



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



**2015-05**

Vol.41 No.5

## 目 次

5A06 和 2A12 铝合金在硫酸-己二酸中阳极氧化行为及膜层电化学性能 .....	刘建华, 高庆娜, 李英东, 李松梅, 于美 (757)
电缆长度辅助的光纤陀螺测斜仪组合测量方法 .....	张春熹, 林铁, 王璐, 李先慕, 徐美宝 (764)
基于光学微腔模式劈裂的角速率测量方法 .....	杨照华, 韩晓伟, 杨旭 (770)
Euler 方程的分裂型通量分裂双时间步隐式方法 .....	董海涛, 陈喆, 刘福军 (776)
飞翼布局无人机进排气影响及机理分析 .....	郁新华, 陶于金, 张琳, 高丽敏 (786)
多电飞机电气负载引起的电磁干扰 .....	肖春燕, 高帅 (793)
基于动态规划的飞机多交点装配离散公差优化 .....	谭昌柏, 匡衡 (802)
基于模糊聚类的模态参数全因素自动验证方法 .....	周思达, 周小陈, 刘莉, 杨武 (811)
基于 Esterel 的代码自动生成方法 .....	何炎祥, 喻涛, 刘健博, 徐超 (817)
拦截高速机动目标三维联合比例制导律设计 .....	李轶, 赵继广, 闫梁, 白国玉 (825)
含单边非完整约束飞机滑跑的建模与仿真方法 .....	徐梓尧, 王琪 (835)
复杂边界条件下的多跨梁的振动模型 .....	刘向尧, 聂宏, 魏小辉 (841)
压力传感器动态校准不确定度评定 .....	李强, 王中宇, 王卓然 (847)
带约束碰撞角的顺/逆轨制导律设计 .....	闫梁, 赵继广, 李轶 (857)
考虑禁飞区规避的预测校正再入制导方法 .....	赵江, 周锐, 张超 (864)
网络图中边集束优化问题 .....	姚中华, 吴玲达, 宋汉辰 (871)
复合材料应用对客机 DOC 影响的分析方法 .....	尹海莲, 余雄庆 (879)
胸鳍摆动推进模式机器鱼深度控制 .....	马宏伟, 毕树生, 蔡月日, 牛传猛 (885)
航天器表面污染物沉积变化和控制因子评估 .....	唐萍, 朱光武, 秦国泰, 李永平, 何玉梅 (891)
二元可变后缘翼型的鲁棒优化设计 .....	郑宇宁, 邱志平, 黄仁, 苑凯华 (897)
基于眼动数据的网络搜索行为预测方法 .....	卢万让, 贾云得 (904)
空战中协同干扰、探测、攻击任务分配 .....	冉华明, 周锐, 董卓宁, 车军 (911)
LY12CZ 铝合金的代铬酸快速阳极氧化技术 .....	姬振江, 朱立群, 刘慧丛, 李卫平 (919)
船身式水上飞机中高速静水滑行阻力估算 .....	孙建军, 马东立 (925)
协同交互情境下双视图耦合的多用户身份识别 .....	杨玉辉, 王伟杰, 万华根 (930)
基于多岛遗传算法的二维翼型吸气减阻优化 .....	赵德建, 王延奎, 周平, 李乾 (941)
准光系统中椭球面反射镜面截取方法 .....	刘大伟, 吴正勋, 吴铮, 刘凯 (947)
多因素影响下的起落架收放系统性能分析 .....	印寅, 聂宏, 魏小辉, 倪华近 (953)

CONTENTS

Oxidation behavior of 5A06 and 2A12 aluminum alloys in sulfuric-adipic acid and electrochemical property of anodic oxide film	LIU Jianhua, GAO Qingna, LI Yingdong, LI Songmei, YU Mei (757)
Integrated surveying method for FOG inclinometer aided by cable length	ZHANG Chunxi, LIN Tie, WANG Lu, LI Xianmu, XU Meibao (764)
Angular rate sensing based on mode splitting in an optical microresonator	YANG Zhaohua, HAN Xiaowei, YANG Xu (770)
Split-type implicit scheme using flux splitting and dual-time step for Euler equations	DONG Haitao, CHEN Zhe, LIU Fujun (776)
Influence of engine inlet and exhaust on flying wing UAV and its mechanism analysis	YU Xinhua, TAO Yujin, ZHANG Lin, GAO Limin (786)
Electromagnetic interference caused by electric load of more electric aircraft	XIAO Chunyan, GAO Shuai (793)
Discrete tolerance optimization for aircraft multi-joint assembly based on dynamic programming	TAN Changbai, KUANG Heng (802)
Fuzzy-clustering-based all-factor automatic validation approach of modal parameters of structures	ZHOU Sida, ZHOU Xiaochen, LIU Li, YANG Wu (811)
Automatic code generation method based on Esterel	HE Yanxiang, YU Tao, LIU Jianbo, XU Chao (817)
United-proportional-navigation law for interception of high-speed maneuvering targets	LI Yuan, ZHAO Jiguang, YAN Liang, BAI Guoyu (825)
Method for modeling and simulation of aircraft taxiing with unilateral and non-holonomic constraints	XU Ziyao, WANG Qi (835)
Vibration model for multi-span beam with arbitrary complex boundary conditions	LIU Xiangyao, NIE Hong, WEI Xiaohui (841)
Uncertainty evaluation for the dynamic calibration of pressure transducer	LI Qiang, WANG Zhongyu, WANG Zhuoran (847)
Guidance law with angular constraints for head-pursuit or head-on engagement	YAN Liang, ZHAO Jiguang, LI Yuan (857)
Predictor-corrector reentry guidance satisfying no-fly zone constraints	ZHAO Jiang, ZHOU Rui, ZHANG Chao (864)
Problems of network simplification by edge bundling	YAO Zhonghua, WU Lingda, SONG Hanchen (871)
Analysis of impact of use of composite materials on direct operating costs of airliners	YIN Hailian, YU Xiongqing (879)
Depth control of robotic fish propelled by oscillating paired pectoral fins	MA Hongwei, BI Shusheng, CAI Yueri, NIU Chuanmeng (885)
Changes of contamination deposition on spacecraft surface and evaluation of control factors	TANG Ping, ZHU Guangwu, QIN Guotai, LI Yongping, HE Yumei (891)
Robust design optimization of a two-dimensional airfoil with deformable trailing edge	ZHENG Yuning, QIU Zhiping, HUANG Ren, YUAN Kaihua (897)
Predicting web search behavior based on gaze data	LU Wanxuan, JIA Yunde (904)
Cooperative jamming-detecting-attacking task allocation in air combat	RAN Huaming, ZHOU Rui, DONG Zhuoning, CHE Jun (911)
Rapid anodizing technology replacing chromic acid for LY12CZ aluminum alloy	JI Zhenjiang, ZHU Liqun, LIU Huicong, LI Weiping (919)
Resistance evaluation for flying boats sliding at medium and high speed in calm water	SUN Jianjun, MA Dongli (925)
Multi-user identification based on double views coupling in cooperative interaction scenarios	YANG Yuhui, WANG Weijie, WAN Huagen (930)
Optimization of drag-reduction by suction using multi-island genetic algorithm	ZHAO Dejian, WANG Yankui, ZHOU Ping, LI Qian (941)
Study on the ellipsoidal reflector interception methods for quasi-optical systems	LIU Dawei, WU Zhengxun, WU Zheng, LIU Kai (947)
Retraction system performance analysis of landing gear with the influence of multiple factors	YIN Yin, NIE Hong, WEI Xiaohui, NI Huajin (953)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0330

# 5A06 和 2A12 铝合金在硫酸-己二酸中阳极氧化行为及膜层电化学性能



刘建华\*, 高庆娜, 李英东, 李松梅, 于美

(北京航空航天大学 材料科学与工程学院, 北京 100191)

**摘 要:** 以 5A06 和 2A12 铝合金为研究对象, 研究了 Al-Mg 和 Al-Cu 合金在硫酸-己二酸中阳极氧化行为及其氧化膜的电化学性能, 分析合金相对铝合金阳极氧化膜层结构以及耐蚀性的影响. 采用场发射扫描电子显微镜 (FE-SEM) 进行表面形貌观察, 采用动电位极化曲线、电化学阻抗谱 (EIS) 进行膜层的电化学性能评价. 结果表明: 2A12 铝合金恒电压阳极氧化过程中出现两个电流峰值, 这说明含铜相的溶解会影响阳极氧化过程; 2A12 铝合金膜层孔洞不规整, 连通现象严重, 含铜相的富集促进了氧气的产生, 影响了氧化膜的微观结构; 相同浸泡时间下, 5A06 铝合金氧化膜自腐蚀电位更高, 自腐蚀电流更低, 具有较高的耐蚀性, 这是由于 Al-Cu 合金的孔隙率要比 Al-Mg 合金高.

**关键词:** 2A12 铝合金; 5A06 铝合金; 氧化行为; 氧化膜形貌; 电化学性能

**中图分类号:** V252

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)05-0757-07

2A12 铝合金属于高强度硬铝, 主要强化相是  $S(\text{CuMgAl}_2)^{[1-2]}$  相, 其次是  $\text{CuAl}_2$ . 主要用于航空器蒙皮、隔框、翼肋、翼梁、铆钉等建筑与交通运输工具结构件. 5A06 铝合金主要强化相是  $\beta(\text{Mg}_5\text{Al}_8)$  相, 其主要特点为密度低、抗拉强度高、延伸率高.

Ma 等<sup>[3]</sup>对在包含复杂成分的硼酸槽液中 2A12 铝合金的阳极氧化的特征进行了研究, 结果表明多孔膜胞壁不连续, 膜中不含 Cu 元素, 而且阳极氧化电流-时间曲线呈现“马鞍”形. Felii 等<sup>[4]</sup>对硫酸阳极氧化过程中不同铝合金表面阳极氧化膜的特征进行了研究, 结果表明纯 Al 和 Al-Si-Mg 合金氧化膜耐蚀性相近, Al-Mg 合金氧化膜耐蚀性较差, Al-Cu 合金氧化膜耐蚀性最差. Fanny 等<sup>[5]</sup>对 7050 T74 和 2214 T6 封闭阳极氧化

膜的特征进行了研究, 结果表明 7050 T74 铝合金阳极氧化膜平滑均匀, 浸泡时间延长, 多孔层电阻  $R_p$  和阻挡层电阻  $R_b$  保持较高且稳定, 体现了较好的耐蚀性; 由于氧化过程中  $\text{Al}_2\text{Cu}$  相比基体溶解速度快, 2214 T6 铝合金阳极氧化膜不均匀,  $R_p$  与  $R_b$  随着浸泡时间延长迅速降低, 体现了较差的耐蚀性.

为了使 Al-Mg 合金和 Al-Cu 合金在不同领域得到更广泛的应用, 它们在不同槽液体系中的阳极氧化行为膜层结构和电化学性能一直是研究的热点.

本研究组对铝合金的硫酸-己二酸阳极氧化技术进行了大量的研究<sup>[6-9]</sup>, 发现其氧化膜具有很好的耐蚀性和抗疲劳性能. 本文对 5A06 和 2A12 铝合金在硫酸-己二酸中的阳极氧化膜层结

收稿日期: 2014-06-06; 录用日期: 2014-07-03; 网络出版时间: 2014-07-08 14:13

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0330.html

\* 通讯作者: 刘建华(1957—), 男, 湖南常德人, 教授, liujh@buaa.edu.cn, 主要研究方向为腐蚀与防护.

**引用格式:** 刘建华, 高庆娜, 李英东, 等. 5A06 和 2A12 铝合金在硫酸-己二酸中阳极氧化行为及膜层电化学性能[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 757-763. Liu J H, Gao Q N, Li Y D, et al. Oxidation behavior of 5A06 and 2A12 aluminum alloys in sulfuric-adipic acid and electrochemical property of anodic oxide film[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 757-763 (in Chinese).

构及电化学性能进行了研究,分析合金相对铝合金阳极氧化膜层结构以及耐蚀性的影响.

## 1 实验

### 1.1 实验材料

实验所用材料 2A12 铝合金(主要成分质量分数:Cu 4.5%,Mg 1.44%,Mn 0.6%,Si 0.06%,Fe 0.13%,Zn 0.02%,Ti 0.03%),5A06 铝合金(主要成分质量分数:Cu  $\leq$  0.10%,Mg 5.8%~6.8%,Si  $\leq$  0.40%,Zn  $\leq$  0.20%,Mn 0.50%~0.80%,Ti 0.02%~0.10%,Fe 0~0.400%). 试样尺寸为 840 mm  $\times$  360 mm  $\times$  2 mm. 将试样用砂纸打磨至 1 500 号后进行碱洗和出光,以除去材料表面的油污和自然氧化膜,之后立即进行阳极氧化处理.

### 1.2 阳极氧化实验

#### 1.2.1 恒电压阳极氧化

采用硫酸-己二酸阳极氧化(50 g/L 硫酸 + 10 g/L 己二酸),阳极氧化温度  $25 \pm 0.5^\circ\text{C}$ ,缓起 5 min 升压,15 V 恒压下阳极氧化 20 min. 分别对 2A12 铝合金及 5A06 铝合金进行阳极氧化,并记录电流与时间的关系曲线.

#### 1.2.2 恒电流极化

在  $1 \text{ mA/cm}^2$ ,  $2 \text{ mA/cm}^2$  的恒电流密度下,采用硫酸-己二酸阳极氧化(50 g/L 硫酸 + 10 g/L 己二酸),阳极氧化温度  $25 \pm 0.5^\circ\text{C}$ ,分别对 2A12 铝合金及 5A06 铝合金进行极化,并记录电压与时间的关系曲线.

### 1.3 氧化膜表面形貌观察

将恒电压阳极氧化膜进行喷金处理后,用场发射扫描电子显微镜(S-4800FE-SEM,日本 Hitachi 公司生产)观察阳极氧化膜层表面形貌.

### 1.4 动电位极化曲线测试

采用三电极体系与电化学工作站(PARSTAT 2273, Princeton Application Research, USA)进行电化学测试. 铝合金恒电压阳极氧化后的试样为工作电极,试样的测试面积约为  $1 \text{ cm}^2$ ,质量分数为 3.5% 的 NaCl 电解液,饱和甘汞电极为参比电极,铂电极为辅助电极( $5 \text{ cm}^2$ ). 采用动电位极化法,扫描速度为  $0.5 \text{ mV} \cdot \text{s}^{-1}$ ,扫描范围从  $-250 \sim 250 \text{ mV}$ (VS OCP).

### 1.5 电化学阻抗谱测试

电化学阻抗谱(Electrochemical Impedance Spectroscopy, EIS)测试在相同的三电极体系下进行. 电化学阻抗谱测试的外加激励信号幅值为  $\pm 10 \text{ mV}$ ,频率范围为  $0.1 \sim 10 \text{ MHz}$ .

## 2 结果与讨论

### 2.1 恒电压阳极氧化

图 1 所示为 5A06 和 2A12 铝合金阳极氧化电流与时间关系曲线. 依据阳极氧化电压阳极氧化过程可以分为两个阶段. ①以  $3 \text{ V} \cdot \text{min}^{-1}$  速度从 OCP 逐渐升高到 15 V. ②在 15 V 恒压下氧化 20 min. 图 1 中 2A12 电流密度与时间的曲线显示在第 1 阶段(120 s)电流密度以  $0.08 \text{ mA} \cdot \text{dm}^{-2} \cdot \text{min}^{-1}$  的速度直线上升,电流密度出现峰值  $0.65 \text{ mA} \cdot \text{dm}^{-2}$ ;紧接着电流密度锐减后,出现升压阶段最大值  $0.58 \text{ mA} \cdot \text{dm}^{-2}$  然后趋于稳定( $0.45 \text{ mA} \cdot \text{dm}^{-2}$ ). 电流峰值是由于含 Cu 合金相(如  $\text{Al}_7\text{Cu}_2\text{Fe}$  和  $(\text{Al}, \text{Cu})_6(\text{Fe}, \text{Cu})$  等)发生氧化,并伴随着氧气的产生造成的电流集中<sup>[10-12]</sup>. 而 5A06 电流密度与时间的曲线显示线性升压阶段在 280 s 之前电流密度直线上升,最大值为  $0.92 \text{ mA} \cdot \text{dm}^{-2}$ ;接着电流密度下降趋于稳定( $0.72 \text{ mA} \cdot \text{dm}^{-2}$ ). 由于 Cu 含量较少,没有出现电流峰值. 15 V 恒压下,5A06 铝合金氧化电流密度稳定值约是 2A12 铝合金的 2 倍. 氧化过程中  $\text{Mg}^{2+}$  离子向外迁移的速率是  $\text{Al}^{3+}$  离子的 1.5 倍,导致恒压条件下,Al-Mg 合金电流密度较大<sup>[13]</sup>.

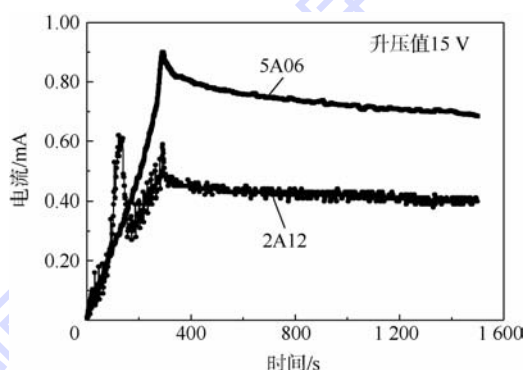


图 1 5A06 和 2A12 铝合金阳极氧化电流与时间关系曲线

Fig. 1 Curves of oxidation current and time response record of 5A06 and 2A12 aluminum alloys

### 2.2 恒电流极化

为了进一步描述阳极氧化过程中铝合金基体材料中不同的相组成所引起的电化学行为的变化,恒电流极化电位与时间的关系曲线如图 2 所示,在极化开始的瞬间,铝合金表面的电压近乎线性地迅速增大,而且电流密度越大,电压增加越快,表明在试样的表面形成了阻挡层,阻挡层随电流密度的增加而增厚;极化一段时间后,电压就几

乎不再增加<sup>[14]</sup>.但是同为  $1 \text{ mA} \cdot \text{cm}^{-2}$  的恒电流密度下,2A12 铝合金氧化电压稳定值约是 5A06 铝合金的 1.5 倍.在  $2 \text{ mA} \cdot \text{cm}^{-2}$  的恒电流密度下,2A12 铝合金从 3.6 V 开始直线斜率降低,是因为 Al-Cu 合金阳极氧化膜生长过程中,阳极氧化电场引起的高密度的离子化导致电子爆发似的增加,使氧气穿透阻挡层析出<sup>[15]</sup>;膜表面的吸收和大气压的影响,在正常的大气压下,极化过程中氧气泡不能立刻离开膜表面,因此氧气的出现干扰了电流密度的一致性<sup>[2]</sup>;电极有效面积降低,为了维持恒定的电流而引起电压降低从而导致直线斜率的降低;当氧气泡达到了表面吸收的稳定值,多孔层稳定生长时,曲线达到与 5A06 铝合金相同的稳定电压值 5 V.

吉布斯自由能,阳极氧化过程中发生优先氧化溶解<sup>[16]</sup>,从而导致 5A06 铝合金成膜效率高,膜层厚.

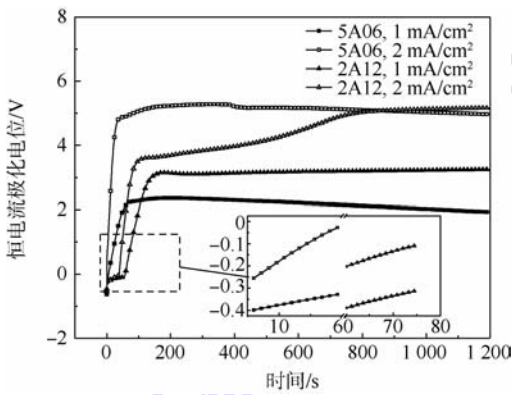


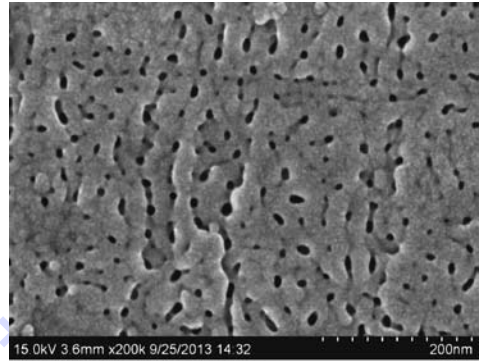
图2 恒电流极化电位与时间的关系曲线

Fig.2 Curves of constant current polarization potential and time

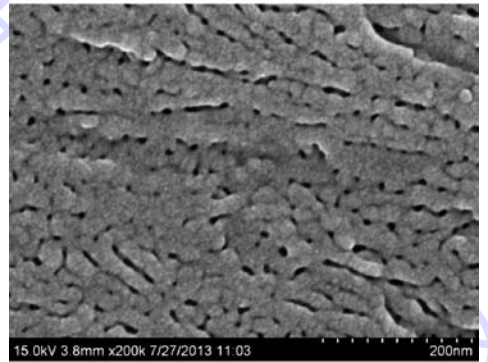
### 2.3 氧化膜微观形貌

图3所示为阳极氧化膜表面的场发射扫描电子显微镜(Field Emission-Scanning Electronmicroscopy, FE-SEM)照片.可以清楚看出不同铝合金阳极氧化膜表面的多孔形貌,5A06 铝合金氧化膜孔径为  $12 \sim 14 \text{ nm}$ ,孔隙率为  $9.6 \times 10^4 \mu\text{m}^{-2}$ ;2A12 铝合金氧化膜孔径为  $8 \sim 10 \text{ nm}$ ,孔隙率为  $1.21 \times 10^5 \mu\text{m}^{-2}$ ;相比于 5A06 铝合金氧化膜,2A12 铝合金氧化膜孔径小,孔隙率高.这是由于含铜合金相惰性较高,发生氧化需要的吉布斯自由能高于铝氧化的吉布斯自由能,在氧化膜与铝合金基体之间会发生 Cu 的富集,富集到一定程度,随着极化电压的升高,Cu 发生氧化,进入氧化膜,并伴随着氧气的产生,这一过程导致孔隙率升高,氧化膜连通现象严重<sup>[16]</sup>.

