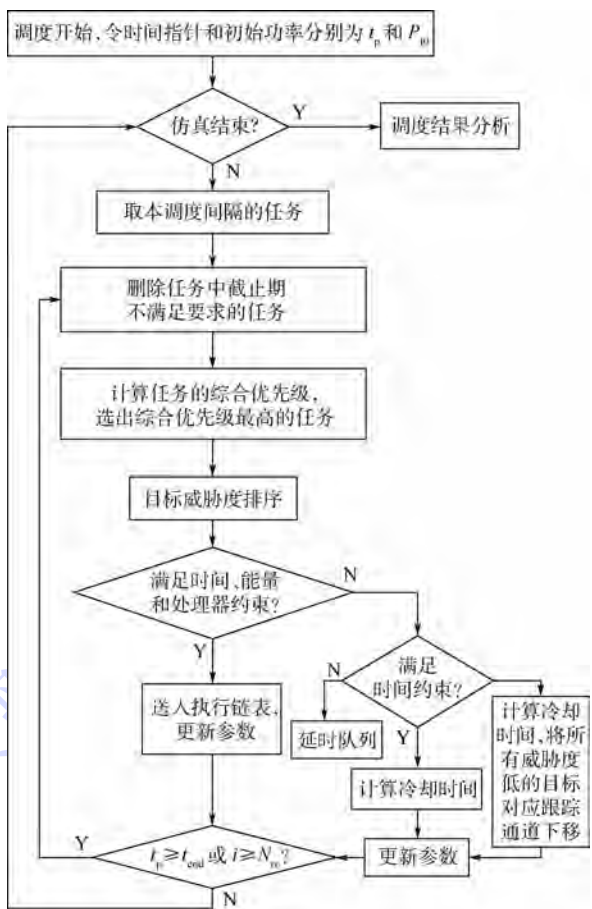


图 2 调度流程

Fig. 2 Flowchart of scheduling

3 仿真校验

3.1 参数设定

目标威胁模型中,取 $s=3$; $R_1=100$ km; $R_2=250$ km; $a=0.15$; $b=0.05$; $c=200$; $d=0.01$; $e=0.03$; $H=0.5$ km, p_{TV} 值和 λ_i 值分别依据专家经

验和层次分析法得出。调度间隔取 50 ms,能量约束模型中,取 $\overline{P}_{\tau_{\max}} = 1.2 \text{ kW}$, $\tau = 200$;处理器约束中,取精跟目标上限为 20 批,普跟目标上限为 30 批。任务优先级规划中,取权系数 $f = 2$ 。仿真时长 25 s (500 个调度间隔)。目标数量 50 ~ 150 批,具有先验信息与无先验信息目标数目之比为 1:4,随机选取。每增加 10 批,进行 100 次仿真实验。

仿真中,分别对比本文算法与传统算法:EDF 算法^[2]、HPEDF 算法^[4],选取任务参数设置^[8-9]如表 1 所示。

表 1 任务参数
Table 1 Parameters of tasks

任务	驻留参数 $t_x, t_w, t_r/\text{ms}$	功率/kW	时间窗/ms	采样间隔/ms
确认	1, -, 5	5	50	150
精跟	0.5, -, 0.5	4	50	100 ~ 200
失跟处理	1, -, 5	5	100	-
普跟	0.5, -, 0.5	3	200	250 ~ 500
监视	0.5, -, 0.5	3	500	1 000
搜索	1, -, 5	5	-	10

雷达任务参数解释如下:①在传统算法中,由确认到搜索,工作方式优先级为 6-1,重要性由大到小排列。②对某批目标的跟踪次数 ≤ 2 次时,若跟踪任务被删除,则不产生失跟处理请求;当雷达对某批目标的稳定跟踪任务(跟踪次数 >3 次)的数据率不满足相应要求时,则产生失跟处理请求。③设置搜索任务为常驻任务,依编排好的波位进行,在仿真开始后按更新率产生。

3.2 仿真结果及分析

仿真结果如图 3 ~ 图 5 所示。

图 3 为某次仿真中 12.00 ~ 12.20 s 期间本文算法与传统算法的调度序列对比。图中每一个方框代表一个雷达驻留任务。从中可以看出,时序饱和情况下,不同算法对于任务优先级的判定不同:传统算法中,EDF 算法选取任务截止期作为评判任务优先级的唯一标准,HPEDF 算法将任务的重要性与紧迫性进行折中考虑,但 2 种算法均未考虑任务重要程度的可变性,因此,2 种算法主要依据任务截止期的改变来改变任务的综合优先级。而改进算法根据目标威胁密度与截止期共同调度任务,将任务的重要性与紧迫性同时置于动态优先级中,因此可以调度更加重要和紧迫的任务。

图 4 为本文算法与传统算法各类任务时间利用率对比。从中可以看出,改进算法和传统算法各类任务时间利用率均有不同,其中失跟处理和

搜索任务差异最为明显。随着目标数目的增加,雷达时序逐渐饱和,调度器会优先对高优先级任务进行调度执行,延时或删除低优先级任务。结合图 3 和图 4(f)可以看出,传统算法中,搜索任务固定于最低优先级,过载情况下将被最先删除,导致搜索任务时间利用率呈直线下降趋势;而改进算法中,在具有目标先验信息条件下,搜索任务具有动态优先级,甚至可以抢占跟踪任务,因此,搜索任务时间利用率呈缓慢下降趋势,维持了较好的搜索和发现性能。

雷达时序饱和后,继续增加目标数目会使失跟处理任务数量迅速增加。结合图 3 和图 4(c)中可以看出,由于传统算法将失跟处理任务固定于第 4 工作方式优先级,在系统产生失跟处理请求时,大部分将得到调度。但过载情况下,失跟处理的调度执行意味着后续跟踪请求任务的增加,将会使系统负载进一步加大,进一步降低系统搜索能力。而改进算法依据前一次跟踪目标所得到的目标威胁程度进行优先级判定,将失跟处理置于动态优先级中。这样,既可以对原有低威胁度目标的失跟处理任务进行舍弃,避免后续的跟踪请求,以减轻雷达负载,又可以对新的低威胁目标的确认、跟踪任务进行抢占,以维持雷达对高威胁度目标的跟踪和对新目标的捕获性能。因此,改进算法中失跟处理任务的时间利用率低于传统算法。

图 5 为本文算法与传统算法的性能对比。结合图 4(a)、图 4(b)、图 4(f)和图 5 可以看出,由于改进算法赋予任务动态优先级,维持了较好的搜索性能,能够发现更多的目标(在 150 批目标

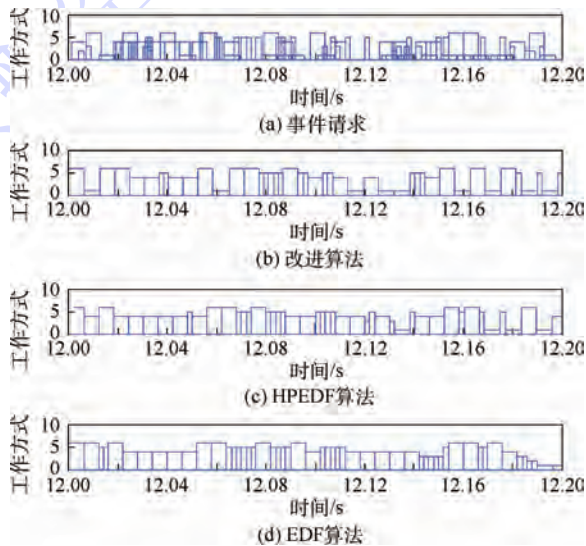


图 3 改进算法与传统算法调度序列对比

Fig. 3 Comparison of scheduling sequences between proposed and traditional algorithms

的情况下,改进算法可以发现所有目标,HPEDF 算法可以发现 115 批左右,而 EDF 算法仅能够发现 105 批左右),且对新发现的高威胁目标转入精跟,因此,当目标数目 > 100 批时,改进算法的确认和精跟任务时间利用率均超过了传统算

法。在时间负载逐渐饱和与过载情况下,本文算法 3 种评估指标均优于 HPEDF 算法和 EDF 算法。相比于 EDF 算法,本文算法提高了时间利用率,搜索性能提高了 43%,执行威胁率提高了 52%。

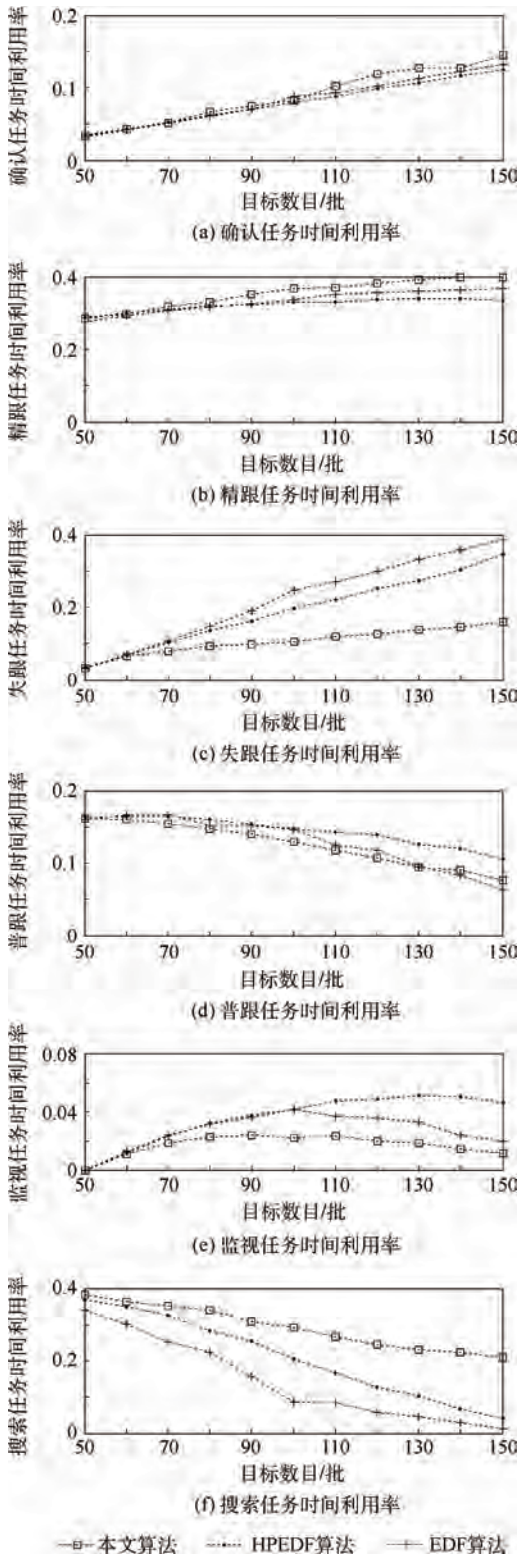


图 4 改进算法与传统算法各类任务时间利用率对比
Fig. 4 Comparison of time utilization ratio in different tasks between proposed and traditional algorithms

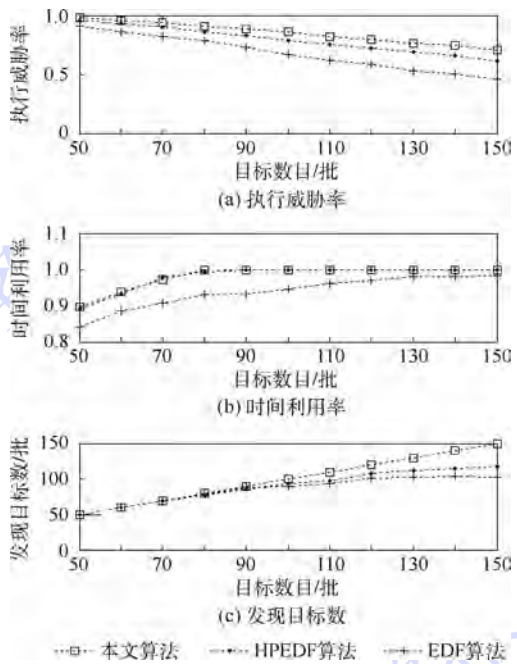


图 5 改进算法和传统算法性能对比
Fig. 5 Comparison of performance between proposed and traditional algorithms

4 结 论

本文充分利用目标的先验信息,提出了基于目标威胁密度与截止期共同确定雷达任务优先级的调度算法。

- 1) 构建目标威胁度模型的过程中,突出了多种目标属性对雷达威胁的非线性变化。
- 2) 通过设计二维动态优先级表,赋予任务动态优先级,克服了人为划分任务重要性的影响;并给出了算法在资源约束条件下的调度流程。
- 3) 提出执行威胁率这一性能评估指标,以显示调度算法对重要任务的调度情况。
- 4) 与传统算法进行对比,仿真结果表明,本文算法相比于传统的截止期最早最优先算法,提高了时间利用率,搜索性能方面提高了 43%,执行威胁率提高了 52%。

参考文献 (References)

[1] ZHANG B Y, LI S H, YAN W. An efficient scheduling method for phased array radars with limited time resources [C] // IET International Radar Conference 2009. Stevenage: Institution of Engineering and Technology, 2009: 1-4.

- [2] JIMENEZ M I, DEL VAL L, VILLACORTA J J. Design of task scheduling process for a multifunction radar[J]. IET Radar, Sonar and Navigation, 2012, 6(5): 341-347.
- [3] BUTTAZZO G, SPURI M, SENSINI F. Value VS deadline scheduling in over-load conditions[C] // Proceedings of the 16th IEEE Real-Time Systems Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1995: 90-99.
- [4] 卢建斌, 胡卫东, 郁文贤. 多功能相控阵雷达实时驻留的自适应调度算法[J]. 系统工程与电子技术, 2005, 27(12): 1981-1984.
- LU J B, HU W D, YU W X. Adaptive scheduling algorithm for real-time dwells in multifunction phased array radars[J]. Systems Engineering and Electronics, 2005, 27(12): 1981-1984 (in Chinese).
- [5] 赵宇, 李建勋, 曹兰英, 等. 基于二次规划的相控阵雷达任务自适应调度算法[J]. 系统工程与电子技术, 2012, 34(4): 698-703.
- ZHAO Y, LI J X, CAO L Y, et al. Adaptive scheduling algorithm based on quadratic programming for multifunction phased array radars[J]. Systems Engineering and Electronics, 2012, 34(4): 698-703 (in Chinese).
- [6] 卢建斌, 胡卫东, 郁文贤. 多功能相控阵雷达实时任务调度研究[J]. 电子学报, 2006, 34(4): 732-736.
- LU J B, HU W D, YU W X. Research on real-time scheduling algorithm for multifunction phased array radar[J]. Acta Electronica Sinica, 2006, 34(4): 732-736 (in Chinese).
- [7] LU J B, XIAO H, XI Z M, et al. Multifunction phased array radar resource management; Real-time scheduling algorithm[J]. Journal of Computational Information Systems, 2011, 7(2): 385-393.
- [8] LU J B, XIAO H, XI Z M, et al. Phased array radar resource management; Task scheduling and performance evaluation[J]. Journal of Computational Information Systems, 2013, 9(3): 1131-1138.
- [9] CHENG T, HE Z S, LI H Y. Adaptive dwell scheduling for digital array radar based on online pulse interleaving[J]. Chinese Journal of Electronics, 2009, 18(3): 574-578.
- [10] 程婷, 何子述, 李会勇. 一种数字阵列雷达自适应波束驻留调度算法[J]. 电子学报, 2009, 37(9): 2025-2029.
- CHENG T, HE Z S, LI H Y. An adaptive dwell scheduling algorithm for digital array radar[J]. Acta Electronica Sinica, 2009, 37(9): 2025-2029 (in Chinese).
- [11] CHENG T, HE Z S, TANG T. Novel radar dwell scheduling algorithm based on pulse interleaving[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2009, 20(2): 247-253.
- [12] MADHUSUDHAN H S, KHALID NAZIM S A. A comparative study on different AI techniques towards performance evaluation in RRM (radar resource management)[J]. International Journal of Advanced Research in Artificial Intelligence, 2012, 1(5): 11-15.
- [13] MIRANDA S L C, BAKER K, WOODBRIDGE K, et al. Fuzzy logic approach for prioritisation of radar tasks and sectors of surveillance in multifunction radar[J]. IET Radar, Sonar and Navigation, 2007, 1(2): 131-141.
- [14] MIRANDA S L C, BAKER K, WOODBRIDGE K, et al. Knowledge-based resource management for multifunction radar[J]. IEEE Signal Processing Magazine, 2006, 66(1): 66-76.
- [15] MIRANDA S L C, BAKER K, WOODBRIDGE K, et al. Simulation methods for prioritizing tasks and sectors of surveillance in phased array radar[J]. Journal of Simulation, 2005, 5(1-2): 18-25.
- [16] HUIZING A G, BLOEMEN A F. An efficient scheduling algorithm for a multifunction radar[C] // Proceedings of the IEEE International Symposium on Phased Array Systems and Technology. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1996: 359-364.
- [17] YING C L, WANG Y, HE J X. Study on time window of track tasks in multifunction phased array radar tasks scheduling[C] // IET International Radar Conference 2009. Stevenage: Institution of Engineering and Technology, 2009: 20-22.
- [18] CHENG T, HE Z S, TANG T. Dwell scheduling algorithm for multifunction phased array radars based on the scheduling gain[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2008, 19(3): 479-485.
- [19] CHEN J, TIAN Z, WANG L, et al. Adaptive simultaneous multi-beam dwell scheduling algorithm for multifunction phased array radars[J]. Journal of Information and Computational Science, 2011, 8(14): 3051-3061.
- [20] 严世华, 刘华, 涂同飞. 一种空中红外多目标威胁度排序方法[J]. 火力与指挥控制, 2014, 39(6): 22-25.
- YAN S H, LIU H, TU T F. A threat sequencing method for aerial infrared multi-target[J]. Fire Control and Command Control, 2014, 39(6): 22-25 (in Chinese).
- [21] 陈维义, 王少蕾, 周菲. 基于加权核主成分 TOPSIS 方法的舰艇防空威胁评估[J]. 海军工程大学学报, 2014, 26(1): 87-91.
- CHEN W Y, WANG S L, ZHOU F. Threat evaluation of air targets to ships in air defense based weighted KPCA-TOPSIS[J]. Journal of Naval University of Engineering, 2014, 26(1): 87-91 (in Chinese).
- [22] GHOSH S, HANSEN J, RAJKUMAR R, et al. Integrated resource management and scheduling with multi-resource constraints[C] // Proceedings of the 25th IEEE International Real-Time Systems Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004, 12-22.
- [23] 王永炎, 王强, 王宏安, 等. 基于优先级表的实时调度算法及其实现[J]. 软件学报, 2004, 15(3): 360-370.
- WANG Y Y, WANG Q, WANG H A, et al. A real-time scheduling algorithm based on priority table and its implementation[J]. Journal of Software, 2004, 15(3): 360-370 (in Chinese).

作者简介:

张浩为 男, 硕士研究生。主要研究方向: 相控阵雷达资源管理。

Tel.: 029-84789121

E-mail: zhw_xhzhf@163.com

谢军伟 男, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 新体制雷达、抗干扰性能评估。

Tel.: 029-84789121

E-mail: xjw_xjw_123@163.com

Dynamic priority scheduling algorithm for air defense phased array radar in overload situations

ZHANG Haowei, XIE Junwei*, SHI Junpeng, LI Jingqing, SHENG Chuan

(Air and Missile Defense College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: Aimed at time resource allocation in the air defense phased array radar in overload situations, a new scheduling algorithm using the threat density of targets and deadline of tasks to decide the task dynamic priority was proposed. The nonlinear threat level of targets model was established and the dynamic priority table was designed. Then, the synthetic priority was determined by the threat level of targets, task dwell time and the deadline. The notion of threat ratio of execution (TRE) was proposed in the performance evaluation indexes to reflect the radar scheduling performance in important tasks. The simulation results show that compared with the earliest deadline first algorithm, the proposed algorithm could improve search performance by 43% and enhance the threat ratio of execution by 52% in overload situations.

Key words: phased array radars; adaptive scheduling; dynamic priority; overload situations; threat level of targets

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0810

飞机结构件自动编程中转角构建方法及算法



崔志伟, 郑国磊*

(北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083)

摘 要: 针对飞机结构件转角数控(NC)加工编程效率低、工作量大、质量不稳定等问题,提出一种基于转角面的自动扩展技术,并结合工艺知识建立加工模型,为实现转角数控加工自动编程技术奠定了基础。首先定义了转角、转角面、转角加工模型及转角加工干涉域等概念;然后给出了自动扩展、侧面与切元计算、干涉域构建等技术,实现转角加工模型的构建;最后,基于以上研究开发了转角数控加工自动编程系统,并初步应用于某型号飞机结构件的生产,应用结果表明,该技术显著提高了转角数控加工编程的效率和质量,降低了编程工作量。

关键词: 转角;飞机结构件;数控(NC)加工;加工模型;自动编程

中图分类号: V262.3⁺³

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2730-08

在现代飞机设计中,为满足高性能的要求,广泛采用性能优越的整体结构件^[1],如壁板、梁、框和翼肋等整体结构。整体结构件包含大量的自由曲面、特殊加工区域等结构,数控编程时需要创建大量的几何辅助元素^[2],手工编程难度大、效率低,程序质量依赖于编程人员的技术水平,造成程序质量不稳定。因此,基于工艺知识的自动编程技术将成为数控程序编制发展的方向。

为满足结构重量设计要求,整体结构件中存在大量的槽腔结构,转角是槽腔结构的重要子特征^[3]。转角数量大,并且包含碎面、自由曲面等复杂结构。因此,转角数控编程需要在零件数模中大量地重复拾取几何元素、创建几何辅助元素、设置加工参数等操作,造成了编程难度大、重复工作量大、效率低、质量不稳定等问题,使得编程时间占据整个零件编程时间的30%以上。因此,如何提高转角数控编程效率和质量是飞机生产中亟待解决的难点问题。

特征识别技术被应用于零件特征信息的提

取,成为自动编程技术的关键^[4]。当前特征识别方法的种类很多,从整体上可以分为3类:①基于边界匹配的特征识别方法,常见的有规则法、图匹配法和痕迹法^[5-9],此类方法存在识别特征简单或效率低下,易丢失小特征面等缺陷,无法满足包含碎面转角的识别要求;②基于体分解特征识别方法,常见的有凸包分解法和单元体分解法^[10-12],此类方法实现难度大且需要大量的布尔运算,效率低,不适合复杂转角的识别;③分层求交特征识别方法^[13-14],对于包含碎面的转角,将导致中间分层数量增加、计算量变大,影响识别效率,另外,对于复杂曲面识别效率较低,因此不适合转角识别。

本文根据转角的几何特征和加工工艺特点,给出了转角特征的明确定义,并提出了基于转角面的自动扩展技术,实现转角特征的计算;结合工艺知识,通过切元计算、干涉域构建等技术建立转角加工模型,在此基础上开发了转角数控加工自动编程系统,该技术满足多种复杂类型转角的自

收稿日期: 2015-12-08; 录用日期: 2016-01-08; 网络出版时间: 2016-02-15 16:30

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160215.1630.004.html

基金项目: 国家重大科技专项(2012ZX04010051); 辽宁省航空联合基金(2014028026)

* 通讯作者: Tel.: 010-82339128 E-mail: zhengguolei@buaa.edu.cn

引用格式: 崔志伟, 郑国磊. 飞机结构件自动编程中转角构建方法及算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2730-2737.
CUI Z W, ZHENG G L. Corner building method and algorithm of automatic programing for aircraft structural parts [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2730-2737 (in Chinese).

动数控编程需求,而且编程质量稳定、效率高。通过实例测试和生产应用验证该技术的有效性、可行性和实用性。

1 转角及其加工模型定义

从飞机结构件设计数模中,提取必要的几何信息来构建转角加工模型,是实现转角数控加工自动编程技术的基础和前提。下面给出转角的几何定义和表示。

1.1 转 角

如图 1 所示,以转角所在槽腔的底面体外法向为 z 轴方向建立局部坐标系 $Oxyz$,转角 r 可用一个序偶定义和表示为

$$r = (f_s, f_b, f_l, f_r, \alpha_l, \alpha_b, \theta_l, \theta_r)$$

式中: f_s 为侧转面; f_b 为底曲面,即侧转面与槽腔底面之间过渡性的凹特征; f_l 和 f_r 分别为左侧面和右侧面; α_l 和 α_b 分别为顶面和底面,并要求 $\alpha_l \parallel \alpha_b \parallel xOy$; θ_l 和 θ_r 分别为左侧面倾角和右侧面倾角。

设 V_n 为转角的正轴向,即转角轴向与 z 轴夹角较小的方向。根据右手螺旋定则判定左侧面和右侧面,即掌心面向转角轴线握拳,大拇指指向与 V_n 一致,四指指向即“ $f_r \rightarrow f_s$ 或 $f_b \rightarrow f_l$ ”方向。

与侧转面相连的左侧面绕曲线 A_l 旋转至与槽腔底面垂直所转过的最小角度为 θ_l ;同样的方式可确定 θ_r 。

设 V_s 为侧面体外法向, $\alpha = \arccos [V_s \cdot z / (|V_s| |z|)]$,若 $\pi/2 < \alpha < \pi$,则侧面为闭角面,侧面倾角 $\theta < 0$;若 $0 < \alpha < \pi/2$,则侧面为开角面,侧面倾角 $\theta > 0$;若 $\alpha = \pi/2$,则侧面为竖直面,侧面倾角 $\theta = 0$ 。

实际数模中,侧转面与底曲面可能是由若干曲面片构成的,如图 2 所示,将这些曲面片统称为转角面 (rounded corner face),用 f_c 表示。此外,转角加工主要是针对侧转面,因此下文提及的转角面,若无专门说明,皆指构成侧转面的转角面。根据转角面的几何特点,可将其分为柱面和近似柱面等 2 类。

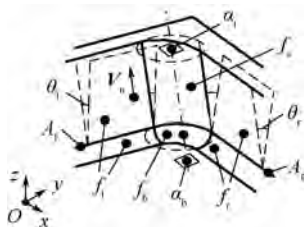


图 1 转角

Fig. 1 Corner

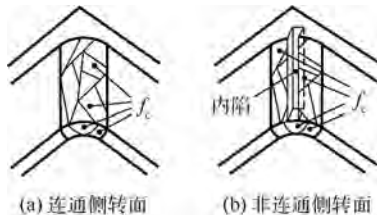


图 2 转角面

Fig. 2 Rounded corner face

设 $s = \{f_c^i | i = 1, 2, \dots, m\}$ 为侧转面 f_s 的转角面集,且 $m > 1$,若 s 组成的区域为连通域,则称 f_s 为连通侧转面,如图 2(a) 所示,否则,称 f_s 为非连通侧转面,如图 2(b) 所示。

1.2 加工模型

如图 3 所示,根据转角及其加工信息建立模型,称为转角加工模型,用 M_c 表示,并用序偶定义和表示为

$$M_c = (r, c_l, c_r, l, t_c, t_m)$$

式中: c_l 和 c_r 分别为左切元和右切元; l 为转角加工干涉域; t_c 为模型类型; t_m 为转角加工类型 (0 表示定轴加工;1 表示变轴加工)。

切元 (分为左切元 c_l 和右切元 c_r) 是侧转面边界的拓延部分,如图 4 所示,切元定义和表示为 $c = (p, \{e_k\}_0^n, e_i, \{f_m\}_0^g)$ 式中: p 为界点,逆时针进刀时,最先与刀具接触和最后与刀具分离且在底曲面边界上的侧转面顶点,分别称为右界点 p_r (右切元的界点) 和左界点 p_l (左切元的界点); e_k 为界边, p 共点关联边中与侧转面轴线平行的转角面边界或与该边界共线的转角面边界,其中, $0 < k \leq n$, n 为界边的个数 (左切元的界边,称为左界边 e_{lk} ;右切元的界边,称为右界边 e_{rk}); e_i 为切边, p 共点关联边中不属于转角面和底曲面边界的边 (左切元的切边,称为左切边 e_{li} ;右切元的切边,称为右切边 e_{ri}); f_m 为切面,侧面被加工区域的面片,其中, $0 < m \leq g$, g 为

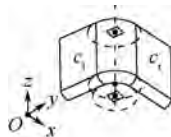


图 3 转角加工模型

Fig. 3 Processing model of corner

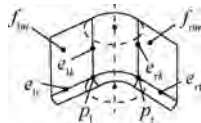


图 4 切元

Fig. 4 Cutting element

切面的个数(左切元的切面,称为左切面 f_{lm} ;右切元的切面,称为右切面 f_{rm})。

如图 5 所示,切元高于转角顶面且对转角加工产生干涉的区域,称为转角加工干涉域,简称干涉域(interference region),表示为

$$I = (F, s_b, s_t, h, \theta)$$

式中: F 为干涉面集; s_b 和 s_t 分别为干涉域的底面和顶面,并要求 $s_b \parallel s_t \parallel xOy$; h 为干涉域高度。

干涉域是切元的附属结构,切元是其计算和加工的基础,根据切元的类型,可将干涉域分为左干涉域 I_l 和右干涉域 I_r 2 类,如图 6 和图 7 所示。

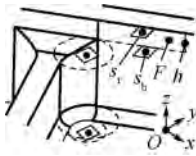


图 5 干涉域

Fig. 5 Interference region



图 6 左干涉域

Fig. 6 Left interference region

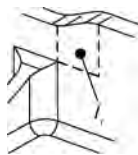


图 7 右干涉域

Fig. 7 Right interference region

根据 I 的存在情况,将 M_c 分为如下 4 类:

- 1) 若 $I = \{I_l\}$, 则称 M_c 为左干涉模型。
- 2) 若 $I = \{I_r\}$, 则称 M_c 为右干涉模型。
- 3) 若 $I = \{I_l, I_r\}$, 则称 M_c 为全干涉模型。
- 4) 若 $I = \emptyset$, 则称 M_c 为无干涉模型。

对应以上 4 种类型, t_c 分别为 1, -1, 2, 0。

加工方式 t_m 为:若 $\theta_l \neq 0$ 或 $\theta_r \neq 0$, 则 $t_m = 1$, 否则, $t_m = 0$ 。

2 加工模型构建算法

2.1 算法流程

转角加工模型的构建流程如图 8 所示,其中,加工模型的有效性判定,可根据如下准则进行判断:

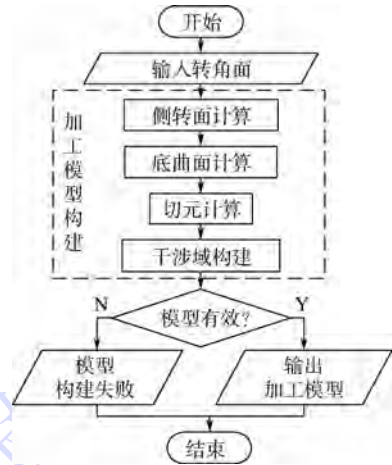


图 8 加工模型构建流程

Fig. 8 Flowchart of processing model building

有效性判定准则 设转角所允许的最大和最小夹角为 $\alpha_{\max}$ 和 $\alpha_{\min}$, 最大和最小半径为 $r_{\max}$ 和 $r_{\min}$, 若加工模型 M_c 同时满足如下条件:

- 1) 夹角 θ 满足 $\alpha_{\min} \leq \theta \leq \alpha_{\max}$ 。
- 2) 侧转面半径 R 满足 $r_{\min} \leq R \leq r_{\max}$ 。
- 3) 包含完整的切入元或切出元。

则 M_c 为有效加工模型。

2.2 关键技术及算法

加工模型构建的关键技术主要包括侧转面计算、切元计算和干涉域构建等技术,具体如下。

2.2.1 侧转面计算

侧转面计算原理:任选侧转面中一转角面,通过自动扩展技术计算出侧转面的所有转角面,并对侧转面进一步直纹处理,得到一张满足加工要求的侧转面。其计算的关键方法如下。

1) 转角面自动扩展技术

转角面的自动拓展是侧转面计算过程中的关键,其计算原理为:利用有效边和有效面的判断方法,以初级转角面为基准,计算出二级转角面,以 k 级转角面为基准,计算出 $k+1$ 级转角面,依次逐步计算出所有转角面;计算流程如图 9 所示,其中有效边和有效面的判断方法如下:

设 $l_c = \{l_i | i = 1, 2, \dots, n\}$ 为转角面 f_c 的边集合,且 $n \geq 3$, $l_i \in l_c$, l_i 的共边面集合 $s = \{f_i | i = 1, 2\}$,不妨设 $f_1 = f_c$, $f_2 \neq f_c$,若 f_1 和 f_2 满足 G2 以上连续性,则称 l_i 为 f_c 的有效边, f_2 为 f_c 的有效面。

输入的转角面称为初级转角面,以初级转角面为基准计算所得的所有有效面,称为二级转角面,以 $n-1$ 级转角面为基准计算所得的所有有效面,称为 n 级转角面。

n 级和 $n-1$ 级转角面集合分别为 f_c^n 和 f_c^{n-1} , f_c^n 所有转角面的边 $l_c = \{l_i | i = 1, 2, \dots, m; m \geq 3\}$,

$l_i \in l_c, l_i$ 的共边面集合 $s = \{f_i | i = 1, 2\}$, 不妨设 $f_1 \in f_c^n$, 若 f_1 和 f_2 满足 G2 连续, 且 $f_2 \notin f_c^n, f_2 \notin f_c^{n-1}$, 则称 l_i 为 n 级有效边, f_2 为 n 级有效面。

对于连通侧转面, 如图 10(a) 所示, 可通过输入任意转角面 f_c , 直接利用上述方法计算其所有转角面; 对于非连通侧转面, 如图 10(b) 所示, 利用分而治之的思想, 分别计算侧转面各部分曲面上的转角面, 进而计算出所有转角面。

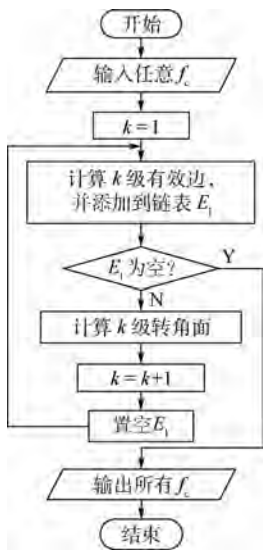


图 9 转角面自动扩展技术算法流程

Fig. 9 Algorithm flowchart of auto-extended technology for rounded corner face

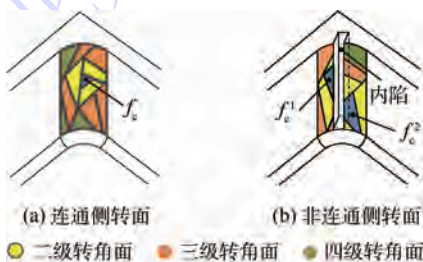


图 10 转角面计算

Fig. 10 Rounded corner face calculation

2) 直纹处理

Zhou 等^[15]提出基于特征的碎面自动拟合方法, 该方法不适合非连通侧转面等复杂类型侧转面的处理; 通常直纹面造型需要给定 2 条相对的初始边界, 2 条边界称为基线, 然后将基线上相应的等参数点用直线相连接来构造直纹面^[16]。本文采用此直纹面造型方法, 并结合侧转面的几何特点, 给出其直纹面拟合的主要步骤如下。

① 截面线生成

为了获取侧转面的大致外形, 以一组平面与其求交, 得到交线称为截面线^[17]。截面线是拟合直母线的基础, 为了得到有效的截面线, 需要合理

地布置各截平面。在此, 截平面是以侧转面与底曲面的交线为参考等距生成的, 如图 11 所示, 将此参数线的切矢作为平面的法向量可得到截平面, 各截平面之间的距离可视碎面大小而定。

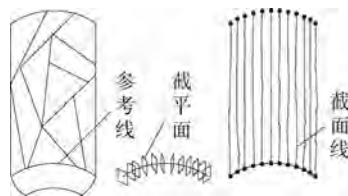


图 11 截面线生成

Fig. 11 Section curves creation

② 母线拟合

得到截面线后, 以等参数采样的方法从截面线中获取一组离散的点, 采用最小二乘法将这组离散点拟合成一条直线作为母线, 重复进行便可得到所有母线。

③ 基线拟合

在上一步所拟合母线的基础上, 以三次 B 样条曲线插值于所有母线的端点, 可得到直纹面的 2 条基线。再利用 Deboor 算法, 分别在 2 条基线上计算出更多的数据点。当数据点密集到一定程度后, 连接 2 条基线上对应的数据点即可得到所需拟合的直纹面, 并将此直纹面作为侧转面的近似面。

2.2.2 切元计算

由切元定义可知, 其主要包括界点、界边、切边、切面等参数, 下面详细阐述切元的计算过程。

1) 界点计算

任意转角, 如图 12 所示, 其正轴向为 V_n , 转角面集合为 s , 左界点和右界点计算算法如下:

步骤 1 提取 s 中所有元素的顶点 $p_1, p_2, \dots, p_m, m > 1, O_c$ 为侧转面的原点。

步骤 2 计算 O_c 与 $p_1, p_2, \dots, p_m$ 之间的向量, 并计算其在 V_n 垂直方向上的分量, 形成向量序列为 $\overrightarrow{O_c p'_1}, \overrightarrow{O_c p'_2}, \dots, \overrightarrow{O_c p'_m}$, 如图 13 所示。