图4所示为阳极氧化膜截面的 SEM 照片.可以看出 5A06 铝合金膜层厚度为  $2.45 \mu\text{m}$ ,2A12 铝合金膜层厚度为  $1.82 \mu\text{m}$ .这是由于含 Mg 合金相的氧化吉布斯自由能小于 Al 的氧化



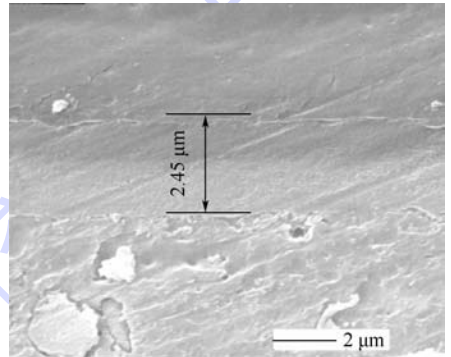
(a) 5A06



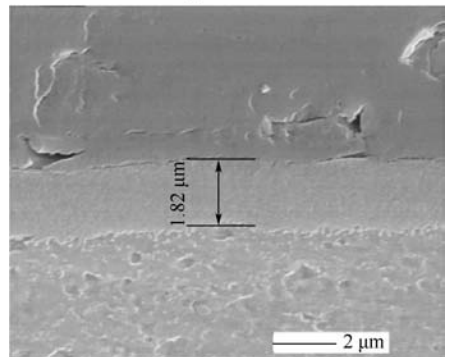
(b) 2A12

图3 阳极氧化膜表面 SEM 照片

Fig.3 SEM micrographs of anodic oxide film



(a) 5A06



(b) 2A12

图4 阳极氧化膜截面 SEM 照片

Fig.4 SEM cross section of anodic oxide film

## 2.4 氧化膜动电位极化曲线

图5(a)所示为2A12铝合金氧化膜在中性质量分数为3.5%的NaCl溶液中浸泡1 h和288 h后的极化曲线测试结果,图中 $E$ 为极化电压, $I$ 为极化电流.可以看出不同浸泡时间下,2A12铝合金氧化膜开路电位均位于 $-650 \sim -550$  mV(相对于SCE)之间,随浸泡时间的延长,自腐蚀电位升高,自腐蚀电流增大,耐蚀性降低.

图5(b)所示为5A06铝合金氧化膜分别在中性3.5% NaCl溶液中浸泡1 h和288 h后的极化曲线测试结果.可以看出浸泡288 h后,自腐蚀电位升高,自腐蚀电流减小,耐蚀性提高.

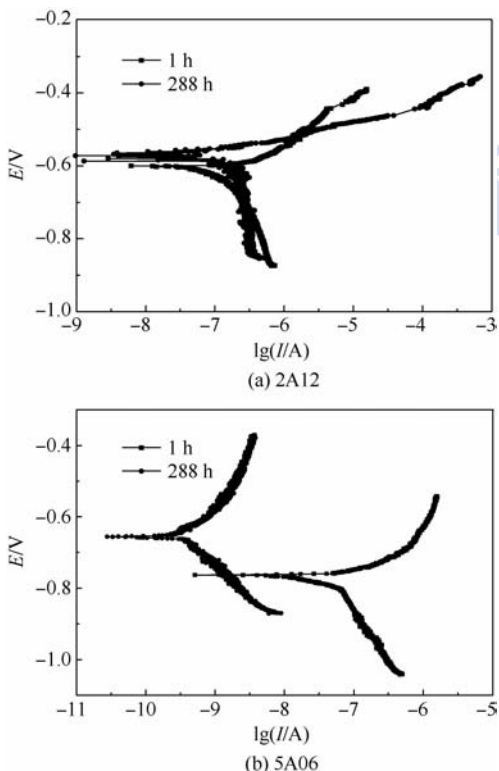


图5 2A12与5A06在NaCl溶液中浸泡不同时间后的极化曲线

Fig. 5 Polarization curves of 2A12 and 5A06 with different immersion time in NaCl solution

表征阳极特征的参数:腐蚀电流密度和腐蚀电位如表1所示.2A12铝合金氧化膜浸泡1 h后,自腐蚀电位为 $-0.612$  V,自腐蚀电流密度为 $0.683 \mu\text{A} \cdot \text{cm}^{-2}$ ;浸泡288 h后,自腐蚀电位为 $-0.584$  V,自腐蚀电流密度为 $2.145 \mu\text{A} \cdot \text{cm}^{-2}$ ;随浸泡时间的延长,自腐蚀电位升高,自腐蚀电流密度增大,耐蚀性降低.与图5(a)极化曲线所得规律一致.5A06铝合金氧化膜浸泡1 h后,自腐蚀电位为 $-0.771$  V,自腐蚀电流密度为 $0.446 \mu\text{A} \cdot \text{cm}^{-2}$ ;浸泡288 h后,自腐蚀电位为 $-0.660$  V,自腐蚀电流密度为 $0.001 \mu\text{A} \cdot \text{cm}^{-2}$ ;浸泡288 h后,自腐蚀

电位升高,自腐蚀电流密度减小,耐蚀性提高.与图5(b)极化曲线所得规律一致.浸泡相同时间后,相比于2A12铝合金氧化膜,5A06铝合金氧化膜自腐蚀电位高,自腐蚀电流密度低,充分表明相同浸泡时间下5A06铝合金氧化膜具有较高的耐蚀性.

表1 样品的腐蚀电流密度 $i_{\text{corr}}$ 和腐蚀电位 $E_{\text{corr}}$

Table 1 Corrosion current $i_{\text{corr}}$ and corrosion potential $E_{\text{corr}}$ of sample			
试样	浸泡时间/h	$E_{\text{corr}}/\text{V}$	$i_{\text{corr}}/(\mu\text{A} \cdot \text{cm}^{-2})$
2A12	1	-0.612	0.683
	288	-0.584	2.145
5A06	1	-0.771	0.446
	288	-0.660	0.001

## 2.5 氧化膜电化学阻抗谱测试

图6所示为氧化膜在质量分数为3.5%的NaCl溶液中浸泡1 h和288 h后的Phase图.2A12铝合金浸泡288 h后,由于电解液进入多孔层导致较高的导电性,阻挡层和多孔层靠近甚至交叉.但是,没有出现新的时间常数.由图5(a)可知,2A12铝合金氧化膜浸泡288 h后腐蚀电位较低而且阴极电流变化不大,表明 $\text{Cl}^-$ 的进入并没有破坏氧化膜的结构.5A06铝合金氧化膜表现出一定相似性,但随浸泡时间延长,相位角提升更显著.

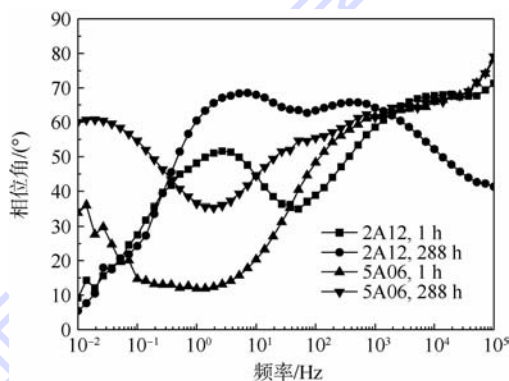


图6 氧化膜在NaCl溶液中浸泡不同时间后的Phase图  
Fig. 6 Bode diagram of oxide film with different immersion time in NaCl solution

2A12铝合金和5A06铝合金氧化膜浸泡不同时间后的交流阻抗谱图(EIS)如图7所示.描述封闭氧化膜的参数大部分都采用Hitzig等<sup>[17]</sup>的模型.图7(a)中 $Z$ 为阻抗, $f$ 为频率;图7(b)和图7(c)中 $Z_{\text{re}}$ 为阻抗的实部, $Z_{\text{img}}$ 为阻抗的虚部;图7(d)中 $R_s$ 为NaCl溶液电阻, $C_p$ 为多孔层电容, $R_p$ 为多孔层电阻, $C_b$ 为阻挡层电容, $R_b$ 为阻挡层电阻.

表2展示了由等效电路拟合后电化学阻抗谱

的参数, CPE(P) 为多孔层孔内的常相位角元件,  $\alpha_p$  为此元件对应的因子, CPE(B) 为阻挡层的常相位角元件,  $\alpha_b$  为此元件对应的因子. 相同浸泡时间下, 2A12 铝合金氧化膜的  $R_p$  值要比 5A06 铝合金氧化膜小, 这主要是因为 Al-Cu 合金氧化膜的孔隙率要比 Al-Mg 合金高, 而且 Al-Cu 合金氧化过程中成膜效率低<sup>[10]</sup>.  $R_b$  值一般反映阻挡层的防护性能, 其中, 厚度是重要影响因素之一. 阳极氧化膜的阻挡层电阻很大, 一般情况下  $R_b \geq 10^8 \Omega \cdot \text{cm}^2$ <sup>[18]</sup>, 而实验中测得 2A12 铝合金阳极氧化膜的阻挡层电阻  $R_b \approx 10^4 \Omega \cdot \text{cm}^2$ , 这主要是由于阳极氧化膜较薄,  $\text{Cl}^-$  仅需要很小的阻力就

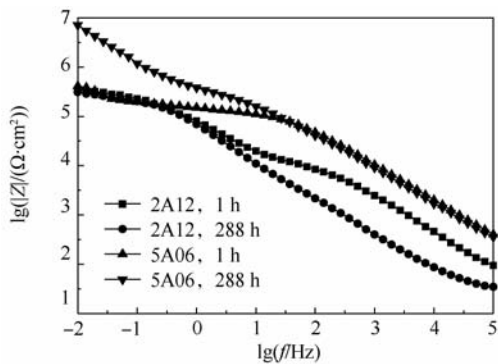
可以穿过阳极氧化膜的多孔层到达阻挡层<sup>[18-19]</sup>.

浸泡 288 h 后, 5A06 铝合金氧化膜  $R_p$  和  $R_b$  值提高,  $C_p$  值稳定,  $C_b$  值降低.  $C_b$  与阻挡层的厚度  $D_b$  有以下关系:

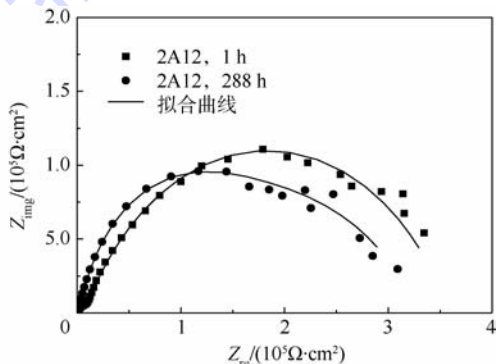
$$C_b = \varepsilon_0 \varepsilon_r S / D_b$$

式中:  $S$  为测试电极面积;  $\varepsilon_0$  为真空介电常数;  $\varepsilon_r$  为氧化铝介电常数.

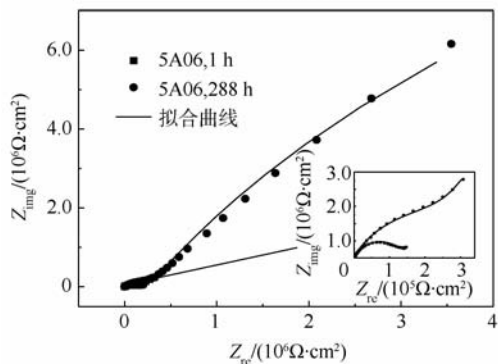
可见,  $C_b$  与  $D_b$  呈反比关系,  $C_b$  值降低表明阳极氧化膜  $D_b$  增大, 即浸泡 288 h 后, 5A06 铝合金阻挡层厚度增加, 优化阳极氧化膜的结构, 从而表现出较高的耐腐蚀性能, 与图 5(b) 极化曲线一致.



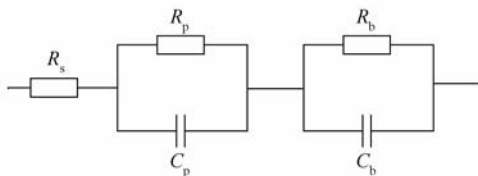
(a) Bode图



(b) 2A12 Nyquist图



(c) 5A06 Nyquist图



(d) 简单的等效电路

图 7 氧化膜在 NaCl 溶液中浸泡不同时间后的交流阻抗谱图

Fig. 7 EIS of oxide film with different immersion time in NaCl solution

表 2 样品 Nyquist 图拟合结果

Table 2 Fitting results of sample Nyquist graph

试样	时间/h	$R_p / (\text{k}\Omega \cdot \text{cm}^2)$	CPE(P)		$R_b / (\text{k}\Omega \cdot \text{cm}^2)$	CPE(B)		$D_b / \text{nm}$
			$C_p / (\mu\text{F} \cdot \text{cm}^{-2})$	$\alpha_p$		$C_b / (\mu\text{F} \cdot \text{cm}^{-2})$	$\alpha_b$	
2A12	1	7.657	0.507	0.80	361.2	3.52	0.69	2.70
	288	4.145	11.66	0.68	178.3	3.46	0.88	2.65
5A06	1	139.1	0.156	0.73	5010	16.9	0.60	0.52
	288	280.4	0.269	0.70	39860	1.26	0.78	7.03

### 3 结 论

1) 2A12 铝合金恒电压阳极氧化过程中出现两个电流峰值, 恒电流极化电压与时间的图像中出现斜率的突然降低. 这些现象说明含铜相会影

响阳极氧化过程, 含铜相的溶解产生了电流峰.

2) 氧化膜微观形貌图显示 2A12 铝合金膜层孔洞不规整, 连通现象严重. 这说明含铜相的富集促进了氧气的产生, 影响了氧化膜的微观结构.

3) 氧化膜动电位极化曲线和氧化膜电化学

阻抗谱测试结果显示:浸泡相同时间后,相比于2A12铝合金氧化膜,5A06铝合金氧化膜自腐蚀电位更高,自腐蚀电流密度更低,具有较高的耐蚀性.浸泡288 h后2A12铝合金氧化膜耐蚀性能降低,5A06铝合金氧化膜耐蚀性能提高.这与浸泡288 h后,5A06铝合金阻挡层厚度提高有关.

### 参考文献 (References)

- [1] de Miar M S, Skeldon P, Thompson G E. The behavior of second phase particles during anodizing of aluminum alloys [J]. *Corrosion Science*, 2010, 52(7): 2489-2497.
- [2] Garcia-Vergara S J, Khazmi K, Skeldon P, et al. Influence of copper on the morphology of porous anodic alumina [J]. *Corrosion Science*, 2006, 48(10): 2937-2946.
- [3] Ma S J, Luo P, Zhou H H. Preparation of anodic films on 2024 aluminum alloy in boric acid containing mixed electrolyte [J]. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*, 2008, 18(4): 825-830.
- [4] Feliu S Jr, Gonzalez J A, Lopez V. Characterization of porous and barrier layers of anodic oxides on different aluminum alloys [J]. *Journal Applied Electrochemistry*, 2007, 37(9): 1027-1037.
- [5] Fanny S, Christine B, Georges M. Characterization of sealed anodic films on 7050 T74 and 2214 T6 aluminum alloys [J]. *Surface and Coatings Technology*, 2002, 154(1): 94-103.
- [6] 刘建华, 刘洲, 于美, 等. 3种溶液体系下铝合金阳极氧化膜的性能 [J]. *中国有色金属学报*, 2012, 22(7): 2031-2039.  
Liu J H, Liu Z, Yu M, et al. Properties of aluminum alloy anodic films formed in three kinds of solutions [J]. *The Chinese Journal of Nonferrous Metals*, 2012, 22(7): 2031-2039 (in Chinese).
- [7] 刘建华, 李永星, 于美, 等. 三种无铬封闭方法对铝合金阳极氧化膜耐蚀性的影响 [J]. *材料热处理学报*, 2011, 32(10): 129-133.  
Liu J H, Li Y X, Yu M, et al. Effects of chromium-free sealing methods on corrosion resistance of anodic oxide films on aluminum alloy [J]. *Transactions of Materials and Heat Treatment*, 2011, 32(10): 129-133 (in Chinese).
- [8] 于美, 陈高红, 刘建华, 等. LY12CZ 铝合金的己二酸硫酸阳极氧化 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2012, 38(3): 363-379.  
Yu M, Chen G H, Liu J H, et al. Adipic-sulfuric acid anodizing for LY12CZ aluminum alloy [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012, 38(3): 363-379 (in Chinese).
- [9] 于美, 陈高红, 刘建华, 等. 己二酸对铝合金硫酸阳极氧化疲劳性能的影响 [J]. *金属热处理*, 2011, 36(6): 50-53.  
Yu M, Chen G H, Liu J H, et al. Effect of adipic acid on fatigue performance of sulfuric anodizing for aluminum alloy [J]. *Heat Treatment of Metals*, 2011, 36(6): 50-53 (in Chinese).
- [10] Curioni M, Skeldon P, Koroleva E, et al. Role of tartaric acid on the anodizing and corrosion behavior of AA 2024 T3 aluminum alloy [J]. *Journal of the Electrochemical Society*, 2009, 156(4): C147-C153.
- [11] de Miera M S, Curioni M, Skeldon P, et al. Modeling the anodizing behavior of aluminum alloys in sulphuric acid through alloy analogues [J]. *Corrosion Science*, 2008, 50(12): 3410-3415.
- [12] Curioni M, de Miera M S, Skeldon P, et al. Macroscopic and local filming behavior of AA2024 T3 aluminum alloy during anodizing in sulfuric acid electrolyte [J]. *Journal of the Electrochemical Society*, 2008, 155(8): C387-C395.
- [13] Zhou X, Thompson G E, Skeldon P. Film formation and detachment during anodizing of Al-Mg alloys [J]. *Corrosion Science*, 1999, 41(8): 1599-1613.
- [14] Song G, Atrens A, John D S T. The anodic dissolution of magnesium in chloride and sulphate solutions [J]. *Corrosion Science*, 1997, 39(10): 1981-2004.
- [15] Thompson G E. Porous anodic alumina: fabrication, characterization and applications [J]. *Thin Solid Films*, 1997, 297(1): 192-201.
- [16] Iglesias-Rubianes L, Garcia-Vergara S J, Skeldon P. Cyclic oxidation processes during anodizing of Al-Cu alloys [J]. *Electrochimica Acta*, 2007, 52(24): 7148-7157.
- [17] Hitzig J, Juttner K, Lorenz W J. AC-impedance measurements on corroded porous aluminum oxide films [J]. *Electrochemical Science and Technology*, 1986, 133(5): 887-892.
- [18] 钱建才, 李兵, 敖辽辉, 等. 2A12 铝合金表面聚苯胺/阳极氧化膜复合层电化学性能研究 [J]. *表面技术*, 2009, 38(5): 20-22.  
Qian J C, Li B, Ao L H, et al. Electrochemical behavior of polyaniline-anodized composite coating on 2A12 aluminum alloy [J]. *Surface Technology*, 2009, 38(5): 20-22 (in Chinese).
- [19] 钱建才, 邹洪庆, 吕基成. 聚苯胺掺杂对 2A12 铝合金阳极氧化复合膜耐蚀性的影响 [J]. *材料保护*, 2011, 44(2): 3-6.  
Qian J C, Zou H Q, Lv J C. Effect of doping polyaniline on corrosion resistance of anodizing composite coatings of 2A12 aluminum alloy [J]. *Journal of Materials Protection*, 2011, 44(2): 3-6 (in Chinese).

## Oxidation behavior of 5A06 and 2A12 aluminum alloys in sulfuric-adipic acid and electrochemical property of anodic oxide film

LIU Jianhua<sup>\*</sup>, GAO Qingna, LI Yingdong, LI Songmei, YU Mei

(School of Materials Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Anodic films of 5A06 and 2A12 aluminum alloys were obtained in sulfuric-adipic acid. The influence of alloy phase on anodic oxidation behavior, and the structure and corrosion resistance of the oxide film were analyzed. Electrochemical results were completed by the polarization curve and electrochemical impedance spectroscopy (EIS), and microstructure characterization of the anodic film was carried out by field emission-scanning electronmicroscopy (FE-SEM). 2A12 aluminum alloy showed two current peaks during anodization process, which shown that the dissolution of copper phase would influence the process of anodic oxidation. The pores of 2A12 anodic oxide film are not neat and have serious connectivity. Enrichment of copper phase promotes the production of oxygen. With the same soaked time, the corrosion potential of anodic oxide film on 5A06 is higher and corrosion current is lower than those of 2A12. The corrosion resistance of anodic oxide film on 5A06 is better. There properties all attributed to the higher porosity of Al-Cu alloy than that of Al-Mg alloy.

**Key words:** 2A12 aluminum alloy; 5A06 aluminum alloy; oxidation behavior; morphology of oxide film; electrochemical property

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0382

# 电缆长度辅助的光纤陀螺测斜仪组合测量方法



张春熹\*, 林铁, 王璐, 李先慕, 徐美宝

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)

**摘 要:** 为实现光纤陀螺(FOG)测斜仪高精度长时间测量,结合测井作业方式,提出基于卡尔曼滤波技术的电缆长度信息辅助的组合测量方法.介绍了捷联惯性测量系统(ISS)误差模型和电缆长度测量模型,设计了组合测量方法的总体方案,建立了组合测量系统误差状态模型及量测更新模型.采用半实物仿真计算对本文提出的组合测量方法进行了验证.仿真结果表明:14 400 s的仿真过程,井斜角误差小于 $0.02^\circ$ ,工具面角误差小于 $0.12^\circ$ ,方位角误差小于 $0.98^\circ$ ,位置误差小于47.5 m.相比纯惯性测量,误差得到了有效的抑制,保证了仪器长时间保精度的测量,提高了仪器的性能.

**关键词:** 光纤陀螺测斜仪; 电缆长度; 误差模型; 卡尔曼滤波; 组合测量

**中图分类号:** TE927+.6

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)05-0764-06

在石油行业,精确的油气井井眼轨迹姿态(方位角、倾斜角及工具面角)和位置(经度、纬度及高度)信息对于油气田开发具有重要意义.近年来随着大斜度井、定向井、丛式井及水平井等复杂油气井的增多,对油气井轨迹参数测量计算提出了更高要求.

目前常用到的井眼轨迹测量仪器主要有磁通门测斜仪和动调陀螺测斜仪.磁通门测斜仪测量精度受地磁场模型精度限制,易受磁性环境干扰.在老井、套管井等有磁性物质干扰的油气井使用时精度下降明显,甚至无法使用<sup>[1-4]</sup>;动调陀螺测斜仪采用陀螺罗盘方案,只能进行静态单点测量,测量时间长、成本高、效率低.

随着光纤陀螺技术的发展,基于光纤陀螺捷联惯性导航技术的测量方案应用到了油气井井眼轨迹参数测量中<sup>[5-8]</sup>.它集成了光纤陀螺结构紧凑、体积轻便、设计灵活、抗冲击和振动以及不易受磁性环境干扰等优点,具有良好的环境适应性,能够适合各种复杂油田环境,并且具备捷联惯性

导航的自主动态测量能力,可有效缩短测量时间,节约测量成本,提高测量效率.

完全自主的惯性导航测量误差随时间积累,因此为确保长时间测量精度必须引入外部辅助信息,利用组合滤波方法抑制惯性测量误差发散.文献[5]提出采用零速修正(Zero Velocity Update, ZUPT)的方法修正测量中的误差,但需要以一定的时间间隔保持仪器静止.这一方法破坏了仪器连续测量,降低了工作效率.文献[9]提出运动速度约束辅助的测量方法,有效地提高了电缆速度失效时的测量精度,但对于电缆速度失效的判断存在一定的难度,容易造成误判.

本文结合油气井井眼轨迹测量作业特点,借鉴车载惯性导航领域的研究成果<sup>[10-12]</sup>,提出一种电缆长度辅助的光纤陀螺井眼轨迹测量方法,通过半实物仿真计算验证了这种组合测量方法的有效性.

## 1 光纤陀螺井眼轨迹测量系统

光纤陀螺井眼轨迹测量系统如图1所示,主

收稿日期: 2014-06-25; 录用日期: 2014-08-05; 网络出版时间: 2014-10-16 10:46

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0382.html

\* 通讯作者: 张春熹(1965—),男,湖南岳阳人,教授, zhangchunxi@buaa.edu.cn, 主要研究方向为惯性导航技术、光纤陀螺及信号检测等.

**引用格式:** 张春熹, 林铁, 王璐, 等. 电缆长度辅助的光纤陀螺测斜仪组合测量方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 764-769. Zhang C X, Lin T, Wang L, et al. Integrated surveying method for FOG inclinometer aided by cable length [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 764-769 (in Chinese).

要由地面和井下两部分组成<sup>[6-7,9]</sup>,其中地面部分主要包括地面测控系统、地面接口设备、测井电缆及缆长计数器.地面测控系统是测量人员操作井下仪器的人机接口,一方面负责井下测量数据的实时显示和存储,另一方面负责将各种控制命令传输给井下仪器及采集电缆下放/上提的长度信息.

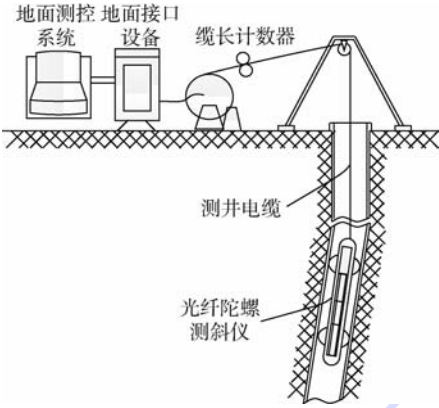


图 1 光纤陀螺轨迹测量系统组成

Fig.1 Components of fiber optic gyroscope (FOG)-based trajectory surveying system

井下部分主要包括光纤陀螺测斜仪、遥传短节、扶正器等辅助设备.光纤陀螺测斜仪是测量系统的核心,由二次电源、惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)、导航计算机和数据传输模块等组成<sup>[13]</sup>.测量过程中三轴光纤陀螺敏感仪器角运动信息,三轴加速度计敏感仪器线运动信息,采用惯性导航原理实时解算出井眼轨迹姿态(方位角、倾斜角和自转角)和位置信息(经度、纬度和高度).

## 2 组合测量误差模型

### 2.1 惯性测量系统误差模型

惯性测量系统速度、姿态及位置的真值与测量误差的关系<sup>[14-15]</sup>为

$$\begin{cases} \bar{\mathbf{v}}^n = \mathbf{v}^n + \delta\mathbf{v}^n \\ \bar{\mathbf{C}}_b^n = [\mathbf{I} - (\boldsymbol{\varphi} \times)] \mathbf{C}_b^n \\ \bar{\mathbf{C}}_e^n = [\mathbf{I} - (\delta\boldsymbol{\theta} \times)] \mathbf{C}_e^n \\ \bar{h} = h + \delta h \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\bar{\mathbf{v}}^n$ 为惯性测量计算所得速度; $\mathbf{v}^n$ 为真实速度; $\delta\mathbf{v}^n$ 为速度误差,上标 n 表示变量定义在导航坐标系中; $\bar{\mathbf{C}}_b^n$ 为惯性测量计算所得姿态捷联矩阵; $\mathbf{C}_b^n$ 为无误差的捷联矩阵真实值; $\boldsymbol{\varphi}$ 为姿态误差; $\mathbf{I}$ 为单位矩阵; $\bar{\mathbf{C}}_e^n$ 为惯性测量计算所得从地

球坐标系到导航坐标系的转换矩阵; $\mathbf{C}_e^n$ 为从地球坐标系到导航坐标系的转换矩阵真实值; $\delta\boldsymbol{\theta}$ 为位置误差; $\bar{h}$ 为导航计算所得高度值; $h$ 为高度真实值; $\delta h$ 为高度误差.

依据式(1),展开推导可得惯性测量系统误差模型:

$$\begin{cases} \delta\dot{\mathbf{v}}^n = -(\delta\boldsymbol{\omega}_{en}^n + 2\delta\boldsymbol{\omega}_{ie}^n) \times \mathbf{v}^n - (\boldsymbol{\omega}_{en}^n + 2\boldsymbol{\omega}_{ie}^n) \times \delta\mathbf{v}^n + \mathbf{f}^n \times \boldsymbol{\varphi} + \mathbf{C}_b^n \delta\mathbf{f}^b + \delta\mathbf{g}^n \\ \dot{\boldsymbol{\varphi}} = \delta\boldsymbol{\omega}_{en}^n + \boldsymbol{\omega}_{ie}^n \times \delta\boldsymbol{\theta} + \boldsymbol{\varphi} \times (\boldsymbol{\omega}_{en}^n + \boldsymbol{\omega}_{ie}^n) - \boldsymbol{\varepsilon}^n \\ \delta\dot{\boldsymbol{\theta}} = \delta\boldsymbol{\omega}_{en}^n - \boldsymbol{\omega}_{en}^n \times \delta\boldsymbol{\theta} \\ \delta\dot{h} = \delta v_z^n \end{cases} \quad (2)$$

式中: $\boldsymbol{\omega}_{en}^n$ 为位置角速率; $\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$ 为地球转速; $\delta\boldsymbol{\omega}_{en}^n$ 为位置角速率误差; $\delta\boldsymbol{\omega}_{ie}^n$ 为地球转速误差; $\mathbf{f}^n$ 为加速度计输出的比力; $\delta\mathbf{f}^b$ 为比力误差; $\delta\mathbf{g}^n$ 为地球重力加速度; $\boldsymbol{\varepsilon}^n$ 为陀螺零偏; $\delta v_z^n$ 为垂直方向的速度误差.

### 2.2 电缆长度测量模型

在实际测量过程中,电缆长度数据由光电编码器计数器获取,其基本原理是电缆带动绞盘齿轮旋转,引起齿轮角度变化,从而得到电缆运行长度,考虑光电编码器计数器刻度误差,则电缆长度的表达式为

$$L_d(t) = (1 + \delta K_d) K_d P_d(t) \quad (3)$$

式中: $L_d(t)$ 为  $t$  时刻测量的电缆长度; $\delta K_d$ 为光电编码器刻度误差; $K_d$ 为光电编码器计数器刻度系数; $P_d(t)$ 为  $t$  时刻脉冲计数.

## 3 组合测量算法设计

### 3.1 组合测量算法总体设计

电缆长度信息包含了仪器运行轨迹的位置信息,匹配惯性测量系统与电缆长度所包含的位置信息,采用卡尔曼滤波实现信息融合与误差估计,利用闭环状态反馈实时修正惯性器件(陀螺和加速度计)和导航参数(姿态、速度和位置)误差,实现长时间、高精度井眼轨迹姿态/位置信息连续测量.组合测量算法如图 2 所示.

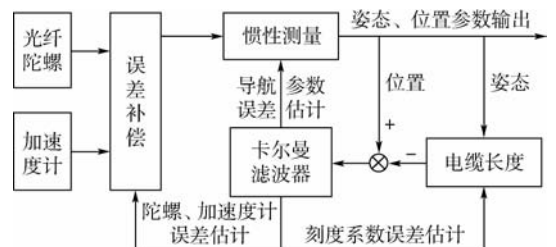


图 2 组合测量算法示意图

Fig.2 Schematic diagram of integrated surveying algorithm

### 3.2 组合测量模型建立

测井过程中,仪器动态相对较低,惯性器件(陀螺、加速度计)误差可简化表示成零偏与高斯白噪声之和<sup>[16]</sup>.将陀螺零偏和加速度计零偏模型定义为一阶马尔科夫过程<sup>[17]</sup>:

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}(t) = -\frac{1}{\tau_{\boldsymbol{\varepsilon}}}\boldsymbol{\varepsilon}(t) + \boldsymbol{\omega}_{\boldsymbol{\varepsilon}}(t) \\ \dot{\boldsymbol{\nabla}}(t) = -\frac{1}{\tau_{\boldsymbol{\nabla}}}\boldsymbol{\nabla}(t) + \boldsymbol{\omega}_{\boldsymbol{\nabla}}(t) \end{cases} \quad (4)$$

式中: $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$ 为陀螺零偏; $\boldsymbol{\nabla}(t)$ 为加速度计零偏; $\tau_{\boldsymbol{\varepsilon}}$ 和 $\tau_{\boldsymbol{\nabla}}$ 分别为陀螺和加速度计相关时间常数; $\boldsymbol{\omega}_{\boldsymbol{\varepsilon}}(t)$ 和 $\boldsymbol{\omega}_{\boldsymbol{\nabla}}(t)$ 分别为陀螺和加速度计高斯白噪声.

光电编码计数器的刻度系数误差可视为随机常值误差,即满足:

$$\delta \dot{K}_d = 0 \quad (5)$$

联立式(2)、式(4)和式(5),光电编码计数器和惯性测量系统组成的组合测量系统状态方程在东北天坐标系下可表示为

$$\dot{\boldsymbol{X}}(t) = \boldsymbol{F}(t)\boldsymbol{X}(t) + \boldsymbol{W}(t) \quad (6)$$

式中: $\boldsymbol{F}(t)$ 为状态转移矩阵; $\boldsymbol{X}(t)$ 为16维误差状态向量; $\boldsymbol{W}(t)$ 为系统噪声向量.

$\boldsymbol{X}(t)$ 和 $\boldsymbol{W}(t)$ 的表达式如下:

$$\begin{cases} \boldsymbol{X}(t) = [\delta\theta_x, \delta\theta_y, \delta h, \delta v_E, \delta v_N, \delta v_U, \phi_x, \phi_y, \phi_z, \boldsymbol{\varepsilon}_x^n, \boldsymbol{\varepsilon}_y^n, \boldsymbol{\varepsilon}_z^n, \boldsymbol{\nabla}_x^n, \boldsymbol{\nabla}_y^n, \boldsymbol{\nabla}_z^n, \delta K_d]^T \\ \boldsymbol{W}(t) = [\mathbf{0}_{1 \times 3}, \boldsymbol{\omega}_a, \boldsymbol{\omega}_g, \boldsymbol{\omega}_{\boldsymbol{\varepsilon}}, \boldsymbol{\omega}_{\boldsymbol{\nabla}}, 0]^T \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\delta\theta_x$ 、 $\delta\theta_y$ 和 $\delta h$ 为位置误差分量; $\delta v_E$ 、 $\delta v_N$ 和 $\delta v_U$ 为速度误差 $\delta v$ 的分量; $\phi_x$ 、 $\phi_y$ 和 $\phi_z$ 为姿态误差 $\boldsymbol{\varphi}$ 的分量; $\boldsymbol{\varepsilon}_x^n$ 、 $\boldsymbol{\varepsilon}_y^n$ 和 $\boldsymbol{\varepsilon}_z^n$ 为陀螺零偏分量; $\boldsymbol{\nabla}_x^n$ 、 $\boldsymbol{\nabla}_y^n$ 和 $\boldsymbol{\nabla}_z^n$ 为加速度计零偏分量; $\boldsymbol{\omega}_a$ 为加速度计噪声; $\boldsymbol{\omega}_g$ 为陀螺噪声.

### 3.3 量测方程建立

光电编码计数器输出电缆长度信息转换成地理位置信息(经度、纬度和高度)与光纤陀螺惯性测量系统输出的位置信息进行匹配比较,完成组合测量(图2所示),因此需要先建立电缆长度信息与地理位置信息的关系.

图3(a)中红色曲线为井眼轨迹示意图,图3(b)为测量点*i*与地理位置关系示意图.井眼轨迹上第*i*-1个测点在井口坐标系下的坐标为( $x_{i-1}, y_{i-1}, z_{i-1}$ ),对应的地理坐标为( $\lambda_{i-1}, L_{i-1}, h_{i-1}$ ),电缆长度信息为 $l_{i-1}$ ,倾斜角为 $\theta_{i-1}$ ,方位角为 $\psi_{i-1}$ ;同理,第*i*个测点在井口坐标系下的坐标为( $x_i, y_i, z_i$ ),对应的地理坐标为( $\lambda_i, L_i,$

$h_i$ ),电缆长度信息为 $l_i$ ,倾斜角为 $\theta_i$ ,方位角为 $\psi_i$ .

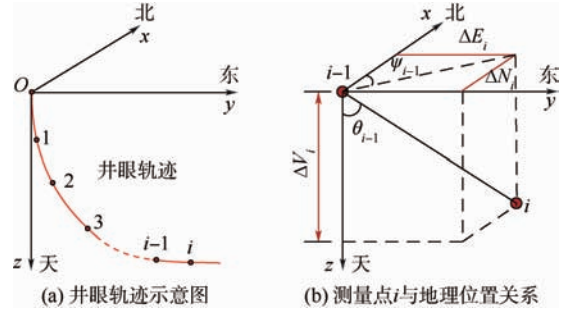


图3 井眼轨迹及参数示意图

Fig.3 Chart of trajectory and parameters

从图3(b)可得到关系式:

$$\begin{cases} x_i = x_{i-1} + \Delta N_i \\ y_i = y_{i-1} + \Delta E_i \\ z_i = z_{i-1} + \Delta V_i \end{cases} \quad (8)$$

测量过程中,运行速度相对较慢(一般小于2 m/s),组合算法滤波周期为1 s,因此可以把相邻两测点之间的轨迹近似为直线,则有

$$\begin{cases} \Delta N_i = (l_i - l_{i-1}) \sin \Delta\theta_i \cos \Delta\psi_i \\ \Delta E_i = (l_i - l_{i-1}) \sin \Delta\theta_i \sin \Delta\psi_i \\ \Delta V_i = (l_i - l_{i-1}) \cos \Delta\theta_i \end{cases} \quad (9)$$

式中: $\Delta\theta_i = (\theta_i + \theta_{i-1})/2$ ;  $\Delta\psi_i = (\psi_i + \psi_{i-1})/2$ .

合并式(3)、式(8)和式(9)可得第*i*个测量点在井口坐标系下的参数:

$$\begin{cases} x_i = x_{i-1} + (1 + \delta K_d) K_d (P_{d,i} - P_{d,i-1}) \sin \Delta\theta_i \cos \Delta\psi_i \\ y_i = y_{i-1} + (1 + \delta K_d) K_d (P_{d,i} - P_{d,i-1}) \sin \Delta\theta_i \sin \Delta\psi_i \\ z_i = z_{i-1} + (1 + \delta K_d) K_d (P_{d,i} - P_{d,i-1}) \cos \Delta\theta_i \end{cases} \quad (10)$$

假设井口地理坐标为( $\lambda_0, L_0, h_0$ ),则测量点*i*处的地理参数为

$$\begin{cases} \lambda_i = \lambda_0 + y_i / [(R + h_i) \cdot \cos L_i] \\ L_i = L_0 + x_i / (R + h_i) \\ h_i = h_0 - z_i \end{cases} \quad (11)$$

式中: $R$ 为地球半径.

则量测方程表示为

$$\boldsymbol{Z}(t) = \begin{bmatrix} \lambda_{INS} - \lambda_d \\ L_{INS} - L_d \\ h_{INS} - h_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta\lambda \\ \delta L \\ \delta h \end{bmatrix} = \boldsymbol{H}(t)\boldsymbol{X}(t) + \boldsymbol{v}(t) \quad (12)$$

式中: $\lambda_{INS}$ 、 $L_{INS}$ 和 $h_{INS}$ 为纯惯导解算所得位置信息; $\lambda_d$ 、 $L_d$ 和 $h_d$ 为由电缆长度信息所得位置信息; $\delta\lambda$ 为经度误差,即位置误差分量 $\delta\theta_x$ ;  $\delta L$ 为纬度误差,即位置误差分量 $\delta\theta_y$ ;  $\boldsymbol{v}(t)$ 为量测噪声矢

量,满足  $N(0,R)$  的高斯白噪声过程.