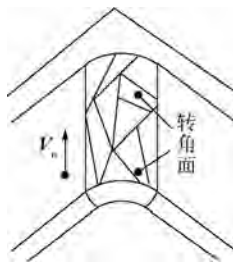


图 12 转角示例

Fig. 12 Corner sample

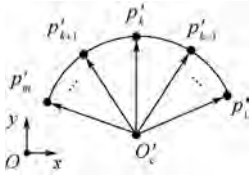


图 13 投影向量

Fig. 13 Projected vector

步骤 3 任取向量 $\overrightarrow{O'_c p'_k}$, 其中 $1 \leq k \leq m$, 计算 $\overrightarrow{O'_c p'_k}$ 与 $\overrightarrow{O'_c p'_i}$ 之间的夹角 α_i , 其中 $1 \leq i \leq m$, $R_v = \overrightarrow{O'_c p'_i} \times \overrightarrow{O'_c p'_k}$, 若 R_v 与 V_n 同向, 则 $\alpha_i = -\alpha_i$, 按照从小到大对 α_i 进行排序得 $\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_k, \dots, \alpha_m$, 相应地, 向量序列更新为 $\overrightarrow{O'_c p''_1}, \overrightarrow{O'_c p''_2}, \dots, \overrightarrow{O'_c p''_m}$, 如图 14 所示。

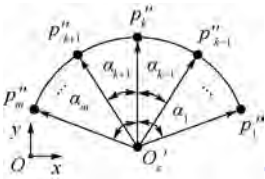


图 14 更新顶点

Fig. 14 Update vertices

步骤 4 计算与 $\overrightarrow{O'_c p'_l}$ 夹角为 α_l 的向量所对应的顶点 $p''_1, p''_2, \dots, p''_l, 1 \leq l < m$ 和夹角为 α_m 的向量所对应的顶点 $p''_m, p''_{m-1}, \dots, p''_{m-j}, 0 \leq j < m$ 。

步骤 5 分别计算顶点序列 $p''_1, p''_2, \dots, p''_l$ 和 $p''_m, p''_{m-1}, \dots, p''_{m-j}$ 中 z 坐标最小的点 p_r 和 p_l , p_l 和 p_r 即为转角左界点和右界点。

如图 15 所示, 分别过 p''_l 和 p''_m 作向量 $\overrightarrow{O'_c p''_l}$ 和 $\overrightarrow{O'_c p''_m}$ 的垂线 l_1 和 l_2 , 交于点 O , 夹角 θ 即为转角夹角, $\theta = \pi + \alpha_l - \alpha_m$ 。

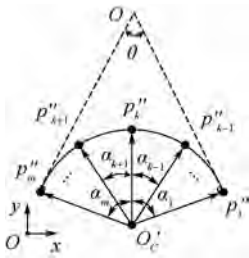


图 15 转角夹角

Fig. 15 Corner angle

2) 界边

界边是侧转面的边界, 其判定准则如下:

界边判定准则 设 s 所有元素的边集合为 e_c , 以界点 p 为端点的边集合为 e_s , 若边 e 同时满足如下条件: ① $e \in e_c, e \in e_s$; ② $e \parallel V_n$ 。

那么, 与 e 共线且属于 e_c 的所有边集合 $e_b = \{e_i | i = 1, 2, \dots, n; n \geq 1\}$ 即为界边集合。

根据 p_l 和 p_r , 可分别计算左右界边集合 $\{e_{lk}\}_0^n$ 和 $\{e_{rk}\}_0^n$ 。

3) 切面及切边计算

与界边共边的侧面为平面的转角, 其精加工区域的轴向外轮廓 G , 是计算切面及切边的基础, 如图 16 所示, G 可分为 3 段: ①右切段: 以 p_{rs} 为起点, p_{re} 为终点的直线段, 表示为 G_r , 逆时针进刀时, 刀具沿该段逐步切入侧转面且切宽逐渐增大, 长度为 l_r ; ②圆弧段: 以 p_{re} 为起点, p_{ls} 为终点的圆弧段, 表示为 G_a , 转角加工过渡段; ③左切段: 以 p_{ls} 为起点, p_{le} 为终点的直线段, 表示为 G_l , 刀具沿该段逐步切出侧转面且切宽逐渐减少, 长度为 l_l 。

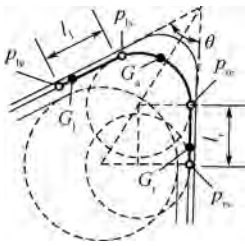


图 16 加工区域轴向外轮廓

Fig. 16 Axial-profile of machining region

如图 16 所示, 左切段和右切段长度为 $l_l = l_r = (R_p + \delta_p - \delta_c - R_c) / \tan(\theta/2)$ 式中: R_p 为上把刀具半径; δ_p 为上把刀具切削余量; R_c 为当前刀具半径; δ_c 为当前刀具切削余量。圆弧段半径 R_a 为: ①若 $R_c \leq R - \delta_c$, 则 $R_a = R - \delta_c$; ②若 $R_c > R - \delta_c$, 则 $R_a = R_c$ 。由此, 完成外轮廓 G 计算。

右切边计算流程如下:

步骤 1 获取 p_r 共点边集合 e_{rc} , 并计算 e_{rc} 中满足 $e_i \in e_{rc}, e_i \notin e_c, e_i \perp V_n$ 的元素 e_i , 若 e_i 不存在, 则 e_{ri} 是以 p_r 为端点, $\overrightarrow{p_{re} p_{rs}}$ 为方向, l_r 为长度的直线段, 否则, 执行步骤 2。

步骤 2 以 $\overrightarrow{p_{re} p_{rs}}$ 为法向方向, 过 p_{rs} 创建平面 f_i , 如图 17 所示, 若 f_i 与 e_i 存在交点 p_i , 则 e_{ri} 为 e_i 存在 p_r 和 p_i 之间的部分; 若 f_i 与 e_i 无交点, 则 $e_{ri} = e_i$ 。

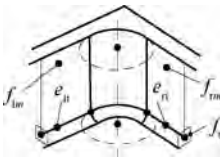


图 17 切边

Fig. 17 Cutting edge

同样的方法可计算 e_{li} 。

右切面计算流程如下:

步骤 1 获取 $\{e_{rk}\}_0^n$ 的所有共边面集合 f_r , 并计算 $f_r = f_r - s$, 若集合 f_r 为空, 则 f_r 为侧转面在右

界边处沿 $\overrightarrow{p_{rc}p_{rs}}$ 方向的切平面,否则,执行步骤 2。

步骤 2 若 f_l 与 f_r 存在交线,其交线集合为 e_i ,则 $\{f_{rm}\}_0^h$ 为 f_r 存在 $\{e_{rk}\}_0^n$ 和 e_i 之间的部分;若 f_l 与 f_r 不存在交线,则 $\{f_{rm}\}_0^h=f_r$ 。

同样的方法可计算 $\{f_{lm}\}_0^h$ 。

2.2.3 干涉域构建

干涉域构建流程如图 18 所示,根据左切面和右切面可分别判断左干涉域和右干涉域存在与否,并对其进行计算。其中,右干涉域计算结果如图 19 所示。

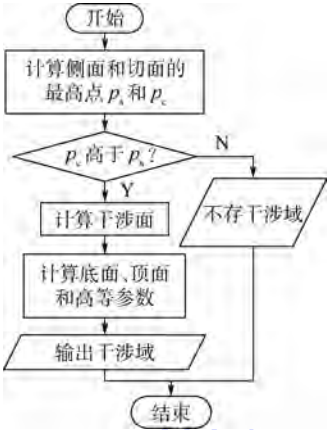


图 18 干涉域构建流程

Fig. 18 Flowchart of interference region building

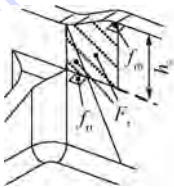


图 19 右干涉域计算结果

Fig. 19 Calculation results of right interference region

3 算法实现及测试

基于 CATIA V5 软件平台,利用专业的开发工具 CAA (Component Application Architecture),在 Visual Studio 2008 环境中以 VC++ 为编程语言对本文所研究的内容进行开发,并在此基础上开发了“转角数控加工自动编程系统”。本文以不同类型的转角特征为测试对象,其中,转角加工模型实例如图 20 所示,基于转角加工模型计算的转角加工刀轨的仿真如图 21 所示。生产应用表明,该技术构建不同类型的转角加工模型,并能够计算出正确加工刀轨的比率如表 1 所示。从表中数据可知,对于连通侧转面和非连通侧转面类型的转角特征计算正确率分别达到 97.5% 和 95.1% 以上,验证本文所研究内容的正确性和有效性。

以数控程序编制交互次数表示编程工作量,各类转角加工数控程序编制工作量及耗时对比如表 2 所示,其中 η_l 和 η_w 分别表示时间效率和工作效率。从表中数据可知,自动编程与手工编程相比,对于连通侧转面类型的转角,提高时间效率和工作效率在 99.2% 和 97.5% 以上;对于非连通

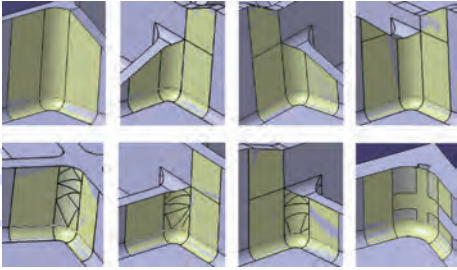


图 20 转角加工模型实例

Fig. 20 Case of processing model of corner

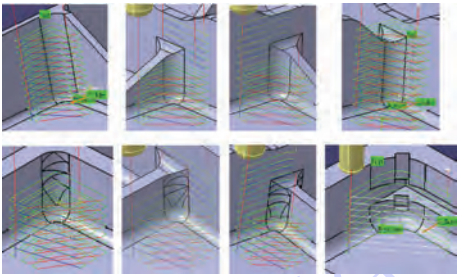


图 21 转角加工刀轨仿真

Fig. 21 Tool path simulation of corner machining

表 1 转角特征计算正确率

Table 1 Calculation accuracy of corner feature

类型	t_c	正确率/%
连通侧转面	0	98.5
	1	98.2
	-1	98.2
	2	97.5
非连通侧转面	0	97.2
	1	96.5
	-1	96.5
	2	95.1

表 2 转角加工数控编程工作量及耗时对比

Table 2 Workload and time-consumption of corner machining numerical control programming

类型	t_c	平均交互次数		平均耗时/s		效率/%	
		手工	自动	手工	自动	η_l	η_w
连通侧转面	0	40	1	120	1	99.2	97.5
	1	60	1	180	1	99.4	98.3
	-1	60	1	180	1	99.4	98.3
	2	70	1	240	1	99.6	98.6
非连通侧转面	0	40	3	120	2	98.3	92.5
	1	60	3	180	2	98.9	95.0
	-1	60	3	180	2	98.9	95.0
	2	70	3	240	2	99.2	95.7

侧转面类型的转角,提高时间效率和工作效率在 98.3% 和 92.5% 以上。由此说明,本文所研究的内容可以显著提高转角加工效率,降低工作量。

4 结 论

本文研究的转角特征计算和加工模型构建方法是在总结转角数控加工工艺特点、数控编程方法以及转角结构特点的基础上提出的,取得的具体成果如下:

1) 该技术无需进行繁琐的交互操作和复杂的几何计算,只需交互选取任意一转角面,即可自动完成转角特征计算,并建立其加工模型,特征计算准确、高效,实用性强。

2) 基于加工模型研究开发的转角数控加工自动编程系统已成功应用于某型号飞机的生产,转角数控加工程序编制效率提高 95% 以上,而且加工质量更高、更稳定。

生产应用表明,本文所研究的内容具备很高的实用价值。

参考文献 (References)

- [1] CHEN S L, ZHENG G L, ZHOU M, et al. Process-scheme-driven automatic construction of NC machining cell for aircraft structural parts[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(5): 1324-1335.
- [2] 施建飞, 李迎光, 刘旭, 等. 基于属性边点图的飞机结构件筋特征识别方法[J]. 计算机集成制造系统, 2014, 20(3): 521-529.
SHI J F, LI Y G, LIU X, et al. Rib feature recognition method for aircraft structural parts based on vertex attributed adjacency graph[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2014, 20(3): 521-529 (in Chinese).
- [3] 高鑫, 李迎光, 张臣, 等. 飞机结构件内型转角一体加工刀轨生成方法[J]. 航空学报, 2014, 35(9): 2660-2671.
GAO X, LI Y G, ZHANG C, et al. An integrated machining tool path generation method for corner and profile of aircraft structural parts[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(9): 2660-2671 (in Chinese).
- [4] TOLOUEI-RAD G M, PAYEGANEH G. A hybrid approach to automatic generation of NC programs[J]. Journal of Achievements in Materials and Manufacturing Engineering, 2005, 14(1-2): 83-89.
- [5] HAN J H, PRATT M, REGLI W C. Manufacturing feature recognition from solid models: A status report[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2000, 16(6): 782-796.
- [6] HENDERSON M R, ANDERSON D C. Computer recognition and extraction of form features: ACAD/CAM link[J]. Computers in Industry, 1984, 5(4): 329-339.
- [7] JOSHI S, CHANG T C. Graph-based heuristics for recognition of machined features from a 3D solid model[J]. Computer-

Aided Design, 1988, 20(2): 58-66.

- [8] 刘雪梅, 张树生, 崔卫卫, 等. 逆向工程中基于属性邻接图的加工特征识别[J]. 计算机集成制造系统, 2008, 14(6): 1162-1167.
LIU X M, ZHANG S S, CUI W W, et al. Machined features recognition based on attributed adjacency graph in reverse engineering[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2008, 14(6): 1162-1167 (in Chinese).
- [9] VANDENBRANDE J H, REQUICHA A A G. Spatial reasoning for the automatic recognition of machinable features in solid models[J]. IEEE Transactions on Transactions on Pattern Analysis & Machine Intelligence, 1993, 15(12): 1269-1285.
- [10] TSENG Y J, JOSHI S B. Recognition of interacting rotational and prismatic machining features from 3D mill-turn parts[J]. International Journal of Production Research, 1998, 36(11): 3147-3165.
- [11] WOO T C. Feature extraction by volume decomposition[C] // Proceedings CAD/CAM Technology in Mechanical Engineering. Cambridge: MIT, 1982: 76-94.
- [12] SAKURAI H, DAVE P. Volume decomposition and feature recognition, Part II: Curved objects[J]. Computer-Aided Design, 1996, 28(6-7): 519-537.
- [13] SHEEN B T, YOU C F. Machining feature recognition and tool-path generation for 3-axis CNC milling[J]. Computer-Aided Design, 2006, 38(6): 553-562.
- [14] YU F F, DU B, REN W, et al. Slicing recognition of aircraft integral panel generalized pocket[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(6): 585-592.
- [15] ZHOU G, LI Y, LIU C, et al. A feature-based automatic broken surfaces fitting method for complex aircraft skin parts[J]. International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2015, 84(5-8): 1001-1011.
- [16] WANG C C L, ELBER G. Multi-dimensional dynamic programming in ruled surface fitting[J]. Computer-Aided Design, 2014, 51(6): 39-49.
- [17] 任朴林, 周来水, 安鲁陵, 等. 基于散乱数据截面线的曲面重构算法研究[J]. 机械设计与制造工程, 2003, 32(3): 82-85.
REN P L, ZHOU L S, AN L L, et al. A surface reconstruction algorithm based on planar contours of discrete data[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2003, 32(3): 82-85 (in Chinese).

作者简介:

崔志伟 男, 硕士研究生。主要研究方向: 计算几何、数字化制造、数字化装配。

Tel.: 18813170573

E-mail: 18813170573@163.com

郑国磊 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 智能 CAD、自动数控编程技术、工装智能设计。

Tel.: 010-82339128

E-mail: zhengguolei@buaa.edu.cn

Corner building method and algorithm of automatic programing for aircraft structural parts

CUI Zhiwei, ZHENG Guolei*

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

Abstract: Aimed at the problems of inefficiency, heavy work and unstable quality in corner numerical control (NC) programing for aircraft structural parts, a new auto-extended method based on rounded corner face was put forward. Combined with process knowledge, the processing model of corner is set up, which is the key issue of automatic NC programming. First, some new terms were introduced, such as corner, rounded corner face, processing model of corner and interference region of corner machining. Next, in order to set up a model of corner processing, some methods were proposed which include auto-extended technology, side surface of revolution and cutting element computation methods, and interference region building approach. Based on the above research, an automatic NC programing system of corner was developed, which had been successfully applied in a large aviation manufacturing enterprise. The preliminary application shows that the method is valid for increasing efficiency and quality of corner NC programing, which leads to programing workload reduction.

Key words: corner; aircraft structural parts; numerical control (NC) machining; processing model; automatic programing

Received: 2015-12-08; **Accepted:** 2016-01-08; **Published online:** 2016-02-15 16:30

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160215.1630.004.html

Foundation items: National Science and Technology Major Project (2012ZX04010051); Aviation Joint Fund of Liaoning Province of China (2014028026)

* **Corresponding author.** Tel.: 010-82339128 E-mail: zhengguolei@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0812

转动副临界角分析及其在四连杆机构中的应用



张洁, 王丹*, 陈五一

(北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083)

摘 要: 滑动配合条件下, 转动副(R副)通过接触面间的相对滑动提供一个转动自由度。由于接触面间的摩擦和间隙共同作用, R副会在一个小的摆角范围内发生自锁, 这一摆角将在机构平衡时带来连杆长度误差和连杆偏角误差。本文指出了R副中临界角的存在, 讨论了使得R副实现自锁的临界角范围, 在考虑接触变形和不考虑接触变形2种条件下对临界角进行了计算, 并以一平面四连杆机构作为应用算例, 综合对比了铰链间隙、接触变形和摩擦因素对所在连杆机构输出精度的影响。算例结果表明, 在一般的精度计算中铰链间隙及连杆弹性变形起主要影响作用, 铰链本身的接触变形量可忽略。

关 键 词: 转动副(R副); 临界角; 摩擦角; 平面四连杆机构; 精度分析

中图分类号: TB122

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2738-07

转动副(R副)作为典型的传动关节, 广泛应用于机构设计之中^[1-3]。多个R副相互配合, 或与其他运动副配合可设计出多种复合运动副^[1]: 具有2个转动自由度的虎克铰是由2个轴线垂直相交的R副组成; 具有3个转动自由度的复合铰是由3个轴线相互垂直相交的R副组成; 一种增大运动空间的新型球铰是由1个球副(S副)和1个R副组成^[4]。绝大多数S副采用滑动配合, 当结构空间受限时, R副也要采用滑动配合。

滑动配合的使用条件使得R副受到摩擦和间隙的影响, 目前针对R副的研究主要集中在铰链间隙及摩擦对连杆机构动力学的影响, 其中曲柄滑块机构及平面四连杆机构作为典型的应用背景得到了充分的讨论^[5-8], 考虑铰链间隙的机构运动学模型建立对本文有一定的参考意义, 如Reis等^[5]建立了考虑R副间隙和接触变形的曲柄滑块机构动力学模型。此外, 考察R副精度及摩擦的研究有: Payandeh和Faraz^[9]综合考虑了受

载时铰链的接触变形和应力分布, 对R副及S副的静摩擦力矩求解进行了分析, 给出了滑动铰链静摩擦力矩同接触角及摩擦系数的数学模型; 李新友等^[10]对一种3-RPS并联机构进行了精度分析与综合; Khan和Chen^[11]对包含R副的5轴叶片磨床进行了全面的几何精度分析, 表明了R副对空间机构的几何精度亦有着重要影响。由上述研究可以看出, 针对R副的研究大多独立讨论摩擦和间隙对机构精度的影响, 综合考虑二者影响的静力学相关研究尚未得到充分开展。

临界角的存在将影响到运动副所在连杆机构的输出精度, 因此对于R副的临界角计算可为连杆机构运动学模型的精确建立打下基础。本文以考虑接触变形和不考虑接触变形2种情况对R副的临界角进行了讨论, 并以一平面四连杆机构为例进行了考虑R副临界角的机构精度分析, 综合对比了铰链间隙、接触变形和摩擦因素对机构整体的影响程度。

收稿日期: 2015-12-08; 录用日期: 2016-01-08; 网络出版时间: 2016-09-20 09:46

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160920.0946.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(51305013)

* 通讯作者: Tel.: 010-82317471 E-mail: b11034@buaa.edu.cn

引用格式: 张洁, 王丹, 陈五一. 转动副临界角分析及其在四连杆机构中的应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2738-2744. ZHANG J, WANG D, CHEN W Y. Critical angle of revolute pin joint and its application in a four-bar mechanism[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2738-2744 (in Chinese).

1 临界角计算方法及 R 副结构

1.1 临界角计算方法

接触面间有摩擦力 f 作用时,支撑面与平衡物体之间存在一摩擦角 φ_f ,如图 1(a) 所示,当作用于物体上的主动力 F 作用线与接触点法线之间所成夹角 θ 小于摩擦角 φ_f 时,物体均可保持在支撑面上不滑动^[12]。同时,当主动力作用延长线与接触区域相交时,如图 1(a) 中所示情况,物体可保证不发生翻转;若力的作用线方向与接触区域不相交,则物体将发生翻转,作用力方向相对被施力物体发生角度变化,如图 1(b) 所示。同时满足不滑动和不翻转 2 个条件的物体可实现自锁,本文借助物理学中临界角的概念,定义满足物体自锁的最大 θ 值为临界角,用 $\theta_{\max}$ 表示。有摩擦条件下,临界角取为上述实现自锁 2 个条件中较小的夹角值。此计算条件对应于与 R 副相连的连杆另一端为摩擦可忽略的理想运动副的应用情况。

若物体因受到作用力的方向约束而不可独立翻转(例如并联机构中球铰球头与连杆相固连,球头不可绕连杆转动),简化为如图 1(c) 所示情况,则物体只需满足摩擦角限制条件即可实现自锁,此时临界角等于摩擦角。此计算条件对应于连杆两端同时为摩擦不可忽略运动副的应用情况。

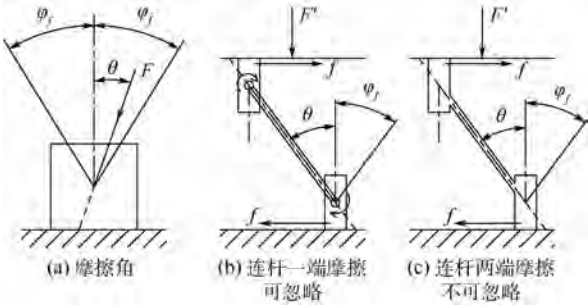


图 1 临界角成立条件
Fig. 1 Conditions for critical angle

1.2 R 副结构

R 副结构如图 2(a) 所示。以运动副截面进行观察,可使用如图 2(b) 所示的简化结构表示,主要包括底座、转动体以及与转动体相固连的连杆三部分。由于间隙和接触面间摩擦的共同作用,R 副存在一个临界角,使得转动体在任意临界角范围内的载荷条件下可实现自锁。

R 副的临界角也应同时满足使得转动体在底座内表面不滑动和不翻转 2 个条件。以下将分别从不考虑接触变形和考虑接触变形 2 种情况进行讨论。

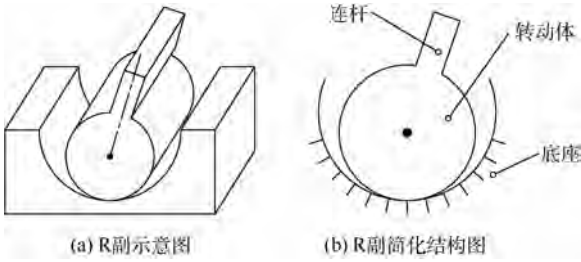


图 2 R 副结构示意图
Fig. 2 Schematic diagram of structure of revolute pair

2 R 副临界角计算方法

2.1 不考虑接触变形条件

假设运动副有间隙,转动体与底座均为刚体,转动体截面圆心位于连杆轴线上,当机构达到平衡状态时,沿连杆方向的作用力 F 必然通过转动体圆心,如图 3(a) 所示。不考虑零件接触变形,截面内观察到的零件接触状态为点接触。

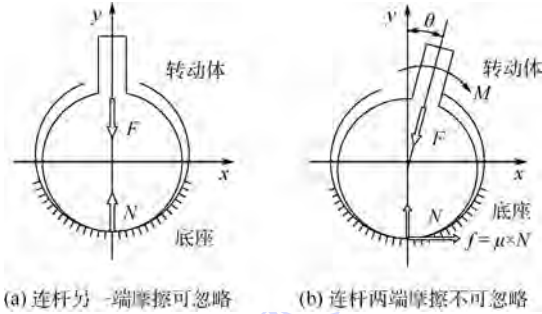


图 3 不考虑接触变形的 R 副临界角分析示意图
Fig. 3 Schematic diagrams of critical angle for revolute pair without contact deformation

1) 当与运动副相连的连杆另一端为摩擦可忽略的理想运动副时,连杆为二力杆不承受弯矩作用,连杆方向可随转动体发生自由摆动。则转动体所受作用力 F 方向亦随连杆的摆动而变化,因此当转动体达到静力平衡时接触点必然位于力 F 作用线与底座的交点处,支撑反力 N 与作用力 F 相平衡:

$$F = N \tag{1}$$

此时临界角大小为 0。

2) 当连杆另一端同为摩擦不可忽略运动副时,连杆两端运动副可为连杆提供一弯矩 M ,使得连杆及转动体的平衡受力状态满足图 3(b),此时转动体受到连杆约束无法沿底座内表面滚动,夹角 θ 小于摩擦角 φ_f 时接触面间将无相对滑动。此时临界角大小为

$$\theta_{\max} = \arctan \mu \tag{2}$$

式中: μ 为接触面间的滑动摩擦系数。

2.2 考虑接触变形条件

如1.1节中的分析,连杆两端均为有摩擦R副时,接触变形对临界角大小无影响,临界角等于摩擦角。而连杆另一端为摩擦可忽略的理想运动副条件下,转动体与底座的接触变形区域将会进一步限制临界角大小。其中转动体与底座的接触区域及应力分布可通过赫兹应力分布公式得到^[13]。

对于R副,转动体与底座可视为如图4所示的圆柱体接触,根据赫兹接触理论求得的接触宽度 $2a$ 、接触正应力 σ_r 分布公式如下^[13]:

$$\begin{cases} \sigma_{\max} = \sqrt{\frac{E}{2\pi(1-\mu^2)}} \cdot \sqrt{\frac{F}{l} \cdot \frac{R_2 - R_1}{R_1 R_2}} \\ a = \sqrt{\frac{8(1-\mu^2)}{\pi E}} \cdot \sqrt{\frac{F}{l} \cdot \frac{R_1 R_2}{R_2 - R_1}} \\ \sigma_r = \sigma_{\max} \sqrt{1 - \frac{x^2}{a^2}} = \sigma_{\max} \sqrt{1 - \frac{(R_1 \cos \gamma)^2}{a^2}} \end{cases} \quad (3)$$

式中: E 为材料的弹性模量; R_1 为转动体半径; R_2 为底座半径; l 为转动体轴长; F 为转动体承受的全部负载; γ 为接触区边缘和水平方向的夹角。

两圆柱半径较为接近时,应力 σ_r 的分布方向可近似视为接触区域的法线方向,如图4(c)所示。当施加在转动体上的负载 P 与竖直方向有一偏角 θ 时, σ_r 与 P 的关系满足:

$$\begin{cases} P_y = P \cdot \cos \theta = 2 \int_{-\frac{\pi}{2}}^{-\frac{\pi}{2}+\beta} \sigma_r \cdot R_1 \cdot \sin \gamma \cdot d\gamma \\ P_x = P \cdot \sin \theta \leq 2 \int_{-\frac{\pi}{2}}^{-\frac{\pi}{2}+\beta} \mu \cdot \sigma_r \cdot R_1 \cdot \sin \gamma \cdot d\gamma = \mu \cdot P_y \end{cases} \quad (4)$$

式中: β 为接触区域圆弧对应圆心角的1/2。

当转动体处于自锁状态时,载荷方向与接触区域中心法线方向夹角 θ 应满足以下条件:

$$\begin{aligned} |\theta| &\leq \arctan \mu \\ |\theta| &\leq \arcsin \frac{a}{R_1} = \arcsin \sqrt{\frac{8(1-\mu^2)}{\pi E} \cdot \frac{F}{l} \cdot \frac{R_2}{R_1(R_2 - R_1)}} \end{aligned} \quad (6)$$

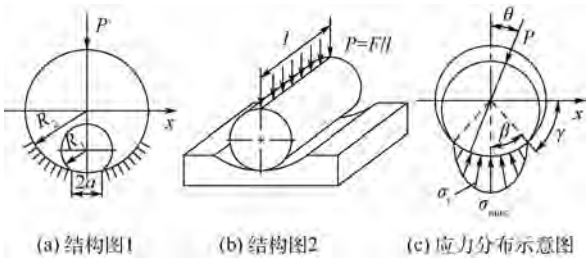


图4 两圆柱体接触应力分布示意图

Fig.4 Schematic diagram of distribution of contact stress between two cylinders

条件式(5)保证转动体不滑动;条件式(6)保证转动体不滚动。当 R_1 与 R_2 相差很小时, R_2/R_1 约等于1,临界角 $\theta_{\max}$ 取为

$$\theta_{\max} = \min \left\{ \arctan \mu, \arcsin \sqrt{\frac{b}{\delta}} \right\} \quad (7)$$

式中: δ 为R副间隙, $\delta = R_2 - R_1$; $b = \frac{8(1-\mu^2)F}{\pi El}$ 。

3 应用于四连杆机构的算例分析

3.1 仅有1个非理想铰链的四连杆机构

当铰链各个角度的间隙大小相同且受载后弹性变形量相等时,铰链的间隙误差可视为引入一虚拟连杆。仅考虑1个非理想球铰的四连杆机构可简化为一个五连杆机构,如图5所示。

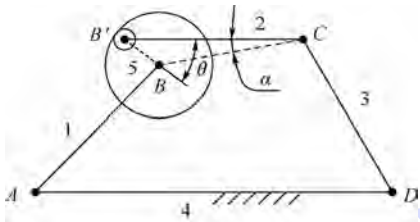


图5 引入一个虚拟连杆的四连杆机构示意图
Fig.5 Schematic diagram of a four-bar mechanism with one virtual link

连杆 L_5 ($L_{BB'}$)为由于间隙等因素而引入的虚拟连杆,其长度包括:铰链初始间隙 δ 和接触变形所引入的转动体圆心位移 ε 两部分。即

$$L_{BB'} = \delta + \varepsilon \quad (8)$$

L_{BC} 为确定连杆机构位姿的实际连杆长度,已知长度的初始连杆 L_2 ($L_{B'C}$)与实际连杆 L_{BC} 之间的夹角 α ($\angle B'CB$)即为连杆的摆角误差。考虑摩擦因素的影响,最终平衡状态连杆 L_2 与 L_5 间夹角 θ 位于上述分析所得到的临界角 $\theta_{\max}$ 范围之内,即连杆将在以 L_{BC} 为对称轴、以 $2\theta_{\max}$ 为圆心角的扇形区域内保持稳定,这使得最终计算出的实际连杆长度 L_{BC} 在一定范围内具有随机性。 L_{BC} 的数值范围为

$$L_{BC} = \sqrt{L_5^2 + L_2^2 \pm 2L_2 \times L_5 \cdot \cos \theta} \quad \theta \in [0, \theta_{\max}] \quad (9)$$

考虑连杆 L_2 的弹性变形时有

$$L_2 = L_{B'C} - \Delta L_{B'C} \quad (10)$$

式中: $\Delta L_{B'C}$ 为使用材料力学计算出的连杆受力弹性变形量。

综合式(8)~式(10)可求得摩擦所产生的夹角误差为

$$\alpha = \arcsin \left(\frac{L_{BB'}}{L_{BC}} \cdot \sin \theta \right) \quad (11)$$

3.2 有 2 个非理想铰链的四连杆机构

由于同一连杆两端铰链均有间隙,引入 2 个虚拟连杆 $L_5(L_{BB'})$ 和 $L_6(L_{CC'})$ 。根据驱动杆的运动方向及负载方向,机构最终的平衡状态不同,且具有一定随机性,几种典型的连杆平衡状态如图 6 所示。连杆 $L_2(L_{B'C'})$ 与两铰链接触点的法线方向夹角始终应满足 $\theta < \theta_{\max}$,且两端铰链接触点的法线的方向向量数量积为负,即 $\overrightarrow{BB'} \cdot \overrightarrow{CC'} < 0$

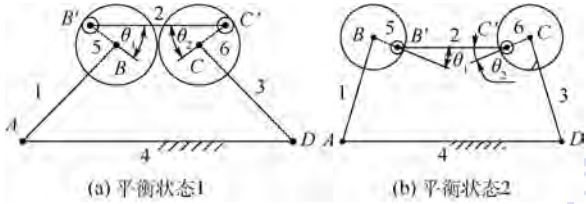


图 6 有 2 个非理想铰链的四连杆机构的 2 种典型平衡状态

Fig. 6 Two typically balanced states of four-bar mechanism with two non-ideal links

通过连杆 L_2 、 L_5 之间夹角 θ_1 以及 L_2 、 L_6 之间夹角 θ_2 ,可计算出 L_{BC} 的变化范围:

$$L_{BC} = \sqrt{[L_2 \pm (L_5 \cdot \cos \theta_1 + L_6 \cdot \cos \theta_2)]^2 + (L_5 \cdot \sin \theta_1 - L_6 \cdot \sin \theta_2)^2} \quad (13)$$

式中: $\theta_1 \in [0, \theta_{\max 1}]$; $\theta_2 \in [0, \theta_{\max 2}]$, $\theta_{\max 1}$ 和 $\theta_{\max 2}$ 为连杆两端铰链各自的临界角。

虚拟连杆 L_5 和 L_6 的长度为

$$\begin{cases} L_{BB'} = \varepsilon_B + \delta_B \\ L_{CC'} = \varepsilon_C + \delta_C \end{cases} \quad (14)$$

考虑杆 L_2 的弹性变形时有

$$L_2 = L_{B'C'} - \Delta L_{B'C'} \quad (15)$$

连杆的倾角误差 α 表示为

$$\alpha = \arctan \left[\frac{L_5 \cdot \sin \theta_1 + L_6 \cdot \sin \theta_2}{L_2 - (L_5 \cdot \cos \theta_1 + L_6 \cdot \cos \theta_2)} \right] \quad (16)$$

式(13)中:“+”、“-”符号代表驱动连杆运动使实际连杆长度产生变化的方向。例如图 6 (a) 为 $L_{BC} < L_{B'C'}$ 情况,计算中取“-”;图 6 (b) 为 $L_{BC} < L_{B'C'}$ 情况,计算中取“+”。

3.3 算例分析

以具有 2 个非理想铰链的一个四连杆机构进行计算,机构示意图如图 7 所示。

假设两铰链有摩擦且性能相同,取机构参数如表 1 所示,材料属性 $E = 2.06 \times 10^5$ MPa。

可求得

$$\begin{cases} L_{BC} = L_2 \pm 2L_5 \cdot \cos \theta_1 \\ \Delta L_{BC} = \Delta L_{B'C'} \cdot \cos \alpha \pm 2(\delta + \varepsilon) \cdot \cos \theta_1 \end{cases} \quad (17)$$

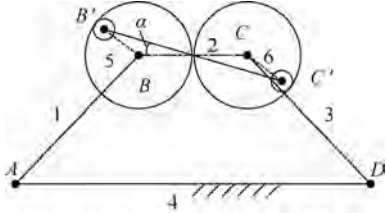


图 7 算例分析四连杆机构示意图

Fig. 7 Schematic diagram of four-bar mechanism in case study

表 1 算例用四连杆机构参数

参数类型	数值
四连杆机构参数条件	$L_{AB} = L_{B'C'} = L_{CD} = 50 \text{ mm}$ $L_{AD} = 100 \text{ mm}$ $A_{\text{杆}} = 6.25 \pi \text{ mm}^2$
圆柱铰链参数条件	$R_B = R_C, R_{B'} = R_{C'} (\theta_{\max 1} = \theta_{\max 2} = \theta_{\max}, L_5 = L_6)$ $l_{\text{柱销}} = 10 \text{ mm}$ 铰链间隙 δ
变量	连杆压力 F 接触表面滑动摩擦系数 μ

$$\alpha_{\max} = \arctan \left(\frac{2L_5 \cdot \sin \theta_{\max}}{L_2 - 2L_5 \cdot \cos \theta_{\max}} \right) \quad (18)$$

式中:连杆变形量由材料力学公式给出^[14]:

$$\begin{cases} \Delta L_{B'C'} = \frac{FL_{B'C'}}{EA_{\text{杆}}} \\ \varepsilon = \frac{2F(1 - \mu^2)}{E\pi l_{\text{柱销}}} \left[\ln \frac{\pi E l_{\text{柱销}} \delta}{2(1 - \mu^2)F} + 0.814 \right] \end{cases} \quad (19)$$

3.3.1 对 ΔL_{BC} 的讨论

改变连杆 L_{BC} 上的载荷 F 和铰链间隙值 δ 的大小,对比 δ 、 ΔL (指代 ΔL_{BC})、 ε 这 3 个误差项的量级。 $\delta = 0.5 \text{ mm}$ 时,误差项 ΔL 及 ε 随外力 F 变化的趋势如图 8 (a) 所示; $F = 100 \text{ N}$ 时, ΔL 及 ε 随铰链间隙 δ 的变化趋势如图 8 (b) 所示。