整理式(10)~式(12),可得量测矩阵  $H(t)$  的表达式为

$$H(t) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & \mathbf{0}_{3 \times 12} & \mathbf{H}_{3 \times 1}^1 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

式中:  $H_{3 \times 1}^1$  的表达式为

$$H_{3 \times 1}^1 = \begin{bmatrix} \frac{\sum_{j=1}^i (K_d(P_{d,j} - P_{d,j-1}) \sin \Delta \theta_j \cos \Delta \psi_j)}{R + h_i} \\ \frac{\sum_{j=1}^i (K_d(P_{d,j} - P_{d,j-1}) \sin \Delta \theta_j \sin \Delta \psi_j)}{(R + h) \cdot \cos L_j} \\ \sum_{j=1}^i (K_d(P_{d,j} - P_{d,j-1}) \cos \Delta \theta_j) \end{bmatrix} \quad (14)$$

### 4 半实物仿真验证

为了验证本文提出的组合测量方法的有效性,搭建了实验室样机.首先模拟一般油气井的井眼轨迹,采用轨迹发生器仿真生成惯性测量数据;然后加入由实验室样机采集得到的惯性传感器噪声数据组成半实物仿真数据;最后进行纯惯性测量方法与本文提出的组合测量方法进行仿真计算与比较.

#### 4.1 仿真轨迹设计

常规油气井一般包含直井段、造斜段和稳斜段.各阶段的主要参数如表1所示.

表1 井眼轨迹参数

Table 1 Parameters of oil borehole trajectory

轨迹阶段	姿态角变化率/( $^{\circ} \cdot \text{min}^{-1}$ )			运行时间/s	运行速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )
	倾斜	方位	工具面		
直井	0	0	0	3000	0.5
造斜	1.5	0	0	2400	0.5
稳斜1	0	1.5	0	2400	0.5
稳斜2	0	0	0	6600	0.5

初始参数如表2所示.考虑到当倾斜角在  $0^{\circ}$  附近时,方位角不存在,因此这里设置初始倾斜角为  $10^{\circ}$ .

表2 初始参数

Table 2 Initial parameters

参数	位置			姿态/( $^{\circ}$ )			速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )
	经度/ $(^{\circ})$	纬度/ $(^{\circ})$	高度/m	倾斜	方位	工具面	
数值	116.0	35.0	0	10.0	180.0	0	0

根据表2所示轨迹仿真条件,采用轨迹发生器产生的油气井眼轨迹如图4所示.

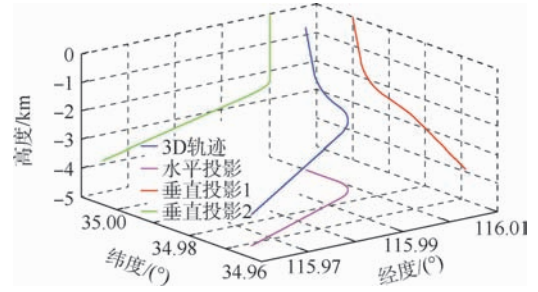


图4 井眼轨迹三维图

Fig. 4 Three-dimensional figure of oil borehole trajectory

将实验样机放置三轴转台上,采集其静态数据 14 400 s,去除平均值得到噪声数据,叠加到轨迹发生器生成的惯性测量数据中,加入陀螺常值漂移误差  $0.3(^{\circ})/\text{h}$ ,加速度计常值漂移误差  $100 \mu\text{g}$ ,计数器刻度系数误差 0.001,形成半实物仿真惯性测量数据.样机传感器指标如表3所示.

表3 传感器参数

Table 3 Sensor parameters

轴向	零偏稳定性( $1\sigma$ )	
	光纤陀螺/( $^{\circ} \cdot \text{h}^{-1}$ )	加速度计/ $\mu\text{g}$
x	0.3025	32.33
y	0.3006	75.05
z	0.2943	63.84

#### 4.2 仿真结果分析

对半实物仿真数据分别进行纯惯性测量与本文提出的组合测量算法仿真计算,姿态误差及位置误差结果分别如图5和图6所示.

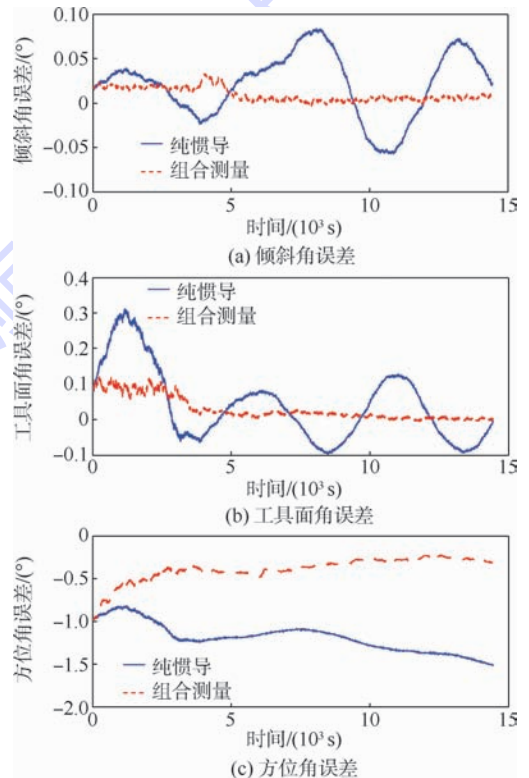


图5 姿态误差

Fig. 5 Attitude error

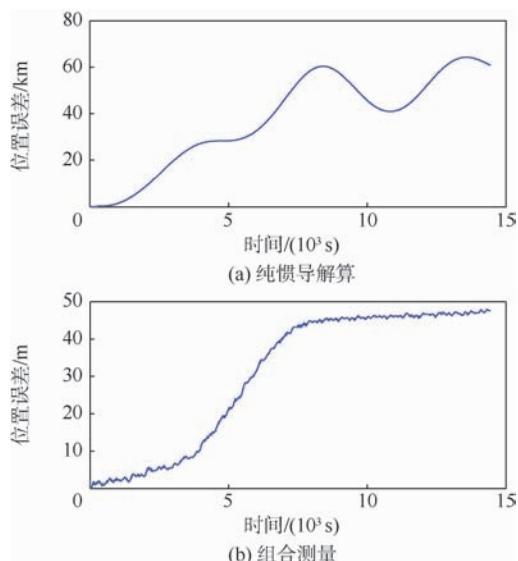


图6 位置误差

Fig. 6 Position error

从仿真计算结果可见,组合测量方法能有效抑制测量误差增长.从图5中可见,14 400 s 仿真计算中,纯惯导计算的倾斜角、工具面角和方位角误差最大值分别为  $0.08^\circ$ 、 $0.31^\circ$  和  $-1.50^\circ$ ,且倾斜角误差和方位角误差随时间累积,工具面角误差周期震荡;组合测量计算的倾斜角、工具面角和方位角误差最大值分别为  $0.02^\circ$ 、 $0.12^\circ$  和  $-0.98^\circ$ ,误差不仅没有随时间发散,而且随着时间逐渐减小.在 14 400 s 时刻的倾斜角、工具面角和方位角误差分别为  $0.003^\circ$ 、 $0.01^\circ$  和  $-0.31^\circ$ .图6中位置误差对比更明显,在 14 400 s 时刻,纯惯性测量误差达到了 60 868 m,而组合测量误差仅为 47.5 m.仿真结果表明姿态和位置精度均能保持在一定范围内,提高了光纤陀螺测斜仪长时间保精度测量的性能.

## 5 结论

- 1) 建立了电缆长度辅助的光纤陀螺井眼轨迹测量模型.
- 2) 提出的方法能够有效抑制测量误差随时间的累积,提高光纤陀螺测斜仪的性能.
- 3) 对于光纤陀螺惯性测量技术在民用领域的推广具有一定的价值.

### 参考文献 (References)

[1] Noureldin A. New measurement-while-drilling surveying technique utilizing sets of fiber optic rotation sensors [D]. Calgary: University of Calgary, 2002.

[2] Torkildsen T, Edvardsen I, Fjogstad A, et al. Drilling fluid affects MWD magnetic azimuth and wellbore position [C] // Proceedings of IADC/SPE Drilling Conference. Dallas, Texas: SPE, 2004:

595-602.

[3] Ledroz A G, Pecht E, Cramer D, et al. FOG-based navigation in downhole environment during horizontal drilling utilizing a complete inertial measurement unit: directional measurement-while-drilling surveying [J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2005, 54(5): 1997-2006.

[4] ElGizawy M L. Continuous measurement while drilling surveying system utilizing MEMS inertial sensors [D]. Calgary: University of Calgary, 2009.

[5] Noureldin A, Tabler H, Irvine-Halliday D, et al. Testing the applicability of fiber optic gyroscopes for azimuth monitoring for measurement-while-drilling processes in the oil industry [C] // Proceedings of IEEE Symposium on Position Location and Navigation. Piscataway, NJ: IEEE, 2000: 291-298.

[6] 张春熹, 高爽. 自主式光纤陀螺测斜仪 [J]. 仪表技术与传感器, 2006(11): 9-11.

Zhang C X, Gao S. Autonomous fiber optic gyroscopes inclinometer for well logging [J]. Instrument Technique and Sensor, 2006(11): 9-11 (in Chinese).

[7] 颜廷洋, 张春熹, 高爽, 等. 光纤陀螺测斜仪设计和实验 [J]. 中国惯性技术学报, 2013, 21(2): 179-181.

Yan T Y, Zhang C X, Gao S, et al. Design and experiments of FOG inclinometer for surveying borehole [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2013, 21(2): 179-181 (in Chinese).

[8] Zhang Y S, Wang S W, Fang J C. Measurement while drilling instrument based on predigested inertial measurement unit [J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2012, 61(12): 3295-3302.

[9] 颜廷洋, 张春熹, 高爽, 等. 附加运动约束的光纤陀螺测斜仪动态测量 [J]. 中国惯性技术学报, 2012, 20(6): 650-653.

Yan T Y, Zhang C X, Gao S, et al. Continuous measurement for fiber optic gyro inclinometer with motion constraint [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2012, 20(6): 650-653 (in Chinese).

[10] Shin E H. Estimation techniques for low cost inertial navigation [D]. Calgary: University of Calgary, 2005.

[11] Guo J C. Development of a precise GPS/INS/on-board vehicle sensors integrated vehicular positioning system [D]. Calgary: University of Calgary, 2007.

[12] Li T. Use of wheel speed sensor to enhance a reduced IMU ultra-tight GNSS receiver [D]. Calgary: University of Calgary, 2009.

[13] 林铁, 林恒, 高爽, 等. 光纤陀螺测斜仪数据采集及传输单元设计与实现 [J]. 测井技术, 2009, 33(4): 402-405.

Lin T, Lin H, Gao S, et al. Design and implementation of data acquisition and transmission for fiber optic gyroscopes inclinometer [J]. Well Logging Technology, 2009, 33(4): 402-405 (in Chinese).

[14] Rogers R M. Velocity error representations in inertial navigation system error models, AIAA-1995-3193-CP [R]. Reston: AIAA, 1995.

[15] Rogers R M. Applied mathematics in integrated navigation systems [M]. 2nd ed. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003: 77-84.

[16] 张小跃, 杨功流, 张春熹. 捷联惯导/里程计组合导航方法

[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(7): 292-296.

Zhang X Y, Yang G L, Zhang C X. Integrated navigation method for SINS and odometer [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(7): 292-296 (in Chinese).

[17] 秦永元, 张洪钺, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1998: 69-76.

Qin Y Y, Zhang H Y, Wang S H. Theory of Kalman filter and integrated navigation [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1998: 69-76 (in Chinese).

## Integrated surveying method for FOG inclinometer aided by cable length

ZHANG Chunxi\*, LIN Tie, WANG Lu, LI Xianmu, XU Meibao

(School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** In order to realize long-term surveying with high accuracy of fiber optic gyroscope (FOG) inclinometer, according to the logging operation, an integrated surveying method based on Kalman filter technology was proposed, which was aided by cable length information. The error model of inertial surveying system (ISS) and the measurement model of the cable length were introduced. The overall scheme of the integrated surveying method was designed. Meanwhile, the error state-space model of the integrated surveying system and the measurement update model were established. The proposed method was validated by semi-physical simulation. The simulation results show that, during 14 400 s simulation process, inclination angle error is less than  $0.02^\circ$ , toolface angle error is less than  $0.12^\circ$ , azimuth error is less than  $0.98^\circ$  and the position error is less than 47.5 m. Compared with the pure inertial measurement results, surveying errors can be reduced effectively, the long-term surveying precision is guaranteed and the performance of the instrument is improved.

**Key words:** fiber optic gyroscope (FOG) inclinometer; cable length; error model; Kalman filter; integrated measurement

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0329

# 基于光学微腔模式劈裂的角速率测量方法



杨照华\*<sup>1</sup>, 韩晓伟<sup>1</sup>, 杨旭<sup>2</sup>

(1. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191; 2. 清华大学 低维量子物理国家重点实验室, 北京 100084)

**摘 要:** 传统的光学谐振陀螺(ROG)把背向散射作为重要误差源之一, 须尽量抑制其影响. 在光学谐振腔的品质因数极高时, 背散光得到足够的增强, 不能再被简单地视为噪声. 背向散射会引发模式劈裂, 所形成的劈裂模谐振频率会随腔体旋转角速率发生变化. 结合 Sagnac 效应, 修正有源光学谐振腔模式劈裂传感原理的数学模型, 推导出腔体旋转角速率与劈裂值的映射关系式. 通过仿真分析不同掺杂增益系数以及不同光纤锥耦合强度下的反射谱线, 发现谐振腔工作在欠耦合区域更适合角速率测量. 掺杂增益介质可以提高品质因数, 减小谐振峰线宽, 使得模式劈裂谱线更容易观测. 理论与计算机仿真分析表明品质因数为  $10^8$  的光学微腔测量分辨率可达  $10^{-6} (^{\circ})/s$ , 所提出的角速率敏感机制很有应用前景.

**关键词:** 光学谐振腔; Sagnac 效应; 角速率测量; 背向散射; 模式劈裂

**中图分类号:** V24

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)05-0770-06

回音壁式光学微腔具有低模式体积、高品质因数和可集成的特点, 在基础物理及应用领域得到了广泛关注<sup>[1-2]</sup>. 微腔内可同时存在一对频率上简并的行波模, 分别沿顺时针 (Clock Wise, CW) 及逆时针 (Counter-Clock Wise, CCW) 方向传播. 亚波长散射源会引发该简并模互相耦合, 2 个腔模借助散射发生以光子为中介的能量交换. 该耦合达到一定强度后, 简并解除, 腔内出现 2 个正交的驻波模. 相应地反射谱或透射谱上单谐振峰劈裂为 2 个独立的谐振峰, 称之为模式劈裂<sup>[3]</sup>. 模式劈裂已经应用于生物医学传感领域, 用来检测病毒或大分子<sup>[4-5]</sup>. 腔体旋转同样可以解除 CW 和 CCW 模的频率简并, 也就是 Sagnac 效应<sup>[6]</sup>. Sagnac 效应描述旋转引起的光谐振频率的变化. 模式劈裂反映散射源导致的腔内光场能量的重新分布及 2 个行波模叠加生成驻波模. 腔体旋转会影响模式劈裂的频谱分布.

早期模式劈裂辅助角速率测量的研究主要集

中在劈裂所导致的高度色散特性, 实现模式劈裂的结构是耦合谐振腔 (Coupled-Resonator Optical Waveguide, CROW). Smith 等论证了该结构的类电磁诱导透明效应及其在谐振频率处的高色散、低损耗性质<sup>[7-8]</sup>. Matsko 等提出了一种类似的结构, 借助其慢光特性来提高角速率测量的灵敏度<sup>[9-10]</sup>. Peng 等分析了一种非定向的耦合谐振腔结构, Sagnac 效应在该结构中得到明显增强<sup>[11-12]</sup>. 上述工作重点分析的是耦合腔的色散性质, 模式劈裂被视为实现高色散或慢光的方法. 然而色散能否提高角速率测量的灵敏度一直存在争议, Terrel 等称耦合谐振腔慢光陀螺在提高灵敏度方面毫无优势<sup>[13]</sup>.

单谐振腔内散射源所引发的模式劈裂应用于角速率测量的研究还处于初步阶段. 一方面, 劈裂所导致的色散对 Sagnac 效应的影响引起了研究者的广泛关注; 另一方面, Sagnac 效应对模式劈裂本身的影响, 如劈裂值大小、2 个劈裂模的线宽是

收稿日期: 2014-06-06; 录用日期: 2014-07-25; 网络出版时间: 2014-09-18 10:42

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0329.html

基金项目: 国家自然科学基金(61473022); 北京航空航天大学基本科研业务费(YWF-14-YQGD-007)

\* 通讯作者: 杨照华(1975—), 女, 黑龙江哈尔滨人, 副教授, yangzh@buaa.edu.cn, 主要研究方向为微光学传感.

**引用格式:** 杨照华, 韩晓伟, 杨旭. 基于光学微腔模式劈裂的角速率测量方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 770-775.  
Yang Z H, Han X W, Yang X. Angular rate sensing based on mode splitting in an optical microresonator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 770-775 (in Chinese).

否会随着腔体旋转角速率的大小发生变化,仍需进一步探索. 生物医学传感中,大分子检测的方法有2种:其一基于模式漂移(mode shift)<sup>[14]</sup>,另一种基于模式劈裂(mode splitting)<sup>[4-5]</sup>. 角速率的测量同样可以通过这2种方法实现.

与目前的光学谐振陀螺相比,基于模式劈裂的角速率测量方法把背散光视为有用信号,而非噪声. 该方法关键在于其足够高的品质因数,从而使得腔内背散光得到足够的增强.

## 1 单谐振腔的模式劈裂现象

### 1.1 静态腔模式劈裂简介

光从光密向光疏介质入射且入射角足够大时,在介质表面发生全反射. 回音壁式谐振腔通过腔体内部连续全反射的方式存储光,光被囚禁在腔内保持稳定的行波传输模式. 模式劈裂在理想的光学微腔内并不存在,然而由于腔体本身的不完美,如材料非同质、结构缺陷、表面瑕疵等不可避免,当光入射到这些缺陷上时就可能引起Rayleigh散射. 在依赖介质构成腔体的光学腔中, Rayleigh 散射是一种常见的散射机制,其特点是散射光保持与原入射光相同的频率,仍满足谐振条件. 散射光与入射光发生以光子为中介的能量交换,称为模式耦合. 模式耦合使得光场重新分布,其结果是腔内出现2个正交的驻波模,分别称为对称模(Symmetric Mode, SM)和非对称模(Asymmetric Mode, ASM). 在频率上重叠的2个模式(CW与CCW模)出现频率分解,原来的一个回音壁模式劈裂为2个新模式(SM和ASM),称为模式劈裂. 实验测量的模式劈裂透射谱如图1所示.

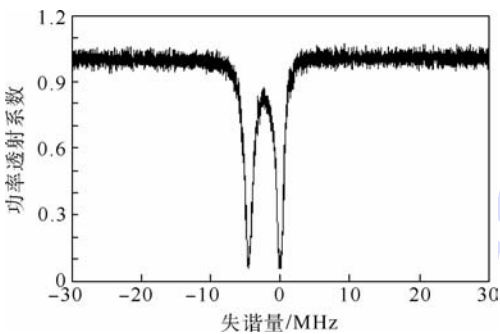


图1 实验测量的模式劈裂透射谱

Fig. 1 Experimentally obtained splitting transmission spectrum

模式劈裂现象可以用费马原理解释. 费马原理也称为平稳时间原理:光沿着所需时间为平稳的路径传播,即光传播的路径是需时最短或最长的路径. 微腔本是旋转对称的,散射源将破坏对称

性. 2个驻波模在腔内排布时,散射源就成了唯一的参考基准. SM选择需时最长的路径,ASM选择需时最短的路径;散射源位于SM的波腹,位于ASM的波节. 相对于原简并模式而言,SM将因散射源的作用出现谐振峰的漂移及谐振线宽的增加;而ASM因散射源位于其波节处而不受影响,仍保持简并解除前的谐振频率. 2个驻波模相对于散射源位置的场分布如图2所示.

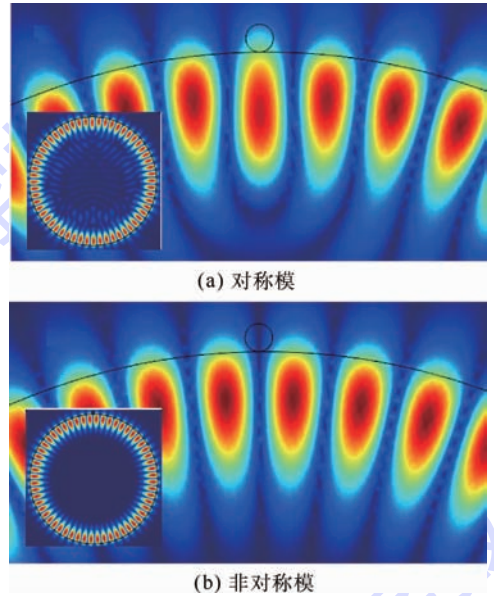


图2 2个驻波模相对于散射源位置的场分布  
Fig. 2 Field distribution of two standing wave modes relative to position of scattering source

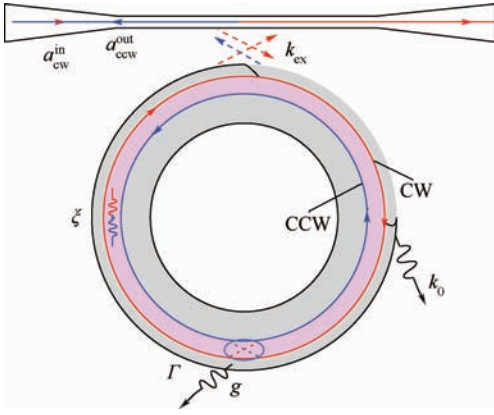
### 1.2 旋转腔模式劈裂分析

模式劈裂发生后,在透射谱或反射谱上观察到的是SM和ASM 2个驻波模,而非CW与CCW 2个行波模. 讨论腔体旋转导致的这2个驻波模谐振频率的变化,这是与Sagnac效应有区别的地方, Sagnac效应描述的是CW和CCW模光谱振频率的变化.

散射不仅仅是重分布腔内光场,同时还造成部分回音壁模耦合到辐射模,导致散射损耗. 采用光纤锥来激励和输出腔内的回音壁模式,光纤锥耦合谐振腔系统示意图如图3所示.

在品质因数极高的光学微腔中,2个简并模之间的互相散射是主要的散射过程,可以用耦合谐振子模型描述<sup>[3]</sup>. 假设光从顺时针方向输入,背向散射光主要从逆时针方向生成,则描述散射的动力学方程为<sup>[15]</sup>

$$\begin{aligned} \frac{da_{cw}}{dt} = & - \left( i\omega_c + ig + \frac{\beta}{2} \right) a_{cw} - \\ & \left( ig + \frac{\Gamma}{2} \right) a_{ccw} - \sqrt{k_{ex}} a_{cw}^{in} \end{aligned} \quad (1)$$



$k_0$ —谐振腔固有损耗系数(材料吸收及辐射耗散);

$k_{ex}$ —光纤锥耦合引入的损耗系数;

$\xi$ —掺杂增益系数; $g$ —模式耦合系数;

$\Gamma$ —散射导致的损耗系数;

$a_{cw}^{in}$ —顺时针方向的输入场强;

$a_{ccw}^{out}$ —逆时针方向的输出场强.

图3 光纤锥耦合谐振腔系统示意图

Fig. 3 Illustration of fiber taper coupled microresonator

$$\frac{da_{ccw}}{dt} = -\left(i\omega_c + ig + \frac{\beta}{2}\right)a_{ccw} - \left(ig + \frac{\Gamma}{2}\right)a_{cw} \quad (2)$$

反射光场为

$$a_{ccw}^{out} = \sqrt{k_{ex}} \cdot a_{ccw} \quad (3)$$

式中: $\beta = \Gamma + k_0 + k_{ex} - \xi$ ,定义为谐振腔的有效损耗系数; $\omega_c$ 为简并解除前的谐振频率; $a_{cw}$ 及 $a_{ccw}$ 为CW及CCW模的场强.

假设光学微腔半径为 $R$ ,旋转角速率为 $\Omega$ ,顺时针光绕行一周后的角频率差为

$$\Delta\omega_s = \frac{2\omega_c R}{n_{eff}c} \Omega \quad (4)$$

式中: $n_{eff}$ 为腔体介质的有效折射率; $c$ 为真空光速.光绕行一周的时间为 $\tau_R = 2\pi R n_{eff}/c$ ,则单位时间内频率差为

$$\frac{\Delta\omega_s}{\tau_R} = \frac{\Omega}{\pi n_{eff}^2} \omega_c \quad (5)$$

顺时针光(或逆时针光)的频率变化量为

$$\Delta\omega_t = \frac{\Omega}{2\pi n_{eff}^2} \omega_c \quad (6)$$

假设旋转方向为逆时针,考虑腔体旋转带来的谐振频率变化,式(1)和式(2)修正为

$$\begin{aligned} \frac{da_{cw}}{dt} = & -\left[i(\omega_c + g + \Delta\omega_t) + \frac{\beta}{2}\right]a_{cw} - \\ & \left(ig + \frac{\Gamma}{2}\right)a_{ccw} - \sqrt{k_{ex}}a_{cw}^{in} \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \frac{da_{ccw}}{dt} = & -\left[i(\omega_c + g - \Delta\omega_t) + \frac{\beta}{2}\right]a_{ccw} - \\ & \left(ig + \frac{\Gamma}{2}\right)a_{cw} \end{aligned} \quad (8)$$

以反射谱为研究对象,振幅反射系数为

$$r = \frac{a_{ccw}^{out}}{a_{cw}^{in}} = \frac{-k_{ex}}{\left(ig + \frac{\Gamma}{2}\right) - \frac{\Delta\omega_t^2 + (-i\Delta\omega + ig + \beta/2)^2}{ig + \Gamma/2}} \quad (9)$$

式中: $\Delta\omega = \omega - \omega_c$ 表示入射频率与简并解除前谐振频率的差,即失谐量.功率反射系数定义为 $R_e = |r|^2$ .

为了获得SM和ASM各自的谐振频率,最直观的方法是找反射系数导数为零的点.这里用求特征值的方法,特征值的实部表示谐振模的损耗系数,虚部表示谐振频率.式(7)和式(8)的矩阵表述为

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} a_{cw} \\ a_{ccw} \end{bmatrix} = & \begin{bmatrix} -i(\omega_c + g + \Delta\omega_t) - \frac{\beta}{2} & -\left(ig + \frac{\Gamma}{2}\right) \\ -\left(ig + \frac{\Gamma}{2}\right) & -i(\omega_c + g - \Delta\omega_t) - \frac{\beta}{2} \end{bmatrix} \cdot \\ & \begin{bmatrix} a_{cw} \\ a_{ccw} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \sqrt{k_{ex}} \\ 0 \end{bmatrix} a_{cw}^{in} \end{aligned} \quad (10)$$

其对角标准型为

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} a_{SM} \\ a_{ASM} \end{bmatrix} = & \begin{bmatrix} \lambda_{SM} & 0 \\ 0 & \lambda_{ASM} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{SM} \\ a_{ASM} \end{bmatrix} + \\ & \begin{bmatrix} \frac{\sqrt{k_{ex}}(ig + \Gamma/2)}{2\sqrt{(ig + \Gamma/2)^2 - \Delta\omega_t^2}} \\ -\frac{\sqrt{k_{ex}}(ig + \Gamma/2)}{2\sqrt{(ig + \Gamma/2)^2 - \Delta\omega_t^2}} \end{bmatrix} a_{cw}^{in} \end{aligned} \quad (11)$$

式中:本征模 $a_{SM}$ 和 $a_{ASM}$ 表示SM与ASM的场强.二者互相正交,说明2个劈裂模之间无能量传递.光场重新分布的效果是使谐振腔因散射所导致的损耗达到最小. $\lambda_{SM}$ 与 $\lambda_{ASM}$ 表示SM和ASM这2个驻波模的本征值,其大小为

$$\lambda_{SM} = -i(\omega_c + g) - \frac{\beta}{2} + \sqrt{\left(ig + \frac{\Gamma}{2}\right)^2 - \Delta\omega_t^2} \quad (12)$$

$$\lambda_{ASM} = -i(\omega_c + g) - \frac{\beta}{2} - \sqrt{\left(ig + \frac{\Gamma}{2}\right)^2 - \Delta\omega_t^2} \quad (13)$$

本征值包含了所对应腔模的谐振频率及损耗的信息:

$$\begin{aligned} \omega_{SM} = & -\text{Im}(\lambda_{SM}) = \\ & \omega_c + g + \frac{\Gamma g}{\sqrt{2(\alpha + \sqrt{\alpha^2 + \Gamma^2 g^2})}} \end{aligned} \quad (14)$$

$$\omega_{ASM} = -\text{Im}(\lambda_{ASM}) =$$

$$\omega_c + g - \frac{\Gamma g}{\sqrt{2(\alpha + \sqrt{\alpha^2 + \Gamma^2 g^2})}} \quad (15)$$

$$k_{SM} = -2\text{Re}(\lambda_{SM}) = \beta + \sqrt{2\alpha + 2\sqrt{\alpha^2 + \Gamma^2 g^2}} \quad (16)$$

$$k_{ASM} = -2\text{Re}(\lambda_{ASM}) = \beta - \sqrt{2\alpha + 2\sqrt{\alpha^2 + \Gamma^2 g^2}} \quad (17)$$

式中:  $\alpha = \frac{\Gamma^2}{4} - g^2 - \Delta\omega_0^2$  是为简化表达式而定义的变量;  $\text{Im}(\cdot)$  与  $\text{Re}(\cdot)$  分别对应取虚部与取实部运算;  $\omega_{SM}$  和  $\omega_{ASM}$  分别为 SM 与 ASM 的谐振频率;  $k_{SM}$  和  $k_{ASM}$  分别为 SM 与 ASM 的损耗系数.

静态腔中, 式(14)~式(17)式简化为

$$\omega_{SM} = \omega_c + 2g \quad (18)$$

$$\omega_{ASM} = \omega_c \quad (19)$$

$$k_{SM} = 2\Gamma + k_0 + k_{ex} - \xi \quad (20)$$

$$k_{ASM} = k_0 + k_{ex} - \xi \quad (21)$$

可见, 散射粒子带来的额外损耗对 ASM 无影响, 对 SM 有影响, 这与图 2 所示 2 个模的场分布相对应. 劈裂值定义为反射谱(或透射谱) 2 个谐振峰之间的距离, 大小为  $\delta = |\omega_{ASM} - \omega_{SM}|$ . 静态腔中劈裂值大小为  $\delta_0 = |2g|$ . 式(14)与式(15)相减, 得到劈裂值与角速率的对应表达式:

$$\Omega = \frac{\pi n_{eff}^2}{\omega_c} \sqrt{(\delta^2 - \delta_0^2) \left(1 + \frac{\Gamma^2}{\delta^2}\right)} \quad (22)$$

从式(16)和式(17)可知, 谐振腔总体损耗  $k_{SM} + k_{ASM}$  不受腔体旋转的影响, 但是旋转会影响单个腔模(SM 或 ASM)的损耗系数, 从而改变这 2 个模式的线宽. 式(16)与式(17)相减, 得到 SM 与 ASM 的线宽差与角速率的对应表达式:

$$\Omega = \frac{\pi n_{eff}^2}{\omega_c} \sqrt{\left(\frac{\Delta\gamma_0^2}{\Delta\gamma^2} - 1\right) \left(\delta_0^2 + \frac{\Delta\gamma^2}{4}\right)} \quad (23)$$

式中:  $\Delta\gamma = k_{SM} - k_{ASM}$ , 表示 SM 与 ASM 的线宽差;  $\Delta\gamma_0 = 2\Gamma$ , 表示腔体静止时线宽差. 目前腔线宽差的获取是采用曲线拟合的方法<sup>[4,5]</sup>. 对输入光进行扫频, 测量不同频率点处的反射光强(或透射光强), 再对所测得的这些离散点进行拟合, 获得完整的反射谱(或透射谱)数据, 进而得到线宽差. 数据拟合方法不同, 会对测量的准确性造成一定的影响. 通过测量劈裂值来解算角速率, 测量的是谐振峰的位置, 可以借鉴现有的光学谐振陀螺的检测方法, 如通过频率调制的方法进行测量, 这样则不需要进行曲线拟合.

## 2 仿真分析

由文献[15]可知, 静态腔模式劈裂的条件是  $|2g| > \Gamma + k_0 + k_{ex} - \xi$ . 若散射过程不带来额外损耗( $\Gamma = 0$ ), 即所有散射光都满足谐振条件而不辐射到腔外空间, 则腔体旋转时该条件变为  $2\sqrt{\Delta\omega_0^2 + g^2} > k_0 + k_{ex} - \xi$ . 对光学微腔的某一个模式而言,  $k_0$ 、 $\Gamma$ 、 $g$  均为常数. 耦合系数  $k_{ex}$  可通过改变光纤锥与微腔的距离调节,  $\xi$  可通过改变掺杂增益的密度等方式调节, 因此重点分析这 2 个参数的影响. 在用光纤锥耦合微腔进行探测时, 观察与入射光相反方向是否有返回的光, 可以来确认散射光是否存在, 因此仿真时选择反射谱为研究对象. 为满足模式劈裂的条件, 设置  $k_0 = 2 \times 10^7$  Hz,  $g = -k_0$ ,  $\Gamma = 0.01k_0$ , 有效折射率  $n_{eff} = 1.3$ , 简并解除前的谐振波长为 780 nm. 2 种增益系数(无掺杂  $\xi = 0$ , 有掺杂且系数  $\xi = k_0$ )下, 微腔处于 3 种耦合区域(欠耦合  $k_{ex} < k_0$ , 临界耦合  $k_{ex} = k_0$ , 过耦合  $k_{ex} > k_0$ )时, 几个腔体旋转角速率下的反射谱如图 4 所示.

欠耦合情况如图 4(a)和图 4(b)所示, 谐振腔的总体损耗主要取决于固有损耗, 掺杂增益的补偿效果明显. 随着掺杂增益系数  $\xi$  的增加, 模式劈裂现象越来越明显. 若增益完全补偿模式的损耗, 反射谱呈现 2 个尖峰, 谐振腔输出频率相近的两束激光. 这两束激光混合后生成拍频信号, 且拍频刚好等于劈裂值<sup>[16]</sup>. 对该信号进行傅里叶变换获得拍频, 可推算出腔体旋转角速率. 散射损耗远小于固有损耗时, SM 与 ASM 的损耗系数几乎相等( $k_{SM} \approx k_{ASM}$ ). 相应地, 反射谱的双谐振峰幅值及线宽几乎相等(见图 4(a)中  $\Omega = 0$  的谱线). 腔体旋转会增加 SM 的损耗, 减少 ASM 的损耗, 从而破坏谱线的对称性. 与临界耦合及过耦合相比, 欠耦合区域 2 个劈裂模的损耗较小, 线宽较窄, 有利于角速率的测量. 图 4(b)清晰地表示出了旋转导致的劈裂值变化.

临界耦合情况如图 4(c)和图 4(d)所示,  $k_{ex}$  越大, 腔内模式的有效损耗越大. 相对于欠耦合而言, 临界耦合条件下模式劈裂条件的满足要求更高的掺杂增益系数. 在相同增益条件下, 临界耦合区域谐振峰的线宽要大于欠耦合区域的, 易导致 2 个谐振峰在频谱上的重叠, 不利于测量.

过耦合情况如图 4(e)和图 4(f)所示, 单位时间内从光纤锥耦合进微腔的光能量要小于从微腔耦合到光纤锥的光能量, 很难观测到模式劈裂现象.

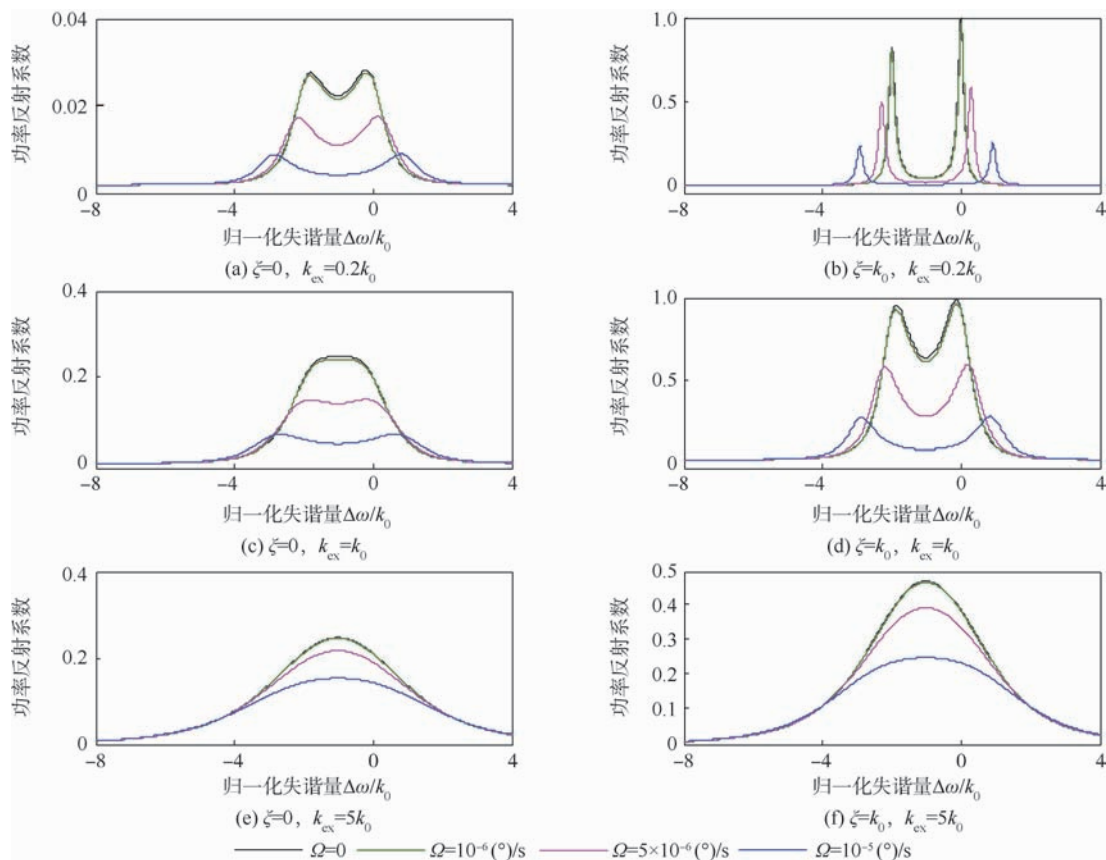


图4 微腔处于不同工作区域时,几个腔体旋转角速率下的反射谱

Fig. 4 Calculated reflection spectra as a function of the normalized frequency detuning for several performing regimes at different angular rates

光纤锥的主要作用是激励腔内的回音壁模式. 耦合系数  $k_{ex}$  会增加腔的损耗,降低品质因数,不利于角速率的测量. 从以上分析得知,谐振腔工作在欠耦合区域更适合角速率测量.

另一个会对测量造成影响的参数是腔内散射光与入射光的耦合系数  $g$ . 根据文献[17]所述,  $g$  与2个因素有关:其一是谐振腔,其二是散射源. 腔的品质因数变化或模式体积变化会导致不同大小的耦合系数;散射粒子的折射率变化或体积变化也会导致不同的耦合系数. 概括地讲,2个谐振腔会提供2个不同数值的耦合系数  $g$ ,进而导致旋转角速率相同时,2个谐振腔的劈裂值大小有异. 图5

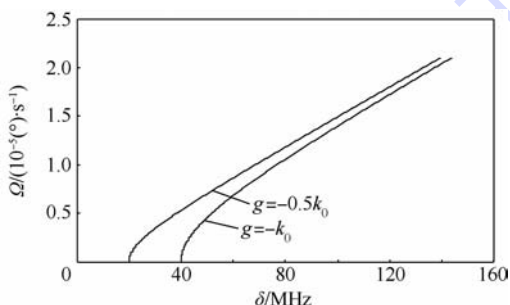


图5 旋转角速率与劈裂值的对应曲线

Fig. 5 Calculated results of angular rate vs amount of splitting

为耦合系数  $g$  对旋转角速率与劈裂值映射曲线的影响. 计算参数为  $\Gamma = 0.01k_0$ ,  $n_{eff} = 1.3$ , 谐振波长为 780 nm. 仿真表明,静态时劈裂值较小的微腔更适合角速率测量.

### 3 结论

1) 光纤锥激励腔内回音壁模式的同时,为腔内光场提供了一个能量泄漏通道,从而降低了腔的品质因数. 对比欠耦合、临界耦合、过耦合3种耦合状态下的反射谱线,发现欠耦合更适合角速率测量.

2) 掺杂增益介质可补偿模式的损耗,提高品质因数,减小谐振峰线宽.

3) 仿真发现静态时劈裂值较小的微腔更有利于角速率测量.

利用模式劈裂的传感机制,计算机仿真分析表明品质因数为  $10^8$  的光学微腔角速率测量分辨率高达  $10^{-6}$  (°)/s, 预计利用该方法制成的微光学谐振陀螺在低成本、中等精度需求的角速度测量中具有重要的应用价值.