图 8 (a) 中直线 ΔL 和 ε 随载荷的变化率分别为 $25 \mu\text{m/kN}$ 和 $3.4 \mu\text{m/kN}$,而图 8 (b) 中代表 ΔL 和 ε 的直线斜率为零,可见上述两误差项均对外载荷变化比较敏感,而对铰链的设计间隙变化不敏感。图 8 (a) 中直线斜率代表零件刚度,直线 ΔL 的斜率约为 ε 斜率的 7 倍,表明连杆刚度约为 R 副刚度的 1/7。 ΔL 只与载荷有关, ε 随 δ 的变化值非常小, δ 由铰链的设计及制造误差决定,因此可认为 3 个变量相互独立。

在无外载荷或载荷值较小的条件下,铰链的间隙值 δ 相对较大,为连杆的主要误差分量; ΔL 与载荷 F 成正比,当载荷值足够大时,连杆误差将以杆长的弹性变形量 ΔL 为主。 ε 值同时与外载荷 F 及铰链间隙 δ 正相关,但数值与 ΔL 、 δ 两项相比较小(图 8 (b) 中 ε/δ 值约等于 0),在载荷

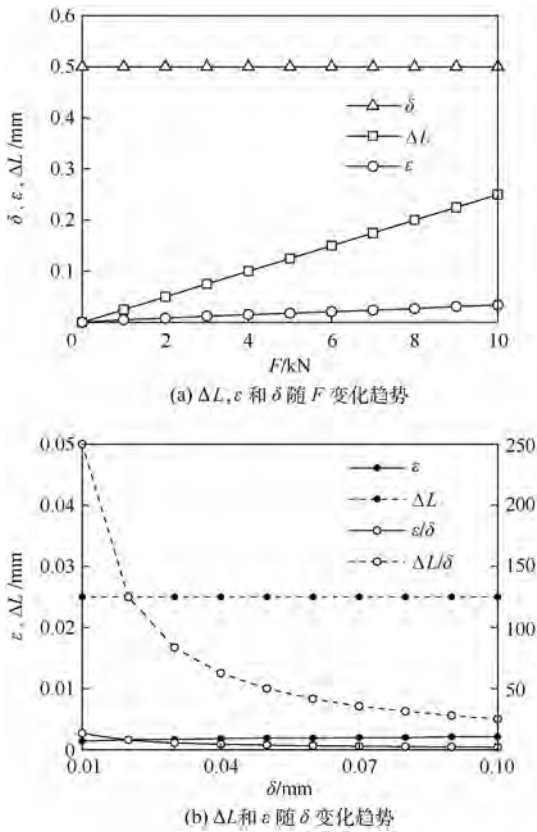


图 8 ΔL 、 ϵ 和 δ 随 F 及 ΔL 和 ϵ 随 δ 的变化示意图

Fig. 8 Variation of ΔL , ϵ and δ with F and variation of ΔL , ϵ with δ

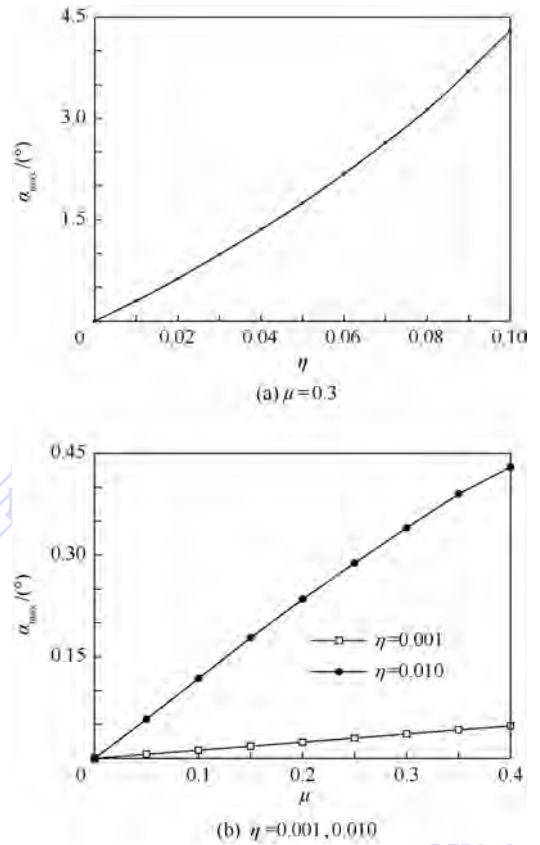


图 9 α_{max} 随 μ 和 η 的变化趋势

Fig. 9 Variation trend of α_{max} with μ and η

较大或间隙值较大时可忽略;在小载荷需精确求解的机构中引入可提高计算精度。

在设计中适当增加 R 副转动体长度以增加铰链内部接触面积,控制 R 副间隙大小均有助于减小接触变形引入的误差。

3.3.2 对 α_{max} 的讨论

由式(18)可知,在摩擦系数一定的条件下,临界角 θ_{max} 值一定,铰链间隙大小 δ 与所在连杆长度的比值(L_5/L_2)将影响到机构平衡时连杆的摆角误差范围。

设 $\eta = L_5/L_2$, 则 α_{max} 随 η 的变化趋势如图 9 所示,其中图 9(a)为摩擦系数取为 $\mu = 0.3$ 时 α_{max} 随 η 的变化关系,图 9(b)为在 2 种比值 η 条件下, α_{max} 随摩擦系数 μ 的变化关系。

从图 9 中可以观察到,机构最终的连杆摆角误差最大值与比值 η 和摩擦系数 μ 正相关。由于连杆的最终位置与理想位置的夹角具有不确定性,减小并限制摆角边界 α_{max} 的值有利于机构最终位置精度的改善。减小比值 η 和摩擦系数 μ 可以有效减小摆角误差的边界值 α_{max} , 例如图 9(b)中 η 减小一个量级后 α_{max} 随 μ 的变化率亦减小为原变化率的 10%, 因此同时具有小的滑动摩擦系

数和小的铰链间隙是最为理想的滑动铰链。

其中摩擦系数 μ 与铰链自身的材料属性及润滑条件有关,使用减摩材料和改善润滑条件在增加铰链运行流畅度的同时也可以提高连杆机构的整体精度。而在铰链性能一定的情况下,适当增加连杆长度可降低铰链间隙与杆长的比值 η , 以此实现连杆的输出位置精度改善。

但在其他条件不变的应用条件下,增加连杆长度时连杆受力变形量将有所增加,因此应当综合考虑连杆的摆角误差 α 与连杆长度误差的权重,结合机构的使用要求进行优化设计。

4 结 论

本文讨论了 R 副临界角计算方法,并给出了不考虑零件接触变形及考虑零件接触变形 2 种条件下临界角的表达式,结合四连杆算例分析得到以下结论:

1) 铰链摩擦角的存在使得连杆在机构平衡状态下同时具有长度和偏角两项误差,连杆在此偏角范围内均可达到受力平衡状态并具有随机性,但可通过已知参数的计算确定其平衡范围。

2) 当连杆两端均为有摩擦 R 副时,不考虑接触变形条件下临界角为 0, 考虑接触变形条件下

临界角取值为 $\theta_{\max} = \min \{ \arctan \mu, \arcsin \sqrt{b/\delta} \}$ 。

3) 在四连杆算例分析中可得出,相比于连杆变形量和 R 副间隙大小,相同受力条件下 R 副的接触变形量可忽略,有利于简化复杂连杆机构的精度分析。

4) 连杆摆角误差的最大值 $\alpha_{\max}$ 与滑动摩擦系数 μ 及连杆长度比值 η 正相关,通过改善铰链的润滑条件、优化连杆长度可以有效降低临界角对机构的精度影响。

参考文献 (References)

- [1] 邹慧君,高峰. 现代机构学进展[M]. 北京:高等教育出版社,2007:93-94.
ZOU H J, GAO F. The progress of modern organizations[M]. Beijing: Higher Education Press, 2007:93-94 (in Chinese).
- [2] 郭卫东. 机械原理[M]. 北京:科学出版社,2010:168.
GUO W D. Mechanical principle[M]. Beijing: Science Press, 2010:168 (in Chinese).
- [3] 黄昔光,廖启征. 空间 6R 串联机器人机构位置逆解新算法[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(3):295-298.
HUANG X G, LIAO Q Z. A new algorithm position inverse solution of 6-R serial robot mechanism[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(3):295-298 (in Chinese).
- [4] 尚国强,陈五一,韩先国,等. 并联机床的球铰链设计与分析[J]. 机械技术史及机械设计,2008:286-290.
SHANG G Q, CHEN W Y, HAN X G, et al. Spherical hinge design and analysis of parallel machine tool[J]. Mechanical Technology and Mechanical Design, 2008:286-290 (in Chinese).
- [5] REIS V L, DANIEL G B, CAVALCA K L. Dynamic analysis of a lubricated planar slider-crank mechanism considering friction and Hertz contact effects[J]. Mechanism and Machine Theory, 2014, 74:257-273.
- [6] ZHANG X C, ZHANG X M, CHEN Z. Dynamic analysis of a 3-RRR parallel mechanism with multiple clearance joints[J]. Mechanism and Machine Theory, 2014, 78:105-115.
- [7] BAI Z F, ZHAO Y. A hybrid contact force model of revolute joint with clearance for planar mechanical systems[J]. International Journal of Non-Linear Mechanics, 2013, 48:15-36.
- [8] JUNG K. Dynamic response of a revolute joint with clearance [J]. Mechanism and Machine Theory, 1995, 31(1):121-134.
- [9] PAYANDEH S, FARAZ A. Towards approximate models of coulomb frictional moments in: (I) revolute pin joints and (II) spherical-socket ball joints[J]. Journal of Engineering Mathematics, 2001, 35(403):283-296.
- [10] 李新友,陈五一,韩先国. 基于正交设计的 3-RPS 并联机构精度分析与综合[J]. 北京航空航天大学学报,2011,37(8):979-984.
LI X Y, CHEN W Y, HAN X G. 3-RPS parallel mechanism based on orthogonal design precision analysis and synthesis [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(8):979-984 (in Chinese).
- [11] KHAN A W, CHEN W Y. Systematic geometric error modeling for workspace volumetric calibration of a 5-axis turbine blade grinding machine[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23(5):604-615.
- [12] 瓦伦丁·L·波波夫. 接触力学与摩擦学的原理及其应用[M]. 李强,等,译. 北京:清华大学出版社,2011:169-170.
VALENTIN L P. Contact mechanics and tribology principle application[M]. LI Q, et al, translated. Beijing: Tsinghua University Press, 2011:169-170 (in Chinese).
- [13] 王元淳,沃国纬. 弹性力学[M]. 上海:上海交通大学出版社,1998:133-135.
WANG Y C, WO G W. Elastic mechanics [M]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University Press, 1998:133-135 (in Chinese).
- [14] 刘鸿文. 材料力学[M]. 北京:高等教育出版社,2005:34.
LIU H W. Material mechanics [M]. Beijing: Higher Education Press, 2005:34 (in Chinese).

作者简介:

张洁 女,硕士研究生。主要研究方向:并联机构设计。

E-mail: mercury1307217@126.com

王丹 男,博士,讲师。主要研究方向:并联机器人及智能控制、CNC 机床设计与可靠性测试。

Tel.: 010-82317471

E-mail: b11034@buaa.edu.cn

陈五一 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:先进加工技术与新型工艺装备。

E-mail: wychen@buaa.edu.cn

Critical angle of revolute pin joint and its application in a four-bar mechanism

ZHANG Jie, WANG Dan^{*}, CHEN Wuyi

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

Abstract: Revolute pin joint (revolute pair) possesses one degree of freedom, i. e. rotation movement, through relative sliding between contact pairs. Existence of friction and clearance in revolute joints has crucial effects on the overall precision of mechanism. Using the concept of critical angle, the marginal value in which revolute joints could keep in balance state is discussed in this study. Firstly, frictional angle and self-lock caused by friction and clearance in revolute pin joints are investigated, which contribute to not only length error but also angle error in mechanism with such joints. Then, critical angles are calculated with and without contact deformation respectively. Moreover, a four-bar mechanism with one revolute joint studied above is chosen as a case study to evaluate the impact of clearance of joint, contact deformation and friction on the overall precision. Analytical results indicate that the clearance in revolute joint and elastic deformation of mechanism play the most important roles in the system, and the contact deformation of joint could be neglected in the overall precision analysis.

Key words: revolute pin joint (revolute pair); critical angle; frictional angle; four-bar mechanism; precision analysis

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0821

基于动态步长的无人机三维实时航迹规划

张帅¹, 李学仁^{1,*}, 张建业², 张鹏¹, 李博¹, 赵晓林¹

(1. 空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038; 2. 空军工程大学 科研部, 西安 710051)



摘

要: 针对直接在三维空间进行无人机(UAV)航迹规划难度较大的问题,将三维规划分解为二维平面规划和高度规划,最后再合成得到三维航迹,使规划空间得以简化,降低问题的复杂度;为实现在威胁区域对航迹的精细搜索,降低危险性,提出了一种根据与威胁的距离而动态调整搜索步长的策略;当无人机遇到突发威胁时,通过设置子目标点,帮助无人机快速修正航迹,实现航迹重规划。仿真试验结果验证了所提方法的有效性,无人机可以安全绕开突发威胁,实现三维规划,采用动态步长,航迹的受威胁程度降低。

关键词: 无人机(UAV); 航迹规划; 子目标点; 动态步长; 二维平面规划; 高度规划

中图分类号: V279

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2745-10

无人机(UAV)航迹规划是在考虑地形、气象、威胁等环境因素以及自身的飞行性能的基础上,为无人机制定从初始位置到目标位置的最优飞行路径^[1]。无人机航迹规划对于无人机形成实战能力、实现低空突防具有重要意义。

国内外对无人机航迹规划已做了大量的研究。文献[2]将规划区域栅格化,用栅格的颜色表示不同威胁程度,通过在浅色的栅格区域中搜索航迹点进行二维静态航迹规划。文献[3-5]通过在威胁区域设定人工势场,实现对威胁的避障,但采用势场法,当航迹搜索到某势场均衡处时容易陷入停滞。文献[6]将航迹规划分为学习和查询2个阶段,提出了在稀疏路线图上实时搜索初始航迹和在精细路线图上启发式搜索后备航迹的规划方法。文献[7-10]根据无人机实时探测的信息,对环境进行预测,再进行规划,实现实时航迹规划,但因为需要不断地更新环境信息,使得计算量较大。文献[11]通过在遗传算法中引入基因

对比度以此提高优良基因的遗传概率,航迹规划算法的实时性得以提高。

这些专家学者对航迹规划的研究都做了大量的工作,但还有一些值得改进和需要继续深入研究的地方。目前,对二维航迹规划研究较充分,而三维航迹规划有待进一步研究,静态规划与实时规划难以同时兼顾。

在传统航迹规划中,通常都是设定指定的步长进行航迹节点扩展,对于采用动态步长进行节点扩展的研究甚少。采用动态步长搜索策略,可以在威胁区域附近实现精细搜索,在无威胁自由空间区域实现大步长搜索,所以,本文提出了一种基于动态步长的无人机航迹规划方法。

在进行航迹规划时,通常根据已掌握的环境信息进行事先规划,得到一条静态参考航迹。但由于战场环境瞬息万变,当出现新的突发威胁时,需要及时修正航迹,尽快逃离危险区域^[6],所以对于遭遇突发威胁时的航迹重规划的研究是非常

收稿日期: 2015-12-17; 录用日期: 2016-03-18; 网络出版时间: 2016-04-13 15:37

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160413.1537.006.html

基金项目: 航空科学基金(20145596024); 陕西省自然科学基金(2014JQ8331)

* 通讯作者: Tel.: 029-84787712 E-mail: lixueren@126.com

引用格式: 张帅, 李学仁, 张建业, 等. 基于动态步长的无人机三维实时航迹规划[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2745-2754. ZHANG S, LI X R, ZHANG J Y, et al. UAV 3D real-time path planning based on dynamic step[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2745-2754 (in Chinese).

必要的,无人机需要具备一定的实时规划能力。本文通过在突发威胁区域附近设置子目标点,实现对突发威胁的动态规避。

航迹规划考虑的因素众多,是一个 NP-hard 问题,随着规划空间的增加,复杂程度和求解时间呈指数性增长。对于传统的航迹规划算法,直接在三维空间进行航迹搜索,搜索空间大,约束条件多,而且航迹在精度上要求高,使得航迹规划计算量非常大^[11]。基于此,本文提出了一种将三维空间转化为 2 个二维平面的规划,可以简化问题的复杂性。

1 航迹规划建模

1.1 无人机约束条件

由于无人机受气动特性和机动性能的约束,需要考虑以下条件^[12]。

1) 最大航程

因携带的燃料是有限的,最大航程是一定的。假设第 i 段航迹长度为 l_i ,最大航程为 $L_{\max}$,则必须满足:

$$\sum_{i=1}^m l_i \leq L_{\max} \quad (1)$$

2) 最小转弯半径

最小转弯半径指无人机改变航向,在水平面内做圆周运动时,圆周的最小半径。根据文献[13],最小转弯半径满足如下关系式:

$$R_{\min} = \frac{V^2}{g \sqrt{1/\cos^2 \gamma_{\max} - 1}} \quad (2)$$

式中: V 为无人机飞行速度大小; $\gamma_{\max}$ 为最大倾斜角。通过控制倾斜角,就可以使无人机满足最小转弯半径的约束。

3) 最低飞行高度

无人机在飞行时,为保证安全,必须与地面保持一定的高度,如果高度过低,容易坠毁。假设无人机与地面的最小安全高度为 H_{safe} ,假设第 i 段航迹的最低高度为 $H_{i,\min}$,需满足以下条件:

$$H_{i,\min} \geq H_{\text{safe}} \quad (3)$$

4) 最大俯仰角

无人机在向上爬升或向下俯冲时,不能超过最大俯仰角,如果超过最大俯仰角将会造成飞机失速,产生严重后果。因而,假设无人机的最大俯仰角为 θ_f , z_i 和 z_{i+1} 分别为第 i 和 $i+1$ 航迹点的高度,则在高度方向上,需要满足以下条件:

$$\frac{|z_{i+1} - z_i|}{|l_{i+1}|} \leq \sin \theta_f \quad (4)$$

1.2 威胁模型

无人机在飞行途中,会遇到各种各样的威胁,主要包括:地形障碍、敌方雷达、防空导弹、高射炮、恶劣的天气气候等。在航迹规划过程中,威胁约束是一个不可忽略的因素。通常为保证安全,无人机都选择绕过威胁覆盖的区域,尽可能地避开威胁。当前的大部分无人机由于飞行速度慢,高度较低,所以在面对敌方防空导弹和高射炮时容易被击落,可以说是发现即摧毁。但是,现代防空导弹和高射炮只有在雷达发现目标之后的前提下,才能发挥出应有的作用,对无人机构成威胁。因此,本文暂且只考虑地形障碍和敌方雷达对无人机构成的威胁。

1.2.1 山峰威胁

无人机在执行威胁区域突防时,由于山峰可以对雷达形成探测盲区,无人机需要借助地形的遮蔽作用,实行低空突防^[14-15]。但进行低空突防时,由于飞行高度比较低,容易发生碰撞,所以地形威胁主要来自于山峰,本文采用如下函数建立山峰威胁概率模型^[12]:

$$f_p(x, y) = e^{-\lambda[(x-x_{pj})^2 + (y-y_{pj})^2]} \quad (5)$$

式中: (x_{pj}, y_{pj}) 为第 j 个山峰中心点在平面上的位置坐标; λ 为一个参数,可以通过 λ 来调节山峰在二维规划平面上威胁作用距离; (x, y) 为无人机在二维规划平面上的位置; $f_p(x, y)$ 为关于无人机位置到山峰中心点坐标 (x_{pj}, y_{pj}) 的距离的函数,表示发生碰撞的概率。同时在三维空间中,赋予 (x, y) 点一高度惩罚值 $h(x, y)$,表示无人机在飞越该位置时,至少要大于高度 $h(x, y)$:

$$h(x, y) = H_j f_p(x, y) \quad (6)$$

式中: H_j 为第 j 个山峰中心点的高度。

1.2.2 雷达威胁

参考文献[16]中的方法,将威胁和障碍规划为一个统一的模型,用等效地形来近似模拟雷达威胁。将雷达威胁覆盖区域的地形抬升,表示成不可逾越的山峰威胁,高度值采用式(6)中的方法。采用这种模型可以简化航迹规划过程中威胁的表达,将所有的威胁统一转化为地形处理,以便占用较少的时间和系统资源。雷达威胁概率模型为

$$f_r(x, y) = \begin{cases} 0 & d_r > r_{\max} \\ e^{-\lambda[(x-x_{rq})^2 + (y-y_{rq})^2]} & d_r \leq r_{\max} \end{cases} \quad (7)$$

式中: $f_r(x, y)$ 为雷达威胁概率; (x_{rq}, y_{rq}) 为第 q 个雷达的位置坐标; $d_r = \sqrt{(x-x_{rq})^2 + (y-y_{rq})^2}$,表示无人机与雷达的实际距离; $r_{\max}$ 为雷达的最大探测距离。

1.3 突发威胁规避策略

1.3.1 设置子目标点

假设在某时刻,无人机沿预先规划的参考航迹飞行到位置 $P(x_p, y_p)$, 通过机载雷达探测到有一突发威胁源 $O(x_o, y_o)$, 威胁源的作用半径为 R , 威胁源与无人机距离为 r 。如果无人机继续按预先规划的参考航迹飞行, 将进入威胁区域。无人机与威胁源之间的关系如图 1 所示。

此时, 无人机不能再按预先规划的参考航迹飞行, 需要启动实时规划, 重新规划航迹。本文在此提出了一种设置子目标点的方法, 通过设置子目标点, 引导无人机尽快地摆脱突发威胁, 逃离威胁区域。

子目标点的设置是实现实时规划的关键, 设置子目标点, 可以启发引导航迹节点扩展时朝子目标点方向搜索, 从而使无人机改变航向, 从原有航迹改出, 及时规避突发威胁。由 Dubins 路径^[17]可知, 当无人机由威胁源的边界飞行时, 恰好能绕过威胁, 并且航程是最短的。受此启发, 考虑到无人机自身尺寸, 以及恰好沿威胁边界飞行时, 处于危险边缘状态, 如果航行时稍有差错, 将进入威胁区域, 不能保证绝对的安全, 所以对威胁做“膨化”处理, 将威胁作用半径 R 扩大 $\alpha (\alpha > 1)$ 倍, 得到膨化后的威胁作用半径 $R' (R' = \alpha \times R)$ 。由无人机当前位置 P 向膨化后的威胁圆做切线 PA 和 PB , 切点分别为 A 和 B , 则 A 点和 B 点就是我们设置的子目标点。

1.3.2 子目标点位置计算

当前速度 V 与 x 轴正方向的夹角为 θ , PA 与当前速度 V 之间的夹角为 θ_A , PB 与当前速度 V 之间的夹角为 θ_B , 根据图 1 所示的几何关系, 可知:

$$L_{PA} = L_{PB} = \sqrt{r^2 - R'^2} \quad (8)$$

式中: L_{PA} 表示 PA 的长度, L_{PB} 同理。 B 的位置坐标 (x_B, y_B) 为

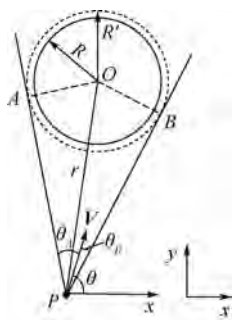


图 1 设置子目标点

Fig. 1 Sub-goal setting

$$\begin{bmatrix} x_B \\ y_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_p \\ y_p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \sqrt{(r^2 - R'^2)} \cos(\theta - \theta_B) \\ \sqrt{(r^2 - R'^2)} \sin(\theta - \theta_B) \end{bmatrix} \quad (9)$$

A 的位置坐标 (x_A, y_A) 为

$$\begin{bmatrix} x_A \\ y_A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_p \\ y_p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \sqrt{(r^2 - R'^2)} \cos(\theta + \theta_A) \\ \sqrt{(r^2 - R'^2)} \sin(\theta + \theta_A) \end{bmatrix} \quad (10)$$

$\theta - \theta_B$ 满足如下关系:

$$\theta - \theta_B = \theta_{OPx} - \theta_{OPB} =$$

$$\arctan \frac{y_o - y_p}{x_o - x_p} - \arcsin \frac{R'}{r} \quad (11)$$

式中: θ_{OPx} 表示 PO 与 Px 之间的夹角, θ_{OPB} , θ_{OPA} 同理。 $\theta + \theta_A$ 满足如下关系:

$$\theta + \theta_A = \theta_{OPx} + \theta_{OPA} =$$

$$\arctan \frac{y_o - y_p}{x_o - x_p} + \arcsin \frac{R'}{r} \quad (12)$$

将式(11)代入式(9), 式(12)代入式(10)可求得 A 、 B 两点的坐标。

1.3.3 规避方向和子目标点的选择

在确定 A 和 B 两点的位置之后, 需要判定无人机是采用逆时针规避威胁还是顺时针规避威胁, 由于 A 、 B 两点还可能在其他威胁覆盖区域范围之内, 所以除了单纯地比较 θ_A 和 θ_B 的大小外, 还需要比较 A 、 B 两点处威胁概率的大小, 具体判定依据以下 4 条准则:

1) 如果 $\theta_A > \theta_B$ 并且 $\text{threat}(A) > \text{threat}(B)$, 说明顺时针方向规避威胁比逆时针方向规避时航向调整小, 航程更短, 并且 B 点威胁概率小于 A 点, 此时选择 B 点作为需要设置的子目标点。

2) 如果 $\theta_A < \theta_B$ 并且 $\text{threat}(A) < \text{threat}(B)$, 说明逆时针方向规避威胁比顺时针方向规避时航向调整小, 航程更短, 并且 A 点威胁概率小于 B 点, 此时选择 A 点作为需要设置的子目标点。

3) 如果 $\theta_A > \theta_B$ 并且 $\text{threat}(A) < \text{threat}(B)$, 但是 $|\text{threat}(B) - \text{threat}(A)| < C$, 其中 C 为常值, 表示无人机可接受的威胁阈值, 则优先选择航向调整小, 航程短的规避方向, 此时选择 B 点作为需要设置的子目标点; 如果 $|\text{threat}(B) - \text{threat}(A)| > C$, 则优先选择安全系数更高的规避方向, 选择 A 点作为需要设置的子目标点。

4) 如果 $\theta_A < \theta_B$ 并且 $\text{threat}(A) > \text{threat}(B)$, 但是 $|\text{threat}(A) - \text{threat}(B)| < C$, 则优先选择航向调整角度小, 航程短的规避方向, 此时选择 A 点作为需要设置的子目标点; 如果 $|\text{threat}(A) - \text{threat}(B)| > C$, 则优先选择安全系数更高的规避方向, 选择 B 点作为需要设置的子

目标点。

1.4 动态步长调整策略

为使无人机能快速规划出可行航迹,同时避免频繁调整航向和姿态,理想的状态是:在无威胁的自由空间,航迹搜索的步长应该设置为较大值,加快航迹的搜索;然而,在接近威胁区域时,为保证飞行安全,应当精细规划,步长设置应较小,确保无人机能成功规避威胁。因而,有必要采用一种可以动态调整步长的方法,动态调整步长有利于得到较优航迹,更符合实际飞行状况。

据此,设定步长 s 动态调整方法如下:

$$s(d) = \begin{cases} (1 + k \cdot \ln(d/d_{safe}))S & d \leq d_{safe} \\ S & d > d_{safe} \end{cases} \quad (13)$$

式中: $d \leq \sqrt{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2}$, 表示无人机当前位置与威胁源中心 (x_0, y_0) 之间的距离, 当无人机当前位置处于多个威胁重叠区域时, d 取与威胁源之间的最短距离; d_{safe} ($d_{safe} = R'$) 表示离威胁中心的安全距离; S 表示在自由空间航迹搜索设定的步长, 在此, 将其称为“基准步长”; k 控制步长的调整幅度。当无人机小于安全距离, 靠近威胁区域飞行时, 步长根据无人机当前位置与威胁源中心的距离的变化而调整, 当无人机与威胁源中心的距离大于安全距离时, 步长为一较大的定值 S 。

根据实际飞行情况, 由于无人机探测到威胁源, 并且, 随着距离越近, 机载雷达对威胁的感知和判断准确率提高, 因而不可能过于靠近威胁源飞行。因此, 在小于安全距离飞行时, 取与威胁源的距离在 $0.8 d_{safe} \sim d_{safe}$ 之间, 则在小于安全距离飞行时, 步长动态调整如图 2 所示。

可见, 建立关于无人机与威胁源中心距离的

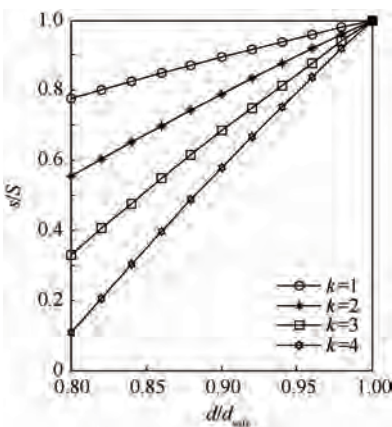


图2 小于安全距离时步长动态调整
Fig.2 Step dynamic adjustment when distance is less than safe distance

动态步长调整策略,可以有效控制搜索步长。随着距离的增大,航迹搜索的步长逐渐增大,从而加快搜索速度,缩短算法运行时间;而距离减小,靠近威胁源时,航迹搜索的步长逐渐减小,实现精细搜索,避免误进入威胁区域,有效规避威胁。通过不同调整幅度结果的对比,可知 k 取 $[2, 3]$ 时较为合适。因为我们希望在越靠近威胁时,步长越小越好,但又不能过小,过小产生的航迹节点大量增多,导致冗余,航迹搜索时间增加,无人机沿此航迹飞行时,姿态将变换频繁,不利于飞行,并且无人机飞过该步长的距离时,飞行的时间很短,可能出现时间不够重新规划一次航迹的情况。而若调整幅值取较小值时,显然可供调整的步长范围太小,与固定步长搜索航迹差异不大。

1.5 节点扩展

在许多航迹规划的方法中,将规划区域栅格化,航迹节点扩展限制在了栅格线的交叉点上,这种方法得到的航迹不够平滑,并且扩展方向限定为 $0^\circ, 45^\circ$ 。针对这种局限性,本文采用以下方法:以当前位置 P 为圆心,步长 s 为半径做圆,根据最小转弯角 φ_{max} 的限制,得到如图 3 所示的扇形区域,然后在圆弧上等距取 N 个点,分别计算这 N 个点的启发函数值,启发函数值最小的点即是下一个待扩展节点。

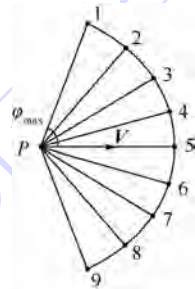


图3 圆形节点扩展示意图
Fig.3 Schematic diagram of circular expanding nodes

圆弧上第 n ($n = 1, 2, \dots, N$) 个节点 a_n 启发函数值计算如下:

$$C_{a_n} = a(f_p^{a_n} + f_r^{a_n}) + bL_{a_n, goal} \quad (14)$$

式中: $L_{a_n, goal}$ 为圆弧节点 a_n 与目标点的距离; $f_p^{a_n}$ 和 $f_r^{a_n}$ 分别为 a_n 处山峰威胁概率和雷达威胁概率; a 和 b 为比例系数,采用文献[18]中的方法可确定 a 和 b 的值。

1.6 目标函数

航迹规划的最终目的是规划一条满足无人机性能约束、威胁小、安全性高、航程较短、消耗少的航迹。基于此,建立目标函数为

$$\min W = \min(\omega_1 W_1 + \omega_2 W_2) \quad (15)$$

式中: W_1 为整条航迹的威胁代价,设整条航迹共有 m 个航迹节点,则

$$W_1 = \sum_{i=1}^m (f_{p,i} + f_{r,i}) \quad (16)$$

其中: $f_{p,i}$ 和 $f_{r,i}$ 分别为第 i 个航迹节点的山峰威胁概率和雷达威胁概率。

除去起飞阶段和降落阶段燃油的消耗,在某种程度上,燃油的消耗与航程成正比,所以,在此只考虑总航程,而不再单独考虑燃油的消耗。用 W_2 表示总航程,具体表达式如下:

$$W_2 = \sum_{i=1}^m l_i \quad (17)$$

ω_1 、 ω_2 为比例系数,用于调节威胁代价和航程代价量纲不同的影响,通过调节权系数,可以实现规划安全优先或者是航程优先的航迹。

1.7 高度规划

当无人机根据地形,进行跟踪飞行时,能最大限度地利用地形隐蔽自己,但在飞行的过程中,需要与地面保持合适的高度。无人机飞行高度较低时,不易被发现,被敌方雷达探测并被击毁的危险性降低,如图 4 中曲线 2 所示,容易实现低空突防。但另一方面,由于无人机受自身结构和机动能力的影响,飞行高度降低时,撞地坠毁的危险性增加,如图 4 中曲线 1 所示。因此,如何选择合适的安全间隙高度 H_{safe} ,是确定理想的地形跟随航迹非常重要的一步。由图 4 中,综合曲线 1 和曲线 2 得到曲线 3,在 H_{safe} 处,无人机的撞地危险和被探测危险之和最小,所以可以确定 H_{safe} 即安全间隙高度。通常情况下,它的范围一般在 60 ~ 300 m^[19]。

在确定安全间隙高度后,在二维航迹规划中,我们已得到参考航迹,并可知道参考航迹节点在二维平面投影点处地形高度,所以,最理想的状态是将每一个二维平面投影点处地形高度叠加安全间隙高度 H_{safe} ,就得到航迹节点在三维空间的位置,然后将这些航迹节点连接得到三维航迹。然

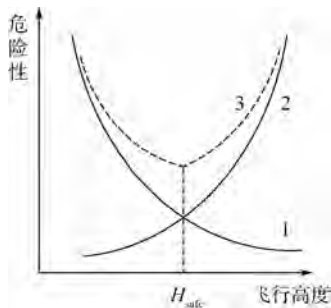


图 4 H_{safe} 的确定

Fig. 4 Determination of H_{safe}

而,由于地表起伏较大,凹凸不平,简单地通过叠加 H_{safe} 得到的航迹显然不够平滑,并且无人机受机动性能约束,很难按此航迹飞行,所以需要根据无人机最大俯仰角的限制,对航迹进行修正平滑处理。

2 算法流程

根据第 1 节建立的规划模型,确定算法流程如下。

2.1 静态二维参考航迹规划

步骤 1 初始化参数,确定规划区域,并对规划区域的地形和雷达威胁进行建模,得到其威胁概率模型,将当前位置初始化为起始点,目标点位置为终点。

步骤 2 从当前位置出发,根据当前无人机位置与威胁的距离,按照步长调整策略,得到扩展步长。

步骤 3 根据 1.5 节中节点扩展方法得到下一个待扩展节点,作为下一个飞行位置,无人机从当前节点位置飞到规划的下一位置。

步骤 4 判断此时的待扩展节点是否为目标点;若是,则转步骤 5;若否,则将此时的扩展节点作为当前节点,转步骤 2。

步骤 5 规划结束,得到参考航迹。

2.2 二维实时航迹规划

步骤 1 从起始位置出发,按照参考航迹飞行。

步骤 2 判断是否探测到突发威胁,并且沿参考航迹飞行是否会进入突发威胁区域,若是,按照 1.3 节中的方法设置子目标点,转步骤 3;若否,继续按照参考航迹飞行。

步骤 3 启动实时规划,以当前位置为起点,子目标点为终点,规划得到第 1 段航迹;然后,更新起点为子目标点,初始目标点位置为终点,规划得到第 2 段航迹。按新规划的航迹飞行。

步骤 4 判断是否到达目标点,若是,转步骤 5;若否,转步骤 2。

步骤 5 规划结束,得到实时规划航迹。

2.3 三维航迹规划

步骤 1 根据 2.1 节和 2.2 节的方法得到二维静态或实时规划航迹。

步骤 2 按照 1.7 节中的方法启动高度规划得到高度剖面航迹。

步骤 3 二维平面规划航迹与高度剖面航迹合成,得到三维航迹。

3 仿真实验

3.1 规划空间

仿真实验在 Pentium 4(2.93 GHz),1.21 GB 内存的 PC 机上进行,运行环境为 Windows XP,采用 MATLAB 进行仿真。设定规划区域为 65 km × 65 km,起始位置为(0,0,2) km,目标位置为(65,65,4) km,威胁半径膨化系数 $\alpha = 1.2$,设定比例调节系数 $a = \omega_1 = 5, b = \omega_2 = 1 \times 10^{-3}$,步长调整幅值 $k = 3$,最大转弯角 $\varphi_{\max} = 60^\circ$,最大俯仰角 $\theta_1 = 30^\circ$,威胁阈值 $C = 0.1$,节点扩展时取 $N = 8$,假设无人机的雷达探测半径为 6 km,雷达和山峰威胁的参数如表 1 所示。

地形采用丘陵地形与山峰地形以及雷达威胁等效地形叠加,得到航迹规划区域如图 5 所示。

表 1 威胁具体参数

Table 1 Specific parameters of threats

威胁类型	中心坐标/km	中心点高度/km	λ
山峰 1	(10,6)	25	0.10
山峰 2	(16,32)	28	0.08
山峰 3	(36,22)	18	0.05
山峰 4	(32,42)	30	0.10
雷达 1	(47,40)	32	0.10
雷达 2	(47,46)	32	0.08
雷达 3	(50,10)	40	0.08

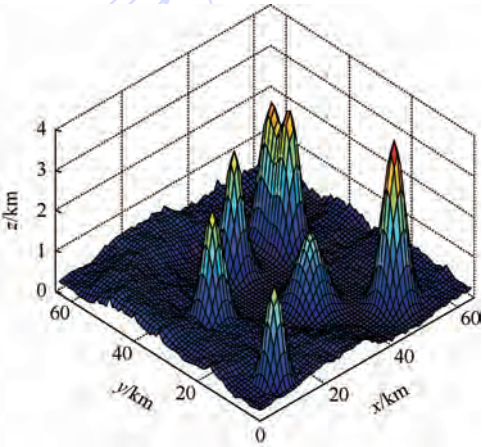


图 5 航迹规划区域
Fig.5 Path planning area

3.2 动态步长结果对比

为研究动态步长调整策略对航迹轨迹规划结果的影响,分别选取了基准步长 $S = 0.6, 1.0, 3.0, 5.0$ km 时,对固定步长搜索与动态步长搜索 2 种不同策略下的航迹规划进行了仿真,仿真规划得到的航迹如图 6 所示。

对 2 种不同搜索步长策略下的航迹规划仿真 100 次,以排除随机误差的影响,对航迹节点数、时间、航程、平均威胁概率进行统计,得到其平均值结果如表 2 所示。

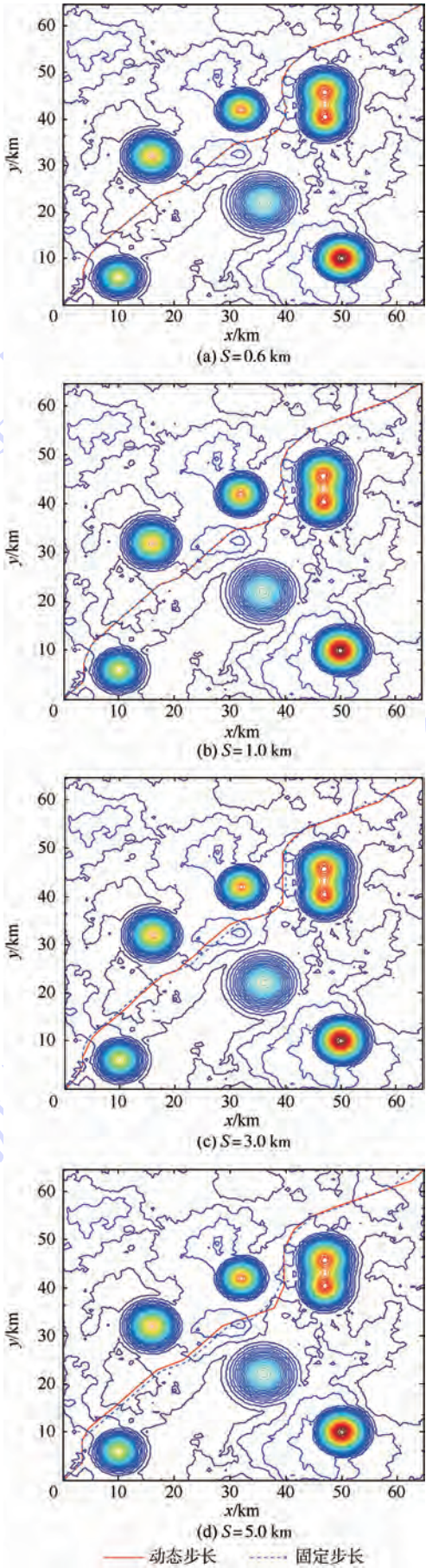


图 6 固定步长与动态步长航迹仿真

Fig.6 Path simulation with fixed step and dynamic step

表 2 固定步长与动态步长仿真结果对比

Table 2 Comparison of simulation results between fixed step and dynamic step

S/km	步长策略	节点数	时间/s	航程/km	平均威胁概率
0.6	动态步长	217	2.177	99.459	0.034
	固定步长	166	2.156	99.351	0.028
1.0	动态步长	129	2.076	99.472	0.038
	固定步长	100	2.066	99.400	0.040
3.0	动态步长	42	1.988	98.943	0.099
	固定步长	33	1.979	99.449	0.195
5.0	动态步长	25	1.971	98.263	0.269
	固定步长	20	1.965	99.078	0.580

从图 6(a)、图 6(b) 可知,在取基准步长 $S \leq 1.0$ km 时,采用固定步长搜索与动态步长搜索得到的航迹几乎重合,同时从表 2 中航程与平均威胁概率的统计结果可知,2 种不同步长策略下航程与威胁概率相差较小,变化不明显,说明在采用小步长搜索时,对步长进行动态调整对航迹规划的优化作用较小,究其原因此时的航迹已经趋近于最优。并且,会造成节点数增多,使得航迹调整次数增多,规划时间延长,所以,综合看来,在采用小步长搜索时,适宜采用固定步长的策略进行航迹规划。

从图 6(c)、图 6(d) 可知,在取基准步长 $S > 1.0$ km 时,采用动态步长搜索策略与固定步长搜索策略航迹明显有所不同。从表 2 中的统计结果也可知,在采用大步长搜索时,虽然动态步长搜索的航迹较固定步长搜索的航迹节点数增多、时间延长,但随着 S 的增大,二者越来越接近。从规划的航程来看,动态步长搜索的航迹要优于固定步长搜索的航迹,航程更短;并且,从整条航迹受到威胁的程度来看,动态步长搜索航迹的平均威胁概率要明显小于固定步长搜索航迹的平均威胁概率,安全性更高。说明,在采用大步长搜索航迹时,动态调整步长,可以使无人机在靠近威胁区域飞行时,快速改出,逃离威胁区域。所以,在采用大步长搜索时,适宜采用动态步长进行航迹规划。

从图 6(a) ~ 图 6(d) 可知,取不同的基准步长时,采用固定步长与动态步长搜索规划得到的航迹大致方向相同,没有出现与其他航迹搜索方向有明显的偏差。另外,随着搜索步长的增大,航迹的平滑性有所下降。

3.3 二维航迹规划

取基准步长 $S = 0.6$ km,采用动态步长搜索得到二维投影平面的静态参考航迹。当无人机沿预先规划的参考航迹飞行时,如图 7 所示,到达

(16,22.6) km 处检测到突发威胁,突发威胁的中心坐标为(20,26) km,威胁作用半径为4.2 km,并且如果继续沿着预先规划航迹飞行时将进入突发威胁区域。此时,以当前位置为起始点,按照 1.3 节中的方法设置子目标点,启动实时规划,得到实时规划的航迹如图 8 所示。

图 8 中红色虚线为实时规划的航迹,从图中可以看出,针对出现的突发威胁,通过设置子目标点 B ,可以重新规划出新的航迹,使无人机成功规避突发威胁,安全到达目标点。实时规划总共用时约 1.8 s,如果无人机当前速度是 360 km/h,从启动实时规划到规划结束无人机总共飞行距离为 0.18 km,相对于与突发威胁的距离较小,所以,在实时规划算法中,我们是以当前发现威胁的位置作为实时规划的起始点,而没有额外考虑无人机在实时规划时间段内沿参考航迹走过的距离。从规划的用时来看,符合实时规划运算速度快的要求,说明本文提出的实时规划算法是有效的。

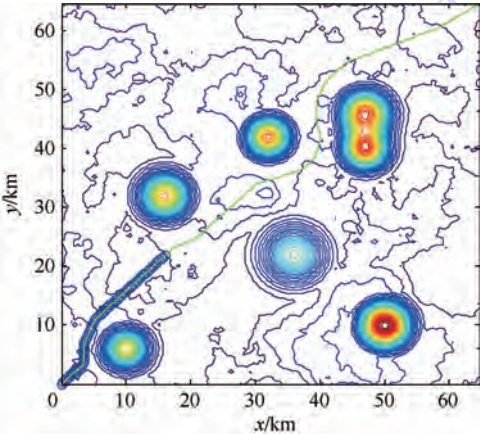


图 7 等高线投影面静态规划航迹
Fig. 7 Static path planning on contour projective plane

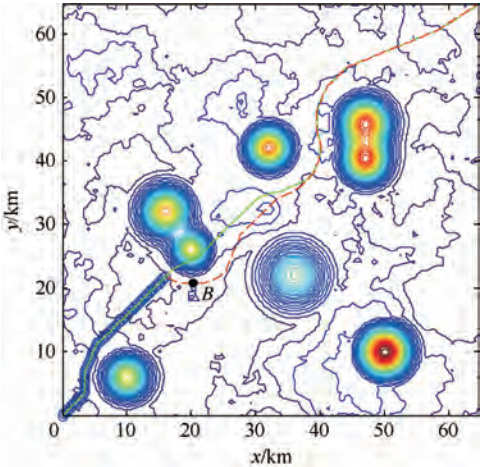


图 8 等高线投影面实时规划航迹
Fig. 8 Real-time path planning on contour projective plane

3.4 高度规划

假设无人机安全间隙高度为 150 m,为保证充足的裕量,实验环境下取安全间隙高度为 200 m。为保证航迹可飞,符合无人机机动性能约束,采用三次样条插值,并加入俯仰角限制条件,对高度数据进行平滑处理,分别得到与图 7、图 8 中静态二维参考航迹和实时规划航迹相对应的高度剖面图,如图 9 和图 10 所示。图中: L 表示二维航迹的航程;蓝色部分表示地表剖面;红色线表示规划的高度剖面飞行轨迹。从图中可知,高度面规划的航迹可以较好地对地形进行跟踪,充分利用地形进行隐蔽,整条航迹较为平滑,适合无人机飞行。

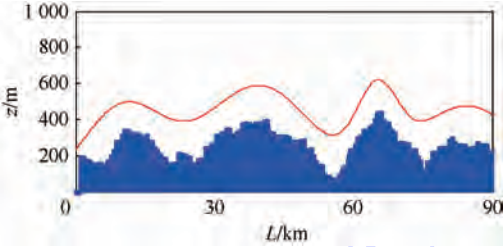


图 9 静态规划航迹高度剖面图

Fig. 9 Height profile map of static path planning

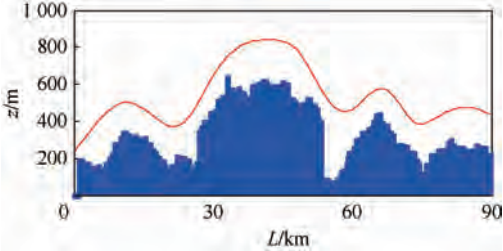


图 10 实时规划航迹高度剖面图

Fig. 10 Height profile map of real-time path planning

3.5 三维航迹规划

在得到二维投影平面的航迹和高度剖面的航迹后,将二者合成,得到最终的三维静态规划航迹与遭遇突发威胁后的实时规划航迹,分别如图 11 和图 12 所示。

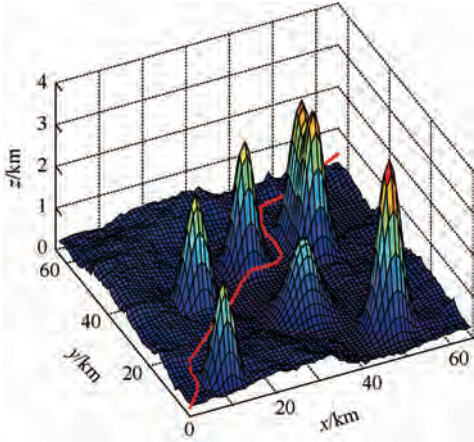


图 11 静态规划三维航迹

Fig. 11 Static 3D path planning

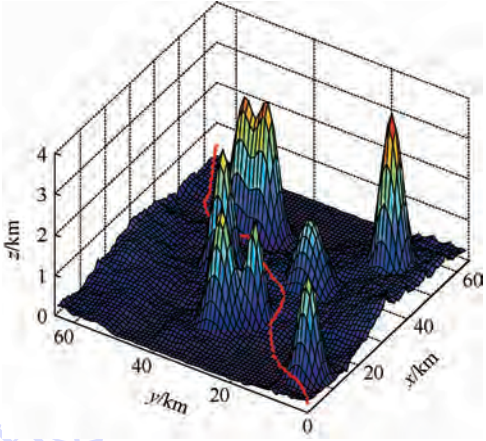


图 12 实时规划三维航迹

Fig. 12 Real-time 3D path planning

由图 11 和 12 可知,三维航迹可以有效地避开静态威胁,通过设置子目标点可以成功对突发威胁进行规避。三维航迹巧妙地利用地形,对地形进行跟踪飞行,并且从图中可以看出航迹都是在丘陵地带上空穿过,有效降低了飞行高度,有利于实现低空突防。

4 结 论

本文方法具有以下优点:

- 1) 当基准步长为大步长时,采用动态步长进行航迹规划,航程更短,威胁程度降低。
- 2) 可以实现对地形的跟踪,有利于低空突防,求解的复杂度降低,得到较为满意的航迹。
- 3) 可以成功规避突发威胁,实现实时规划。

但本文只考虑了单一突发威胁,对于多突发威胁没有涉及。为了更好地适应未来作战环境,对于多突发威胁的无人机航迹规划,是一个值得深入研究的问题。

参考文献 (References)

[1] 沈林成,陈璟,王楠. 飞行器任务规划技术综述[J]. 航空学报,2014,35(3):593-606.
SHEN L C, CHEN J, WANG N. Overview of air vehicle mission planning techniques[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(3): 593-606 (in Chinese).
[2] BAE K Y, KIMB Y D, HAN J H. Finding a risk-constrained shortest path for an unmanned combat vehicle [J]. Computer and Industrial Engineering, 2015, 80: 245-253.
[3] 姚远,周兴社,张凯龙,等. 基于稀疏 A* 搜索和改进人工势场的无人机动态航迹规划[J]. 控制理论与应用, 2010, 27(7): 953-959.
YAO Y, ZHOU X S, ZHANG K L, et al. Dynamic trajectory planning for unmanned aerial vehicle based on sparse A* search and improved artificial potential field[J]. Control Theory & Applications, 2010, 27(7): 953-959 (in Chinese).

- [4] OSCAR M, ULISES O R, ROBERTO S. Path planning for mobile robots using bacterial potential field for avoiding static and dynamic obstacles[J]. *Expert System with Application*, 2015, 42(12): 5177-5191.
- [5] MENG G L, GUO J L, SUN F Q, et al. UAV real-time path planning using dynamic RCS based on velocity vector field [C]//26th Chinese Control and Decision Conference, CCDC 2014. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 1376-1380.
- [6] 严平, 丁明跃, 周成平, 等. 飞行器多任务在线实时航迹规划[J]. *航空学报*, 2004, 25(5): 485-489.
YAN P, DING M Y, ZHOU C P, et al. On-line real-time multiple-mission route planning for air vehicle[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2004, 25(5): 485-489 (in Chinese).
- [7] PENG Z H, LI B, CHEN X T, et al. Online route planning for UAV based on model predictive control and particle swarm optimization algorithm [C]//10th World Congress on Intelligent Control and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 397-401.
- [8] SHEKHAR R C, KEARNEY M, SHAMES I. Robust model predictive control of unmanned aerial vehicle using waysets[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2015, 38(10): 1898-1907.
- [9] WU J, ZHANG D H, PEI D H. Autonomous route planning for UAV when threats are uncertain [C]//6th IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference, CGNCC 2014. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 19-22.
- [10] REDDING J, AMIN J N, BOŠKOVIC J D. A real-time obstacle detection and reactive path planning system for autonomous small-scale helicopters [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit 2007. Reston: AIAA, 2007, 1: 989-1010.
- [11] 何平川, 戴树岭. 一种改进 UAV 三维航迹实时规划算法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2010, 36(10): 1248-1251.
HE P C, DAI S L. Improved 3-D real-time trajectory algorithm for UAV[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2010, 36(10): 1248-1251 (in Chinese).
- [12] 张帅, 李学仁, 张鹏, 等. 基于改进 A* 算法的无人机航迹规划[J]. *飞行力学*, 2016, 34(3): 39-43.
ZHANG S, LI X R, ZHANG P, et al. UAV path planning based on improved A* algorithm[J]. *Flight Dynamics*, 2016, 34(3): 39-43 (in Chinese).
- [13] 常波, 王瑞. 基于几何法的无人机航迹规划[J]. *计算机系统应用*, 2015, 24(1): 109-113.
CHANG B, WANG R. Path planning based on geometric method for unmanned aerial vehicles[J]. *Computer System Applications*, 2015, 24(1): 109-113 (in Chinese).
- [14] 占伟伟, 王伟, 陈能成, 等. 一种利用改进 A* 算法的无人机航迹规划[J]. *武汉大学学报·信息科学版*, 2015, 40(3): 315-320.
ZHAN W W, WANG W, CHEN N C, et al. Path planning strategies for UAV based on improved A* algorithm[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2015, 40(3): 315-320 (in Chinese).
- [15] 温乃峰, 苏小红, 马培军, 等. 低空复杂环境下基于采样空间约减的无人机在线航迹规划算法[J]. *自动化学报*, 2014, 40(7): 1376-1390.
WEN N F, SU X H, MA P J, et al. Sampling space reduction-based UAV online path planning algorithm in complex low altitude environments[J]. *Acta Automatic Sinica*, 2014, 40(7): 1376-1390 (in Chinese).
- [16] ZHAN B C, MAO Z L, LIU W Q, et al. Geometric reinforcement learning for path planning of UAVs[J]. *Journal of Robotic System*, 2015, 77(2): 391-409.
- [17] 关震宇, 杨东晓, 李杰, 等. 基于 Dubins 路径的无人机避障规划算法[J]. *北京理工大学学报*, 2014, 34(6): 570-575.
GUAN Z Y, YANG D X, LI J, et al. Obstacle avoidance planning algorithm for UAV based on Dubins path[J]. *Transaction of Beijing Institute of Technology*, 2014, 34(6): 570-575.
- [18] 郑昌文. 飞行器航迹规划方法研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2003: 22-25.
ZHENG C W. Research on route planning for air vehicles[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2003: 22-25 (in Chinese).
- [19] 蔡满意. 飞行控制系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 144-145.
CAI M Y. Flight control system[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2007: 144-145 (in Chinese).

作者简介:

张帅 男, 硕士研究生, 主要研究方向: 无人机实时航迹规划。

Tel.: 15291186798

E-mail: zscn520@sina.com

李学仁 男, 教授, 硕士生导师。主要研究方向: 无人飞行器协同控制与作战管理。

Tel.: 029-84787712

E-mail: lixueren@126.com

UAV 3D real-time path planning based on dynamic step

ZHANG Shuai¹, LI Xueren^{1,*}, ZHANG Jianye², ZHANG Peng¹, LI Bo¹, ZHAO Xiaolin¹

(1. School of Aeronautics and Astronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Department of Science Research, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China)

Abstract: Because planning unmanned aerial vehicle (UAV) path directly in 3D space is difficult, we divide 3D path planning into 2D plane path planning and height planning, and then combine them to get the 3D path so that planning space is simplified and complexity is reduced. To search the path subtly in the region near threat, we propose a dynamic searching step strategy according to the distance between UAV and threat. Setting sub-goal helps UAV to quickly modify the path and realize path re-planning when UAV meets the unexpected threat. Simulation results demonstrate that the proposed method is effective. UAV can bypass the unexpected threat and plan 3D path successfully. The threat probability of path decreases through taking dynamic step.

Key words: unmanned aerial vehicle (UAV); path planning; sub-goal; dynamic step; 2D plane path planning; height planning

Received: 2015-12-17; **Accepted:** 2016-03-18; **Published online:** 2016-04-13 15:37

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160413.1537.006.html

Foundation items: Aviation Science Foundation of China (20145596024); Natural Science Foundation of Shanxi Province of China (2014JQ8331)

* **Corresponding author.** Tel. : 029-84787712 E-mail: lixueren@126.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0862

大斜视直升机载太赫兹 ViSAR 振动补偿成像算法



孙伟, 孙进平, 张远, 张耀天*

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100083)

摘 要: 太赫兹视频合成孔径雷达 (ViSAR) 载波波长短, 直升机载平台的微小高频振动将引起回波信号相位的显著变化, 进而严重恶化 ViSAR 的成像性能。本文在建立斜视 ViSAR 平台振动成像几何模型的基础上, 提出了大斜视模式下的振动相位误差补偿成像算法。该算法结合运动补偿原理, 将斜视成像侧视化处理, 然后采用改进的多普勒 Keystone 变换方法在二维频域校正由平台振动引起的距离单元徙动, 最终在距离多普勒域实现振动相位误差补偿。仿真结果验证了该算法的有效性。

关 键 词: 太赫兹; 大斜视; 视频合成孔径雷达 (ViSAR); 平台振动补偿; 多普勒 Keystone 变换

中图分类号: V221+.3; TB553

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2755-07

视频合成孔径雷达 (Video Synthetic Aperture Radar, ViSAR) 系统旨在天气条件恶劣的情况下实现堪比红外/可见光传感器系统的探测性能, 且能够克服传统机载 SAR 成像速率低、慢动目标检测困难等问题, 近年来已成为研究热点^[1-3]。为实现对观察区域的高帧率成像, ViSAR 系统需选用高频段载波。太赫兹波的频率范围在 0.1 ~ 10 THz 之间, 其能实现大信号带宽且对大气云层具有一定的穿透能力, 载波频率选用太赫兹波段的 ViSAR 系统具有分辨率高、成像帧速快、目标运动检测灵敏及抗天气干扰性强等优势, 应用前景广阔^[4-5]。

目前, 针对太赫兹 SAR 成像已有一些研究和应用。文献[6]介绍了基于逆合成孔径雷达 (ISAR) 技术且采用线性调频连续波 (FMCW) 的太赫兹雷达成像系统, 通过二维傅里叶变换法和反向投影 (BP) 算法实现二维高分辨率成像。文献[7]则在太赫兹时域雷达基础上, 采用改进的 BP 算法对多种模型进行了系统的成像研究, 验证

了散射太赫兹时域信号的成像机制。文献[8]研究了 140 GHz 的 ISAR 实时成像系统, 采用距离-多普勒 (RD) 算法等实现快速成像。

然而, 随着载波频率的升高, 成像结果对平台运动误差越敏感, 运动补偿难度也越大。对于气流干扰、飞行操作等因素造成的载机偏离航线等低频运动误差, SAR 系统通常可基于运动传感器数据进行补偿, 但对于机载平台高频振动, 尽管其幅度微小不足以影响飞行航迹, 却会对太赫兹频段回波的相位发生调制而恶化成像质量^[9-12]。高精度振动补偿是实现 ViSAR 功能的关键。直升机是未来 ViSAR 应用的主要平台之一, 其飞行速度较快时振动幅度可达到数毫米^[13-14]。由于现有的运动传感器系统一般无法精确测量毫米量级的位置偏移, 因此实现 ViSAR 振动补偿需要基于回波数据对振动相位误差进行估计。

相较于正侧视, 工作在斜视模式的 ViSAR 波束指向更灵活, 能对平台侧前方和侧后方进行多

收稿日期: 2015-12-30; 录用日期: 2016-04-15; 网络出版时间: 2016-05-04 14:06

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160504.1406.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61471019)

* 通讯作者: Tel.: 010-82338985 E-mail: zhangyaotian@buaa.edu.cn

引用格式: 孙伟, 孙进平, 张远, 等. 大斜视直升机载太赫兹 ViSAR 振动补偿成像算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2755-2761. SUN W, SUN J P, ZHANG Y, et al. High squint helicopter-borne terahertz ViSAR vibration compensation imaging algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2755-2761 (in Chinese).

次成像,重访敏感区域;且能保证载机的隐蔽性和安全性等。因此斜视 ViSAR 在敌情侦查、战场打击等军事应用中具有明显优势^[15]。文献[16]讨论了一种基于回波数据的直升机载 SAR 振动补偿成像方法,本文基于此,针对斜视模式,提出了一种改进的平台高频振动补偿成像算法。该算法首先根据运动补偿原理在时域校正回波信号的大距离走动,并补偿距离模型三次项相位以提高方位向聚焦精度,接下来在二维频域进行多普勒 Keystone 变换以校正斜视时成对回波引起的距离走动,最终构造补偿函数从而在多普勒域对平台振动引起的正弦调制相位误差实现统一补偿。通过在点目标、场景回波仿真中加入直升机随机振动误差,进行仿真验证,补偿结果表明了该算法的有效性。

1 斜视 ViSAR 信号模型

图 1 给出了直升机载平台振动情况下对地面某静止点目标 $T(x_0, y_0)$ 的斜视振动成像几何模型。图中:斜视角 θ 为雷达天线波束中心方向与飞行方向的夹角; C 为场景中心; r_c 为场景中心斜距。直升机在高度 H 处沿 OX 轴方向飞行,速度为 v ,在方位向 $t=0$ 时刻由点 P_1 出发经过 t_0 后达到点 P_2 ,此时飞机与点目标 T 之间的距离为 $r(t)$ 。机身振动导致雷达设备振动,假设设备振动方向与 OZ 轴的夹角为 ϕ_0 ,振动方向和 OZ 轴构成的平面与 OY 的夹角为 θ_0 ,则可得图右上雷达天线相位中心坐标系 $x'y'z'e$,其中点 e 表示不存在振动情况下相位中心的位置,点 e' 表示受到振动影响下的瞬时相位中心,相位中心在 $y'ez'$ 坐标平面内的线段 ee' 上以点 e 为中心做简谐振动。简谐振动公式如下:

$$d(t) = A_m \sin \Phi \tag{1}$$

$$\Phi = 2\pi f_m t + \varphi_m \tag{2}$$

式中: A_m 为振动幅度; f_m 为振动频率; φ_m 为振动初相。当 $|f_m \cdot T_a| \geq 1$ 时,平台的振动为高频振

动, T_a 为合成孔径时间。根据图 1,推导可得平台振动影响下的斜距:

$$R(t) = \sqrt{L^2 + M^2 + N^2} \tag{3}$$

式中:

$$L = vt + d(t) \sin \phi_0 \sin \theta_0 - x_0$$

$$M = d(t) \sin \phi_0 \cos \theta_0 - y_0$$

$$N = H + d(t) \cos \phi_0$$

最终可得

$$R(t) \approx r(t) + Qd(t) \tag{4}$$

式中: $Q = \cos \alpha \cos \phi_0 - \cos(\beta + \theta_0) \sin \alpha \sin \phi_0$, α 为天线相位中心下视角,由于太赫兹频段合成孔径时间极短, α 近似保持不变, $\beta = \arctan[(x_0 - vt)/y_0]$,变化范围通常小于 1° ,因而 Q 可看作常数。令 $A = A_m Q$,表示等效振动幅值,则式(4)写作

$$R(t) \approx r(t) + A \sin \Phi \tag{5}$$

对于斜距 $r(t)$,定义斜视 ViSAR 数据采集平面成像几何如图 2 所示,以照射区域中心点 C 为原点重新定义场景坐标系,距离方向 y 与 r_c 相同,方位方向 x 与之垂直,设 r_0 为波束中心扫过点目标时的斜距,则任意时刻点目标 $T(x_0, y_0)$ 与天线相位中心之间的距离 $r(t)$ 可表示为

$$r(t) = \sqrt{(r_c - v \cdot \cos \theta \cdot t + y_0)^2 + (v \cdot \sin \theta \cdot t - x_0)^2} \tag{6}$$

将 $r(t)$ 在 $t=0$ 处做 Taylor 展开,则有

$$\begin{aligned} r(t) \approx & r_c + \frac{dr}{dt}t + \frac{1}{2!} \cdot \frac{d^2r}{dt^2}t^2 + \frac{1}{3!} \cdot \frac{d^3r}{dt^3}t^3 + \dots = \\ & r_c - v \cdot \cos \theta \cdot t + \frac{v^2 \sin^2 \theta}{2r_c}t^2 + \\ & \frac{v^3 \sin^2 \theta \cos \theta}{2r_c^2}t^3 + \dots \end{aligned} \tag{7}$$

若发射信号采用线性调频连续波,则接收端回波信号表达式为

$$\begin{aligned} S(\tau, t) = & \text{rect}\left(\frac{t}{T_a}\right) \text{rect}\left(\frac{\tau - \frac{2R(t)}{c}}{T_p}\right) \cdot \\ & \exp\left[j2\pi f_0\left(\tau - \frac{2R(t)}{c}\right)\right] \end{aligned}$$

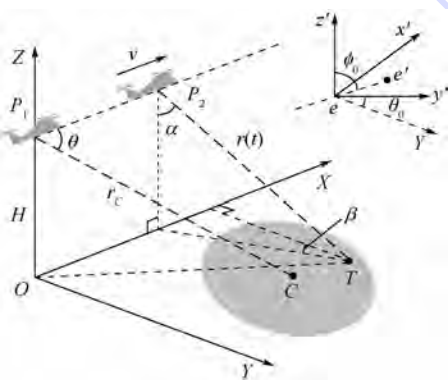


图 1 斜视 ViSAR 平台振动几何

Fig.1 Squint ViSAR platform vibration geometry

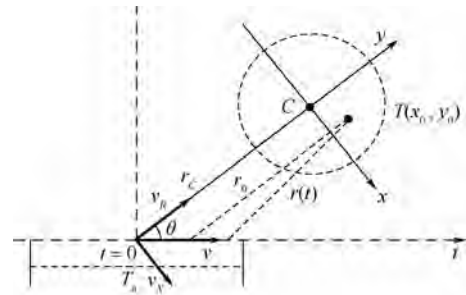


图 2 斜视 ViSAR 数据采集平面成像几何

Fig.2 Squint ViSAR data acquisition plane imaging geometry

$$\exp\left[j\pi K_r\left(\tau - \frac{2R(t)}{c}\right)^2\right] \quad (8)$$

式中: f_0 为载波频率; τ 为距离向时刻; K_r 为距离向脉冲调频率; $\text{rect}(\cdot)$ 为矩形窗函数; T_p 为脉冲时宽; c 为光速。

2 大斜视太赫兹 ViSAR 平台振动补偿

对于图 2 所示斜视成像几何,将平台速度矢量在孔径中心时刻做如图所示的分解,即分解为正侧视速度分量 $v_x = v \sin \theta$ 和与之垂直的径向速度分量 $v_r = v \cos \theta$ 。等效平台工作在速度为 v_x 的正侧视模式,而 v_r 分量引起的平台运动视作为垂直航迹向的运动误差,则可将斜视成像当作加入运动补偿的正侧视成像来处理^[17-19]。

平台偏离假想正侧视航迹的大小为 $\Delta r(t) = v_r t$,按运动补偿的处理方式,对每个方位时刻 t 应当补偿相位 $4\pi \Delta r(t)/\lambda$ 。对于等效正侧视航迹模型,雷达与目标间的距离为

$$r'(t) \approx r_c + \frac{v^2 \sin^2 \theta}{2r_c} t^2 + \dots \quad (9)$$

与式(7)相比,式(9)少了一次项,即偏离等效正侧视航迹的距离走动项,首先应对该相位进行补偿。将去调频及 RVP 消除后的回波信号乘以时域走动校正因子

$$H_1(f_r, t) = \exp\left[-j \frac{4\pi(f_0 + f_r) v \cos \theta}{c} t\right] \quad (10)$$

式中: f_r 为距离向频率。与式(7)相比,式(9)还少了三次项,该项在合成孔径时间内所产生的距离弯曲量为

$$\Delta r_{\text{cubic}} = \frac{v^3 \sin^2 \theta \cos \theta}{2r_c^2} T_a^3 = \frac{v_x^2 v_r}{2r_c^2} T_a^3 \quad (11)$$

对于太赫兹系统,以表 1 参数为例,斜视角为 30° 时可得 $|\Delta r_{\text{cubic}}| = 1.73 \text{ mm}$, 小于距离分辨率 0.09 m ,但又远超过了 $\lambda/16 = 0.09 \text{ mm}$,也就是说不会影响距离徙动的校正,但会影响方位向的聚焦,因此对该相位进行补偿,三次相位补偿因子表达式为

$$H_2(f_r, t) = \exp\left[j \frac{4\pi(f_0 + f_r)}{c} \cdot \frac{v^3 \sin^2 \theta \cos \theta}{2r_c^2} t^3\right] \quad (12)$$

表 1 仿真参数

Table 1 Simulation parameters

参数	数值
载波频率 f_0/GHz	200
场景中心斜距 r_c/km	2
直升机飞行速度 $v/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	50
脉冲重复频率 PRF/kHz	3
脉冲带宽 T_p/GHz	1.5
距离向采样频率 F_s/GHz	1.8

至此,对回波信号已完成“运动补偿”的预处理。接下来采用改进的基于多普勒 Keystone 变换的方法继续对回波信号进行处理。对信号进行方位向傅里叶变换,可得其二维频域表达式为

$$S(f_a, f_r) = \sum_{n=-\infty}^{\infty} J_n(z) e^{jn(\varphi_m + \pi)} \cdot \text{rect}\left(\frac{f_r}{B_r}\right) \text{rect}\left(\frac{f_a - \Delta + f_{ac}}{B_a}\right) \cdot \exp\left[-j \frac{4\pi}{c} (f_0 + f_r) r_0\right] \exp[-j2\pi(f_a - \Delta) t_0] \cdot \exp\left[-j \frac{\pi c r_0 \Delta f_a}{(f_0 + f_r)(v \sin \theta)^2} + j \frac{\pi c r_0 f_a^2}{2(f_0 + f_r)(v \sin \theta)^2}\right] \cdot \exp\left(-j \frac{\pi \Delta^2}{K_a}\right) \quad (13)$$

式中: f_a 为方位向频率; f_{ac} 为多普勒中心频率或方位向中心频率; B_r 和 B_a 分别为距离向和方位向信号带宽; $J_n(z)$ 为 n 阶贝塞尔级数; $z = 4\pi(f_0 + f_r)A/c$, $\Delta = n f_m$; 斜视模式下方位向调频率 $K_a = -2v^2 \sin^2 \theta / \lambda r_0$ 。式(13)中,第 3 个相位表达式的第 1 项为斜视模式下平台振动引起的距离走动相位,第 2 项为斜视模式下距离频率和方位频率二次项的耦合相位,最后一个相位是成对回波引起的残余视频相位。

为消除平台振动引起的距离徙动,对式(13)进行第 1 次 Keystone 变换,即令 $f_a / \sqrt{f_0 + f_r} \rightarrow f_{a1} / \sqrt{f_0}$, 则信号表达式变为

$$S(f_r, f_{a1}) = \sum_{n=-\infty}^{\infty} J_n(z) e^{jn(\varphi_m + \pi)} \cdot \text{rect}\left(\frac{f_r}{B_r}\right) \text{rect}\left(\frac{f_{a1} - \Delta + f_{ac}}{B_a}\right) \cdot \exp\left[-j \frac{4\pi}{c} (f_0 + f_r) r_0\right] \cdot \exp[-j2\pi(f_{a1} - \Delta) t_0] \cdot \exp\left[-j \frac{\pi c r_0}{\sqrt{f_0 + f_r} \cdot \sqrt{f_0} \cdot (v \sin \theta)^2} \Delta f_{a1}\right] \cdot \exp\left(-j \frac{\pi f_{a1}^2}{K_a}\right) \exp\left(-j \frac{\pi \Delta^2}{K_a}\right) \quad (14)$$

对信号在距离向做逆傅里叶变换 (IFFT),即变换到距离多普勒域,使用如下因子表达式对其进行补偿,从而消除式(14)中的方位向二次项相位。

$$H_3(f_{a1}) = \exp\left(j\pi \frac{f_{a1}^2}{K_a}\right) \quad (15)$$

接下来将信号再次变换到二维频域,进行第 2 次 Keystone 变换,令 $f_{a1} / \sqrt{f_0 + f_r} \rightarrow f_{a2} / \sqrt{f_0}$, 则有

$$S(f_r, f_{a2}) = \sum_{n=-\infty}^{\infty} J_n(z) e^{jn(\varphi_m + \pi)} \cdot \text{rect}\left(\frac{f_r}{B_r}\right) \text{rect}\left(\frac{f_{a2} - \Delta + f_{ac}}{B_a}\right) \cdot$$

$$\begin{aligned} & \exp\left[-j\frac{4\pi}{c}(f_0+f_r)r_0\right]\cdot \\ & \exp\left[-j2\pi(f_{a2}-\Delta)t_0\right]\cdot \\ & \exp\left(j\frac{2\pi}{K_a}\Delta f_{a2}\right)\exp\left(-j\frac{\pi\Delta^2}{K_a}\right) \end{aligned} \tag{16}$$