### 参考文献 (References)

[1] Monifi F, Özdemir Ş K, Yang L. Tunable add-drop filter using an

- active whispering gallery mode microcavity[J]. Applied Physics Letters, 2013, 103(18):181103.
- [2] Ward J, Benson O. WGM microresonators: sensing, lasing and fundamental optics with microspheres [J]. Laser & Photonics Reviews, 2011, 5(4):553-570.
- [3] Kippenberg T J, Spillane S M, Vahala K J. Modal coupling in traveling-wave resonators[J]. Optics Letters, 2002, 27(19):1669-1671.
- [4] Zhu J, Ozdemir S K, Xiao Y F, et al. On-chip single nanoparticle detection and sizing by mode-splitting in an ultra-high-Q microresonator[J]. Nature Photonics, 2010, 4(1):46-49.
- [5] Kippenberg T J. Microresonators: particle sizing by mode splitting [J]. Nature Photonics, 2010, 4(1):9-10.
- [6] Post E J. Sagnac effect [J]. Reviews of Modern Physics, 1967, 39(2):475-493.
- [7] Smith D, Chang H, Fuller K A. Whispering-gallery mode splitting in coupled microresonators [J]. Journal of Optical Society America B, 2003, 20(9):1967-1974.
- [8] Smith D D, Chang H, Fuller K A, et al. Coupled-resonator-induced transparency [J]. Physical Review A, 2004, 69(6):063804.
- [9] Matsko A B, Savchenkov A A, Ilchenko V S, et al. Optical gyroscope with whispering gallery mode optical cavities [J]. Optics Communications, 2004, 233(1):107-112.
- [10] Matsko A B, Savchenkov A A, Ilchenko V S, et al. Erratum to "Optical gyroscope with whispering gallery mode optical cavities" [Opt. Commun. 233 (2004) 107-112] [J]. Optics Communications, 2006, 259(1):393-394.
- [11] Peng C, Li Z, Xu A. Optical gyroscope based on a coupled resonator with the all-optical analogous property of electromagnetically induced transparency [J]. Optics Express, 2007, 15(7):3864-3875.
- [12] Peng C, Li Z, Xu A. Rotation sensing based on a slow-light resonating structure with high group dispersion [J]. Applied Optics, 2007, 46(19):4125-4131.
- [13] Terrel M, Dignonnet M J F, Fan S. Performance comparison of slow-light coupled-resonator optical gyroscope [J]. Laser & Photonics Reviews, 2009, 3(5):452-465.
- [14] Vollmer F, Arnold S. Whispering-gallery-mode biosensing: label-free detection down to single molecules [J]. Nature Methods, 2008, 5(7):591-596.
- [15] He L, Ozdemir S K, Xiao Y F, et al. Gain-induced evolution of mode splitting spectra in a high-active microresonator [J]. IEEE Journal of Quantum Electronics, 2010, 46(11):1626-1633.
- [16] He L, Özdemir Ş K, Zhu J, et al. Ultrasensitive detection of mode splitting in active optical microcavities [J]. Physical Review A, 2010, 82(5):053810.
- [17] Mazzei A, Göttinger S, Menezes L S, et al. Controlled coupling of counter propagating whispering-gallery modes by a single Rayleigh scatterer: a classical problem in a quantum optical light [J]. Physical Review Letters, 2007, 99(17):173603.

## Angular rate sensing based on mode splitting in an optical microresonator

YANG Zhaohua<sup>\*1</sup>, HAN Xiaowei<sup>1</sup>, YANG Xu<sup>2</sup>

(1. School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. State Key Laboratory of Low-dimensional Quantum Physics, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

**Abstract:** Backscattering has been treated as one of the major error sources in resonant optic gyroscopes (ROG) in a traditional way, which has to be restrained. A microresonator with ultra-high quality factor can greatly enhance the backscattering light. As a result, it cannot be deemed as a disturbance noise anymore. Coupling of the scattering light and the original propagating light can induce mode splitting. The frequencies of the split modes change along with the angular rotation rate of the microresonator. Considering the Sagnac effect, the model that describes mode splitting in an active optical microresonator was modified and the explicit expression of angular rotation rate versus the splitting amount was derived. The resonator is preferred to work in the under-coupling regime by monitoring the reflection spectra at several excitation levels and taper fiber coupling conditions. Optical gain of the active medium can be utilized to manipulate the splitting profiles and to narrow the line widths, which helps the rate measurement. Theoretical analysis and simulation results show that the resolving power can reach  $10^{-6}$  ( $^{\circ}$ )/s in a microresonator with a quality factor of  $10^8$ , providing a promising angular rate sensing mechanism.

**Key words:** optical resonators; Sagnac effect; angular rate measurement; backscattering; mode splitting

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0326

# Euler 方程的分裂型通量分裂双时间步隐式方法



董海涛\*, 陈喆, 刘福军

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

**摘 要:** 传统隐式方法有格式复杂、计算量大等缺点,在 Euler 方程的差分离散过程中,利用算子分裂思想,结合通量分裂法、双时间步法等隐式离散方法,构造了一种更简单的分裂型隐式计算方法.通过对典型空气动力学问题的计算,检验了该方法的有效性和可靠性,并对其性能做了具体讨论.该方法具有稳定性好、时间步长约束小等隐式格式的普遍优点,同时具有格式简单、程序易实现等优点;避免了传统隐式方法单步推进时的方程组常规求解及矩阵求逆过程,计算量小;比 LU-SGS 方法收敛速度快.

**关键词:** Euler 方程; 算子分裂; 通量分裂; 双时间步; 隐式方法

**中图分类号:** O35

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)05-0776-10

计算流体力学中广泛应用时间推进法求解 Euler 方程<sup>[1]</sup>. 时间推进方法可分为显式和隐式 2 类. 著名的隐式方法有 Beam-Warming 隐式格式<sup>[2]</sup>、MacCormack 隐式方法、近似因子分解方法 AF 及其改进的对角化近似因子分解方法 AF-ADI<sup>[3-6]</sup>, 另外还有 Yoon 和 Jameson<sup>[7]</sup> 提出的应用谱半径分裂的 LU-SGS 方法. 隐式方法的优点是计算稳定性好、阻尼特性好,因此对时间步长的约束小(一些无条件稳定的隐式格式对时间步长没有约束),收敛所需的步数少,从而整体计算时间少,计算效率高. 但是隐式方法每一时间推进步都要求解线性方程组,因而计算量和存储量都较大,方法复杂,程序较难实现. 对于非定常问题,Jameson<sup>[8]</sup> 提出了一种双时间步(dual time step)方法,在冻结的真实时刻点上引入类似牛顿迭代的虚拟时间迭代过程,通过这种内迭代过程来提高损失的时间精度. 双时间迭代法应用广泛,是目前最受欢迎的非定常计算方法.

本文根据算子分解的思想,利用通量分裂方法和虚拟时间线化方法,构造了一种新的求解

Euler 方程的隐式时间推进方法,该方法在保有常规隐式方法优点的基础上,格式简单,易于编程,避免了每一时间推进步的方程组常规求解过程,因此计算量和储存量小. 与 LU-SGS 方法相比,新方法的优势在于格式更加简单,收敛更快(注:这里所说的常规隐式指采用最原始方法构造的隐式格式,不包括 LU-SGS 等方法,本文新方法与 LU-SGS 是并列关系不是继承关系).

## 1 计算方法

考虑守恒形式的一维 Euler 方程初值问题:

$$\begin{cases} \mathbf{u}_t + \mathbf{f}(\mathbf{u})_x = \mathbf{0} & x \in \mathbf{R}, t > 0 \\ \mathbf{u}(x, 0) = \mathbf{u}_0(x) & x \in \mathbf{R} \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $\mathbf{f}(\mathbf{u})$  为守恒型流动通量,非线性函数;  $\mathbf{u}(x, t)$  为流动矢量;  $\mathbf{u}_0(x)$  为初始条件. 如果对偏微分方程式(1)进行隐式离散,将会得到非线性隐式差分格式,这种格式仍需要进一步线性化(Beam-Warming 线性化<sup>[2]</sup>)后,才易于求解. 将这种线性化方法体现为引入虚拟时间及线性项改写原方程(都是无穷小

收稿日期: 2014-06-06; 录用日期: 2014-12-05; 网络出版时间: 2015-01-15 14:31

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150115.1431.003.html

\* 通讯作者: 董海涛(1963—),男,北京人,副教授,htdong@buaa.edu.cn,主要研究方向为大时间步长格式.

**引用格式:** 董海涛, 陈喆, 刘福军. Euler 方程的分裂型通量分裂双时间步隐式方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 776-785. Dong H T, Chen Z, Liu F J. Split-type implicit scheme using flux splitting and dual-time step for Euler equations[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 776-785 (in Chinese).

量,所以方程不变,只是离散形式变了),得:

$$\mathbf{u}_\theta + [\mathbf{A}(\mathbf{u})\mathbf{u}_\theta d\theta]_x + \mathbf{u}_i + \mathbf{f}(\mathbf{u})_x = \mathbf{0} \quad (2)$$

式中:  $\mathbf{A}(\mathbf{u}) = \mathbf{f}_u(\mathbf{u})$ , 为 Jacobi 矩阵;  $\theta$  为虚拟时间. 收敛时  $\mathbf{u}_\theta = \mathbf{0}$ , 所以式(2)添加项对于偏微分方程来说都等于  $\mathbf{0}$ . 将通量按特征值正负分裂(即 Steger-Warming 分裂<sup>[9]</sup>), 得

$$\mathbf{u}_\theta + \mathbf{u}_i + (\mathbf{A}^+ \mathbf{u}_\theta d\theta)_x + \mathbf{f}_x^+ + (\mathbf{A}^- \mathbf{u}_\theta d\theta)_x + \mathbf{f}_x^- = \mathbf{0} \quad (3)$$

通量分裂形式为

$$\begin{cases} \mathbf{A}^\pm(\mathbf{u}) = \frac{\mathbf{A}(\mathbf{u}) \pm |\mathbf{A}(\mathbf{u})|}{2} \\ \mathbf{A}^\pm(\mathbf{u}) = \mathbf{L}^{-1}(\mathbf{u})\mathbf{A}^\pm(\mathbf{u})\mathbf{L}(\mathbf{u}) \\ \mathbf{f}^\pm(\mathbf{u}) = \frac{\mathbf{f}(\mathbf{u}) \pm \mathbf{L}^{-1}(\mathbf{u})|\mathbf{A}(\mathbf{u})|\mathbf{L}(\mathbf{u})\mathbf{u}}{2} \end{cases} \quad (4)$$

式中:  $\mathbf{A}(\mathbf{u})$  为特征值矩阵;  $\mathbf{L}(\mathbf{u})$  为左特征矩阵.

进一步, 式(3)需要按算子分裂(或称算子分解)的思想, 在时间上将此方程分解成几个方程, 因为有 2 种时间, 故此处有 2 种分裂方式.

### 1.1 按物理时间分裂

式(3)分解为

$$\mathbf{u}_\theta + \mathbf{u}_i + (\mathbf{A}^+ \mathbf{u}_\theta d\theta)_x + \mathbf{f}_x^+ = \mathbf{0} \quad (5)$$

$$\mathbf{u}_\theta + \mathbf{u}_i + (\mathbf{A}^- \mathbf{u}_\theta d\theta)_x + \mathbf{f}_x^- = \mathbf{0} \quad (6)$$

以式(5)为例推导格式, 记  $\Delta \mathbf{u}_i^k = \mathbf{u}_i^{k+1} - \mathbf{u}_i^k$ , 收敛时  $\mathbf{u}_i^{k+1} = \mathbf{u}_i^k = \mathbf{u}_i^{n+1}$ , 上标  $k$  和  $n$  分别表示虚拟迭代次数和物理迭代次数, 对式(5)做迎风离散, 利用 Crank-Nicolson 方法, 得

$$\begin{aligned} \frac{\Delta \mathbf{u}_i^k}{\theta} + \frac{\Delta \mathbf{u}_i^k}{\tau} + \frac{\mathbf{u}_i^k - \mathbf{u}_i^n}{\tau} + \frac{\sigma}{h} (\mathbf{A}_i^{k+} \Delta \mathbf{u}_i^k - \mathbf{A}_{i-1}^{k+} \Delta \mathbf{u}_{i-1}^k) + \\ \frac{\sigma}{h} (\tilde{\mathbf{f}}_{i+\frac{1}{2}}^{k+} - \tilde{\mathbf{f}}_{i-\frac{1}{2}}^{k+}) + \frac{1-\sigma}{h} (\tilde{\mathbf{f}}_{i+\frac{1}{2}}^{n+} - \tilde{\mathbf{f}}_{i-\frac{1}{2}}^{n+}) = \mathbf{0} \end{aligned} \quad (7)$$

式中:  $\sigma$  为参数 ( $0 \leq \sigma \leq 1$ );  $\tilde{\mathbf{f}}$  为数值通量; 下标  $i$  为节点序号;  $\tau$  为物理时间步长;  $h$  为空间步长.

整理后得到

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{u}_i^k = \left[ \left( 1 + \frac{\tau}{\theta} \right) \mathbf{I} + \frac{\sigma\tau}{h} \mathbf{A}_i^{k+} \right]^{-1} \cdot \\ \left[ \frac{\sigma\tau}{h} \mathbf{A}_{i-1}^{k+} \Delta \mathbf{u}_{i-1}^k - (\mathbf{u}_i^k - \mathbf{u}_i^n) - \frac{\sigma\tau}{h} (\tilde{\mathbf{f}}_{i+\frac{1}{2}}^{k+} - \tilde{\mathbf{f}}_{i-\frac{1}{2}}^{k+}) - \right. \\ \left. \frac{(1-\sigma)\tau}{h} (\tilde{\mathbf{f}}_{i+\frac{1}{2}}^{n+} - \tilde{\mathbf{f}}_{i-\frac{1}{2}}^{n+}) \right] \end{aligned} \quad (8)$$

根据特征关系式(4), 式(8)改写为

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{u}_i^k = \mathbf{L}_i^{-1} \left[ \left( 1 + \frac{\tau}{\theta} \right) \mathbf{I} + \frac{\sigma\tau}{h} \mathbf{A}_i^{k+} \right]^{-1} \cdot \\ \mathbf{L}_i \left[ \frac{\sigma\tau}{h} \mathbf{A}_{i-1}^{k+} \Delta \mathbf{u}_{i-1}^k - (\mathbf{u}_i^k - \mathbf{u}_i^n) - \right. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \left. \frac{\sigma\tau}{h} (\tilde{\mathbf{f}}_{i+\frac{1}{2}}^{k+} - \tilde{\mathbf{f}}_{i-\frac{1}{2}}^{k+}) - \frac{(1-\sigma)\tau}{h} (\tilde{\mathbf{f}}_{i+\frac{1}{2}}^{n+} - \tilde{\mathbf{f}}_{i-\frac{1}{2}}^{n+}) \right] \end{aligned} \quad (9)$$

式中:  $\mathbf{I}$  为单位阵. 式(9)中需要求逆的矩阵是一个对角阵, 因此避免了复杂矩阵的求逆运算, 相对于常规的隐式方法减小了计算量和存储量.

同理可得

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{u}_i^k = \mathbf{L}_i^{-1} \left[ \left( 1 + \frac{\tau}{\theta} \right) \mathbf{I} - \frac{\sigma\tau}{h} \mathbf{A}_i^{k-} \right]^{-1} \mathbf{L}_i \cdot \\ \left[ -\frac{\sigma\tau}{h} \mathbf{A}_{i+1}^{k-} \Delta \mathbf{u}_{i+1}^k - (\mathbf{u}_i^k - \mathbf{u}_i^n) - \right. \\ \left. \frac{\sigma\tau}{h} (\tilde{\mathbf{f}}_{i+\frac{1}{2}}^{k-} - \tilde{\mathbf{f}}_{i-\frac{1}{2}}^{k-}) - \frac{(1-\sigma)\tau}{h} (\tilde{\mathbf{f}}_{i+\frac{1}{2}}^{n-} - \tilde{\mathbf{f}}_{i-\frac{1}{2}}^{n-}) \right] \end{aligned} \quad (10)$$

式(9)和式(10)为按物理时间分裂的最终差分格式求解公式. 差分格式一个物理时间步的数值解的合成有如下 2 种方式:

1) 2 个方向分别进行虚拟时间合成, 然后再做一次物理时间合成:

$$\mathbf{T}(\tau) = [\mathbf{T}^+(\theta)]^K [\mathbf{T}^-(\theta)]^K \quad (11)$$

2) 2 个方向混合进行虚拟时间合成:

$$\mathbf{T}(\tau) = [\mathbf{T}^+(\theta)\mathbf{T}^-(\theta)]^K [\mathbf{T}^-(\theta)\mathbf{T}^+(\theta)]^K \quad (12)$$

式中:  $\mathbf{T}(\tau)$ 、 $\mathbf{T}^+(\theta)$ 、 $\mathbf{T}^-(\theta)$  分别为一次物理时间的解算子、正方向一次虚拟时间的解算子、负方向一次虚拟时间的解算子;  $K$  为迭代收敛的总次数.

### 1.2 按虚拟时间分裂

式(3)分裂为

$$\mathbf{u}_\theta + \mathbf{u}_i = \mathbf{0} \quad (13)$$

$$\mathbf{u}_\theta + (\mathbf{A}^+ \mathbf{u}_\theta d\theta)_x + \mathbf{f}_x^+ = \mathbf{0} \quad (14)$$

$$\mathbf{u}_\theta + (\mathbf{A}^- \mathbf{u}_\theta d\theta)_x + \mathbf{f}_x^- = \mathbf{0} \quad (15)$$

推导思路同 1.1 节, 推导过程省略, 得到按虚拟时间分裂的最终差分格式求解公式:

$$\Delta \mathbf{u}_i^k = \frac{\theta}{\tau} (\mathbf{u}_i^n - \mathbf{u}_i^k) \quad (16)$$

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{u}_i^k = \frac{\theta}{h} \mathbf{L}_i^{-1} \left( \mathbf{I} + \frac{\sigma\theta}{h} \mathbf{A}_i^{k+} \right)^{-1} \mathbf{L}_i \left[ \sigma \mathbf{A}_{i-1}^{k+} \Delta \mathbf{u}_{i-1}^k - \right. \\ \left. \sigma (\tilde{\mathbf{f}}_{i+\frac{1}{2}}^{k+} - \tilde{\mathbf{f}}_{i-\frac{1}{2}}^{k+}) - (1-\sigma) (\tilde{\mathbf{f}}_{i+\frac{1}{2}}^{n+} - \tilde{\mathbf{f}}_{i-\frac{1}{2}}^{n+}) \right] \end{aligned} \quad (17)$$

$$\Delta \mathbf{u}_i^k = \frac{\theta}{h} \mathbf{L}_i^{-1} \left( \mathbf{I} - \frac{\sigma\theta}{h} \mathbf{A}_i^{k-} \right)^{-1} \cdot$$

$$\begin{aligned} \mathbf{L}_i \left[ -\sigma \mathbf{A}_{i+1}^{k-} \Delta \mathbf{u}_{i+1}^k - \sigma (\tilde{\mathbf{f}}_{i+\frac{1}{2}}^{k-} - \tilde{\mathbf{f}}_{i-\frac{1}{2}}^{k-}) - \right. \\ \left. (1-\sigma) (\tilde{\mathbf{f}}_{i+\frac{1}{2}}^{n-} - \tilde{\mathbf{f}}_{i-\frac{1}{2}}^{n-}) \right] \end{aligned} \quad (18)$$

差分格式一个物理时间步的数值解的合成:

$$\mathbf{T}(\tau) = [\mathbf{T}^0(\theta)\mathbf{T}^+(\theta)\mathbf{T}^-(\theta)]^k \quad (19)$$

式中:  $\mathbf{T}^0(\theta)$  为物理时间项的一次虚拟时间解算子。

### 1.3 二阶时间精度

#### 1.3.1 按虚拟时间分裂

**方法1** 物理时间离散采用二阶形式,即

$$\mathbf{u}_i \approx \frac{3\mathbf{u}_i^{n+1} - 4\mathbf{u}_i^n + \mathbf{u}_i^{n-1}}{2\tau} \quad (20)$$

此时时间方向的公式为

$$\Delta \mathbf{u}_i^k = -\frac{\theta}{2\tau}(3\mathbf{u}_i^k - 4\mathbf{u}_i^n + \mathbf{u}_i^{n-1}) \quad (21)$$

正通量方向和负通量方向的最终差分格式求解公式仍为式(17)、式(18),但取  $\sigma = 1$ . 这种方法为多步方法,需要2个时间层  $\mathbf{u}^n$ 、 $\mathbf{u}^{n-1}$  的值,令  $\mathbf{u}^n$  和  $\mathbf{u}^{n-1}$  迭代初值都等于  $\mathbf{u}^0$ .