对比式(13)可知,此时由平台振动引起的距离徙动得到校正。但回波信号仍存在由成对回波引起的残余视频相位。为消除此残余视频相位,将信号变换到二维时域,乘以如下的相位补偿因子:

$$H_4(t)=\exp(j\pi K_a t^2) \tag{17}$$

最后,将信号变换到距离多普勒域,其表达式如下:

$$\begin{aligned} S(\tau,f_{a2})= & \operatorname{sinc}\left[B_r\left(\tau-\frac{2r_0}{c}\right)\right]\operatorname{rect}\left(\frac{f_{a2}-f_{ac}}{B_a}\right)\cdot \\ & \exp\left(-j\frac{4\pi}{\lambda}r_0\right)\exp\left[-j2\pi(f_{a2}-f_{ac})t_0\right]\cdot \\ & \exp\left[-j\frac{4\pi}{\lambda}A\sin\left(2\pi\frac{f_{a2}}{K_a}f_m+\varphi_m\right)\right] \end{aligned} \tag{18}$$

至此,成对回波的频域历程一致,式(18)中包含的最后一项即为平台振动相位误差的解析式。通过采用文献[20]中的参数化自聚焦方法估计,可以得到直升机振动参数,即振动幅度、频率和初相等,再按照式(18)构造补偿函数,实现振动相位误差补偿,补偿因子表达式为

$$H_5(f_{a2})=\exp\left[j\frac{4\pi}{\lambda}\hat{A}\sin\left(2\pi\frac{f_{a2}}{K_a}\hat{f}_m+\hat{\varphi}_m\right)\right] \tag{19}$$

完整的算法流程如图3所示。

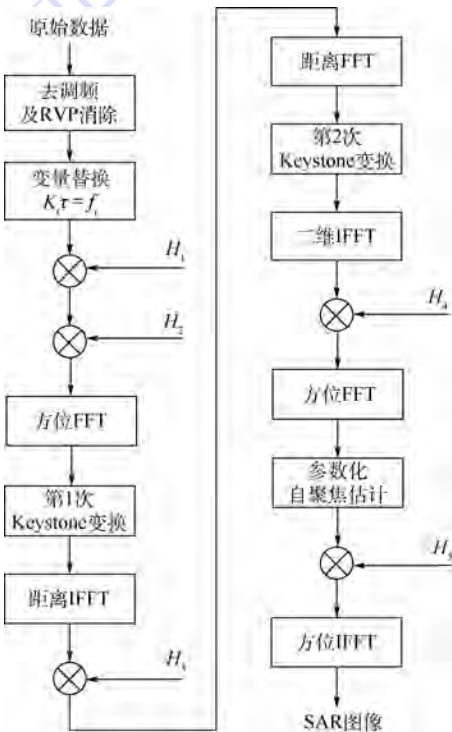


图3 斜视太赫兹ViSAR振动补偿成像算法流程
Fig.3 Flow of squint terahertz ViSAR vibration compensation imaging algorithm

3 仿真实验

根据直升机载平台振动特点,设置平台振动频率为20 Hz,振动幅度为1 mm,在仿真中加入直升机平台振动误差,其他系统参数如表1所示,进行如下实验。

设置斜视角 $\theta=60^\circ$,在图2所示场景坐标系中布置3个点目标,其位置分别为: $[0,0]$ m, $[-3,-6]$ m, $[3,6]$ m。分别采用传统的波数域Omega-K算法和本文的斜视太赫兹ViSAR振动补偿算法进行成像,结果如图4所示。显然,传统斜视成像算法不能抑制成对回波,点目标散焦严重(见图4(a)),而本文算法能有效地消除成对回波,实现点目标的聚焦成像(见图4(b))。对振动补偿后的坐标为 $[3,6]$ m的点目标进行成像质量分析,结果见图5。其方位向和距离向的输出分辨率分别为0.072 m和0.091 m,峰值旁瓣比分别为-13.10 dB和-13.23 dB,积分旁瓣比分别为-9.72 dB和-9.81 dB。已知方位向和距离向的名义分辨率为0.07 m和0.09 m,可见,斜视模式下点目标聚焦良好。

此外,利用多点目标仿真坦克模型,斜视角 $\theta=30^\circ$ 时的结果见图6。其中,图6(b)为成对回

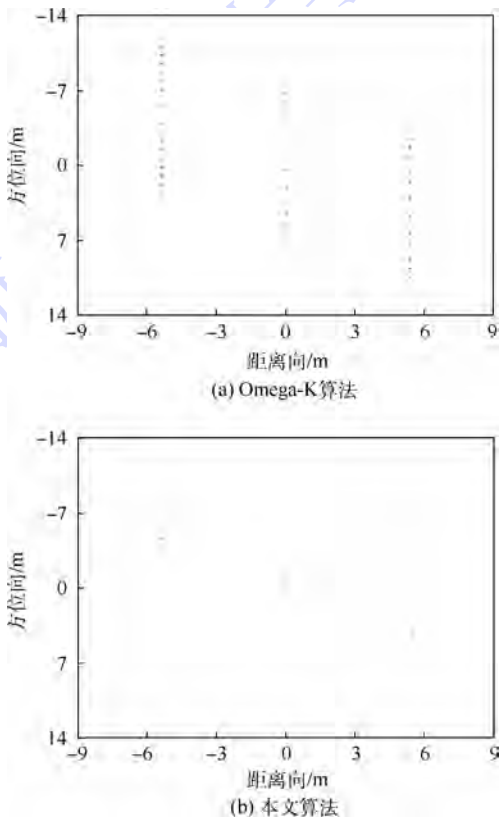


图4 点目标成像仿真结果对比
Fig.4 Comparison of point target imaging simulation results

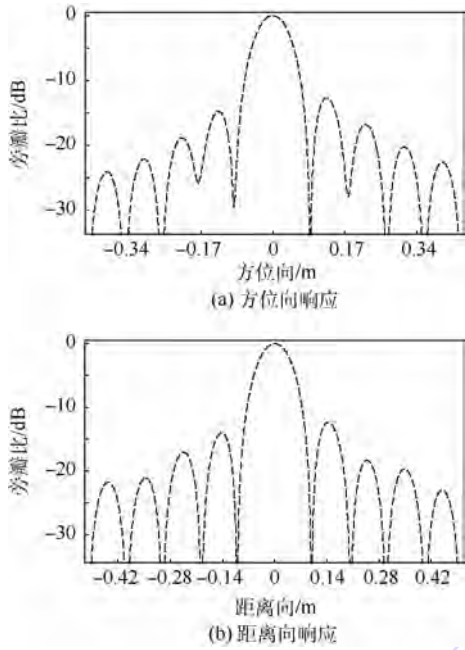


图 5 点目标成像质量分析

Fig. 5 Point target imaging quality analysis

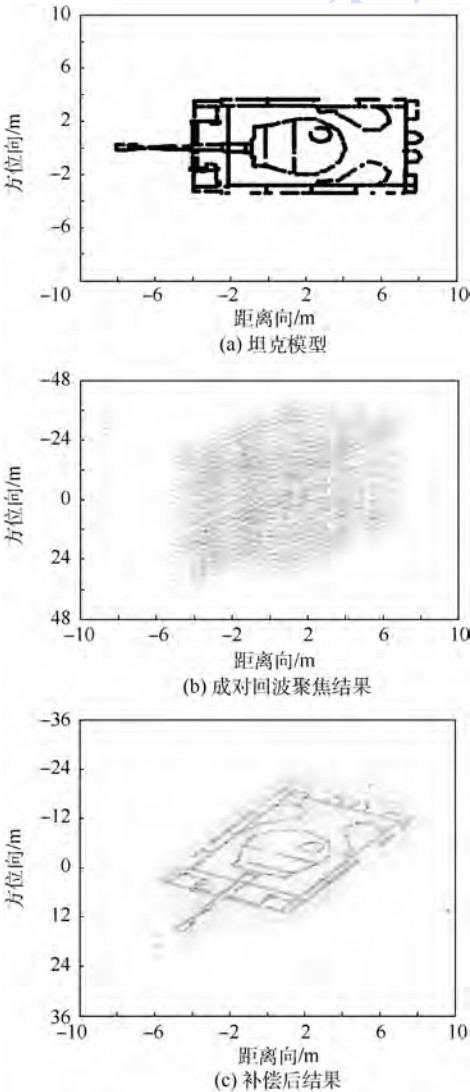


图 6 多点目标成像仿真结果

Fig. 6 Multi-point target imaging simulation results

波聚焦结果,即振动引起的“鬼影”;图 6(c)为振动相位误差补偿后结果,此时“鬼影”已被消除,坦克的轮廓清晰可见,大斜视时成像效果良好。

最后给出分布场景仿真实验,首先利用斜视逆成像算法产生回波数据,然后采用本文提出的算法进行处理,斜视角 $\theta = 30^\circ$ 时的仿真结果如图 7 所示。图 7(b)为成对回波聚焦结果,图 7(c)为振动补偿后结果。

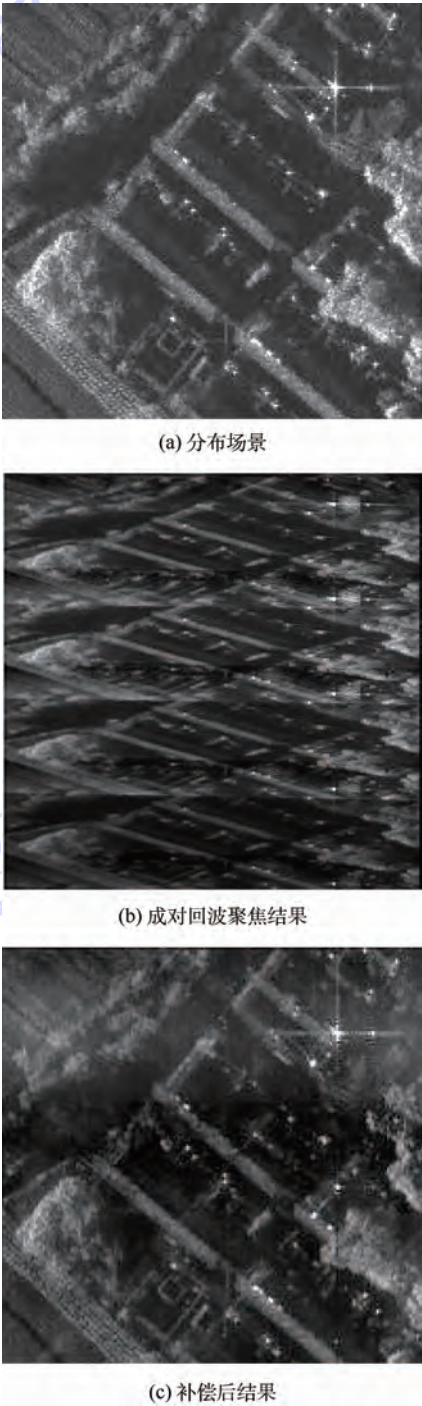


图 7 分布场景成像仿真结果

Fig. 7 Distributed scene imaging simulation results

4 结 论

对于工作在太赫兹频段的 ViSAR 系统,直升机平台高频振动会造成 ViSAR 散焦,针对这一问题,本文提出了一种斜视模式下的太赫兹 ViSAR 振动相位误差补偿算法。仿真实验表明:

1) 在正侧视等效模型的基础上,采用三次相位误差补偿,可以有效实现大斜视 ViSAR 的聚焦成像处理,且具有成像处理流程简洁、与正侧视模式成像算法兼容度高的优点。

2) 针对直升机平台高频振动引起的成对回波散焦问题,采用多普勒 Keystone 变换能够实现成对回波虚像的聚焦,进而可用自聚焦方法实现成对回波的抑制处理。

3) 大斜视(例如斜视角为 30°)时,该算法亦能实现对点目标或分布场景回波信号的振动相位误差补偿,且成像质量良好。

参考文献 (References)

- [1] MILLER J, BISHOP E, DOERRY A. An application of backprojection for Video SAR image formation exploiting a subaperture circular shift register[C]// Proceedings of Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers. Bellingham, WA: SPIE, 2013, 4: 1-14.
- [2] DAMINI A, MANTLE V, DAVIDSON G. A new approach to coherent change detection in VideoSAR imagery using stack averaged coherence[C]// 2013 IEEE Radar Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013, 4: 1-5.
- [3] CHENG B B, JIANG G, WANG C. Real-time imaging with a 140 GHz inverse synthetic aperture radar[J]. IEEE Transactions on Terahertz Science and Technology, 2013, 3(5): 594-605.
- [4] 梁美彦, 邓朝, 张存林. 太赫兹雷达成像技术[J]. 太赫兹科学与电子信息学报, 2013, 11(2): 189-196.
LIANG M Y, DENG Z, ZHANG C L. Terahertz radar imaging technology[J]. Journal of Terahertz Science and Electronic Information, 2013, 11(2): 189-196 (in Chinese).
- [5] HEREMANS R, VANDEWAL M, ACHEROY M. Synthetic aperture imaging extended towards novel THz sensors[C]// 2008 IEEE Sensors, SENSORS 2008. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 438-441.
- [6] ZHANG B, PI Y M, LI J. Terahertz imaging radar with inverse aperture synthesis techniques: System structure, signal processing, and experiment results[J]. IEEE Sensors Journal, 2015, 15(1): 290-299.
- [7] 魏明贵, 梁达川, 谷建强, 等. 太赫兹时域雷达成像研究[J]. 雷达学报, 2015, 4(2): 222-229.
WEI M G, LIANG D C, GU J Q. Terahertz radar imaging based on time-domain spectroscopy[J]. Journal of Radars, 2015, 4(2): 222-229 (in Chinese).
- [8] CHENG B B, JIANG G, WANG C. Real-time imaging with a 140 GHz inverse synthetic aperture radar[J]. IEEE Transactions on Terahertz Science and Technology, 2013, 3(5): 594-604.
- [9] 林华. 无人机载太赫兹合成孔径雷达成像分析与仿真[J]. 信息与电子工程, 2010, 8(4): 373-377.
LIN H. Analysis and simulation of UAV terahertz wave synthetic aperture radar imaging[J]. Information and Electronic Engineering, 2010, 8(4): 373-377 (in Chinese).
- [10] 沈斌. THz 频段 SAR 成像及微多普勒目标检测与分离技术研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2008: 27-28.
SHEN B. THz-SAR imaging and micro-Doppler target detection and separation[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2008: 27-28 (in Chinese).
- [11] KIRK J. Motion compensation for synthetic aperture radar[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1975, 11(3): 338-348.
- [12] 赵雨露, 张群英, 李超. 视频合成孔径雷达振动误差分析及补偿方案研究[J]. 雷达学报, 2015, 4(2): 230-239.
ZHAO Y L, ZHANG Q Y, LI C. Vibration error analysis and motion compensation of video synthetic aperture radar[J]. Journal of Radars, 2015, 4(2): 230-239.
- [13] HONG X R, ZHANG T, DU Z C. Helicopter-borne SAR imaging processing of chirp-stepped signal[C]// 2006 CIE International Conference on Radar. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 1-5.
- [14] CERUTI A, LIVERANI A, RECANATESI L. Improving helicopter flight simulation with rotor vibrations[C]// Proceedings of International Conference on Innovative Methods in Product Design, 2011: 636-645.
- [15] 梁毅, 王虹现, 邢孟道. 基于 FMCW 的大斜视 SAR 成像研究[J]. 电子与信息学报, 2009, 31(4): 776-780.
LIANG Y, WANG H X, XING M D. Imaging study of high squint SAR based on FMCW[J]. Journal of Electronics and Information, 2009, 31(4): 776-780 (in Chinese).
- [16] WANG H, ZHANG Y, WANG B B. A novel helicopter-borne terahertz SAR imaging algorithm based on Keystone transform[C]// International Conference on Signal Processing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 1958-1962.
- [17] 周峰, 王琦, 邢孟道. 一种机载大斜视 SAR 运动补偿方法[J]. 电子学报, 2007, 35(3): 463-468.
ZHOU F, WANG Q, XING M D. A squint airborne SAR motion compensation method[J]. Chinese Journal of Electronics, 2007, 35(3): 463-468 (in Chinese).
- [18] 吴勇, 宋红军, 彭靳. 基于时域去走动的 SAR 大斜视 CS 成像算法[J]. 电子与信息学报, 2010, 32(3): 593-598.
WU Y, SONG H J, PENG J. Chirp scaling imaging algorithm of SAR in high squint mode based on range walk removal[J]. Journal of Electronics and Information, 2010, 32(3): 593-598 (in Chinese).
- [19] MOREIRA A, HUANG Y. Airborne SAR processing of highly squinted data using a chirp scaling approach with integrated motion compensation[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 1994, 32(5): 1029-1040.
- [20] ZHANG Y, SUN J P, LEI P, et al. SAR-based paired echo focusing and suppression of vibrating targets[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2014, 52(12): 7593-7605.

作者简介:

孙伟 女,硕士研究生。主要研究方向:雷达信号处理。

E-mail: bhswaction@126.com

张远 男,博士研究生。主要研究方向:雷达信号处理。

E-mail: yuan.zhang@buaa.edu.cn

孙进平 男,教授,博士生导师。主要研究方向:雷达信号与数据处理
的算法及软硬件实现、信号分析检测与估计等。

E-mail: sunjinping@buaa.edu.cn

张耀天 男,讲师。主要研究方向:雷达信号处理。

Tel.: 010-82338985

E-mail: zhangyaotian@buaa.edu.cn

High squint helicopter-borne terahertz ViSAR vibration compensation imaging algorithm

SUN Wei, SUN Jinping, ZHANG Yuan, ZHANG Yaotian*

(School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: With advantages such as fast imaging frame rate, high resolutions and penetration through dust and smoke, video synthetic aperture radar (ViSAR) has a broad application prospect. But for ViSAR that works in terahertz carrier frequency, helicopter platform's tiny high frequency vibration will cause obvious changes in echo phase and degrade the imaging quality. According to helicopter platform's vibration characteristics and based on the squint platform vibration imaging geometry model, this paper proposes a terahertz ViSAR vibration phase error compensation imaging algorithm in high squint mode. First, the squint imaging is equivalent to side-looking imaging based on motion compensation principle, and then modified Doppler Keystone transform is performed to correct the range cell migration induced by platform vibration in 2D frequency domain. Finally, the analytic expression of vibration phase error is gained in range-Doppler domain and the phase error compensation is achieved via parametric autofocus method. Simulation results verify the effectiveness of the proposed algorithm.

Key words: terahertz; high squint; video synthetic aperture radar (ViSAR); platform vibration compensation; Doppler Keystone transform

Received: 2015-12-30; Accepted: 2016-04-15; Published online: 2016-05-04 14:06

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160504.1406.001.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (61471019)

* Corresponding author. Tel.: 010-82338985 E-mail: zhangyaotian@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0772

复合材料仿骨缝齿接结构建模与力学特性分析

毛伟¹, 王文智^{1,*}, 何利军¹, 张超²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072; 2. 阿克伦大学 工程学院, 阿克伦 44325)

摘 要: 针对复合材料仿骨缝齿接结构模型表述复杂性问题, 基于 MATLAB 与 Python 语言对有限元分析软件 ABAQUS 进行二次开发, 提出了复合材料齿接结构的参数化构建方法。并以此为基础, 初步研究了齿顶角、基线类型、层级与结构力学性能之间的关系。研究表明, 在拉伸载荷作用下, 具有小齿顶角度、复杂基线特性、高层级特性的齿接结构可以表现出更好的力学性能。通过本文工作, 实现了齿接结构的参数化构建, 初步揭示了齿接结构承载能力、损伤机理和几何形貌之间的关系。

关键词: 仿骨缝齿接结构; 参数化建模; 有限元模型; 复合材料; 内聚力单元

中图分类号: V258⁺.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2016)12-2762-07

复合材料结构在使用过程中, 需在复合材料-复合材料结构或复合材料-金属结构间使用连接结构。传统机械连接结构通常采用刚度与强度较大的钛合金连接件, 其自身热、力学性能与复合材料本身有着较大差异, 由于开孔与连接件性能匹配问题, 承载时会在连接区域产生应力集中现象^[1]; 且在连接件安装过程中, 对复合材料结构的钻孔加工会产生结构初始损伤, 进一步恶化结构的承载能力, 最终导致灾难性后果。

在生物界, 同样存在着类似复合材料结构的连接问题。以骨制结构为例, 其由钙质与胶原纤维按照特定排布规律构成, 同样具备高比刚度、比强度等优异力学性能。当 2 块骨质结构相连接时, 并未采用工业复合材料结构的“硬”连接方法, 而是通过生物结构中的骨缝齿接界面^[2-4]这样特殊的几何齿接构型进行连接, 从而获得了良好的连接与承载特性。

该类连接结构在生物力学层面所表现出的优异性能, 引起了包括力学界在内的研究人员广泛

关注。研究表明, 对于骨缝连接机制, 其齿接构件的几何、材料性能, 齿间界面的承载、破坏特性以及层级数量等参数都会影响连接结构自身的力学性能^[5-10]。Jasinoski 等^[11]从工程应用方面研究了胶层界面属性及齿顶角度对齿接结构应力分布的影响; Boyce 和 Li^[12-14]等则对自然齿接结构胶层界面几何外形与基本力学性能的相互作用机理进行了一系列研究。然而对于结构参数与其力学性能间的联系及其在复合材料连接上的应用鲜有文献报道。

仿生齿接结构模型的参数化表述是研究该类连接结构失效机制的基础, 由于结构层级、几何结构参数的复杂性, 传统手工建模手段已不再适应。本文以几种典型骨缝齿接构型为研究对象, 基于分形几何理论, 构建骨缝齿接构型参数化表述方法; 通过 Python 语言对 ABAQUS 进行二次开发, 完成骨缝齿接结构的数值模型建立, 并对复合材料齿接结构在拉伸条件下的力学特性进行了研究。

收稿日期: 2015-11-23; 录用日期: 2016-01-08; 网络出版时间: 2016-01-28 15:15

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160128.1515.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(11502205)

* 通讯作者: Tel.: 029-88494855 E-mail: wangwenzhi@nwpu.edu.cn

引用格式: 毛伟, 王文智, 何利军, 等. 复合材料仿骨缝齿接结构建模与力学特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2762-2768. MAO W, WANG W Z, HE L J, et al. Modeling and mechanical properties of composite bionic suture joint structures [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2762-2768 (in Chinese).

1 骨缝齿接结构参数化建模

1.1 几何外形参数描述

典型三角骨缝齿接结构如图 1(a)所示,齿顶角度与齿高等参数决定了其几何构型;对于单级多齿结构,如图 1(b)~图 1(d)所示,齿接基线(直线、正弦曲线)也会影响几何构型;图 1(e)为多层级齿接结构。由此可见,对于齿接结构的几何外形可以由齿顶角 θ 、齿高 h 、齿数 n 、间隔 d 、层级 D 和基线类型 6 个关键参数确定,而当齿接基线为正弦曲线时,关键参数还应包括幅值和周期,由泰勒级数可知,以上典型齿接结构可以扩展表达不同基线条件下的齿接结构类型,因此对自然齿接结构的表述具有普适性。

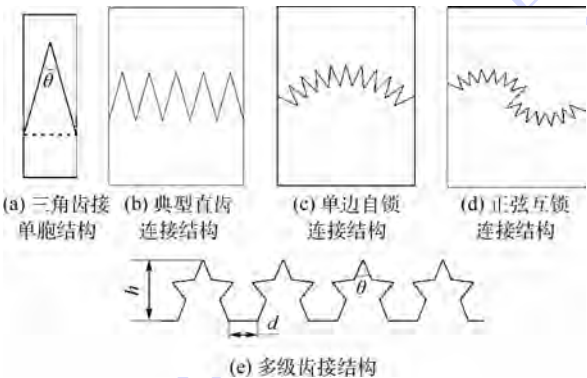


图 1 典型骨缝齿接结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of typical suture joint structure

1.2 基于分形原理与 MATLAB 的齿接结构几何构型表述

为了对齿接结构特别是层级齿接结构的几何构型进行参数化表述,本文采用了基于 Koch 曲线的分形原理,并结合 MATLAB 编制了控制模型参数的图形用户界面 (Graphical User Interface, GUI)。

由齿接结构参数分析可知,对于齿顶角 θ 、齿高 h 、齿数 n 、间隔 d 和基线类型参数,可以基于 MATLAB 编制程序进行表达,而如何表述齿接结构的层级特性则是该类模型构建的难点。

由 Koch 曲线分形原理可知:设一个边长为 1 的等边三角形,取每边中间的三分之一,连接一个形状完全相似的但边长为其三分之一的三角形,结果是一个六角形。现在取六角形的每个边做同样的变换,即在中间三分之一位置连接更小的三角形,以此重复,直至无穷。外界变得原来越细微曲折,形状接近理想化的雪花。本文借鉴该原理并加以改动,改为齿顶角为 θ 的等腰三角形,

且只取两腰进行变换:取每边中间的三分之一,连接一个形状相似的但边长为其三分之一的无底边的三角形,以此重复,直至达到所需齿接层级。所以齿接层级即是该分形过程的分形维度。

因此,齿接结构几何构型表述的关键是确定控制点的坐标,当基线类型为直线时,可以通过解析方法求解控制点坐标,而当基线类型为正弦曲线时,则需要求解超越方程。齿顶角、齿高确定后,等腰三角形底边长度便确定,该底边左端点坐标已知,右端点坐标既满足底边长度一定,又满足在正弦曲线上,这是一个超越方程组,可由 MATLAB 进行方程求解。

几何构型表述程序流程如图 2 所示。基线类型为直线且 $D = 1$ 时,调用子程序 line_function1;基线类型为直线且 $D \geq 2$ 时,调用子程序 line_function2;基线类型为正弦曲线且 $D = 1$ 时,调用子程序 sin_function1;基线类型为正弦曲线且 $D \geq 2$ 时,调用子程序 sin_function2。

为了方便后续输入参数,创建 MATLAB 的 GUI。首先选择基线类型(直线或正弦曲线),基线类型为直线且 $D = 1$ 时,控制参数为齿数、齿顶角和齿高;直线且 $D \geq 2$ 时,控制参数为层级、齿数、齿顶角、齿高和间隔;基线为正弦曲线且 $D = 1$ 时,控制参数为齿数、齿顶角、齿高和幅值和周期;为正弦曲线且 $D \geq 2$ 时,控制参数为层级、齿数、齿顶角、间隔、幅值和周期。

GUI 生成的几种不同分形结果如图 3 所示,其中图 3(a)展示了基线类型为直线、层级为 4、齿数为 4 的齿接结构示意图。

通过 GUI 输入齿接结构几何外形的关键参

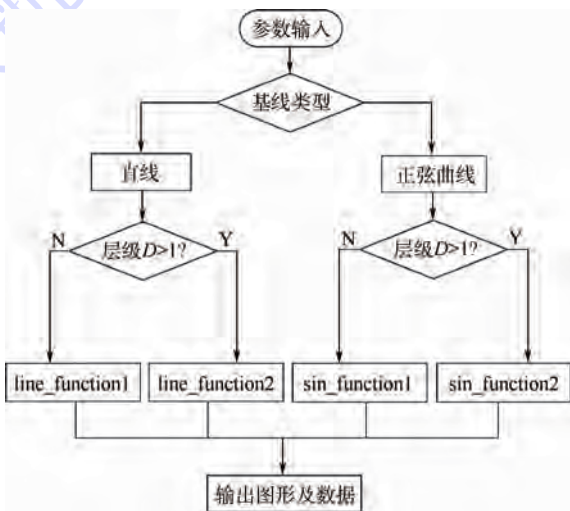


图 2 几何构型表述程序流程图

Fig. 2 Program flowchart of geometric shape generation

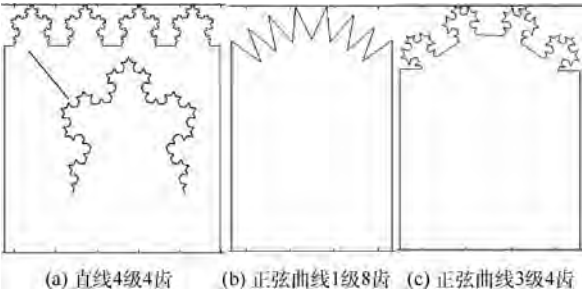


图3 GUI界面生成分形结果

Fig.3 Fractal outline generated through GUI

数,就可以输出平面外形图,并将齿接结构的几何关键点导出到 inp 文件,为 ABAQUS 参数化建模提供数据,并为后续分析不同参数对齿接结构力学性能的影响奠定基础。

1.3 基于 Python 语言的齿接结构参数化建模

Python 是一种面向对象的脚本语言,它功能强大,既可以独立运行,也可以用作脚本语言,特别适用快速的应用程序开发^[15]。本文对 ABAQUS 前处理进行二次开发,综合运用了 MATLAB 和 Python 语言控制 ABAQUS 的建模与装配过程。利用 GUI,让用户方便地输入有关参数,得到各种所需的齿接结构并输出几何关键点坐标,然后通过 Python 语言编写前处理程序自动读取这些数据点坐标进行建模和装配,有效地解决了建模时的繁琐、易错等问题,提高了建模效率与精度。图 4 所示为基于 ABAQUS 有限元分析软件构建的几种齿接结构有限元模型(FEM)。

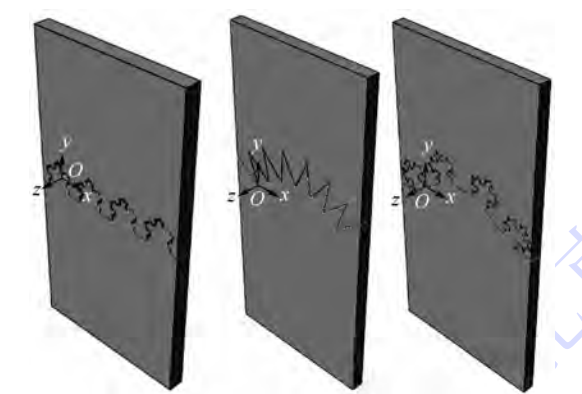


图4 GUI生成的骨缝齿接结构有限元模型

Fig.4 FEM of suture joint structure generated by GUI

2 复合材料齿接结构力学行为

2.1 齿接结构几何外形

为了比较研究,共设计 7 个齿接结构,长、宽、厚均相同(长 96mm,宽 40mm,厚度 5mm),关键参数如表 1 所示。

表 1 骨缝齿接结构关键参数

Table 1 Key parameters of suture joint structure

齿数	齿顶角/(°)	基线类型	层级
9	30	直线	1
9	45	直线	1
9	60	直线	1
15	45	直线	1
15	45	正弦曲线	1
5	45	直线	2
5	45	直线	3

2.2 有限元模型

为了研究齿接结构的拉伸响应过程,选取短纤维增强光固化环氧树脂基复合材料作为齿接结构材料,该材料各向同性且线弹性较好,便于分析拉伸过程中结构自身几何特性对其连接、承载机制的影响,其材料参数见表 2。齿接结构结合处通过环氧树脂胶黏剂胶接,此处采用零厚度内聚力(cohesive)单元模拟齿接界面,其材料参数见表 3^[16]。

表 2 骨缝齿接结构材料参数

Table 2 Material parameters of suture joint structure

材料参数	弹性模量/MPa	泊松比
数值	116 000	0.3

表 3 内聚力材料参数^[16]

Table 3 Material parameters of cohesive element^[16]

材料参数	MPa		
	K_{nn}	K_{ss}	K_{tt}
数值	491 000	264 500	264 500

注: K_{nn} —法向刚度; K_{ss} —1 方向刚度; K_{tt} —2 方向刚度。

齿接结构界面由于复杂的几何形貌导致其应力分布和失效机理复杂化。为了准确表达这种连接结构的渐进损伤行为,使用混合模式(mixed-mode)内聚力单元来描述界面力学行为。式(1)为初始损伤控制方程,式(2)为损伤扩展控制方程。

$$\left\{ \frac{\langle \varepsilon_n \rangle}{\varepsilon_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{\varepsilon_s}{\varepsilon_s^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{\varepsilon_t}{\varepsilon_t^0} \right\}^2 = 1 \tag{1}$$

$$\left\{ \frac{G_n}{G_n^c} \right\}^2 + \left\{ \frac{G_s}{G_s^c} \right\}^2 + \left\{ \frac{G_t}{G_t^c} \right\}^2 = 1 \tag{2}$$

式中: $\langle \varepsilon_n \rangle$ 为法向平均应变; ε_n^0 为弹性变形段法向峰值应变; ε_s 为 1 方向应变; ε_s^0 为弹性变形段 1 方向峰值应变; ε_t 为 2 方向应变; ε_t^0 为弹性变形段 2 方向峰值应变; G_n 为法向能量释放率; G_n^c 为法向能量释放率临界值; G_s 为 1 方向能量释放率; G_s^c 为 1 方向能量释放率临界值; G_t 为 2 方向能量释放率; G_t^c 为 2 方向能量释放率临界值。

对于双剪拉伸-分离准则,内聚力界面失效应力见表 4;各方向的临界失效位移假设为 0.2 mm。

表 4 内聚力界面失效应力

Table 4 Failure stress for cohesive interface			
名义应力	法向	1 方向	2 方向
数值/MPa	55	30	30

本节的有限元模型用 ABAQUS/Standard 求解。复合材料齿接结构单元类型采用三维实体八节点减缩积分单元 C3D8R、结合处采用三维八节点内聚力单元 COH3D8。同时,内聚力单元与实体单元之间使用面面接触来模拟理想黏结及胶层失效。

2.3 结果分析及讨论

2.3.1 齿顶角的影响

不同齿顶角齿接结构的载荷-位移曲线如图 5(a)所示。各结构载荷-位移曲线在初始阶段重合,随着界面损伤的产生,曲线开始分离,载荷达到峰值后部件承载能力下降。其中,30°齿顶角的最大载荷较其他结构高出近 30%。这是由于较小的齿顶角会使得界面接触面积增大;而当考

虑界面等效应力(载荷/接触面积)与结构位移的关系时(如图 5(b)所示),可见小齿顶角结构的等效应力较其他较大角度的等效应力小。这解释了为什么自然界中的齿接结构通常有较小的齿顶角。

2.3.2 基线类型的影响

不同基线类型齿接结构的载荷-位移曲线、等效应力-位移曲线如图 6 所示。基线类型采用正弦曲线的齿接结构,其最大载荷比直线结构的高出近 60%,最大等效应力却只高出不到 20%。这是因为基线类型是正弦曲线时,齿接结构具有互锁能力,同时接触面积也更大。

此外,不同基线类型齿接结构内聚力单元损伤(SDEG)过程如图 7 所示。当结构界面基线类型为直线时,界面各处损伤同步产生与扩展;而采用正弦曲线基线时,界面各处破坏程度出现差别,从而避免了界面瞬时破坏所带来的结构承载能力突降,也使得结构具有了更好的损伤容限特性,这也解释了自然界齿接结构基线以曲线为主的原因。

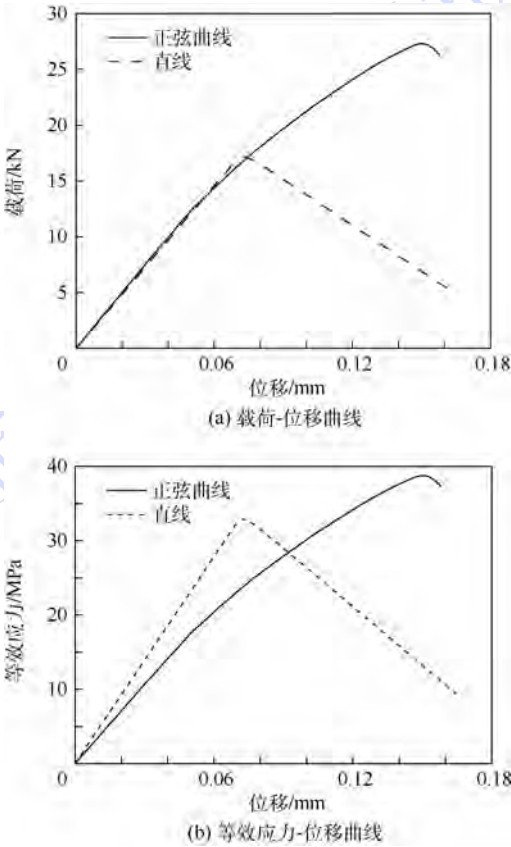
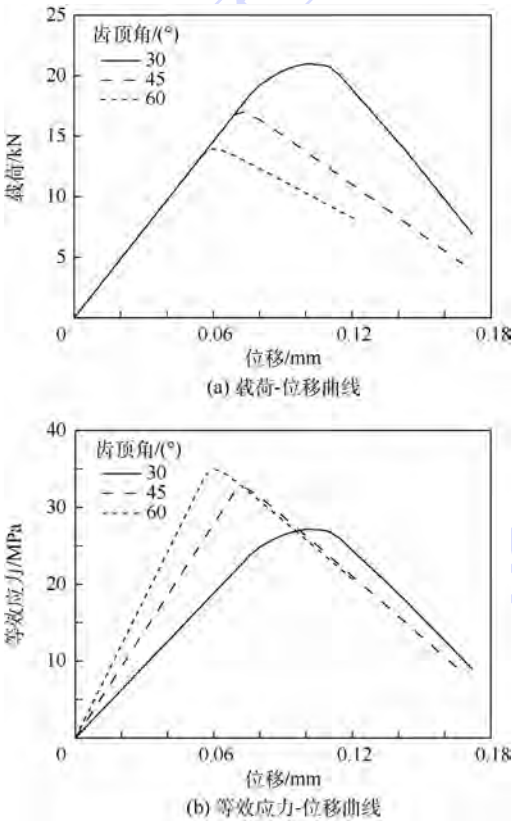


图 5 齿顶角不同的骨缝齿接结构载荷-位移曲线、等效应力-位移曲线
Fig. 5 Curves of load-displacement and equivalent stress-displacement for suture joint structure with different tooth angles

图 6 不同基线类型骨缝齿接结构载荷-位移曲线、等效应力-位移曲线
Fig. 6 Curves of load-displacement and equivalent stress-displacement for suture joint structure with different baseline types

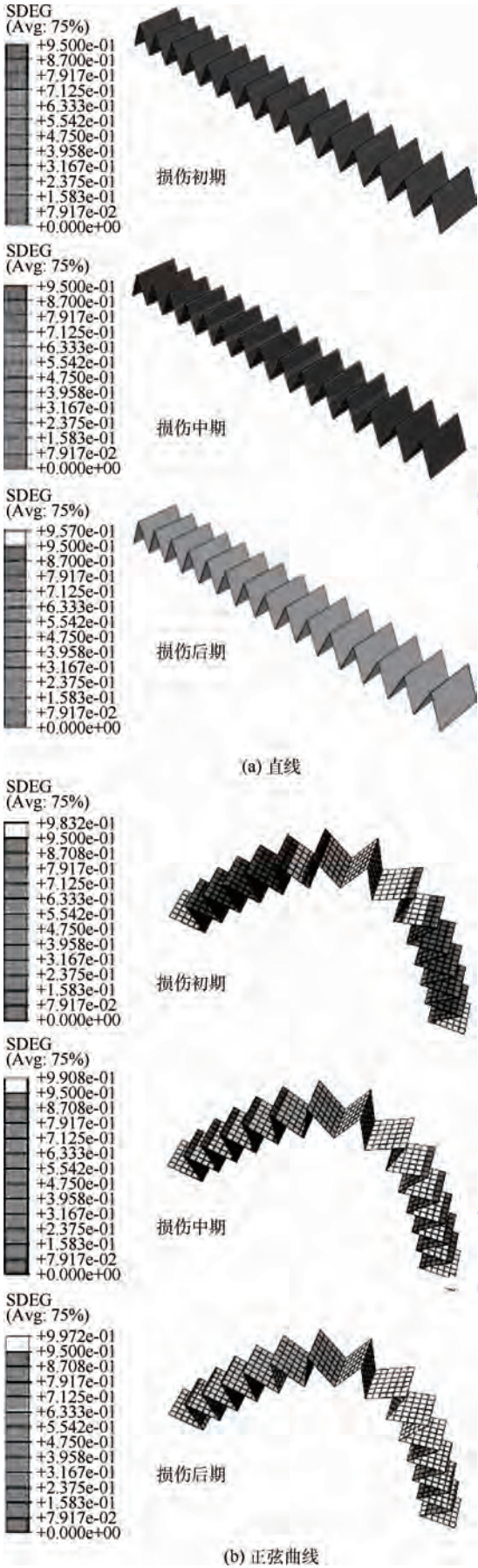


图7 不同基线类型骨缝齿接结构内聚力单元损伤过程
Fig.7 Damage evolution of cohesive element for suture joint structure with different baseline types

2.3.3 层级的影响

不同层级齿接结构的应力 (S_{Mises}) 分布如图8(a)所示,可以看出,结构最大应力与平均应力的比值均小于2,但1级结构出现了沿着自由端的应力集中,这将导致齿接结构可能出现初始损伤。另一方面,高层级齿接结构内聚力单元界面处的应力集中表明结构初始破坏主要由界面几何属性决定。

不同层级齿接结构的载荷-位移曲线如图8(b)所示,发现1级齿接结构的最大载荷较其他2种结构都低。这是因为1级齿接结构缺少自锁能力,载荷全部由内聚力单元界面承受,但由于

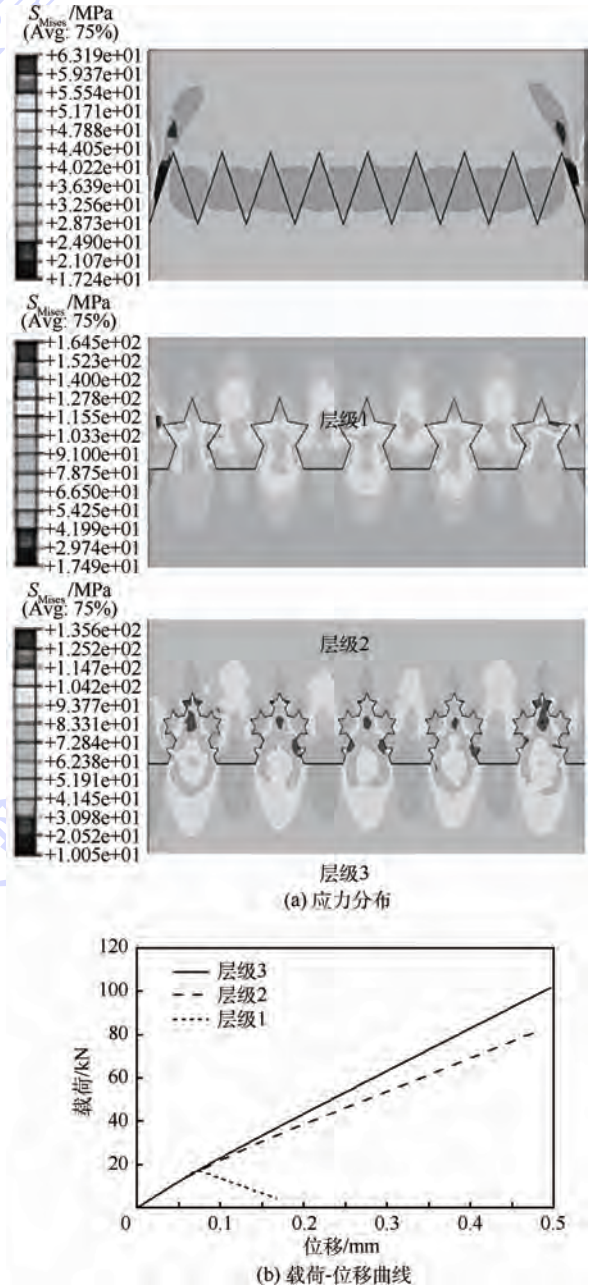


图8 不同层级骨缝齿接结构应力分布、载荷-位移曲线
Fig.8 Stress distribution and load-displacement curves for suture joint structure with different hierarchies

界面强度相对较低,因此结构整体承载能力较低。

高层级的齿接结构由于具有界面自锁能力,载荷通过挤压、剪切转移到其他部位,延迟了界面损伤,提升了结构的完整性,使得其最大承载能力有显著提升。

3 结 论

本文构建了齿接结构参数化数值分析模型,并采用该模型研究了复合材料齿接结构在拉伸载荷作用下的力学特性,数值模型研究结果表明:

1) 低层级齿接结构的承载能力随着齿顶角度减小而增大,且齿间界面初始损伤首先发生在自由边位置。

2) 当齿基线类型为正弦曲线时,结构由于自锁特性,使得承载能力明显提高。

3) 对于高层级齿接结构,其结构强度及损伤容限由于界面自锁能力的提高而显著提升。

本文研究结果初步揭示了自然进化过程中齿接结构的演化规律所对应的力学性能提高过程,并为进一步研究复合材料仿生齿接结构的复杂力学行为与结构优化提供了研究基础。

参考文献 (References)

- [1] 赵美英. 复合材料机械连接失效分析及强度影响因素研究 [D]. 西安:西北工业大学,2006:4-6.
ZHAO M Y. Failure analysis of composite mechanically fastened joints and study of effects on failure strength [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University,2006:4-6 (in Chinese).
- [2] SAUNDERS W B, WORK D M. Shell morphology and suture complexity in upper carboniferous ammonoids [J]. Paleobiology, 1996, 22(2): 189-218.
- [3] SONG J H, REICHERT S, KALLAI L, et al. Quantitative microstructural studies of the armor of the marine threespine stickleback (*Gasterosteus aculeatus*) [J]. Journal of Structural Biology, 2010, 171(3): 318-331.
- [4] JASLOW C R, BIEWENER A A. Strain patterns in the horncores, cranial bones and sutures of goats (*Capra hircus*) during impact loading [J]. Journal of Zoology, 1995, 235(2): 193-210.
- [5] LI Y, ORTIZ C, BOYCE M C. Stiffness and strength of suture joints in nature [J]. Physical Review E Statistical Nonlinear & Soft Matter Physics, 2011, 84(6Pt1): 2184-2188.
- [6] HARTWIG C W. Fractal analysis of sagittal suture morphology

[J]. Journal of Morphology, 1991, 210(3): 289-298.

- [7] JASLOW C R. Mechanical properties of cranial sutures [J]. Journal of Biomechanics, 1990, 23(4): 313-321.
- [8] MEHRAN M, NEIL C, PAUL O, et al. Assessment of the role of sutures in a lizard skull: A computer modelling study [J]. Proceedings Biological Sciences, 2009, 276(1654): 39-46.
- [9] DE BLASIO VITTORIO F. The role of suture complexity in diminishing strain and stress in ammonoid phragmocones [J]. Lethaia, 2007, 41(1): 15-24.
- [10] GAO H J. Application of fracture mechanics concepts to hierarchical biomechanics of bone and bone-like materials [J]. International Journal of Fracture, 2006, 138(1-4): 101-137.
- [11] JASINOSKI S C, REDDY B D, LOUW K K, et al. Mechanics of cranial sutures using the finite element method [J]. Journal of Biomechanics, 2010, 43(16): 3104-3111.
- [12] ORTIZ C, BOYCE M C. Materials science-Bioinspired structural materials [J]. Science, 2008, 319(5866): 1053-1054.
- [13] LI Y, ORTIZ C, BOYCE M C. Bioinspired, mechanical, deterministic fractal model for hierarchical suture joints [J]. Physical Review E Statistical Nonlinear & Soft Matter Physics, 2012, 85(3): 922-938.
- [14] LI Y, ORTIZ C, BOYCE M C. A generalized mechanical model for suture interfaces of arbitrary geometry [J]. Journal of Mechanics Physics of Solids, 2013, 61(4): 1144-1167.
- [15] 曹金凤. Python 语言在 Abaqus 中的应用 [M]. 北京:机械工业出版社, 2011:2-3.
CAO J F. The application of Python language in Abaqus [M]. Beijing: China Machine Press, 2011:2-3 (in Chinese).
- [16] BENZEGGAGH M L, KENANE M. Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus [J]. Composites Science & Technology, 1996, 56(4): 439-449.

作者简介:

毛伟 男, 硕士研究生。主要研究方向: 复合材料结构设计。

E-mail: maowei2010@mail.nwpu.edu.cn

王文智 男, 博士, 讲师。主要研究方向: 复合材料力学与结构设计。

Tel.: 029-88494855

E-mail: wangwenzhi@nwpu.edu.cn

何利军 男, 硕士研究生。主要研究方向: 复合材料结构设计。

E-mail: 2014200139@mail.nwpu.edu.cn

张超 男, 博士。主要研究方向: 复合材料力学。

E-mail: cz14@zips.uakron.edu

Modeling and mechanical properties of composite bionic suture joint structures

MAO Wei¹, WANG Wenzhi^{1,*}, HE Lijun¹, ZHANG Chao²

(1. College of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. College of Engineering, The University of Akron, Akron 44325, US)

Abstract: In this paper, we developed a parametric modeling framework for composite bionic suture joint structures through MATLAB and ABAQUS secondary development based on Python language. It shows the capability in describing the complicated suture joint geometry with different types of hierarchy and automatic generation of finite element mesh for mechanical modeling. Furthermore, interactions between geometric parameters (tooth angle, baseline type, and hierarchy) and structure performance are analyzed. The numerical results show that the bionic suture joint structure has better structural damage tolerance with the presence of a lower tooth angle, a sin curve baseline and a higher hierarchy. Through this work, parametric modeling of composite suture joint structure is realized, and the interaction among mechanical strength, damage mechanism and suture geometries is investigated, which provides meaningful guidelines for the design and optimization of novel high performance composite joint structures.

Key words: bionic suture joint structure; parametric modeling; finite element model; composites; cohesive element

Received: 2015-11-23; **Accepted:** 2016-01-08; **Published online:** 2016-01-28 15:15

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20160128.1515.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (11502205)

* **Corresponding author.** Tel.: 029-88494855 E-mail: wangwenzhi@nwpu.edu.cn

北京航空航天大学学报 2016 年第 42 卷第 1 期(总第 275 期)

- 6434 新型复合多视场光学敏感器及其导航方法 江洁, 郑佳怡, 凌思睿 (1)
- 6435 基于函数型数据的广义线性回归模型 王惠文, 黄乐乐, 王思洋 (8)
- 6436 考虑膨胀效应的 UH 模型及其有限元实现
..... 罗汀, 张盼盼, 姚仰平, 刘月妙, 陈亮, 曹胜飞 (13)
- 6437 基于制动意图识别的电动汽车能量经济性 姬芬竹, 杜发荣, 朱文博 (21)
- 6438 均匀分布下系统瞬时可用度理论分析 杨懿, 任思超, 于永利 (28)
- 6439 基于贝叶斯网络的故障诊断系统性能评价 于劲松, 沈琳, 唐荻音, 刘浩 (35)
- 6440 基于 β 似然函数的参数估计方法 王晓红, 李宇翔, 余闯, 王立志 (41)
- 6441 涡轮轴断裂条件下空气系统强瞬变过程分析
..... 刘传凯, 李圆圆, 李艳茹, 姜宏超, 丁水汀 (47)
- 6442 W 掺杂对 TiO_2 中氧空位形成能的影响 祝令刚, 周健, 孙志梅 (54)
- 6443 六轮腿式机器人结构设计与运动模式分析 徐坤, 郑羿, 丁希仑 (59)
- 6444 热气防冰系统内表面弦向传热性能衰减规律 卜雪琴, 彭琬, 林贵平, 周盈 (72)
- 6445 基于舵面配平的飞机续航飞行航迹优化方法 刘帆, 王立新, 蔡为民 (79)
- 6446 气动式座舱压力调节系统稳定性的分析与优化 郑新华, 谢利理, 任军学 (87)
- 6447 全局最优导向模糊布谷鸟搜索算法及应用 秦强, 冯蕴雯, 薛小锋 (94)
- 6448 知识与数据融合的可靠性定量模型建模方法
..... 郝志鹏, 曾声奎, 郭健彬, 马纪明, 李齐林 (101)
- 6449 主起落架可控变速收放作动器设计与仿真 黄辰, 贾玉红 (112)
- 6450 滑翔再入飞行器横侧向耦合姿态控制策略 史丽楠, 李惠峰, 张冉 (120)
- 6451 基于自抗扰的运载火箭主动减载控制技术 杨伟奇, 许志, 唐硕, 张莹莹 (130)
- 6452 动静干涉对涡轮转子叶片气膜冷却的影响 李虹杨, 郑赞 (139)
- 6453 确定飞机结构 WFD 平均行为的寿命升降法 张健萍, 时新红, 张建宇, 郑晓玲 (147)
- 6454 超临界压力 RP-3 在竖直细圆管内混合对流研究
..... 贾洲侠, 徐国强, 闻洁, 龙晓东, 王越 (152)
- 6455 2024-T3 航空铝合金板材电磁 V 形弯曲应变分析 熊威人, 王文平, 万敏, 李新军 (158)
- 6456 翅膀对仿蝗虫机器人空中姿态影响分析 陈科位, 陈殿生, 张自强, 张本光 (165)
- 6457 前置隔板对圆柱绕流影响的实验分析 周潇, 胡烨, 王晋军 (172)
- 6458 基于多信号流图与分支定界算法的故障诊断 梁爽, 于劲松, 唐荻音, 姜杨 (180)
- 6459 侧边边界条件对铝合金加筋板轴压性能的影响 徐荣章, 关志东, 蒋思远 (187)
- 6460 基于解析规则的舰艇区域防空作战能力需求生成 许俊飞, 邢昌凤, 吴玲 (193)
- 6461 基于约束 Delaunay 三角剖分的筋特征识别与构建算法
..... 周敏, 郑国磊, 罗智波, 陈树林 (201)

北京航空航天大学学报 2016 年第 42 卷第 2 期(总第 276 期)

- 6462 三维全五向编织复合材料细观结构实验分析 刘振国, 亚纪轩, 林强, 王一博, 胡龙 (211)
- 6463 面向智能环境的活动模式迁移学习 汪成亮, 王云鹏 (218)
- 6464 静载荷作用下金属橡胶失效判据及耐久性试验
..... 马艳红, 张启成, 张大义, 朱海雄, 陆宏伟, 洪杰 (227)
- 6465 支柱式沉浸水橇降载性能相关影响因素 高霄鹏, 孙培成, 董祖舜, 吴彬, 魏可可 (236)

6466	伪多源采样复域 FastICA 冲击定位算法	袁梅, 牛奔, 董韶鹏, 喻亮 (243)
6467	基于混合润滑理论的航空作动器密封性能分析	欧阳小平, 薛志全, 彭超, 郭生荣, 周清和, 杨华勇 (251)
6468	转静干涉对转子叶片颤振特性的影响	杨慧, 李振鹏 (258)
6469	基于 CFD 的斜盘/滑靴副油膜特性分析	马纪明, 申亚勇, 李齐林 (265)
6470	基于序列图像的空间目标三维重建	张浩鹏, 魏全茂, 张威, 吴俊峰, 姜志国 (273)
6471	基于有限元方法的蜘蛛网阻拦猎物过程模拟	于晖, 杨嘉陵, 刘华 (280)
6472	三维编织复合材料圆柱销剪切试验与数值模拟	胡龙, 刘振国, 王一博, 林强, 亚纪轩 (287)
6473	基于小扰动理论的桨叶叶素气动载荷计算方法	王巍, 李东升, 刘春 (294)
6474	基于水平集方法的复杂地质速度模型表达	张建兴, 杨钦, 孟宪海, 李吉刚 (303)
6475	复杂动态场景下目标检测与分割算法	许冰, 牛燕雄, 吕建明 (310)
6476	复合材料层合板机械连接修理拉伸性能	聂恒昌, 谭日明, 郭霞, 关志东 (318)
6477	胚胎电子细胞中基因备份数目优选方法	朱赛, 蔡金燕, 孟亚峰, 潘刚 (328)
6478	无人直升机飞行品质要求探讨	陈南宇, 蒙志君, 黄俊 (337)
6479	新型防松管路连接副的接触特性分析	刘玉, 王建军 (345)
6480	阵风响应问题的配点型区间分析方法	吕峥, 邱志平 (351)
6481	柔性后缘可变形机翼气动特性分析	程春晓, 李道春, 向锦武, 石庆华 (360)
6482	基于模糊 TOPSIS 的 FMEA 方法	杜晗恒, 彭翀 (368)
6483	基于时频域增强和全变差的群目标信号分离	李靖卿, 冯存前, 张栋, 陈蓉 (375)
6484	航空座椅适坠性评估与分析方法	李梦晓, 向锦武, 任毅如, 张筱宇, 罗漳平 (383)
6485	磁悬浮控制力矩陀螺热-结构耦合分析与研究	韩伟涛, 刘刚, 孙津济, 汤继强 (391)
6486	不同形貌 Ni 颗粒对向列相液晶电光性能的影响	许丽红, 赵东宇, 刘斌, 周苇, 郭林 (400)
6487	改善机床运动的五轴刀轨光顺方法	李晓东, 宁涛, 陈志同 (406)
6488	最大相关熵准则自适应滤波器的分数阶长算法	刘春辉, 齐越, 丁文锐, 张文秋 (413)

北京航空航天大学学报 2016 年第 42 卷第 3 期 (总第 277 期)

6489	基于降维算法和 Edgeworth 级数的结构可靠性分析	孟广伟, 冯昕宇, 李锋, 周立明 (421)
6490	弹射座椅不利姿态控制规律设计	毛晓东, 林贵平, 郁嘉 (426)
6491	考虑柔性检修计划的圆钢热轧批量调度	王雷, 赵秋红, 许绍云 (435)
6492	长期贮存平台惯导系统壳体效应变化行为模型	黄小凯, 张超, 胡芳, 刘守文 (444)
6493	超高频脉冲 GTAW 熔池表面温度分布	杨舟, 齐铂金, 杨明轩 (452)
6494	基于多值决策图的温储备系统可靠性建模方法	翟庆庆, 杨军, 彭锐, 赵宇 (459)
6495	基于多波长同轴数字全息相位恢复算法	李艳, 肖文, 潘锋 (465)
6496	基于改进 Terminal 滑模的导弹大角度机动控制	马悦悦, 唐胜景, 郭杰 (472)
6497	扭矩辅助型 AMT 有动力升挡控制策略	逯家鹏, 李幼德, 韩鹏, 程秀生 (481)
6498	轴向柱塞泵滑靴副传热特征	汤何胜, 阎耀保, 李晶 (489)
6499	基于非参数边缘积分估计的局部特征描述子	郑明国, 吴成东, 陈东岳, 贾同, 金勇虎 (497)
6500	基于可拓规则推理的故障诊断方法	文天柱, 许爱强, 王怡苹 (506)
6501	基于非线性直方图变换的对比度畸变图像校正	高明, 秦世引 (514)
6502	基于退化数据与故障数据的导弹竞争故障预测	丛林虎, 徐廷学, 王骞, 董琪 (522)
6503	升力式再入飞行器体襟翼姿态控制方法	王之, 李惠峰, 包为民 (532)
6504	多级固体运载火箭分级多学科设计优化	马树微, 李静琳, 陈曦, 陈万春 (542)
6505	适用于混合网格的改进雅可比迭代法及其应用	黄宇, 阎超, 袁武 (551)
6506	基于视觉引导的工业机器人示教编程系统	倪自强, 王田苗, 刘达 (562)

- 6507 修理工带休假的 n 部件冷贮备可修系统 温艳清, 崔利荣, 刘宝亮 (569)
- 6508 非线性步进加速退化数据的可靠性评估方法 蔡忠义, 陈云翔, 张诤敏, 项华春 (576)
- 6509 颞骨蜂房气化程度对血管性耳鸣的影响 杨洁萌, 王丽珍, 田山, 刘兆会, 樊瑜波 (583)
- 6510 进动锥体目标散射特性仿真及实验分析 叶桃杉, 黄沛霖, 束长勇, 王英, 彭尧坤 (588)
- 6511 基于改进人工神经网络的航天器电信号分类方法 李可, 王全鑫, 宋世民, 孙毅, 王浚 (596)
- 6512 Heusler 合金 $M_2\text{CoA}$ ($M = \text{Mn}, \text{Ti}; A = \text{Al}, \text{Si}$) 的第一性原理 林道斌, 萨百晟, 周健, 司晨, 孙志梅 (602)
- 6513 基础振动诱发的流体-管道轴向耦合振动特性 刘森, 张怀亮, 彭欢 (610)
- 6514 LD30 铝合金与 304 不锈钢低温钎焊润湿性研究 熊欢, 曲文卿 (619)
- 6515 大型空间折展机构简化模型的热传导分析 杨君坦, 邱志平, 吕峥, 李琦 (625)
- 6516 电脉冲除冰系统电磁脉冲力仿真分析 袁起航, 林贵平, 李广超, 申晓斌, 卜雪琴 (632)

北京航空航天大学学报 2016 年第 42 卷第 4 期 (总第 278 期)

- 6517 考虑弹体弹性的导弹半物理仿真方法与影响分析 刘莉, 王岩松, 周思达, 张武龙 (639)
- 6518 基于航空环境的面齿轮磨珩复合磨削加工方法 王延忠, 赵洪铺, 兰州, 侯良威, 钟扬 (646)
- 6519 空气系统双腔模型的压力动态特性分析 丁水汀, 车巍巍, 刘传凯 (654)
- 6520 前列腺癌粒子植入机器人运动学建模和仿真 张永德, 梁艺, 毕津滔, 许勇 (662)
- 6521 带有攻击角约束的无抖振滑模制导律设计 周卫东, 陈沿逵, 熊少锋 (669)
- 6522 碳纳米管薄膜传感器及其应变传感特性 聂鹏, 张大国, 陈彦海, 卢少微, 韩娇 (677)
- 6523 飞机驾驶舱显示界面脑力负荷判别预测生理模型 陆崑, 卫宗敏, 庄达民, 完颜笑如 (685)
- 6524 空间绳系拖拽系统摆动特性与平稳控制 赵国伟, 张兴民, 唐斌, 孙亮 (694)
- 6525 基于自适应反步的 DGMSCMG 框架伺服系统控制方法 李海涛, 闫斌 (703)
- 6526 基于细胞吸引子选择机制的网络选择算法 夏海英, 曾诚, 蔡凤田, 周炜 (711)
- 6527 MIMO 仿射型极值搜索系统的输出反馈滑模控制 左斌, 张雷, 李静 (718)
- 6528 实时流媒体 P2P 可收敛反馈网络结盟算法 沈孟如, 张晋豫 (728)
- 6529 无人机定向天线自跟踪系统研究 查长流, 丁希仑, 俞玉树, 王学强 (737)
- 6530 预载荷作用下管路结构动强度评估方法 王帅, 张明明, 刘楨, 贾亮, 荣克林 (745)
- 6531 低速冲击下复合材料加筋板的损伤阻抗性能 冀赵杰, 关志东, 黎增山 (751)
- 6532 一种用于实时数字稳像的全分辨率运动补偿方法 翟博, 郑锦, 王越 (762)
- 6533 一种单旋翼复合式直升机性能特性 曹飞, 陈铭 (772)
- 6534 面向多威胁的无人机智能目标跟随策略设计 祁晓明, 魏瑞轩, 周凯 (780)
- 6535 单人行走运动参数估计方法 孙忠胜, 王俊, 孙进平, 张耀天, 袁常顺, 向洪 (789)
- 6536 一种高效计算各类基于方差灵敏度指标的方法 员婉莹, 吕震宙, 牟珊珊 (796)
- 6537 基于简单 WENO-间断 Galerkin 的 Euler 方程自适应计算 吴泽艳, 王立峰, 武哲 (806)
- 6538 多种失效模式履带车辆扭力轴可靠性稳健设计 刘喆, 陶凤和, 贾长治 (815)
- 6539 跨介质运动物体的附加质量 张晓强, 冯金富, 吝科, 胡俊华 (821)
- 6540 基于奇异谱分析的空间环境数据插补方法 刘帅, 李智, 龚建村, 林瑞淋, 马志昊 (829)
- 6541 基于流动显示的翼尖涡不稳定频率测量 薛栋, 潘肿, 李广超 (837)
- 6542 基于 MDP 的诊断策略构建方法 梁雅俊, 肖明清, 宋海方, 杨召, 梁鹏 (844)
- 6543 基于 Bayesian-MCMC 估计的隐身飞机 RCS 模型优化 代小霞, 曹晨, 冯圆 (851)
- 6544 乏信息空间机械臂随机振动信号的灰自助评估 汪启跃, 王中宇, 王岩庆, 姚贞建 (858)

北京航空航天大学学报 2016 年第 42 卷第 5 期 (总第 279 期)

- 6545 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)

6546	6PUS 并联机构的运动学整机标定	樊乾, 李茜, 王丹 (871)
6547	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)
6548	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)
6549	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)
6550	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)
6551	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)
6552	中国微藻航空煤油制备潜能及 CO ₂ 减排	任海涛, 郭放, 杨晓奕 (912)
6553	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)
6554	基于模板的工程图生成	陈友东, 李建友, 游玮 (927)
6555	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)
6556	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)
6557	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)
6558	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 (961)
6559	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)
6560	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)
6561	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)
6562	增强 RRAM 可靠性的热通量压缩算法	项中元, 张锋 (992)
6563	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)
6564	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)
6565	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)
6566	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)
6567	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)
6568	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)
6569	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 (1046)
6570	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)
6571	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)
6572	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)
6573	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)
6574	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)

北京航空航天大学学报 2016 年第 42 卷第 6 期 (总第 280 期)

6575	基于量子万有引力搜索的 SVM 自驾故障诊断	李海涛, 何玉珠, 宋平 (1093)
6576	气冷喷油杆隔热套高度对混合扩压器性能影响	刘友宏, 周开福, 牛俊杰 (1099)
6577	基于虚拟观测值的 X 射线单脉冲星星光组合导航	杨博, 胡声曼, 孙晖, 徐帆 (1107)
6578	拦截高速目标的全向真比例制导律研究	白国玉, 沈怀荣, 李轶, 闫梁 (1116)
6579	复杂多约束条件通航飞行垂直剖面规划方法	王晓亮, 马亚冰, 王鹏, 吴仁彪 (1126)
6580	SVRM 辅助的北斗 GEO 卫星反射信号土壤湿度反演方法	杨磊, 吴秋兰, 张波, 梁勇, 洪学宝, 邹文博 (1134)
6581	基于键合图模型的传感器布局方法	凌牧, 袁海文 (1142)
6582	涡轮叶片导管快速建模	李吉星, 席平 (1149)
6583	平面引力辅助中施加脉冲的最优位置	贾建华, 吕敬, 王琪 (1156)
6584	用广义扩展有限元计算界面裂纹应力强度因子	苏毅, 王生楠, 鲁龙坤 (1162)

6585	一种支持 QoS 的航空自组织网络无反馈 MAC 协议建模	高晓琳, 韩丰, 晏坚, 陆建华	(1169)
6586	基于舵面位置反馈的实用非线性控制分配方法	吕永奎, 章卫国, 史静平, 屈晓波, 曹宇燕	(1176)
6587	考虑认知不确定的雷达功率放大系统可靠性评估	潘刚, 尚朝轩, 梁玉英, 蔡金燕, 孟亚峰	(1185)
6588	模型燃烧室内不稳定燃烧发展过程的数值分析	冯伟, 聂万胜, 李斌, 郑刚	(1195)
6589	基于优化字典学习算法的压缩数据收集	易可夫, 王东豪, 万江文	(1203)
6590	喷流干扰气动热数值模拟的若干影响因素	林博希, 阎超, 李亚超	(1210)
6591	基于多假设跟踪的散射点关联和三维重构方法	毕严先, 魏少明, 王俊, 张耀天, 孙忠胜, 袁常顺	(1219)
6592	基于 MEDLL 的分级搜索抗多径算法	叶锦宇, 寇艳红	(1228)
6593	变工况条件下基于相似性的剩余使用寿命预测方法	李琪, 高占宝, 李善营, 李宝安	(1236)
6594	一级旋流偏置对双旋流杯下游流场的影响	刘成川, 许全宏, 于博文	(1244)
6595	超临界压力 RP-3 壁面结焦对流阻的影响	王越, 郭隽, 邓宏武, 黄浩然, 贾洲侠	(1250)
6596	基于 Hybrid-TOPS 的星载 SAR 运动目标监视新模式	王亚敏, 陈杰, 杨威, 赵松涛	(1256)
6597	二元机翼颤振的指令滤波反推自适应约束控制	苟义勇, 李洪波, 董新民, 石超, 孙超姣	(1263)
6598	蜻蜓爬升过程飞行特征实验研究	高倩, 郑孟宗, 李志平, 李秋实	(1271)
6599	视觉导航下基于 H_2/H_∞ 的航迹跟踪	吴成良, 曹云峰, 庄丽葵, 谢也, 丁萌	(1279)
6600	基于 SA [*] 的 CE-3 巡视器机械臂就位探测任务规划	张涛, 居鹤华	(1286)
6601	基于卷积盲分离的强干扰下通信信号分离算法	郭晓陶, 王星, 周东青, 陈游, 程嗣怡	(1295)
6602	基于副气囊耦合的飞艇纵向运动影响分析	游颖捷, 糜攀攀, 吕明云, 刘文定	(1303)

北京航空航天大学学报 2016 年第 42 卷第 7 期 (总第 281 期)

6603	二维层状材料过渡金属硫化物	张千帆, 高磊, 田洪镇, 徐忠菲, 王亚鹏	(1311)
6604	航空高动态网络链路感知 OLSR 路由算法	马林华, 张嵩, 茹乐, 徐扬, 田雨, 于云龙	(1326)
6605	基于网络编码的无线 NoC 多播映射	陈亦欧, 谭芳, 凌翔	(1335)
6606	高速切削高温合金 GH4169 数值模拟与实验	范孝良, 吴学华, 王进峰, 康文利	(1344)
6607	动态总方差设计及其快速算法	汪立新, 李灿, 姜周, 朱战辉, 田颖	(1352)
6608	基于 CCR 带并行腔双集束型设备调度方法	周炳海, 黎明	(1361)
6609	电动伺服舵系统动力学建模及颤振分析	张仁嘉, 吴志刚, 杨超	(1368)
6610	磁悬浮反作用飞轮无刷直流电机转矩脉动抑制策略	汤继强, 王营许, 周新秀	(1377)
6611	空基伪卫星组网部署的航路规划算法	曾凌川, 李大朋, 曲艺, 任爱爱, 巩应奎	(1388)
6612	EHA 反馈线性化最优滑模面双模糊滑模控制	张振, 李海军, 诸德放	(1398)
6613	基于 EEG 的脑力疲劳特征研究	范晓丽, 牛海燕, 周前祥, 柳忠起	(1406)
6614	考虑系统不确定性的高超声速飞行器容错控制	彭程, 王新民, 谢蓉, 穆凌霄	(1414)
6615	动态火力接入下要地防空作战目标威胁评估	刘敬蜀, 姜文志, 雷宇曜, 代进进	(1422)
6616	可重复使用飞行器进场着陆拉平纵向控制	郝现伟, 王勇, 杨业, 郭涛, 张代兵	(1432)
6617	基于母线电流的无刷直流电机换相位置优化策略	张前, 冯明	(1441)
6618	不完备信息条件下的并发故障诊断方法	孙伟超, 许爱强, 李文海	(1449)
6619	泡沫子弹撞击刚性靶板的理论模型	刘虎, 刘华, 杨嘉陵	(1461)
6620	横向加强构件作用下的开口薄壁梁等效建模方法	邓昊, 程伟	(1469)

6621	利于减少配平损失的太阳能飞机结构设计	阙建锋, 王隼, 吴宇 (1479)
6622	图模型与学习算法结合的贝叶斯网络自动建模	沈琳, 于劲松, 唐荻音, 刘浩 (1486)
6623	多约束下备件多层多级库存优化模型	蔡芝明, 金家善, 陈砚桥 (1494)
6624	加速度场中环路热管温度波动现象分析	薛好, 谢永奇, 戴华, 余建祖, 马伟 (1502)
6625	含区间参数不确定结构的损伤识别方法	杨君坦, 邱志平, 李琦 (1509)
6626	基于诱导航线的多无人机编队飞行控制方法	吴俊成, 周锐, 董卓宁, 车军 (1518)
6627	基于在线轨迹迭代的自适应再入制导	赵頔, 沈作军 (1526)
6628	基于高阶奇异值分解的 LPV 鲁棒控制器设计	孙斌, 杨凌宇, 张晶 (1536)
6629	基于拟态电势能的飞行器航路规划方法	何仁珂, 魏瑞轩, 张启瑞, 许卓凡 (1543)
6630	重型直升机-吊挂耦合系统闭环飞行品质分析	朱笑宇, 曹义华, 曹龙 (1550)

北京航空航天大学学报 2016 年第 42 卷第 8 期 (总第 282 期)

6631	压电网络复合板的振动抑制实验研究	李琳, 宋志强, 尹顺华, 李超 (1557)
6632	带攻击角度约束的自适应终端滑模导引律	杨锁昌, 张宽桥, 陈鹏 (1566)
6633	大功率电推进电源处理单元技术	李峰, 康庆, 邢杰, 李雅琳 (1575)
6634	一种 MEMS 陀螺随机漂移的高精度建模方法	王可东, 武雨霞 (1584)
6635	基于信息融合的网络安全态势量化评估方法	文志诚, 陈志刚, 唐军 (1593)
6636	基于信息理论的网络文本组合聚类	王扬, 袁昆, 刘洪甫, 吴俊杰, 包秀国 (1603)
6637	不同动力型式的巡飞弹总体参数对比分析	郝峰, 昌敏, 唐硕 (1612)
6638	无人直升机三维避障方法及仿真	蒙志君, 平学寿, 陈旭智 (1619)
6639	富锂正极材料的制备及电化学性能研究	魏欣, 张世超, 刘冠尧, 杨埔薨, 孟娟, 李红磊 (1627)
6640	煤基费托航空燃料燃烧性能及航程	周冠宇, 王洪波, 王智超, 杨晓奕 (1632)
6641	流道弯曲度对微重力膜式水气分离性能的影响	张文伟, 柯鹏 (1639)
6642	电液伺服泵的分阶无抖振滑模控制	杨荣荣, 付永领, 王岩, 王德义, 郭建文, 张玲 (1649)
6643	保持颜色一致性的动态电磁环境绘制算法	冯晓萌, 吴玲达, 于荣欢 (1659)
6644	基于预测碰撞点的剩余飞行时间估计方法	李轶, 赵继广, 白国玉, 闫梁 (1667)
6645	基于过程神经网络的液体火箭发动机状态预测	聂饶, 程玉强, 吴建军 (1675)
6646	极小化相位误差加权间断有限元辛方法	朱帅, 周钢, 刘晓梅, 翁史烈 (1682)
6647	基于机器学习的管材数控弯曲质量预测	葛宇龙, 李晓星, 郎利辉, 程鹏志 (1691)
6648	基于 ST-SRCKF 的超高速强机动目标跟踪算法	方君, 戴邵武, 许文明, 邹杰, 王永庭 (1698)
6649	驾驶机器人机械腿动力学建模与仿真分析	刘坤明, 徐国艳, 余贵珍 (1709)
6650	基于极点配置的空间站角动量管理	党庆庆, 金磊, 徐世杰 (1715)
6651	强信号下 GNSS 接收机前端处理引起的相关损耗	潘虹臣, 寇艳红 (1724)
6652	基于广义退化的机械结构模糊时变可靠性分析	孙瑄, 张建国, 王丕东, 彭文胜 (1731)
6653	基于三维场路协同方法的静电损伤仿真测试平台	张鑫, 白超平 (1739)
6654	GNSS 抗干扰天线阵不一致性对 MUSIC 算法的影响	俞立宏, 秦红磊, 李武涛, 郎荣玲 (1747)
6655	基于粗糙集-信息熵的辐射源威胁评估方法	范翔宇, 王红卫, 索中英, 陈游, 杨远志 (1755)
6656	基于图像特征分析的物体轮廓提取	王田, 邹子龙, 乔美娜 (1762)
6657	基于线性调频波的有源对消隐身仿真及分析	边晓臣, 黄沛霖, 姬金祖 (1769)
6658	四旋翼无人机动态面控制	方旭, 刘金琨 (1777)