**方法2** 令式(17)、式(18)中的  $\sigma = 0.5$ ,即为二阶时间精度<sup>[10]</sup>,实际计算中为保证稳定性,内迭代最后一步取  $\sigma = 0.5$ ,其余步数  $\sigma = 1$ .

#### 1.3.2 按物理时间分裂

物理时间分裂二阶时间精度的方法与虚拟时间分裂的方法相同,这里直接给出公式。

##### 方法1

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{u}_i^k &= \mathbf{L}_i^{-1} \left[ \left( \frac{3}{2} + \frac{\tau}{\theta} \right) \mathbf{I} + \frac{\tau}{h} \mathbf{A}_i^{k+} \right]^{-1} \cdot \\ &\mathbf{L}_i \left[ \frac{\tau}{h} \mathbf{A}_{i-1}^{k+} \Delta \mathbf{u}_{i-1}^k - \left( \frac{3\mathbf{u}_i^k - 4\mathbf{u}_i^n + \mathbf{u}_i^{n-1}}{2} \right) - \right. \\ &\left. \frac{\tau}{h} \left( \tilde{\mathbf{f}}_{i+\frac{1}{2}}^{k+} - \tilde{\mathbf{f}}_{i-\frac{1}{2}}^{k+} \right) \right] \quad (22) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{u}_i^k &= \mathbf{L}_i^{-1} \left[ \left( \frac{3}{2} + \frac{\tau}{\theta} \right) \mathbf{I} - \frac{\tau}{h} \mathbf{A}_i^{k-} \right]^{-1} \cdot \\ &\mathbf{L}_i \left[ -\frac{\tau}{h} \mathbf{A}_{i+1}^{k-} \Delta \mathbf{u}_{i+1}^k - \left( \frac{3\mathbf{u}_i^k - 4\mathbf{u}_i^n + \mathbf{u}_i^{n-1}}{2} \right) - \right. \\ &\left. \frac{\tau}{h} \left( \tilde{\mathbf{f}}_{i+\frac{1}{2}}^{k-} - \tilde{\mathbf{f}}_{i-\frac{1}{2}}^{k-} \right) \right] \quad (23) \end{aligned}$$

**方法2** 式(9)、式(10)内迭代最后1步取  $\sigma = 0.5$ ,其余步数取  $\sigma = 1$ .

### 1.4 数值通量选择

实际计算时,  $\tilde{\mathbf{f}}_{i+\frac{1}{2}}^+$  和  $\tilde{\mathbf{f}}_{i-\frac{1}{2}}^-$  可使用各种成熟格式的通量,主要使用 NND 格式和 MUSCL 格式。

NND 格式通量为<sup>[11-12]</sup>

$$\begin{cases} \tilde{\mathbf{f}}_{i+\frac{1}{2}}^+ = \tilde{\mathbf{f}}^+(u_{i-1}, u_i, u_{i+1}) = \\ \mathbf{f}_i^+ + \frac{1}{2} \min\text{mod}(\Delta_{i-\frac{1}{2}} \mathbf{f}, \Delta_{i+\frac{1}{2}} \mathbf{f}) \\ \tilde{\mathbf{f}}_{i+\frac{1}{2}}^- = \tilde{\mathbf{f}}^-(u_i, u_{i+1}, u_{i+2}) = \\ \mathbf{f}_{i+1}^- - \frac{1}{2} \min\text{mod}(\Delta_{i+\frac{1}{2}} \mathbf{f}, \Delta_{i+\frac{3}{2}} \mathbf{f}) \\ \Delta_{i+\frac{1}{2}} \mathbf{f} = \mathbf{f}(u_{i+1}) - \mathbf{f}(u_i) \end{cases} \quad (24)$$

MUSCL 格式通量为<sup>[13-14]</sup>

$$\begin{cases} \tilde{\mathbf{f}}_{i+\frac{1}{2}}^+ = \tilde{\mathbf{f}}^+(u_{i-1}, u_i, u_{i+1}) = \\ \mathbf{f}^+ \left[ u_i + \frac{1}{2} \min\text{mod}(\Delta_{i-\frac{1}{2}} \mathbf{u}, \Delta_{i+\frac{1}{2}} \mathbf{u}) \right] \\ \tilde{\mathbf{f}}_{i+\frac{1}{2}}^- = \tilde{\mathbf{f}}^-(u_i, u_{i+1}, u_{i+2}) = \\ \mathbf{f}^- \left[ u_{i+1} - \frac{1}{2} \min\text{mod}(\Delta_{i+\frac{1}{2}} \mathbf{u}, \Delta_{i+\frac{3}{2}} \mathbf{u}) \right] \\ \Delta_{i+\frac{1}{2}} \mathbf{u} = u_{i+1} - u_i \end{cases} \quad (25)$$

式中:  $\min\text{mod}$  为最小模限制器,即

$$\min\text{mod}(a, b) = \frac{\text{sgn}(a) + \text{sgn}(b)}{2} \min(|a|, |b|) \quad (26)$$

式中:  $\text{sgn}$  为符号函数。

物理时间步长和虚拟时间步长选取方式为<sup>[8]</sup>

$$\begin{aligned} \tau &= C \frac{h}{\lambda_{\max}^n} \\ \theta &= \min \left( C_{\text{sub}} \frac{h}{\lambda_{\max}^k}, \frac{2}{3} \tau \right) \quad (27) \end{aligned}$$

式中:  $C$  为外迭代 CFL 数,它是流体力学判断计算的收敛条件;  $C_{\text{sub}}$  为内迭代 CFL 数;  $\lambda_{\max}$  为 Jacobi 矩阵特征值的最大值。

子迭代初值:  $\mathbf{u}^{k=0} = \mathbf{u}^n$ .

子迭代收敛判据: 残差定义同文献[15],为  $\Delta \rho_{\max}^k / \theta$ ,收敛条件为残差小于 0.0001,子迭代步数限定为 50。

### 1.5 定常问题隐式

虚拟时间隐式中,取消物理时间项,即式(16),则可以得到定常 Euler 方程的隐式方法,定常 Euler 方程的最终差分格式计算公式为式(17)、式(18),取  $\sigma = 1$ .

### 1.6 其他问题

关于多维问题,一维问题算法可以通过维数分裂法直接推广到多维问题,因公式类似而不再重述。大量计算实践表明,在相同 CFL 数条件下(隐式虽然 CFL 数不受限制,但 CFL 数对解的品质有直接影响,进行效率对比必须在相同精度下进行),对于非均匀网格,分裂法比不分裂法计算速度要快,并且与不均匀度成正比。

关于收敛性或稳定性问题,这里沿用 Lax 等价性定理(线性格式的定理,本文的隐式部分属于局部线性格式,故此定理可做参考)的结论,稳定性与收敛性是一致的,所以这个词用任何一个都意味着另一个也成立(由于虚拟时间隐式是个

迭代过程,所以使用收敛性这个词). 注意,分裂隐式的线化矩阵选择并不唯一,根据隐式格式的绝对稳定性要求,当线化矩阵特征值的模大于原通量相应特征值模的一半以上时,隐式迭代过程收敛. 而当线化矩阵的特征值等于原通量的相应特征值时,收敛最快. 并且,当虚拟时间步长与物理时间步长取一致且通量为线性退化情形时,可一步收敛.

## 2 算例验证

### 2.1 Sod 激波管

初始条件为

$$(\rho, u, p) = \begin{cases} (1.0, 0, 1.0) & -0.5 < x < 0 \\ (0.25, 0, 0.125) & 0 < x < 0.5 \end{cases}$$

式中:  $\rho$  为气体密度;  $p$  为气体压强.

采用 300 个等距网格,  $C = 1.0, C_{\text{sub}} = 2.0$ , 数值通量使用 NND 格式,  $t = 0.15 \text{ s}$  时密度分布计算结果如图 1 所示.

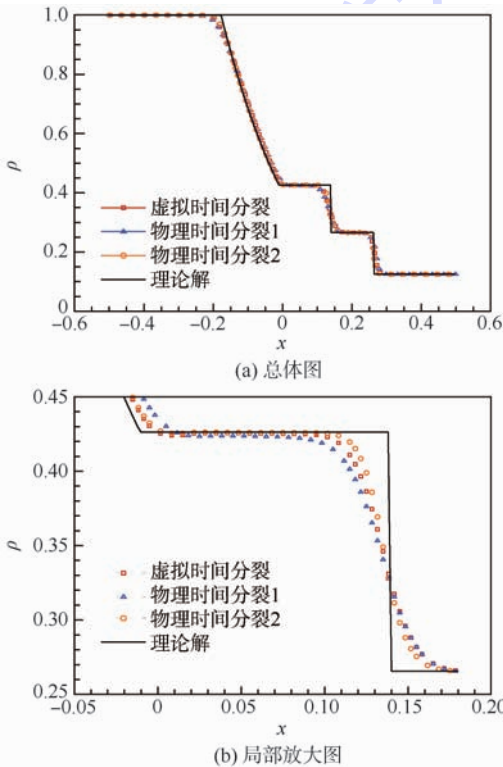


图 1  $t = 0.15 \text{ s}$  时密度分布计算结果

Fig. 1 Results of density distribution when  $t = 0.15 \text{ s}$

由图 1 可以看出,2 种分裂方法都有较好的时间精度,其中物理时间分裂 2 格式的时间精度最高.

采用物理时间分裂 2 格式,二阶时间精度计算结果如图 2 所示.

图 2 表明这些二阶时间精度的方法具有提高时间精度的效果.

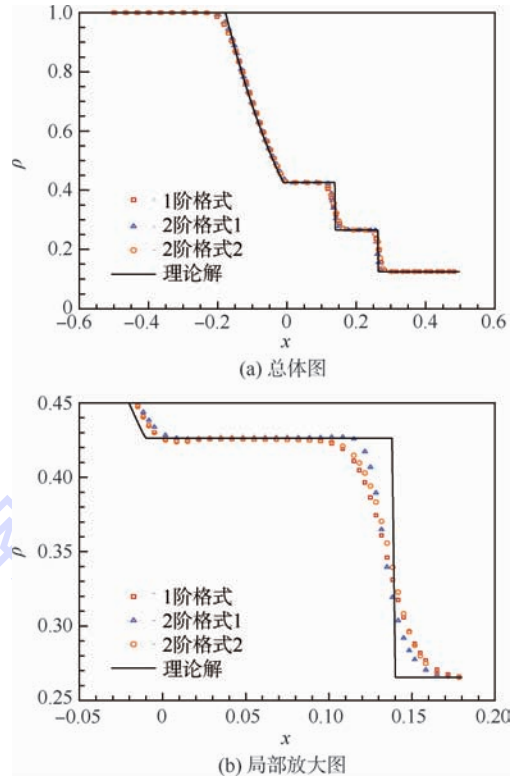


图 2 二阶时间精度计算结果

Fig. 2 Results of second order time accuracy

### 2.2 Lax 激波管

初始条件为

$$(\rho, u, p) = \begin{cases} (0.445, 0.698, 3.53) & -0.5 < x < 0 \\ (0.5, 0, 0.571) & 0 < x < 0.5 \end{cases}$$

数值通量使用 MUSCL 格式,采用虚拟时间分裂格式.

对于均匀网格情况,要保证相同计算量,网格数  $N$  与 CFL 数可取如下关系:  $N = 300\sqrt{C}$ ,  $C$  分别取 1.0, 4.0, 9.0, 计算结果如图 3 所示.

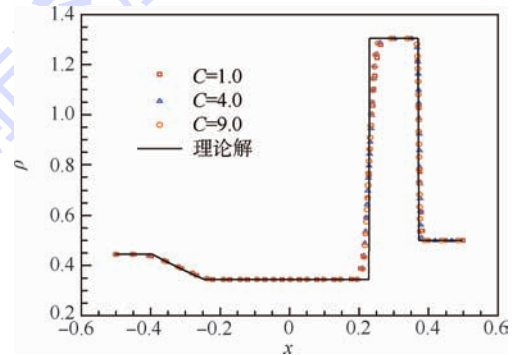


图 3 均匀网格情况、相同计算量下不同 CFL 数的计算结果

Fig. 3 Results with the same computations and different CFL numbers for uniform grid

由图 3 可看出,在相同计算量情况下, CFL 数对计算结果影响不大,说明本文方法在大 CFL 数下也能保证一定的精度要求.

### 2.3 改进的 Lax 激波管

初始条件为

$$(\rho, u, p) = \begin{cases} (0.445, -0.83, 3.53) & -0.5 < x < 0.229 \\ (0.5, -1.529, 0.571) & 0.229 < x < 0.5 \end{cases}$$

该算例是 Lax 激波管的修改,接触间断位置固定.此算例可考察隐式方法对定场流场的计算效果,因为接触间断位置固定,可以排除时间精度对解的影响.实际问题多采用非均匀网格,局部网格加密而时间步长不变等价于增大 CFL 数,为保证同等计算量,网格数与 CFL 数取如下关系: $N = 100C$ ,  $C$  分别取 1.0、6.0,数值通量使用 MUSCL 格式,采用虚拟时间分裂格式,计算结果如图 4 所示.

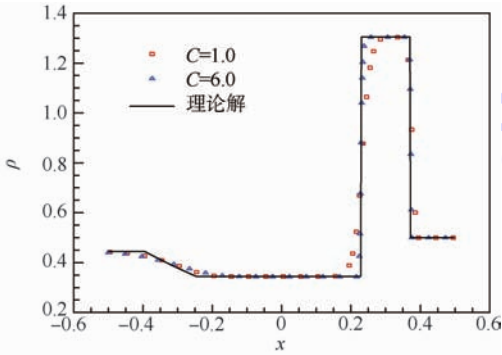


图 4 非均匀网格情况、相同计算量下,不同 CFL 数的计算结果

Fig. 4 Results with the same computations and different CFL numbers for non-uniform grid

由图 4 可看出,当考虑非均匀网格情况时,在相同计算量下,增加 CFL 数可以提高计算精度,表明本文方法对于实际问题更有价值.

### 2.4 超声速流绕前台阶流动

流动初始参数  $\rho_1 = 1.0$ ,  $u_1 = 3.0$ , 流动速度  $v_1 = 0$ ,  $p_1 = 0.71429$ , 计算模型示意图如图 5 所示.

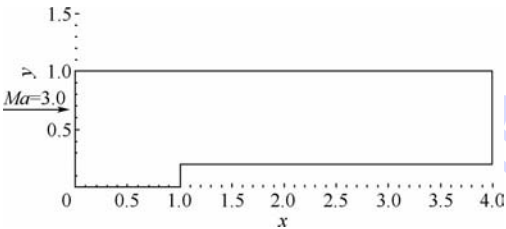


图 5 计算模型示意图

Fig. 5 Schematic diagram of calculation model

初始条件:当  $t = 0$  时,全流场内充满了马赫数为 3.0 的超声速气流.

边界条件:左边界 ( $x = 0, 0 \leq y \leq 1.0$ ) 处为马赫数为 3.0 的均匀来流.右边界 ( $x = 4, 0.2 \leq y \leq 1.0$ ) 为自由输出条件.上边界、下边界和前台阶物面均为刚性边界,满足滑移反射边界条件.

这是一个非定常问题,采用虚拟时间分裂格式,为比较相同计算量下不同 CFL 数对计算结果的影响,故采用两套网格进行计算.

#### 2.4.1 计算条件 1

采用  $50 \times 10$  和  $200 \times 40$  两块网格,  $C = 1.0$ . 前台阶网格 1 如图 6 所示.

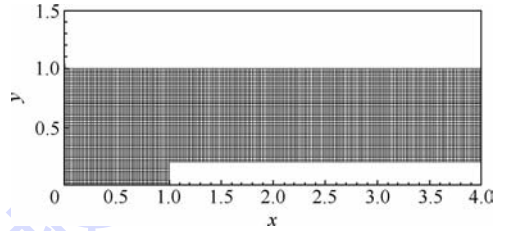


图 6 前台阶网格 1

Fig. 6 Grid 1 of forward-facing step

网格 1 前台阶绕流等密度线分布 ( $C = 1.0$ ) 随时间变化情况如图 7 所示.

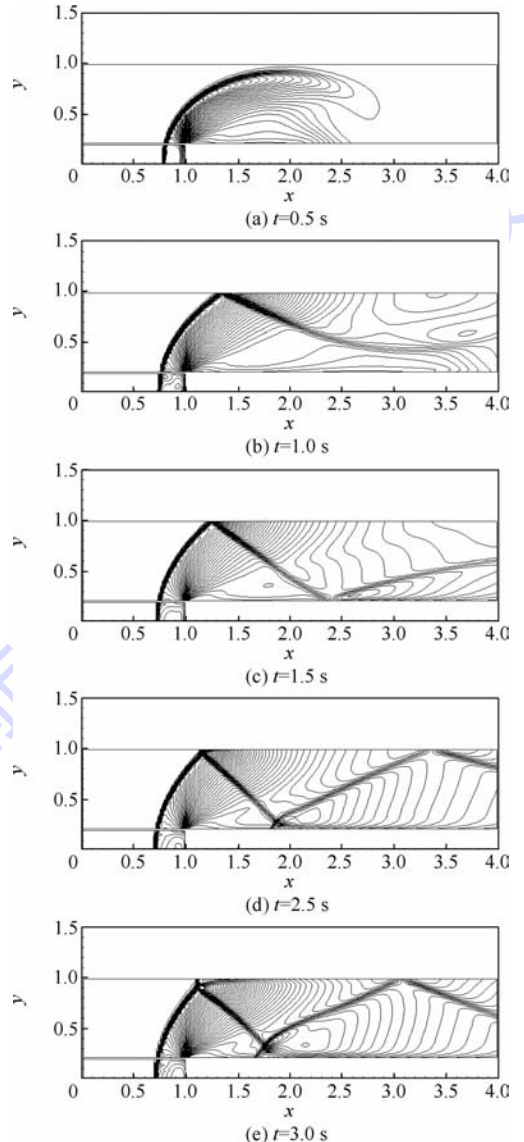


图 7 网格 1 前台阶绕流等密度线分布 ( $C = 1.0$ )  
Fig. 7 Density contours of forward-facing step flow for Grid 1 ( $C = 1.0$ )

### 2.4.2 计算条件 2

采用  $100 \times 20$  和  $400 \times 80$  两块网格,  $C = 8.0$ . 前台阶网格 2 如图 8 所示.

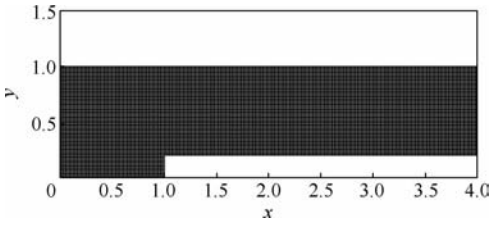


图 8 前台阶网格 2  
Fig. 8 Grid 2 of forward-facing step

网格 2 前台阶绕流等密度线分布 ( $C = 8.0$ ) 随时间变化情况如图 9 所示.

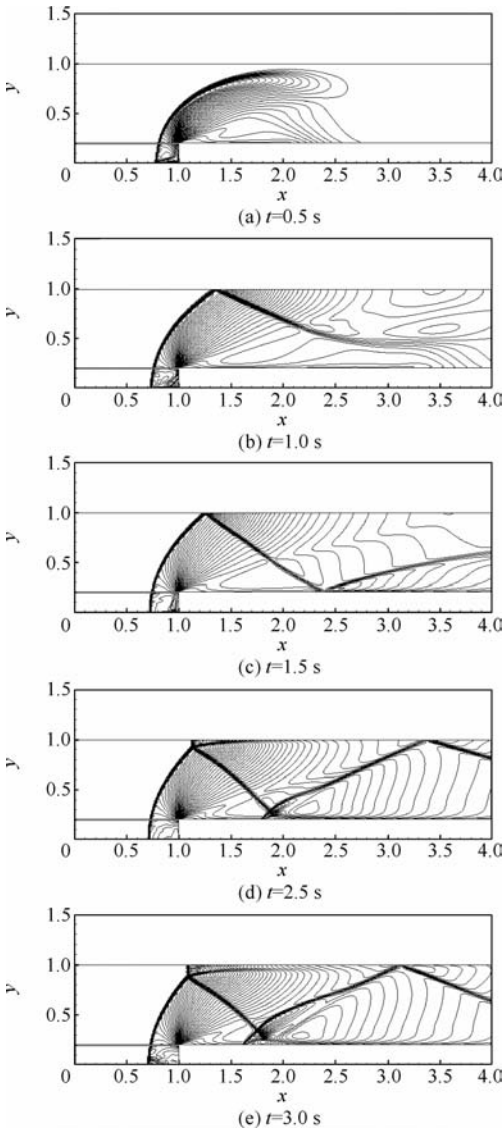


图 9 网格 2 前台阶绕流等密度线分布 ( $C = 8.0$ )  
Fig. 9 Density contours of forward-facing step flow for Grid 2 ( $C = 8.0$ )

以上计算可得到与 2.2 节相同的结论.