- 6659 求解概率优化问题的微种群免疫优化算法 张著洪, 张仁崇 (1785)
- 6660 钛合金蜂窝结构蒙皮脱焊缺陷锁相红外热成像检测
..... 周正干, 贺鹏飞, 赵翰学, 范瑾 (1795)
- 6661 增强型开关电感准 Z 源逆变器 李正明, 张国松, 方聪聪 (1803)
- 6662 大型飞机 A380-800 在既有跑道起降的适应性研究 张献民, 刘小兰, 董倩 (1812)
- 6663 基于 FFMECA 的任务可靠性综合评价方法
..... 陈卫东, 冉臣龙, 郑启辉, 黄文军, 李江龙, 许江涛 (1819)
- 6664 变速变姿态下飞机燃油体积解算技术 袁梅, 何一强, 牛奔, 董韶鹏 (1827)
- 6665 光纤陀螺惯性测量单元数据频混误差仿真分析
..... 潘雄, 黄玉琼, 张少博, 王夏霄, 宋凝芳 (1836)
- 6666 基于随机参数逆高斯过程的加速退化建模方法 王浩伟, 滕克难, 奚文骏 (1843)
- 6667 有界双重控制导弹微分对策制导律 花文华, 孟庆龄, 张金鹏, 张拥军 (1851)
- 6668 基于 MPSC 和 CPN 制导方法的协同制导律
..... 李新三, 汪立新, 王明建, 闫循良, 刘国辉, 丁邦平 (1857)
- 6669 高超声速飞行器全局有限时间姿态控制方法
..... 刘海东, 包为民, 李惠峰, 龚春叶, 廖宇新 (1864)
- 6670 基于分布式平台的 FDTD 并行算法 冯圆, 代小霞, 唐晓斌, 龚晓燕 (1874)
- 6671 AADL2ECPN 模型转换方法及其在 IMA 上的应用
..... 刘畅, 谷涛, 周庆, 王世海, 李泽林 (1884)
- 6672 基于张量分解的动态 Web 服务推荐 张万才, 刘旭东, 郭晓辉 (1892)
- 6673 双臂协调机械手动力学建模的新方法 刘佳, 刘荣 (1903)
- 6674 基于小样本的试验系统可信度评估方法 吴云洁, 王建敏, 杨文光 (1911)
- 6675 改进的多处理器混合关键性系统可调度性分析 陈瑶, 李峭, 鲁俊, 熊华钢 (1918)
- 6676 直升机行星架疲劳裂纹扩展寿命预测 范磊, 王少萍, 张超, 孔德贺, 毛阳 (1927)
- 6677 基于准静态拉伸试验的临界 CTOA 测量 鲁龙坤, 王生楠, 王照, 宋恩鹏 (1936)
- 6678 电动加载系统分数阶迭代学习复合控制 吕帅帅, 林辉 (1944)
- 6679 磁异常干扰下基于约束策略的仿生导航方法 刘坤, 刘明雍, 杨盼盼, 李红, 彭星光 (1952)
- 6680 航空发动机多变量变增益控制器设计及仿真 李嘉, 李华聪, 徐轩, 王淑红 (1958)
- 6681 结构动力特性分析中的圆角建模方法 邓昊, 程伟 (1969)
- 6682 压电风扇结构设计与参数影响研究 孔岳, 李敏, 辛庆利 (1977)
- 6683 不完全覆盖系统的动态故障树定量分析方法 李佩昌, 袁宏杰, 曹振亚, 张海龙 (1986)
- 6684 小学门口放学期间的一个行人流模型 邵益晓, 唐铁桥, 陈亮 (1992)
- 6685 热冲击作用下钨钼合金的表面开裂及熔化行为
..... 丁丹, 张颖, 袁悦, 吕广宏, 刘翔, 周张健 (1999)
- 6686 滚转机动载荷减缓风洞试验 秦航远, 吴志刚, 杨超, 戴玉婷, 马成骥 (2008)

北京航空航天大学学报 2016 年第 42 卷第 10 期 (总第 284 期)

- 6687 合成孔径聚焦在水浸超声缺陷定量中的应用
..... 周正干, 周江华, 章宽爽, 马立印, 孙广开 (2017)
- 6688 基于改进粒子群优化算法的飞机作动系统功率调度 石山, 刘德鹏, 李成茂 (2024)
- 6689 铜颗粒污染物对变压器油运动黏度的影响 陈彬, 韩超, 刘阁 (2031)
- 6690 粗糙度对涡轮叶片流动转捩及传热特性的影响 李虹杨, 郑赞 (2038)
- 6691 磁悬浮敏感陀螺动力学建模与关键误差源分析
..... 辛朝军, 蔡远文, 任元, 缪存孝, 张立元 (2048)

- 6692 Rayleigh-Taylor 不稳定性非线性特性的数值研究 康宁, 黎尧, 何旭 (2059)
- 6693 电脉冲除冰系统的结构力学性能分析 李广超, 何江, 林贵平 (2069)
- 6694 具有食饵选择的食物链模型的定性分析 李娅, 胡含嫣, 林君仪 (2075)
- 6695 基于 PHD 未知杂波密度多机动目标跟踪 袁常顺, 王俊, 张耀天, 毕严先, 向洪 (2082)
- 6696 新型缓冲腿结构设计及性能分析 张自强, 陈殿生, 陈科位 (2091)
- 6697 基于自适应阈值的粒子滤波非线性系统故障诊断 蒋栋年, 李炜 (2099)
- 6698 事件触发控制在倒立摆系统中的仿真与实验 于灏, 欧阳利, 郝飞 (2107)
- 6699 航天器相对运动地面动力学实验研究 齐莪, 孙俊, 师鹏, 赵育善 (2118)
- 6700 具有持续侦察时间约束的协同航路规划 朱黔, 周锐 (2130)
- 6701 面向飞机装配的生产规划与调度集成优化研究 赵利民 (2139)
- 6702 基于权值分配及多特征表示的在线多示例学习跟踪 杨红红, 曲仕茹, 米秀秀 (2146)
- 6703 基于编队控制的自适应 HELLO 更新算法 黄绍城, 马林华, 茹乐, 蔡钊, 张嵩, 胡星 (2155)
- 6704 PR 方程和 WS 混合规则预测灭火瓶氮气充填量 陈梦东, 谢永奇, 郭祥祥, 余建祖, 马伟 (2162)
- 6705 脱粘尺寸对复合材料单加筋板压缩性能的影响 冀赵杰, 关志东, 黎增山, 薛斌 (2169)
- 6706 前体边条控制技术对航向静稳定性的影响 闻静, 王延奎, 邓学莹 (2180)
- 6707 k/N 系统维修时机与备件携行量联合优化 张永强, 徐宗昌, 呼凯凯, 胡春阳 (2189)
- 6708 一种用于运动目标捕获的行星轮差动式欠驱动臂 王清川, 全齐全, 邓宗全, 侯绪研 (2198)
- 6709 基于 LS-DYNA 直齿轮动态啮合特性分析 刘彦雪, 王建军, 张涛 (2206)
- 6710 一种功能梯度 Timoshenko 梁的损伤识别方法 邓昊, 程伟 (2214)
- 6711 民机起飞爬升梯度适航符合性数学仿真评估 孟祥光, 王立新, 刘海良 (2222)
- 6712 基于 LMI 的输出反馈 μ 控制器求解 李喆, 高元楼, 李佩林 (2231)
- 6713 双 β 衰变半衰期的唯象学研究 肖杨, 耿立升 (2238)
- 6714 氯离子和温度对铝合金在冷却液中腐蚀的影响 陈鑫, 田文明, 李松梅, 高叔伦, 刘建华 (2243)
- 6715 基于宽窄带微多普勒信息的进动目标特征提取 赵双, 鲁卫红, 冯存前, 贺思三, 李靖卿 (2250)
- 6716 结合短帧优先的权重轮询 AFDX 端系统发送策略 杨景中, 葛红娟, 吴双, 徐媛媛 (2258)
- 6717 PN 码相位精确测量的累加最小二乘法 张波, 郭英, 齐子森, 张东伟, 张坤峰 (2265)

北京航空航天大学学报 2016 年第 42 卷第 11 期 (总第 285 期)

- 6718 月面钻进真空环境模拟装置的设计与验证 丁希仑, 刘舒婷, 张涛 (2271)
- 6719 双向旋转柱面气膜密封性能数值模拟与参数优化 马纲, 杨卫如 (2279)
- 6720 四轮驱动汽车牵引力控制策略 姜立标, 丘华川, 吴中伟, 刘巍, 程铖 (2289)
- 6721 海基 JPALS 的多参考一致性检验算法 冯涛, 毛峡, 宋成 (2299)
- 6722 冲击位置对斜搭接接头冲击后拉伸性能的影响 聂恒昌, 徐吉峰, 关志东, 黎增山, 冀赵杰, 谭日明 (2306)
- 6723 奇异谱分析在故障时间序列分析中的应用 王鑫, 吴际, 刘超, 牛文生, 张华, 张奎 (2321)
- 6724 基于稳定分簇的移动自组织网络路由协议 黄金科, 樊晓光, 万明, 嵇真福, 杨永建, 陈少华 (2332)
- 6725 面向集群环境的虚拟化 GPU 计算平台 杨经纬, 马凯, 龙翔 (2340)
- 6726 旋翼/平尾气动干扰对直升机配平特性的影响分析 谭剑锋, 吴超, 王浩文, 林长亮 (2349)
- 6727 基于场景控制特征的安全性需求分析方法 朱丹江, 姚淑珍, 谭火彬 (2358)
- 6728 基于故障行为模型的产品寿命分析方法 查国清, 井海龙, 陈云霞, 康锐 (2371)

- 6729 未来航空燃料原料可持续性研究 赵晶, 郭放, 隋鲁卿, 杨晓奕 (2378)
- 6730 回转体倾斜入水空泡及弹道特性试验 宋武超, 王聪, 魏英杰, 许昊 (2386)
- 6731 基于子阵激励能量匹配的多子阵交错阵列设计 李龙军, 王布宏, 夏春和, 刘新波, 曹帅 (2395)
- 6732 开放空腔壳体入水流场结构及流体动力特征研究 路中磊, 魏英杰, 王聪, 孙铁志 (2403)
- 6733 ARINC 653 分区实时系统的主时间框架设计 谭龙华, 杜承烈 (2413)
- 6734 基于 EHW 和 RBT 的电路故障自修复策略性能分析 张峻宾, 蔡金燕, 孟亚峰 (2423)
- 6735 基于重叠因子优化的超流体陀螺量程扩展设计 赵玉龙, 任元, 沈怀荣 (2436)
- 6736 基于二级声辐射模型的地面声场高效预测方法 王菲, 史勇杰, 徐国华 (2445)
- 6737 俯仰操纵方式对自转旋翼机操稳特性的影响 林清, 蔡志浩, 闫坤, 王英勋 (2454)
- 6738 再生型壳与 ZTC4 熔体的界面稳定性 柴连静, 程序, 吴国清, 王红, 南海 (2466)
- 6739 基于 LADRC 的无人机高精度定高控制 齐鹏远, 王勇, 张代兵 (2472)
- 6740 CICQ 结构中逼近 work-conserving 的分组调度算法 张元昊, 熊庆旭 (2481)
- 6741 含泡沫镍中间层陶瓷/不锈钢接头微观组织和性能 张羽, 朱颖, 郭伟, 齐丹, 祁泽武 (2488)
- 6742 微处理器中含噪热传感器位置分布优化方法 李鑫, 李鑫, 杨金孝, 程元乐 (2495)
- 6743 2×2 X 信道和 PTP 信道并存网络的自由度 郭倩倩, 刘锋, 曾连荪, 覃闻铭 (2501)
- 6744 基于改进 ELECTRE 法的舰船气流场方案评估方法 张修远, 常欣, 李想, 杨放青 (2507)
- 6745 电火花穿孔加工中管状电极振动幅值特性 于志强, 佟浩, 李勇, 柴永生, 王志强, 李朝将 (2516)
- 6746 基于优化信任评估的 Ad Hoc 安全路由协议 陈少华, 樊晓光, 褚真福, 黄金科, 孙贤明 (2524)
- 6747 基于 CEEMDAN 的雷达信号脉内细微特征提取法 王文哲, 吴华, 王经商, 张强 (2532)
- 6748 升力体飞行器能量近似最优倾斜转弯飞行策略 杨丁, 刘明, 杨凌霄, 杨明, 葛亚杰 (2540)
- 6749 惯导系统动基座传递对准可观性分析 黄帅, 蔡洪, 丁智坚 (2548)

北京航空航天大学学报 2016 年第 42 卷第 12 期 (总第 286 期)

- 6750 小型涡扇发动机燃油控制规律 苏志刚, 张凌霄, 邓甜 (2555)
- 6751 严格随机正则 $(3, s)$ -SAT 模型及其相变现象 周锦程, 许道云, 卢友军, 代寸宽 (2563)
- 6752 粒子群优化粒子滤波的接收机自主完好性监测 王尔申, 曲萍萍, 庞涛, 蓝晓宇, 陈佳美 (2572)
- 6753 FC-AE-1553 网络的“并发交换式”动态带宽调度机制 吴少俊, 赵光恒, 王立芊, 展月英, 王进, 王洪祥 (2579)
- 6754 面向总体性能的高速飞行器布局优化 邓帆, 焦子涵, 付秋军, 陈林, 田书玲, 张栋 (2587)
- 6755 基于智能驱动器的软体机器人系统 史震云, 朱前成 (2596)
- 6756 翅尖轨迹对食蚜蝇悬停时气动特性的影响 牟晓蕾, 许娜 (2603)
- 6757 弹用电磁继电器贮存退化试验及其寿命预测方法 王召斌, 符赛, 尚尚, 翟国富 (2610)
- 6758 星敏传感器杂散光抑制方法及仿真分析 李洋, 廖志波, 穆生博, 张庭成 (2620)
- 6759 含铰链间隙板式卫星天线展开精度分析 丁建中, 王春洁 (2625)
- 6760 高精度法矢下切剖面自适应的凸曲面射线寻迹 李尧尧, 苏东林, 刘焱, 杨照 (2632)
- 6761 基于模型迁移方法的高超声速飞行器建模 王浩亮, 李清东, 任章, 赵启伦, 董希旺, 刘菲 (2640)
- 6762 超磁致伸缩作动器小回线动态 J-A 模型 高晓辉, 刘永光, 裴忠才 (2648)
- 6763 带螺旋静叶诱导轮的气蚀性能 李欣, 李家文, 王珏, 刘中祥 (2654)
- 6764 蜂窝壁缺失所致应力集中分析 石晓飞, 席平, 宋玉旺, 李如, 石晓娟 (2662)
- 6765 不同后掠角三角翼的静态地面效应数值模拟 秦云鹏, 刘沛清, 屈秋林, 黄列伟 (2669)

- 6766 1 + 3/2 级对转涡轮气动性能试验研究 吴中野, 方祥军, 贲思涵, 赵大勇 (2676)
- 6767 智慧城市多模式数据融合模型 张义, 陈虞君, 杜博文, 蒲菊华, 熊璋 (2683)
- 6768 扰动形状对钝头体非对称流动的影响 齐中阳, 王延奎, 沙永祥, 王磊 (2691)
- 6769 航行器低速斜入水运动规律 李永利, 冯金富, 齐铎, 杨健, 胡俊华, 徐保伟 (2698)
- 6770 相控阵天线快速校准方法 王焕菊, 孙厚军 (2709)
- 6771 通用导弹雷达罩曲面分片展开系统的开发 李正洲, 肖天航, 昂海松, 陆召严 (2715)
- 6772 饱和时序下防空相控阵雷达动态优先级调度算法
..... 张浩为, 谢军伟, 师俊朋, 李靖卿, 盛川 (2722)
- 6773 飞机结构件自动编程中转角构建方法及算法 崔志伟, 郑国磊 (2730)
- 6774 转动副临界角分析及其在四连杆机构中的应用 张洁, 王丹, 陈五一 (2738)
- 6775 基于动态步长的无人机三维实时航迹规划
..... 张帅, 李学仁, 张建业, 张鹏, 李博, 赵晓林 (2745)
- 6776 大斜视直升机载太赫兹 ViSAR 振动补偿成像算法 孙伟, 孙进平, 张远, 张耀天 (2755)
- 6777 复合材料仿骨缝齿接结构建模与力学特性分析 毛伟, 王文智, 何利军, 张超 (2762)

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2016 Vol. 42 Total Contents

(Sum 275 ~ Sum 286)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2016 Vol. 42 No. 1 (Sum 275)

6434	A new composite multi-field-of-view optical sensor and its navigation method	JIANG Jie, ZHENG Jiayi, LING Sirui (1)
6435	Generalized linear regression model based on functional data analysis	WANG Huiwen, HUANG Lele, WANG Siyang (8)
6436	UH model considering expansion of soils and its finite element implementation	LUO Ting, ZHANG Panpan, YAO Yangping, LIU Yuemiao, CHEN Liang, CAO Shengfei (13)
6437	Electric vehicle energy economy based on braking intention identification	JI Fenzhu, DU Farong, ZHU Wenbo (21)
6438	Theory analysis of system instantaneous availability under uniform distribution	YANG Yi, REN Sichao, YU Yongli (28)
6439	Performance evaluation of fault diagnosis system based on Bayesian network	YU Jinsong, SHEN Lin, TANG Diyin, LIU Hao (35)
6440	Parameter estimation method based on beta-likelihood function	WANG Xiaohong, LI Yuxiang, YU Chuang, WANG Lizhi (41)
6441	Dynamic analysis of air system with fast transients in shaft failure event	LIU Chuankai, LI Yuanyuan, LI Yanru, JIANG Hongchao, DING Shuiting (47)
6442	Effects of W-doping on formation energy of oxygen vacancy in TiO_2	ZHU Linggang, ZHOU Jian, SUN Zhimei (54)
6443	Structure design and motion mode analysis of a six wheel-legged robot	XU Kun, ZHENG Yi, DING Xilun (59)
6444	Chordwise attenuation of heat transfer performance on inner surface of hot-air anti-icing system	BU Xueqin, PENG Long, LIN Guiping, ZHOU Ying (72)
6445	Trajectory optimization method of aircraft endurance flight based upon control surface trimming	LIU Fan, WANG Lixin, CAI Weimin (79)
6446	Stability analysis and optimization for pneumatic cabin pressure regulating system	ZHENG Xinhua, XIE Lili, REN Junxue (87)
6447	Global-best guided fuzzy cuckoo search algorithm and its application	QIN Qiang, FENG Yunwen, XUE Xiaofeng (94)
6448	Integrated method of knowledge and data for quantitative reliability modeling	HAO Zhipeng, ZENG Shengkui, GUO Jianbin, MA Jiming, LI Qilin (101)
6449	Design and simulation of controllable aircraft main landing gear operating actuator	HUANG Chen, JIA Yuhong (112)
6450	Gliding reentry vehicle lateral/directional coupling attitude control strategy	SHI Linan, LI Huifeng, ZHANG Ran (120)
6451	Active disturbance rejection control method on load relief system for launch vehicles	YANG Weiqi, XU Zhi, TANG Shuo, ZHANG Yingying (130)
6452	Effect of rotor-stator interaction on film-cooling of turbine blade	LI Hongyang, ZHENG Yun (139)
6453	Life up and down method for determining WFD average behavior of aircraft structures	ZHANG Jianping, SHI Xinhong, ZHANG Jianyu, ZHENG Xiaoling (147)
6454	Investigation of mixed convection of supercritical pressure RP-3 in vertical round tube	JIA Zhouxia, XU Guoqiang, WEN Jie, LONG Xiaodong, WANG Yue (152)
6455	Analysis of strain in electromagnetic V-shaped bending of 2024-T3 aviation aluminum alloy plate	XIONG Weiren, WANG Wenping, WAN Min, LI Xinjun (158)
6456	Analysis of wings effects on locust-like robot air posture	CHEN Kewei, CHEN Diansheng, ZHANG Ziqiang, ZHANG Benguang (165)
6457	Experimental analysis on flow past circular cylinder attached to frontal splitter plate	ZHOU Xiao, HU Ye, WANG Jinjun (172)
6458	Research on fault diagnosis based on multi-signal flow graph and branch-and-bound algorithm	LIANG Shuang, YU Jinsong, TANG Diyin, JIANG Yang (180)
6459	Influence of side boundary condition on compression performance of aluminum alloys stiffened panels	XU Rongzhang, GUAN Zhidong, JIANG Siyuan (187)

6460	Combat capability requirement generation of shipborne area air defense based on analytic rules	XU Junfei, XING Changfeng, WU Ling (193)
6461	Algorithm for recognizing and constructing rib feature based on constrained Delaunay triangulation	ZHOU Min, ZHENG Guolei, LUO Zhibo, CHEN Shulin (201)
Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2016 Vol. 42 No. 2 (Sum 276)		
6462	Experimental analysis on micro-structure of three-dimensional full five-directional braided composites	LIU Zhenguo, YA Jixuan, LIN Qiang, WANG Yibo, HU Long (211)
6463	Transfer learning for activity pattern in smart environment	WANG Chengliang, WANG Yunpeng (218)
6464	Failure criterion and durability characteristics of metal rubber under static compression load	MA Yanhong, ZHANG Qicheng, ZHANG Dayi, ZHU Haixiong, LU Hongwei, HONG Jie (227)
6465	Influence of hydro-ski load reducing performance corresponding on some parameters	GAO Xiaopeng, SUN Peicheng, DONG Zushun, WU Bin, WEI Keke (236)
6466	Pseudo-multi-source-sampling complex domain FastICA for impact location	YUAN Mei, NIU Ben, DONG Shaopeng, YU Liang (243)
6467	Analysis on aircraft cylinder seal property based on mixed lubrication theory	OUYANG Xiaoping, XUE Zhiquan, PENG Chao, GUO Shengrong, ZHOU Qinghe, YANG Huayong (251)
6468	Influence of rotor-stator interaction on rotor blade flutter characteristics	YANG Hui, LI Zhenpeng (258)
6469	Oil film analysis of swash plate/slipper pair based on CFD	MA Jiming, SHEN Yayong, LI Qilin (265)
6470	Sequential-image-based space object 3D reconstruction	ZHANG Haopeng, WEI Quanmao, ZHANG Wei, WU Junfeng, JIANG Zhiguo (273)
6471	Simulation of prey stopping process by spider webs based on finite element method	YU Hui, YANG Jialing, LIU Hua (280)
6472	Test and numerical simulation on shear property of 3D braided composite straight pin	HU Long, LIU Zhenguo, WANG Yibo, LIN Qiang, YA Jixuan (287)
6473	Calculation method of blade element aerodynamic loads based on small perturbation theory	WANG Wei, LI Dongsheng, LIU Chun (294)
6474	Representation of complex geological velocity model based on level set method	ZHANG Jianxing, YANG Qin, MENG Xianhai, LI Jigang (303)
6475	Object detection and segmentation algorithm in complex dynamic scene	XU Bing, NIU Yanxiong, LYU Jianming (310)
6476	Tensile performances of mechanically fastened repairs of composite laminates	NIE Hengchang, TAN Riming, GUO Xia, GUAN Zhidong (318)
6477	Gene backup number selection method for embryonics cell	ZHU Sai, CAI Jinyan, MENG Yafeng, PAN Gang (328)
6478	Research on flying quality of unmanned helicopter	CHEN Nanyu, MENG Zhijun, HUANG Jun (337)
6479	Analysis on contact characterizations of new looseproof pipeline connection	LIU Yu, WANG Jianjun (345)
6480	Collocation interval analysis method for gust response	LYU Zheng, QIU Zhiping (351)
6481	Analysis on aerodynamic characteristics of morphing wing with flexible trailing edge	CHENG Chunxiao, LI Daochun, XIANG Jinwu, SHI Qinghua (360)
6482	Failure mode and effects analysis method based on fuzzy TOPSIS	DU Hanheng, PENG Chong (368)
6483	Group-target signal separation based on time-frequency enhancement and total variation	LI Jingqing, FENG Cunqian, ZHANG Dong, CHEN Rong (375)
6484	Evaluation and analysis method of aviation seat crashworthiness	LI Mengxiao, XIANG Jinwu, REN Yiru, ZHANG Xiaoyu, LUO Zhangping (383)
6485	Thermal-structure coupling analysis and research of MSCMG	HAN Weitao, LIU Gang, SUN Jinji, TANG Jiqiang (391)
6486	Effects of Ni particles with different morphologies on electro-optical properties of nematic liquid crystal	XU Lihong, ZHAO Dongyu, LIU Bin, ZHOU Wei, GUO Lin (400)
6487	5-axis tool path smoothing to improve machine tool motion	LI Xiaodong, NING Tao, CHEN Zhitong (406)
6488	Fractional tap-length algorithm for adaptive filters under maximum correntropy criterion	LIU Chunhui, QI Yue, DING Wenrui, ZHANG Wenqiu (413)

- 6489 Structural reliability analysis based on dimensionality reduction and Edgeworth series
..... MENG Guangwei, FENG Xinyu, LI Feng, ZHOU Liming (421)
- 6490 Design of control law for ejection seat under adverse attitudes
..... MAO Xiaodong, LIN Guiping, YU Jia (426)
- 6491 Hot-rolling batch scheduling in round steel production with flexible maintenance planning
..... WANG Lei, ZHAO QiuHong, XU Shaoyun (435)
- 6492 Heading sensitive drift behavior model for platform inertial navigation system under long-term storage
..... HUANG Xiaokai, ZHANG Chao, HU Fang, LIU Shouwen (444)
- 6493 Surface temperature distribution of molten pool by ultra high frequency pulsed GTAW
..... YANG Zhou, QI Bojin, YANG Mingxuan (452)
- 6494 Multi-valued decision diagram based reliability modeling of warm standby systems
..... ZHAI Qingqing, YANG Jun, PENG Rui, ZHAO Yu (459)
- 6495 Phase retrieval for multiple-wavelength in-line digital holography
..... LI Yan, XIAO Wen, PAN Feng (465)
- 6496 Large angle maneuvering control for missiles based on improved Terminal sliding mode method
..... MA Yueyue, TANG Shengjing, GUO Jie (472)
- 6497 Power upshift control strategy of torque-assist AMT
..... LU Jiapeng, LI Youde, HAN Peng, CHENG Xiusheng (481)
- 6498 Heat transfer characteristics of axial piston pump slipper pair
..... TANG Hesheng, YIN Yaobao, LI Jing (489)
- 6499 Local feature descriptor based on nonparametric marginal integration estimation
..... ZHENG Mingguo, WU Chengdong, CHEN Dongyue, JIA Tong, JIN Yonghu (497)
- 6500 Fault diagnosis method based on extension rule-based reasoning
..... WEN Tianzhu, XU Aiqiang, WANG Yiping (506)
- 6501 Correction of contrast distortion image based on nonlinear transform of histogram
..... GAO Ming, QIN Shiyin (514)
- 6502 Missile competing fault prediction based on degradation data and fault data
..... CONG Linhu, XU Tingxue, WANG Qian, DONG Qi (522)
- 6503 Body-flap attitude control method for lifting re-entry vehicle
..... WANG Zhi, LI Huifeng, BAO Weimin (532)
- 6504 Stage-wise multidisciplinary design optimization for multi-stage solid launch vehicle
..... MA Shuwei, LI Jinglin, CHEN Xi, CHEN Wanchun (542)
- 6505 Improved Jacobi iterative method for hybrid grid and its application
..... HUANG Yu, YAN Chao, YUAN Wu (551)
- 6506 Vision guide based teaching programming for industrial robot
..... NI Ziqiang, WANG Tianmiao, LIU Da (562)
- 6507 Cold standby n -component repairable system with repairman vacation
..... WEN Yanqing, CUI Lirong, LIU Baoliang (569)
- 6508 Reliability assessment method of nonlinear step-stress accelerated degradation data
..... CAI Zhongyi, CHEN Yunxiang, ZHANG Zhengmin, XIANG Huachun (576)
- 6509 Effect of pneumatization degree of temporal bone air cell on vascular pulsatile tinnitus
..... YANG Jiemeng, WANG Lizhen, TIAN Shan, LIU Zhaohui, FAN Yubo (583)
- 6510 Scattering characteristics simulation and experimental analysis of precession cone target
..... YE Taoshan, HUANG Peilin, SHU Changyong, WANG Ying, PENG Yaokun (588)
- 6511 Spacecraft electrical signal classification method based on improved artificial neural network
..... LI Ke, WANG Quanxin, SONG Shimin, SUN Yi, WANG Jun (596)
- 6512 First-principles investigation of Heusler alloys $M_2\text{CoA}$ ($M = \text{Mn}, \text{Ti}; A = \text{Al}, \text{Si}$)
..... LIN Daobin, SA Baisheng, ZHOU Jian, SI Chen, SUN Zhimei (602)
- 6513 Fluid-pipe coupling axis vibration characteristics induced by foundation vibration
..... LIU Sen, ZHANG Huailiang, PENG Huan (610)
- 6514 Low-temperature brazing wettability research of LD30 aluminum alloy and 304 stainless steel
..... XIONG Huan, QU Wenqing (619)
- 6515 Heat conduction analysis for simplified model of large scale space deployable structure
..... YANG Juntan, QIU Zhiping, LYU Zheng, LI Qi (625)
- 6516 Simulation and analysis on electromagnetic impulse force of electro-impulse de-icing system
..... YUAN Qihang, LIN Guiping, LI Guangchao, SHEN Xiaobin, BU Xueqin (632)

- 6517 Hardware-in-the-loop simulation method and influence analysis of missiles considering body elasticity
..... LIU Li, WANG Yansong, ZHOU Sida, ZHANG Wulong (639)

- 6518 Method of face gear grinding-honing machining based on aviation environment
..... WANG Yanzhong, ZHAO Hongpu, LAN Zhou, HOU Liangwei, ZHONG Yang (646)
- 6519 Dynamic pressure characteristics analysis for double-cavity model of air system
..... DING Shuiting, CHE Weiwei, LIU Chuankai (654)
- 6520 Kinematics modeling and simulation of seed implantation robot for prostate tumors
..... ZHANG Yongde, LIANG Yi, BI Jintao, XU Yong (662)
- 6521 Chattering-free sliding mode guidance law with impact angle constraint
..... ZHOU Weidong, CHEN Yankui, XIONG Shaofeng (669)
- 6522 Carbon nanotubes thin film sensor and characterization of its strain sensing
..... NIE Peng, ZHANG Daguo, CHEN Yanhai, LU Shaowei, HAN Jiao (677)
- 6523 Integrated physiological model for mental workload assessment and prediction of aircraft flight deck display interface
..... LU Kun, WEI Zongmin, ZHUANG Damin, WANYAN Xiaoru (685)
- 6524 Properties of pendulum motion of tether tugging system and its stable control
..... ZHAO Guowei, ZHANG Xingmin, TANG Bin, SUN Liang (694)
- 6525 Adaptive backstepping control method used in DCMSGMG gimbal servo system
..... LI Haitao, YAN Bin (703)
- 6526 Network selection algorithm based on cell attractor selection scheme
..... XIA Haiying, ZENG Cheng, CAI Fengtian, ZHOU Wei (711)
- 6527 Output-feedback sliding mode control for MIMO affine extremum seeking systems
..... ZUO Bin, ZHANG Lei, LI Jing (718)
- 6528 Alliance algorithm of converging feedback network on P2P real-time media streaming
..... SHEN Mengru, ZHANG Jinyu (728)
- 6529 Research on automatic tracking system for directional antenna of UAV
..... ZHA Changliu, DING Xilun, YU Yushu, WANG Xueqiang (737)
- 6530 Dynamic strength valuation method of pipeline structures under preload
..... WANG Shuai, ZHANG Mingming, LIU Zhen, JIA Liang, RONG Kelin (745)
- 6531 Damage resistance property of stiffened composite panels under low-velocity impact
..... JI Zhaojie, GUAN Zhidong, LI Zengshan (751)
- 6532 A full-resolution motion compensation method used for real-time digital image stabilization
..... ZHAI Bo, ZHENG Jin, WANG Yue (762)
- 6533 Performance characteristics of single rotor compound helicopter
..... CAO Fei, CHEN Ming (772)
- 6534 Intelligent target following strategy design for UAV against multi-threats
..... QI Xiaoming, WEI Ruixuan, ZHOU Kai (780)
- 6535 Motion parameters estimation method of single walking human
..... SUN Zhongsheng, WANG Jun, SUN Jinping, ZHANG Yaotian, YUAN Changshun, XIANG Hong (789)
- 6536 An efficient method for estimating various variance-based sensitivity indices
..... YUN Wanying, LYU Zhenzhou, MU Shanshan (796)
- 6537 Adaptive simple WENO limiter-discontinuous Galerkin method for Euler equations
..... WU Zeyan, WANG Lifeng, WU Zhe (806)
- 6538 Reliability robust design of tracked vehicle torque axis with multiple failure modes
..... LIU Zhe, TAO Fenghe, JIA Changzhi (815)
- 6539 Added mass of trans-media moving object
..... ZHANG Xiaoqiang, FENG Jinfu, LIN Ke, HU Junhua (821)
- 6540 Gap filling method for space environment data based on singular spectrum analysis
..... LIU Shuai, LI Zhi, GONG Jiancun, LIN Ruilin, MA Zhihao (829)
- 6541 Frequency measurement of wing-tip vortex instability by flow visualization
..... XUE Dong, PAN Chong, LI Guangchao (837)
- 6542 Diagnostic strategy building method based on MDP
..... LIANG Yajun, XIAO Mingqing, SONG Haifang, YANG Zhao, LIANG Peng (844)
- 6543 Optimization on stealth aircraft RCS models using Bayesian-MCMC estimation
..... DAI Xiaoxia, CAO Chen, FENG Yuan (851)
- 6544 Estimation of space manipulator random vibration signals with poor information based on grey bootstrap method
..... WANG Qiyue, WANG Zhongyu, WANG Yanqing, YAO Zhenjian (858)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2016 Vol. 42 No. 5 (Sum 279)

- 6545 Crack initiation approach for durability analysis on aircraft structures of a fleet
..... HE Xiaofan, SUI Fangyuan, WANG Tianshuai, LI Yuhai (865)
- 6546 Integral kinematic calibration of 6PUS parallel mechanism
..... FAN Rui, LI Xi, WANG Dan (871)
- 6547 Multi-objective topological optimization of heat insulation structures used in high-speed train
..... LI Minggao, LI Ming, HAN Lu, ZHAO Hongzhe (878)

- 6548 Improved particle filter algorithm based on chaos particle swarm optimization
..... WANG Ershen, PANG Tao, QU Pingping, LAN Xiaoyu (885)
- 6549 Aeroengine sensor data reconstruction with missing data
..... ZHOU Yuan, ZUO Hongfu, HE Jun (891)
- 6550 Test method of elliptical hydraulic bulging based on constant strain rate
..... SUN Zhijia, YANG Xiying, LANG Lihui (899)
- 6551 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)
- 6552 Potential production of microalgae aviation fuel and CO₂ emissions reduction in China
..... REN Haitao, GUO Fang, YANG Xiaoyi (912)
- 6553 Eliminating magnetic disturbance of satellites by method of magnetic field gradient tensor measurement
..... ZHANG Yiteng, LI Lei, ZHOU Bin, WANG Jindong, FENG Yongyong (920)
- 6554 Approach based on template for engineering drawing
..... CHEN Youdong, LI Jianyou, YOU Wei (927)
- 6555 Cooperative localization algorithm of multi-UAVs based on dynamic hybrid belief propagation
..... WAN Jiuqing, BU Shaocong, ZHONG Liping (934)
- 6556 Effects of cowl design on aerodynamic performance of airfoil with BLI
..... XIANG Yang, WU Jianghao, ZHANG Yanlai (945)
- 6557 Profile optimization of multi-diversion combination inducer and impeller
..... LI Jia, LI Huacong, WANG Shuhong, XU Xuan (953)
- 6558 Analytical solutions of steady glide trajectory for hypersonic vehicle and planning application
..... HU Jinchuan, ZHANG Jing, CHEN Wanchun (961)
- 6559 Test and characterization model on fatigue behavior for pre-corroded metallic aircraft materials
..... FU Yu, XIONG Junjiang (969)
- 6560 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)
- 6561 Hopping ability of gas fuel powered hopping robot on different grounds
..... LUAN Yunguang, WANG Huaming, ZHAO Dongbiao, WANG Yang, CHEN Fenghong (984)
- 6562 Thermal flux compression algorithm to enhance RRAM reliability
..... XIANG Zhongyuan, ZHANG Feng (992)
- 6563 Aeroservoelastic instability failure analysis in special wind tunnel test
..... TANG Bo, WU Zhigang, YANG Chao, MA Chengji (999)
- 6564 SEU soft error effect modeling and simulation method for navigation satellite
..... FAN Jiping, JIAO Jian, ZHAO Haitao, ZHAO Tingdi (1008)
- 6565 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)
- 6566 Time-varying convex optimization for spare parts inventory considering passivation
..... SONG Changhao, GUO Linhan, WANG Naichao, MA Lin (1025)
- 6567 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)
- 6568 Combat capability requirement generation of warship area air defense based on constrained optimization
..... XU Junfei, XING Changfeng, WU Ling (1039)
- 6569 Corrosion resistance of sulfuric-adipic acid film for 2198 aluminum alloy
..... WANG Xuefei, LI Songmei, LIU Jianhua, YU Mei, LI Yingdong (1046)
- 6570 A multi-Agent negotiation based collaborative optimization application in satellite design
..... DONG Yunfeng, WEI Xiaona, HAO Zhao (1055)
- 6571 Adaptive evaluation method based on analytic hierarchy process
..... ZHANG Yaotian, ZHANG Xucheng, JIA Mingshun, XUE Xiangshang (1065)
- 6572 Optimization of double-impulse rendezvous using gradient-splitting interval optimization algorithm
..... LIU Qi, ZHU Hongyu (1071)
- 6573 Pressure oscillation characteristics of n-butanol/kerosene mixture in non-premixed combustor
..... XU Sai, XU Quanhong, LIN Yuzhen, HUO Weiye, QIN Hao (1079)
- 6574 Finite thrust spacecraft approaching trajectory planning based on genetic programming
..... WEI Xiaona, DONG Yunfeng, HAO Zhao (1085)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2016 Vol. 42 No. 6 (Sum 280)

- 6575 SVM fault diagnosis of autopilot based on quantum inspired gravitational search algorithm
..... LI Haitao, HE Yuzhu, SONG Ping (1093)
- 6576 Effect of air cooled spraybar heat insulation sleeve height on performance of mixer and diffuser
..... LIU Youhong, ZHOU Kaifu, NIU Junjie (1099)
- 6577 Integrated single X-ray pulsar and starlight navigation based on virtual observation value
..... YANG Bo, HU Shengman, SUN Hui, XU Fan (1107)
- 6578 Omnidirectional true proportional navigation: Novel guidance law for interception of high-speed targets
..... BAI Guoyu, SHEN Huairong, LI Yuan, YAN Liang (1116)

- 6579 Vertical profile planning method for general aviation flight in complex multi-constraints conditions WANG Xiaoliang, MA Yabing, WANG Peng, WU Renbiao (1126)
- 6580 SVRM-assisted soil moisture retrieval method using reflected signal from BeiDou GEO satellites YANG Lei, WU Qiulan, ZHANG Bo, LIANG Yong, HONG Xuebao, ZOU Wenbo (1134)
- 6581 Sensor placement method based on bond graph models LING Mu, YUAN Haiwen (1142)
- 6582 Rapid modeling of impingement pipe in turbine blade LI Jixing, XI Ping (1149)
- 6583 Best position to apply an impulse in a planar swing-by JIA Jianhua, LYU Jing, WANG Qi (1156)
- 6584 SIFs of interfacial crack using generalized extended finite element method SU Yi, WANG Shengnan, LU Longkun (1162)
- 6585 Model providing QoS guarantee for feedback-free MAC in aeronautical Ad Hoc networks GAO Xiaolin, HAN Feng, YAN Jian, LU Jianhua (1169)
- 6586 Practical nonlinear control allocation method based on feedback of position of surface LYU Yongxi, ZHANG Weiguo, SHI Jingping, QU Xiaobo, CAO Yuyan (1176)
- 6587 Reliability evaluation of radar power amplification system considering epistemic uncertainty PAN Gang, SHANG Chaoxuan, LIANG Yuying, CAI Jinyan, MENG Yafeng (1185)
- 6588 Numerical analysis of unstable combustion developing process in model combustor FENG Wei, NIE Wansheng, LI Bin, ZHENG Gang (1195)
- 6589 Optimized dictionary learning algorithm for compressive data gathering YI Kefu, WANG Donghao, WAN Jiangwen (1203)
- 6590 Some influence factors in aerodynamic heat transfer numerical simulation of jet-interaction flow LIN Boxi, YAN Chao, LI Yachao (1210)
- 6591 New method of scatterers association and 3D reconstruction based on multi-hypothesis tracking BI Yanxian, WEI Shaoming, WANG Jun, ZHANG Yaotian, SUN Zhongsheng, YUAN Changshun (1219)
- 6592 Multipath mitigation algorithm with hierarchical search based on MEDLL YE Jinyu, KOU Yanhong (1228)
- 6593 Similarity-based remaining useful life prediction method under varying operational conditions LI Qi, GAO Zhanbao, LI Shanying, LI Baoan (1236)
- 6594 Influence of primary swirl offset on downstream flowfield of dual-swirl cup LIU Chengchuan, XU Quanhong, YU Bowen (1244)
- 6595 Effects of RP-3's wall coke deposition on flow resistance under supercritical pressure WANG Yue, GUO Jun, DENG Hongwu, HUANG Haoran, JIA Zhouxia (1250)
- 6596 New moving target monitoring mode with Hybrid-TOPS of spaceborne SAR WANG Yamin, CHEN Jie, YANG Wei, ZHAO Songtao (1256)
- 6597 Active flutter suppression for two-dimensional wing based on command filtered adaptive backstepping constrained control GOU Yiyong, LI Hongbo, DONG Xinmin, SHI Chao, SUN Chaojiao (1263)
- 6598 Experimental study on flight performance of dragonfly during climbing GAO Qian, ZHENG Mengzong, LI Zhiping, LI Qiushi (1271)
- 6599 Path tracking for visual navigation based on H_2/H_∞ WU Chengliang, CAO Yunfeng, ZHUANG Likui, XIE Ye, DING Meng (1279)
- 6600 Task planning for CE-3 rover's manipulator to probe in place based on SA* algorithm ZHANG Tao, JU Hehua (1286)
- 6601 Radio signal separation algorithm under strong interference based on convolutive blind separation GUO Xiaotao, WANG Xing, ZHOU Dongqing, CHEN You, CHENG Siyi (1295)
- 6602 Airship's longitudinal motion impact analysis based on coupling ballonet YOU Yingjie, MI Panpan, LYU Mingyun, LIU Wending (1303)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2016 Vol. 42 No. 7 (Sum 281)

- 6603 Two-dimensional layered materials of transition metal dichalcogenides ZHANG Qianfan, GAO Lei, TIAN Hongzhen, XU Zhongfei, WANG Yapeng (1311)
- 6604 Link awareness-based OLSR routing algorithm for airborne highly dynamic networks MA Linhua, ZHANG Song, RU Le, XU Yang, TIAN Yu, YU Yunlong (1326)
- 6605 Multicast wireless NoC mapping based on network coding CHEN Yiou, TAN Fang, LING Xiang (1335)
- 6606 Numerical simulation and experiment in high-speed cutting superalloy GH4169 FAN Xiaoliang, WU Xuehua, WANG Jinfeng, KANG Wenli (1344)
- 6607 Design of dynamic total variance and its fast algorithm WANG Lixin, LI Can, JIANG Zhou, ZHU Zhanhui, TIAN Ying (1352)
- 6608 Scheduling method for double-cluster tools with parallel chambers based on capacity constraint resource ZHOU Binghai, LI Ming (1361)
- 6609 Dynamic modeling and flutter analysis of a fin-actuator system ZHANG Renjia, WU Zhigang, YANG Chao (1368)

- 6610 Torque ripple reduction strategy for magnet suspended reactive flywheel brushless DC motor TANG Jiqiang, WANG Yingxu, ZHOU Xinxiu (1377)
- 6611 Route planning algorithm for configuring airborne pseudolites ZENG Lingchuan, LI Dapeng, QU Yi, REN Aiai, GONG Yingkui (1388)
- 6612 Double fuzzy sliding mode control for EHA based on feedback linearization optimal sliding surface ZHANG Zhen, LI Haijun, ZHU Defang (1398)
- 6613 Mental fatigue characteristics based on EEG analysis FAN Xiaoli, NIU Haiyan, ZHOU Qianxiang, LIU Zhongqi (1406)
- 6614 Fault-tolerant control for hypersonic vehicle with system uncertainty PENG Cheng, WANG Xinmin, XIE Rong, MU Lingxia (1414)
- 6615 Threat evaluation of air-targets for key positions air-defense under dynamic fire access LIU Jingshu, JIANG Wenzhi, LEI Yuyao, DAI Jinjin (1422)
- 6616 Flare longitudinal control for approach and landing of reusable launch vehicle HAO Xianwei, WANG Yong, YANG Ye, GUO Tao, ZHANG Daibing (1432)
- 6617 BLDC motor commutation position optimization strategy based on bus current ZHANG Qian, FENG Ming (1441)
- 6618 Diagnosis method of simultaneous fault with incomplete information SUN Weichao, XU Aiqiang, LI Wenhai (1449)
- 6619 Theoretical model for a porous projectile striking on flat rigid anvil LIU Hu, LIU Hua, YANG Jialing (1461)
- 6620 Equivalent modeling method of open thin-walled beam under action of transverse stiffening member DENG Hao, CHENG Wei (1469)
- 6621 Design of solar-powered aircraft configuration for reducing trim loss QUE Jianfeng, WANG Weijun, WU Yu (1479)
- 6622 Automatic learning of Bayesian network structure using graph model and learning algorithm SHEN Lin, YU Jinsong, TANG Diyin, LIU Hao (1486)
- 6623 Optimal inventory modeling of spare parts multi-indenture multi-echelon under multi-constraints CAI Zhiming, JIN Jiashan, CHEN Yanqiao (1494)
- 6624 Investigation of temperature fluctuation in loop heat pipe under acceleration fields XUE Hao, XIE Yongqi, DAI Hua, YU Jianzu, MA Wei (1502)
- 6625 Damage detection of structures with interval uncertain parameters YANG Juntan, QIU Zhiping, LI Qi (1509)
- 6626 Formation flight control method of multiple UAVs based on guidance route WU Juncheng, ZHOU Rui, DONG Zhuoning, CHE Jun (1518)
- 6627 Adaptive reentry guidance based on on-board trajectory iterations ZHAO Di, SHEN Zuojun (1526)
- 6628 Robust LPV control design based on HOSVD SUN Bin, YANG Lingyu, ZHANG Jing (1536)
- 6629 Mimetic electric potential energy motion planning algorithm for aircraft HE Renke, WEI Ruixuan, ZHANG Qirui, XU Zhuofan (1543)
- 6630 Heavy helicopter-slung-load coupling system flying qualities in closed-loop state ZHU Xiaoyu, CAO Yihua, CAO Long (1550)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2016 Vol. 42 No. 8 (Sum 282)

- 6631 Experimental research on vibration control of composite plate with piezoelectric networks LI Lin, SONG Zhiqiang, YIN Shunhua, LI Chao (1557)
- 6632 Adaptive terminal sliding mode guidance law with impact angle constraint YANG Suochang, ZHANG Kuanqiao, CHEN Peng (1566)
- 6633 Technology for power processing unit used in high power electric propulsion LI Feng, KANG Qing, XING Jie, LI Yalin (1575)
- 6634 An accurate modeling method for random drift of MEMS gyro WANG Kedong, WU Yuxia (1584)
- 6635 Assessing network security situation quantitatively based on information fusion WEN Zhicheng, CHEN Zhigang, TANG Jun (1593)
- 6636 Information-theoretic ensemble clustering on web texts WANG Yang, YUAN Kun, LIU Hongfu, WU Junjie, BAO Xiuguo (1603)
- 6637 Comparative analysis on primary parameters of loitering munitions of different propulsion systems HAO Feng, CHANG Min, TANG Shuo (1612)
- 6638 3D obstacle avoidance method and simulation for unmanned helicopter MENG Zhijun, PING Xueshou, CHEN Xuzhi (1619)
- 6639 Synthesis and electrochemical performance of lithium-rich cathode material WEI Xin, ZHANG Shichao, LIU Guanrao, YANG Puheng, MENG Juan, LI Honglei (1627)
- 6640 Combustion performance and range of coal-based Fischer-Tropsch aviation fuel ZHOU Guanyu, WANG Hongbo, WANG Zhichao, YANG Xiaoyi (1632)

- 6641 Impact of channel curvature on microgravity membrane gas-liquid separation performance ZHANG Wenwei, KE Peng (1639)
- 6642 Free-chattering fractional order sliding mode control of integrated electro-hydraulic servo pump
..... YANG Rongrong, FU Yongling, WANG Yan, WANG Deyi, GUO Jianwen, ZHANG Ling (1649)
- 6643 Rendering algorithm with color coherence for dynamic electromagnetic environment
..... FENG Xiaomeng, WU Lingda, YU Ronghuan (1659)
- 6644 Method of time-to-go estimation based on predicted crack point
..... LI Yuan, ZHAO Jiguang, BAI Guoyu, YAN Liang (1667)
- 6645 Condition prediction of liquid propellant rocket engine based on process neural networks
..... NIE Yao, CHENG Yuqiang, WU Jianjun (1675)
- 6646 Symplectic weighted discontinuous Galerkin method with minimal phase-lag
..... ZHU Shuai, ZHOU Gang, LIU Xiaomei, WENG Shilie (1682)
- 6647 Tube numerical controlled bending quality prediction based on machine learning
..... GE Yulong, LI Xiaoxing, LANG Lihui, CHENG Pengzhi (1691)
- 6648 Highly maneuvering hypervelocity-target tracking algorithm based on ST-SRCKF
..... FANG Jun, DAI Shaowu, XU Wenming, ZOU Jie, Wang Yongting (1698)
- 6649 Dynamic modeling and simulation analysis of robot driver's mechanical legs
..... LIU Kunming, XU Guoyan, YU Guizhen (1709)
- 6650 Angular momentum management of space station based on pole placement
..... DANG Qingqing, JIN Lei, XU Shijie (1715)
- 6651 Correlation loss caused by GNSS receiver front-end processing for strong signals
..... PAN Hongchen, KOU Yanhong (1724)
- 6652 Fuzzy time-variant reliability analysis of mechanical structure based on generalized degradation
..... SUN Xuan, ZHANG Jianguo, WANG Pidong, PENG Wensheng (1731)
- 6653 Simulation test platform of electrostatic damage based on three-dimensional field-and-road coordinated method
..... ZHANG Xin, BAI Chaoping (1739)
- 6654 Influence of inconsistency of GNSS anti-jamming antenna array on MUSIC algorithm
..... YU Lihong, QIN Honglei, LI Wutao, LANG Rongling (1747)
- 6655 Radiator threat evaluating method based on rough set and information entropy
..... FAN Xiangyu, WANG Hongwei, SUO Zhongying, CHEN You, YANG Yuanzhi (1755)
- 6656 Object contour extraction based on image feature analysis
..... WANG Tian, ZOU Zilong, QIAO Meina (1762)
- 6657 Simulation and analysis of active cancellation stealth based on LFM wave
..... BIAN Xiaochen, HUANG Peilin, JI Jinzu (1769)
- 6658 Dynamic surface control for quadrotor unmanned air vehicle
..... FANG Xu, LIU Jinkun (1777)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2016 Vol. 42 No. 9 (Sum 283)

- 6659 Micro-immune optimization algorithm for solving probabilistic optimization problems
..... ZHANG Zhuhong, ZHANG Renchong (1785)
- 6660 Detection of skin desoldering defect in Ti-alloy honeycomb structure using lock-in infrared thermography test
..... ZHOU Zhenggan, HE Pengfei, ZHAO Hanxue, FAN Jin (1795)
- 6661 Enhanced switched-inductor quasi-Z-source inverter
..... LI Zhengming, ZHANG Guosong, FANG Congcong (1803)
- 6662 Take-off and landing adaptability of A380-800 large aircraft on existing pavement
..... ZHANG Xianmin, LIU Xiaolan, DONG Qian (1812)
- 6663 Comprehensive assessment method of mission reliability based on FFMECA
..... CHEN Weidong, RAN Chenlong, ZHENG Qihui, HUANG Wenjun, LI Jianglong, XU Jiangtao (1819)
- 6664 Aircraft fuel volume calculation technique in state of variable velocity and attitude
..... YUAN Mei, HE Yiqiang, NIU Ben, DONG Shaopeng (1827)
- 6665 Simulation and analysis of data frequency mixing errors in IMU based on FOG
..... PAN Xiong, HUANG Yuqiong, ZHANG Shaobo, WANG Xiaoxiao, SONG Ningfang (1836)
- 6666 Accelerated degradation modeling method based on Inverse Gaussian processes with random parameters
..... WANG Haowei, TENG Kenan, XI Wenjun (1843)
- 6667 Differential game guidance law for dual and bounded controlled missiles
..... HUA Wenhua, MENG Qingling, ZHANG Jinpeng, ZHANG Yongjun (1851)
- 6668 Cooperative guidance law based on MPSC and CPN guidance method
..... LI Xinsan, WANG Lixin, WANG Mingjian, YAN Xunliang, LIU Guohui, DING Bangping (1857)
- 6669 Attitude control method within finite time globally for hypersonic vehicles
..... LIU Haidong, BAO Weimin, LI Huifeng, GONG Chunye, LIAO Yuxin (1864)
- 6670 FDTD parallel algorithm based on distributed platform
..... FENG Yuan, DAI Xiaoxia, TANG Xiaobin, GONG Xiaoyan (1874)
- 6671 Model transformation method from AADL2ECPN and its application in IMA
..... LIU Chang, GU Tao, ZHOU Qing, WANG Shihai, LI Zelin (1884)

- 6672 Dynamic Web service recommendation based on tensor factorization
..... ZHANG Wancai, LIU Xudong, GUO Xiaohui (1892)
- 6673 New approach for dynamics modeling of dual-arm cooperating manipulators
..... LIU Jia, LIU Rong (1903)
- 6674 Approach of credibility evaluation for testing system with small samples
..... WU Yunjie, WANG Jianmin, YANG Wenguang (1911)
- 6675 Improved schedulability analysis for multiprocessor mixed-criticality systems
..... CHEN Yao, LI Qiao, LU Jun, XIONG Huagang (1918)
- 6676 Life prediction of helicopter planetary carrier plate fatigue crack propagation
..... FAN Lei, WANG Shaoping, ZHANG Chao, KONG Dehe, MAO Yang (1927)
- 6677 Critical CTOA measurement based on quasi-static tensile test
..... LU Longkun, WANG Shengnan, WANG Zhao, SONG Enpeng (1936)
- 6678 Composite control for electric dynamic loading system based on fractional order iterative learning
..... LYU Shuaishuai, LIN Hui (1944)
- 6679 Bio-inspired navigation method based on constraint strategy under geomagnetic abnormal disturbance
..... LIU Kun, LIU Mingyong, YANG Panpan, LI Hong, PENG Xingguang (1952)
- 6680 Multi-variable variable gain controller design and simulation based on aero engine
..... LI Jia, LI Huacong, XU Xuan, WANG Shuhong (1958)
- 6681 Fillet modeling method in analysis of structural dynamic characteristics
..... DENG Hao, CHENG Wei (1969)
- 6682 Structure design of piezoelectric fans and research on influence of parameters
..... KONG Yue, LI Min, XIN Qingli (1977)
- 6683 Quantitative method of dynamic fault tree analysis for imperfect coverage system
..... LI Peichang, YUAN Hongjie, CAO Zhenya, ZHANG Hailong (1986)
- 6684 A pedestrian flow model at primary school gate after school
..... SHAO Yixiao, TANG Tieqiao, CHEN Liang (1992)
- 6685 Surface cracking and melting behavior of tungsten-vanadium alloys under thermal shock
..... DING Dan, ZHANG Ying, YUAN Yue, LYU Guanghong, LIU Xiang, ZHOU Zhangjian (1999)
- 6686 Wind tunnel test of rolling maneuver load alleviation
..... QIN Hangyuan, WU Zhigang, YANG Chao, DAI Yuting, MA Chengji (2008)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2016 Vol. 42 No. 10 (Sum 284)

- 6687 Application of synthetic aperture focusing technique to defect quantification for immersion ultrasonic testing
..... ZHOU Zhenggan, ZHOU Jianghua, ZHANG Kuanshuang, MA Liyin, SUN Guangkai (2017)
- 6688 Power dispatch of actuator of aircraft based on improved particle swarm optimization algorithm
..... SHI Shan, LIU Depeng, LI Chengmao (2024)
- 6689 Influence of copper particle pollution on transformer oil kinematic viscosity
..... CHEN Bin, HAN Chao, LIU Ge (2031)
- 6690 Effect of surface roughness on flow transition and heat transfer of turbine blade
..... LI Hongyang, ZHENG Yun (2038)
- 6691 Dynamic modeling and key error sources analysis of magnetically suspended sensitive gyroscopes
..... XIN Chaojun, CAI Yuanwen, REN Yuan, MIAO Cunxiao, ZHANG Liyuan (2048)
- 6692 Numerical study on nonlinear characteristics of Rayleigh-Taylor instability
..... KANG Ning, LI Yikai, HE Xu (2059)
- 6693 Performance analysis on structural dynamics of EIDI system
..... LI Guangchao, HE Jiang, LIN Guiping (2069)
- 6694 Qualitative analysis of a food chain model with alternative prey
..... LI Ya, HU Hanyan, LIN Junyi (2075)
- 6695 Multiple maneuvering targets tracking with unknown clutter density using PHD
..... YUAN Changshun, WANG Jun, ZHANG Yaotian, BI Yanxian, XIANG Hong (2082)
- 6696 Structure design and performance analysis of a new buffering leg
..... ZHANG Ziqiang, CHEN Diansheng, CHEN Kewei (2091)
- 6697 Fault diagnosis of particle filter nonlinear systems based on adaptive threshold
..... JIANG Dongnian, LI Wei (2099)
- 6698 Simulation and experiment of event-triggered control for inverted pendulum system
..... YU Hao, OUYANG Li, HAO Fei (2107)
- 6699 Research for ground-based astrodynamical experiment for spacecraft relative motion
..... QI Yu, SUN Jun, SHI Peng, ZHAO Yushan (2118)
- 6700 Cooperative path planning with reconnaissance duration time constraints
..... ZHU Qian, ZHOU Rui (2130)
- 6701 Production plan and integrated dispatch optimization of aircraft digital assembly
..... ZHAO Limin (2139)
- 6702 Tracking approach based on online multiple instance learning with weight distribution and multiple feature representation
..... YANG Honghong, QU Shiru, MI Xiuxiu (2146)
- 6703 Formation control-based adaptive update algorithm of HELLO message
..... HUANG Shaocheng, MA Linhua, RU Le, CAI Zhao, ZHANG Song, HU Xing (2155)

- 6704 Predicting filling mass of nitrogen in fire agent bottle based on Peng-Robinson equation of state with Wong-Sandler mixing rule
..... CHEN Mengdong, XIE Yongqi, GUO Xiangxiang, YU Jianzu, MA Wei (2162)
- 6705 Effects of debond size on compressional behavior of single-stiffened composite panels
..... JI Zhaojie, GUAN Zhidong, LI Zengshan, XUE Bin (2169)
- 6706 Effect of forebody strake control technology on static directional stability
..... WEN Jing, WANG Yankui, DENG Xueying (2180)
- 6707 Joint optimization of maintenance time and carrying spare parts for k -out-of- N system
..... ZHANG Yongqiang, XU Zongchang, HU Kaikai, HU Chunyang (2189)
- 6708 Differential planetary gears based underactuated arm for capturing moving target
..... WANG Qingchuan, QUAN Qiquan, DENG Zongquan, HOU Xuyan (2198)
- 6709 Dynamic meshing characteristics analysis of spur gears based on LS-DYNA
..... LIU Yanxue, WANG Jianjun, ZHANG Tao (2206)
- 6710 Damage identification method for functionally graded Timoshenko beams
..... DENG Hao, CHENG Wei (2214)
- 6711 Mathematical simulation and assessment of airworthiness compliance of climb gradient during takeoff of civil aircraft
..... MENG Xiangguang, WANG Lixin, LIU Hailiang (2222)
- 6712 Solution of output feedback μ controller based on LMI
..... LI Zhe, GAO Yuanlou, LI Peilin (2231)
- 6713 Phenomenological study of double-beta decay half-lives
..... XIAO Yang, GENG Lisheng (2238)
- 6714 Effect of chloride ion and temperature on corrosion of aluminum alloy in coolant
..... CHEN Xin, TIAN Wenming, LI Songmei, GAO Shulun, LIU Jianhua (2243)
- 6715 Feature extraction of precession targets based on wideband and narrowband micro-Doppler information
..... ZHAO Shuang, LU Weihong, FENG Cunqian, HE Sisan, LI Jingqing (2250)
- 6716 Short-frame prior scheduling with weighted round robin transmission strategy in AFDX terminal system
..... YANG Jingzhong, GE Hongjuan, WU Shuang, XU Yuanyuan (2258)
- 6717 Precise measurement of PN code phase by accumulative least square method
..... ZHANG Bo, GUO Ying, QI Zisen, ZHANG Dongwei, ZHANG Kunfeng (2265)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2016 Vol. 42 No. 11 (Sum 285)

- 6718 Design and verification of vacuum environmental simulation device for lunar surface drilling
..... DING Xilun, LIU Shuting, ZHANG Tao (2271)
- 6719 Numerical simulation and parameter optimization of seal property of bidirectional rotating cylinder gas film
..... MA Gang, YANG Weiru (2279)
- 6720 Control strategy of traction control system for four-wheel drive vehicle
..... JIANG Libiao, QIU Huachuan, WU Zhongwei, LIU Wei, CHENG Cheng (2289)
- 6721 Multiple reference consistency check algorithm for sea-based JPALS
..... FENG Tao, MAO Xia, SONG Cheng (2299)
- 6722 Tensile behavior of scarf joints after impact in different locations
..... NIE Hengchang, XU Jifeng, GUAN Zhidong, LI Zengshan, JI Zhaojie, TAN Riming (2306)
- 6723 Application of singular spectrum analysis to failure time series analysis
..... WANG Xin, WU Ji, LIU Chao, NIU Wensheng, ZHANG Hua, ZHANG Kui (2321)
- 6724 Stable cluster-based routing protocol for mobile Ad Hoc networks
..... HUANG Jinke, FAN Xiaoguang, WAN Ming, ZHUO Zhenfu, YANG Yongjian, CHEN Shaohua (2332)
- 6725 Virtualized GPU computing platform in clustered system environment
..... YANG Jingwei, MA Kai, LONG Xiang (2340)
- 6726 Analysis on influence of rotor/empennage aerodynamic interaction on helicopter trim characteristic
..... TAN Jianfeng, WU Chao, WANG Haowen, LIN Changliang (2349)
- 6727 Safety requirements analysis method based on control characteristics of scenarios
..... ZHU Danjiang, YAO Shuzhen, TAN Huobin (2358)
- 6728 Life analysis method for products based on failure behavior models
..... ZHA Guoqing, JING Hailong, CHEN Yunxia, KANG Rui (2371)
- 6729 Research of sustainable feedstock for future alternative aviation fuels
..... ZHAO Jing, GUO Fang, A Lusi, YANG Xiaoyi (2378)
- 6730 Experiment of cavity and trajectory characteristics of oblique water entry of revolution bodies
..... SONG Wuchao, WANG Cong, WEI Yingjie, XU Hao (2386)
- 6731 Design of array with multiple interleaved subarrays based on subarray excitation energy-matching
..... LI Longjun, WANG Buhong, XIA Chunhe, LIU Xinbo, CAO Shuai (2395)
- 6732 Flow field structure and fluid dynamic characteristics of semi-closed cylinder water-entry
..... LU Zhonglei, WEI Yingjie, WANG Cong, SUN Tiezhi (2403)
- 6733 Design of major time frame for ARINC 653 partitioned real-time systems
..... TAN Longhua, DU Chenglie (2413)
- 6734 Performance analysis of circuit fault self-repair strategy based on EHW and RBT
..... ZHANG Junbin, CAI Jinyan, MENG Yafeng (2423)

- 6735 Range extension design on superfluid gyroscope based on overlap factor optimization
..... ZHAO Yulong, REN Yuan, SHEN Huairong (2436)
- 6736 Efficient ground noise prediction method based on secondary noise radiation model
..... WANG Fei, SHI Yongjie, XU Guohua (2445)
- 6737 Influence of pitch manipulation modes on controllability and stability of autogyro
..... LIN Qing, CAI Zhihao, YAN Kun, WANG Yingxun (2454)
- 6738 Interfacial stability of regenerated moulds against molten ZTC4 alloy
..... CHAI Lianjing, CHENG Xu, WU Guoqing, WANG Hong, NAN Hai (2466)
- 6739 Precise height control for UAV based on LADRC
..... QI Pengyuan, WANG Yong, ZHANG Daibing (2472)
- 6740 Work-conserving-based packet scheduling algorithm for CICQ switches
..... ZHANG Yuanhao, XIONG Qingxu (2481)
- 6741 Microstructure and properties of ceramic/stainless steel joint with Ni foam interlayer
..... ZHANG Yu, ZHU Ying, GUO Wei, QI Dan, QI Zewu (2488)
- 6742 Optimization method of thermal sensor placement for microprocessor with noise
..... LI Xin, LI Xin, YANG Jinxiao, CHENG Yuanle (2495)
- 6743 Degrees of freedom of networks with coexistence of 2×2 X channel and point-to-point channel
..... GUO Qianqian, LIU Feng, ZENG Liansun, QIN Wenming (2501)
- 6744 Evaluation method of airflow field plan in warship based on improved ELECTRE method
..... ZHANG Xiuyuan, CHANG Xin, LI Xiang, YANG Fangqing (2507)
- 6745 Vibration amplitude characteristics of tubular electrode in EDM drilling
..... YU Zhiqiang, TONG Hao, LI Yong, CHAI Yongsheng, WANG Zhiqiang, LI Chaojiang (2516)
- 6746 Secure routing protocol based on optimized trust evaluation in Ad Hoc network
..... CHEN Shaohua, FAN Xiaoguang, ZHUO Zhenfu, HUANG Jinke, SUN Xianming (2524)
- 6747 Subtle intrapulse feature extraction based on CEEMDAN for radar signals
..... WANG Wenzhe, WU Hua, WANG Jingshang, ZHANG Qiang (2532)
- 6748 Energy suboptimal flight strategy of bank-to-turn maneuver for lifting vehicle
..... YANG Ding, LIU Ming, YANG Lingxiao, YANG Ming, GE Yajie (2540)
- 6749 Observability analysis for transfer alignment of inertial navigation system on moving base
..... HUANG Shuai, CAI Hong, DING Zhijian (2548)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2016 Vol. 42 No. 12 (Sum 286)

- 6750 Fuel control law of small size turbofan engine
..... SU Zhigang, ZHANG Lingxiao, DENG Tian (2555)
- 6751 Strictly regular random $(3, s)$ -SAT model and its phase transition phenomenon
..... ZHOU Jincheng, XU Daoyun, LU Youjun, DAI Cunkuan (2563)
- 6752 Receiver autonomous integrity monitoring based on particle swarm optimization particle filter
..... WANG Ershen, QU Pingping, PANG Tao, LAN Xiaoyu, CHEN Jiamei (2572)
- 6753 Dynamic bandwidth allocation mechanism with parallel and switching for FC-AE-1553 network
..... WU Shaojun, ZHAO Guangheng, WANG Liqian, ZHAN Yueying, WANG Jin, WANG Hongxiang (2579)
- 6754 Hypersonic vehicle shape optimal design based on overall performance
..... DENG Fan, JIAO Zihan, FU Qiuju, CHEN Lin, TIAN Shuling, ZHANG Dong (2587)
- 6755 Soft robot system based on intelligent driver
..... SHI Zhenyun, ZHU Qiancheng (2596)
- 6756 Effect of wing-tip trajectory on aerodynamics of hovering true hoverfly
..... MOU Xiaolei, XU Na (2603)
- 6757 Storage degradation testing and life prediction for missile electromagnetic relay
..... WANG Zhaobin, FU Sai, SHANG Shang, ZHAI Guofu (2610)
- 6758 Stray light suppressing technique and simulation for star sensor
..... LI Yang, LIAO Zhibo, MU Shengbo, ZHANG Tingcheng (2620)
- 6759 Deployment accuracy analysis of planar satellite antenna with joint clearances
..... DING Jianzhong, WANG Chunjie (2625)
- 6760 Convex surface ray tracing based on adaptive cutting surface adjustment under exact normal vector
..... LI Yaoyao, SU Donglin, LIU Yan, YANG Zhao (2632)
- 6761 Modeling of hypersonic vehicle via model migration method
..... WANG Haoliang, LI Qingdong, REN Zhang, ZHAO Qilun, DONG Xiwang, LIU Fei (2640)
- 6762 Minor loop dynamic Jiles-Atherton model in giant magnetostrictive actuator
..... GAO Xiaohui, LIU Yongguang, PEI Zhongcai (2648)
- 6763 Cavitation performance of inducer with helical static blades
..... LI Xin, LI Jiawen, WANG Jue, LIU Zhongxiang (2654)
- 6764 Stress concentration analysis of honeycomb with missing cell walls
..... SHI Xiaofei, XI Ping, SONG Yuwang, LI Ru, SHI Xiaojuan (2662)
- 6765 Numerical investigation to static ground effect of delta wings with different sweep angles
..... QIN Yunpeng, LIU Peiqing, QU Qiulin, HUANG Liewei (2669)
- 6766 Experimental research of $1 + 3/2$ contra-rotating turbine aerodynamic performance
..... WU Zhongye, FANG Xiangjun, LIU Siyong, ZHAO Dayong (2676)

6767 Multimodal data fusion model for smart city
..... ZHANG Yi, CHEN Yujun, DU Bowen, PU Juhua, XIONG Zhang (2683)

6768 Effects of perturbation geometry on behavior of asymmetric flow over blunt body
..... QI Zhongyang, WANG Yankui, SHA Yongxiang, WANG Lei (2691)

6769 Movement rule of a vehicle obliquely water-entry at low speed
..... LI Yongli, FENG Jinfu, QI Duo, YANG Jian, HU Junhua, XU Baowei (2698)

6770 Fast calibration method for phased array antenna
..... WANG Huanju, SUN Houjun (2709)

6771 Development of a generalized surface partition and projection system for missile radome
..... LI Zhengzhou, XIAO Tianhang, ANG Haisong, LU Zhaoyan (2715)

6772 Dynamic priority scheduling algorithm for air defense phased array radar in overload situations
..... ZHANG Haowei, XIE Junwei, SHI Junpeng, LI Jingqing, SHENG Chuan (2722)

6773 Corner building method and algorithm of automatic programing for aircraft structural parts
..... CUI Zhiwei, ZHENG Guolei (2730)

6774 Critical angle of revolute pin joint and its application in a four-bar mechanism
..... ZHANG Jie, WANG Dan, CHEN Wuyi (2738)

6775 UAV 3D real-time path planning based on dynamic step
..... ZHANG Shuai, LI Xueren, ZHANG Jianye, ZHANG Peng, LI Bo, ZHAO Xiaolin (2745)

6776 High squint helicopter-borne terahertz ViSAR vibration compensation imaging algorithm
..... SUN Wei, SUN Jinping, ZHANG Yuan, ZHANG Yaotian (2755)

6777 Modeling and machanical properties of composite bionic suture joint structures
..... MAO Wei, WANG Wenzhi, HE Lijun, ZHANG Chao (2762)

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,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,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,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,引言,正文,参考文献。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100083 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主 任 (主 编): 赵沁平

(以下按姓氏笔划为序)

副主任 (副主编): 丁希仑 王少萍 孙志梅 李秋实 李焕喜 杨嘉陵
苗俊刚 相 艳 徐立军 钱德沛 曹晋滨
编 委: 马殿富 王 琪 王 聪 邓小燕 王青云 王荣明 刘 宇
刘 红 江 洁 刘 强 闫 鹏 朱天乐 刘铁钢 齐铂金
陈万春 邹正平 苏东林 杨世春 沈成平 邱志平 宋知人
杨树斌 张晓林 杨晓奕 杨继萍 李惠峰 吴新开 张瑞丰
杨照华 宋凝芳 周 锐 林宇震 林贵平 战 强 姚仰平
胡庆雷 赵秋红 段海滨 赵巍胜 席 平 郭 宏 徐 洁
徐世杰 郭洪波 康 锐 翟 锦 熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

(原《北京航空学院学报》)

(月刊 1956 年创刊)

第 42 卷 第 12 期 2016 年 12 月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS
(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.42 No.12 December 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 JBUA

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