### 2.5 NACA0012 翼型绕流

NACA0012 翼型网格如图 10 所示, 网格数为

$239 \times 59$ .

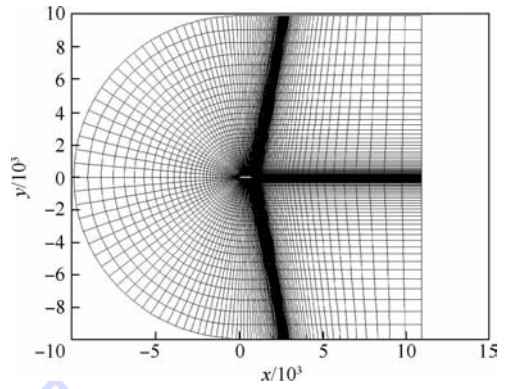


图 10 NACA0012 翼型网格  
Fig. 10 Grid of NACA0012 airfoil

1) 来流马赫数为 0.8, 攻角为  $1.25^\circ$ .

在来流马赫数为 0.8, 攻角  $\alpha$  为  $1.25^\circ$  来流条件下, 绕翼型的流场属超临界状态, 在翼面上将形成附体激波. 上翼面激波较强, 下翼面会形成一道很弱的激波.

流场压强等值线和翼型表面压强系数  $C_p$  分布如图 11(a) ~ 图 11(d) 所示.

计算结果表明, 在不同的 CFL 数下, 本文方法均能捕捉到翼型上表面的强激波和下表面的弱激波, 且与文献[16]吻合度良好.

2) 来流马赫数为 1.2, 攻角为  $7^\circ$ .

在来流马赫数为 1.2, 攻角为  $7^\circ$  来流条件下, 其绕流场将在翼型头部形成脱体的弓形激波, 在后缘形成鱼尾激波.

流场压强等值线和翼型表面压强系数分布如图 11(e) ~ 图 11(h) 所示.

计算结果表明, 在不同的 CFL 数下, 本文方法均能捕捉到头部的弓形激波和后缘的鱼尾激波, 且与文献[16]吻合度良好.

### 2.6 双椭球无粘绕流

计算网格如图 12 所示, 网格数为  $51 \times 39 \times 19$ .

计算条件: 来流马赫数  $Ma = 8.0$ , 攻角  $\alpha = 0^\circ$ , 侧滑角  $\beta = 0^\circ$ . 实验激波纹理照片如图 13 所示<sup>[17]</sup>.

实验表明: 在此马赫数下, 椭球头部会形成脱体弓形激波, 两椭球镶嵌处附近会出现二次激波.

流场压强等值线和对称面上下物面压强系数如图 14 所示.

计算结果表明, 在不同的 CFL 数下, 本文方法均可捕捉到两道激波, 且和实验吻合良好.

通过 2.5 节和 2.6 节算例可以得出以下结论: 本文方法可以增大 CFL 数, 提高计算效率, 并能够保持精度.

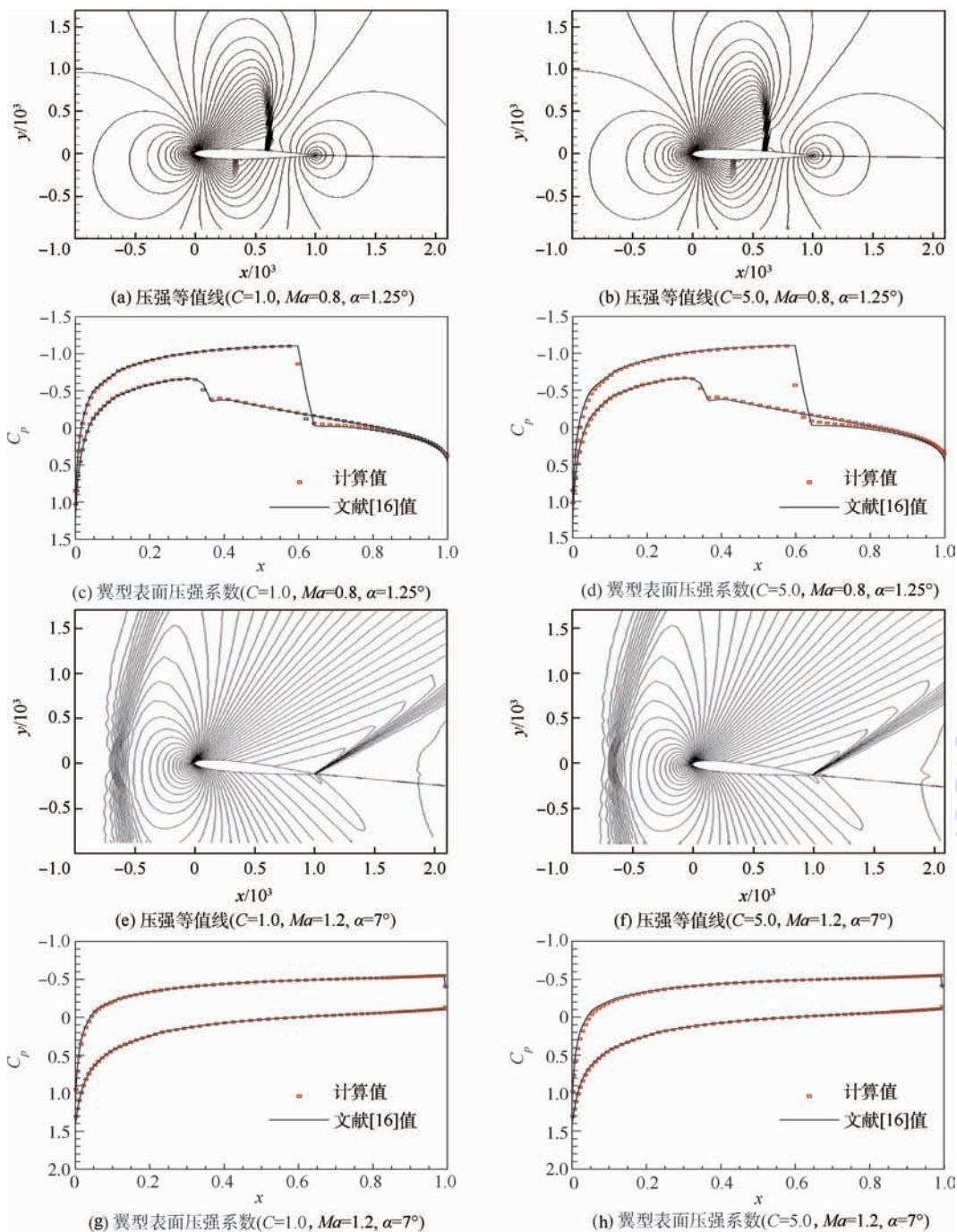


图 11 流场压强等值线和翼型表面压强系数分布

Fig. 11 Pressure contours and pressure coefficients on airfoil surface

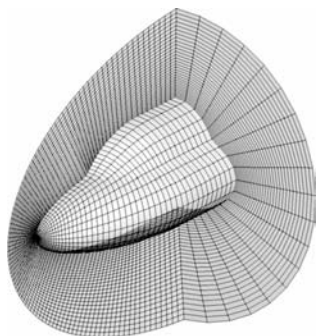


图 12 计算网格

Fig. 12 Grid for calculation

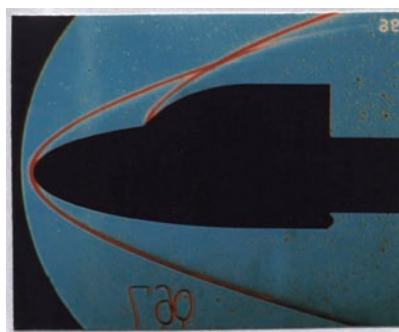


图 13 实验激波纹理照片<sup>[17]</sup>

Fig. 13 Photo of experimental texture<sup>[17]</sup>

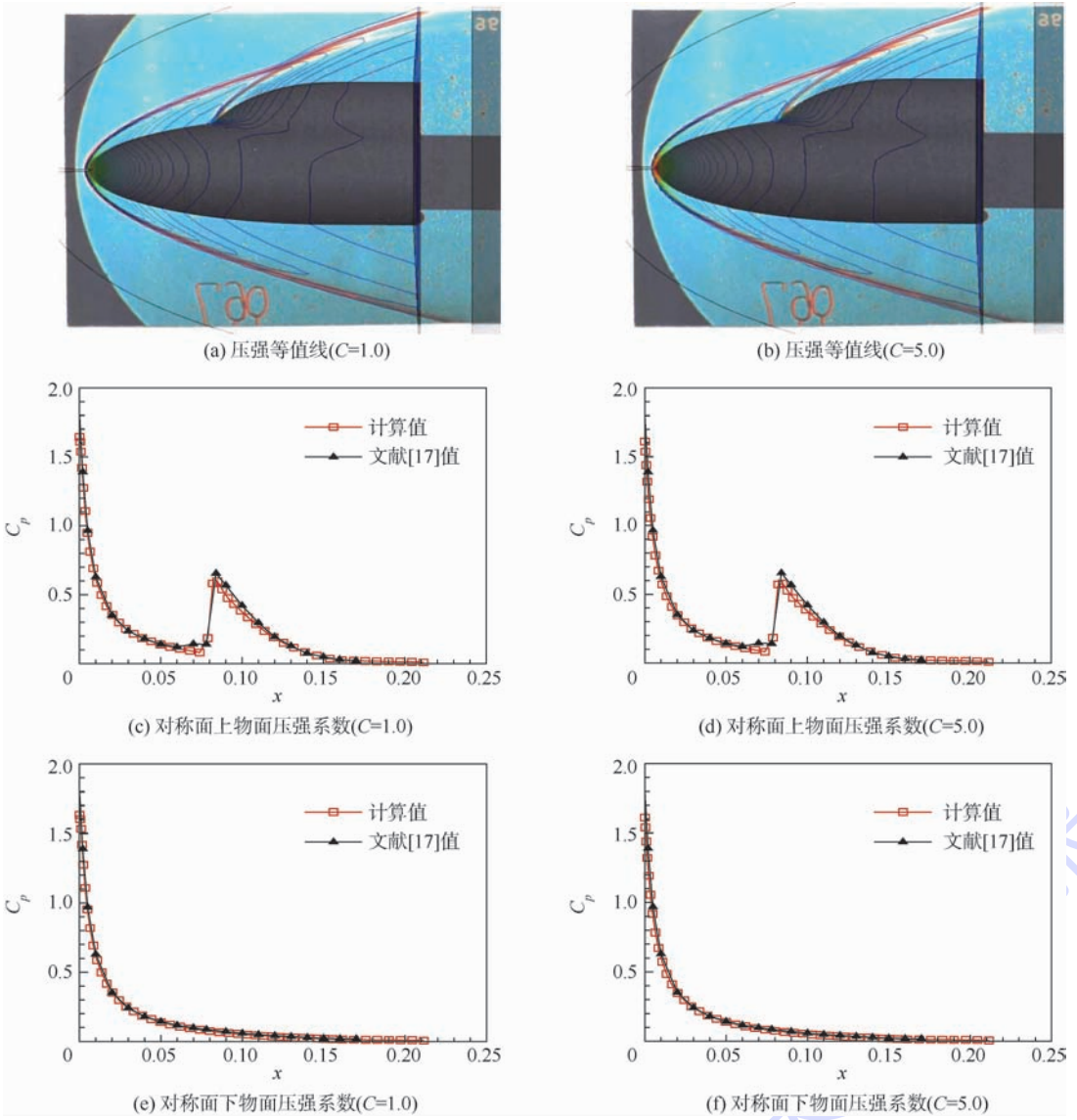


图 14 流场压强等值线和对称面上下物面压强系数  
Fig. 14 Pressure contours and pressure coefficients on top and low surfaces

### 3 与 LU-SGS 方法的比较

#### 3.1 Sod 激波管

计算条件与 2.1 节相同,由于计算结果相近,故不再给出,图 15 为 Sod 激波管 2 种方法的比较.

图 15 说明了 2 个问题:①使用高阶时间精度的方法可以提高内迭代次数,从而提高计算效率.②在相同时间精度的情况下,本文方法物理时间推进一步所需的虚拟时间迭代次数少于 LU-SGS 方法的,即收敛速度更快.

#### 3.2 超音速流绕前台阶流动

计算条件同 2.4 节,图 16 为前台阶绕流 2 种方法的比较.

图 16 的结果同样说明本文方法在收敛速度上更有优势.

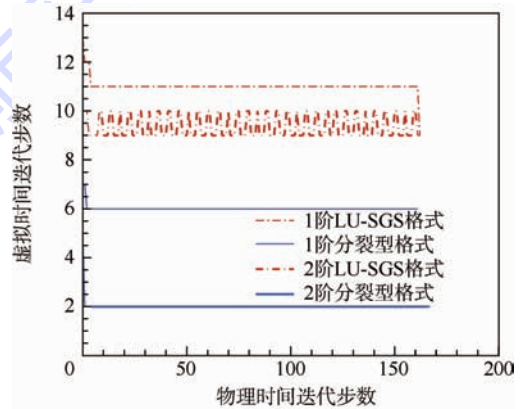


图 15 Sod 激波管 2 种方法的比较  
Fig. 15 Comparison of two schemes in Sod shock tube

LU-SGS 方法为了提高计算效率,避免矩阵求逆,采用了简化的  $A^*$ 、 $B^*$ 、 $C^*$  分解求法,故对求解的收敛性有了一定的影响,本文方法使用了严

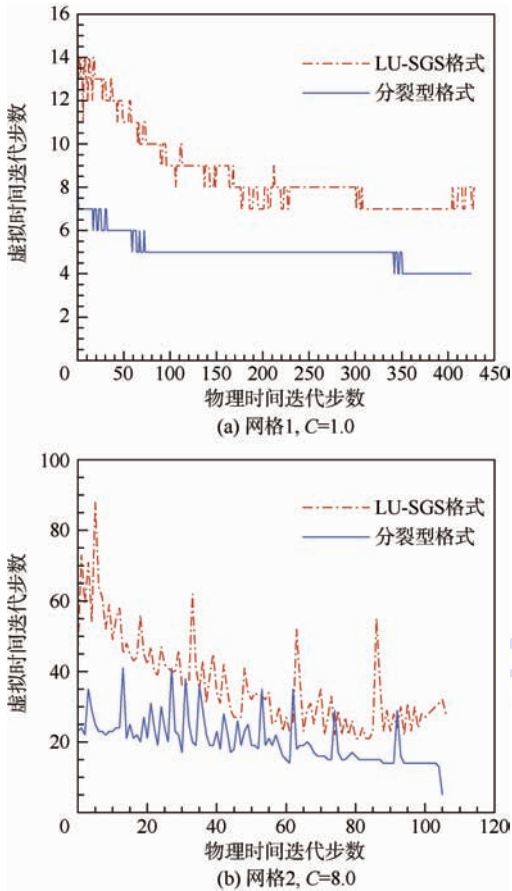


图 16 前台阶绕流 2 种方法的比较

Fig. 16 Comparison of two schemes in forward-facing step flow

格的  $A^\pm$ 、 $B^\pm$ 、 $C^\pm$  分解,所以收敛性能较好,也起到了减小计算量的作用。

## 4 结 论

发展了一种新的分裂型隐式方法,并利用典型的空气动力学问题测试其性能,可以得到以下结论:

1) 方法具有隐式格式的普遍优点,即稳定性好,CFL数可以放大;此外,方法格式简单,易于编程,单步时间推进不涉及方程组常规求解和矩阵求逆,计算量小,与LU-SGS方法相比,收敛更快。

2) 对于定常问题,方法可以在增大CFL数、提高计算效率的情况下保证精度。

3) 对于非定常问题,方法的计算精度主要由计算量决定,同等计算量下,不会随CFL数的增大而丧失精度。

### 参考文献 (References)

[1] Pulliam T H. Development of implicit method in CFD NASA Ames Research Center 1970s - 1980s [J]. Computers & Fluids, 2011, 41(1): 65-71.

[2] Beam R M, Warming R F. An implicit finite-difference algorithm for hyperbolic system in conservation law form [J]. Journal of Computational Physics, 1976, 22(1): 87-109.

[3] Beam R W, Warming R F. An implicit factored scheme for the compressible Navier-Stokes equations [J]. AIAA Journal, 1978, 16(4): 393-402.

[4] Biringer M, McMillan O J. Calculation of two dimensional inlet fields by an implicit method including viscous effect: program documentation and test case, NASA-CR-81-3414 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1981.

[5] Pulliam T H, Chaussee D S. A diagonal form of an implicit approximate factorization algorithm [J]. Journal of Computational Physics, 1981, 39(2): 347-363.

[6] Chaussee D S, Pulliam T H. Two dimensional inlet simulation using a diagonal implicit algorithm [J]. AIAA Journal, 1981, 19(2): 153-159.

[7] Yoon S, Jameson A. Lower-upper symmetric Gauss-Seidel method for the Euler and Navier-Stokes equations [J]. AIAA Journal, 1988, 26(9): 1025-1026.

[8] Jameson A. Time dependent calculations using multigrid with application to unsteady flows past airfoils and wings [C] // AIAA 10th Computational Fluid Dynamics Conference. Reston: AIAA, 1991: 1-4.

[9] Steger J L, Warming R F. Flux vector splitting of the inviscid gasdynamic equations with application to finite-difference methods [J]. Journal of Computational Physics, 1981, 40(2): 263-293.

[10] 张小峰, 张红武. Crank-Nicolson 格式精度的改进 [J]. 水科学进展, 2001, 12(1): 33-38.

Zhang X F, Zhang H W. Efficient improvement of Crank-Nicolson scheme [J]. Advances in Water Science, 2001, 12(1): 33-38 (in Chinese).

[11] 陈培基, 陆夕云, 庄礼贤. 一种修正的隐式 NND 格式 [J]. 计算物理, 1996, 13(3): 379-384.

Chen P J, Lu X Y, Zhuang L X. A modified implicit NND difference scheme [J]. Chinese Journal of Computational Physics, 1996, 13(3): 379-384 (in Chinese).

[12] 张德良. 计算流体力学教程 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2010: 331-332.

Zhang D L. A course in computational fluid dynamics [M]. Beijing: High Education Press, 2010: 331-332 (in Chinese).

[13] Collela P. A direct Eulerian MUSCL scheme for gas dynamics [J]. SIAM Journal on Scientific and Statistical Computing, 1985, 6(1): 104-117.

[14] 水鸿寿. 一维流体力学差分方法 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1998: 509-512.

Shui H S. Difference methods of one-dimensional fluid dynamics [M]. Beijing: Defense Industry Press, 1998: 509-512 (in Chinese).

[15] 赵慧勇, 乐嘉陵. 双时间步方法的应用分析 [J]. 计算物理, 2008, 25(3): 253-258.

Zhao H Y, Le J L. Application analysis on dual-time stepping [J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2008, 25(3): 253-258 (in Chinese).

[16] 钱战森. 大时间步长、高分辨率差分格式研究及其应用

[D]. 北京:北京航空航天大学,2011.

Qian Z S. On large time step, high resolution finite difference schemes for hyperbolic conservation laws and applications[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011 (in Chinese).

[17] 李素循. 典型外形高超声速流动特性[M]. 北京:国防工业出版社,2006:18-39.

Li S X. Hypersonic flow characteristics of typical shapes[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006: 18-39 (in Chinese).

## Split-type implicit scheme using flux splitting and dual-time step for Euler equations

DONG Haitao<sup>\*</sup>, CHEN Zhe, LIU Fujun

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** There are some shortcomings of the traditional implicit schemes such as complex forms and large amount of computations. Using the idea of operator splitting combining with implicit discrete schemes—flux vector splitting and dual-time step scheme—a simpler split-type implicit difference scheme for Euler equations was developed. The validity and reliability of the new implicit scheme were verified by performing numerical experiments on some typical problems in aerodynamics, and the properties of the new scheme were discussed in detail at the same time. The new scheme has common advantages of good stability and few constraints on time step just like other implicit schemes. In addition, the new scheme has the following advantages: it has simple formulas; it is easy for programming; it needs smaller amount of computations by avoiding solving systems of equations and doing inverse matrix operation compared with conventional implicit schemes in single time step; it has faster convergence rate compared with LU-SGS scheme.

**Key words:** Euler equations; operator splitting; flux vector splitting; dual-time step; implicit scheme

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0327

# 飞翼布局无人机进排气影响及机理分析



郁新华\*, 陶于金, 张琳, 高丽敏

(西北工业大学 无人机研究所, 西安 710072)

**摘 要:** 进气道尾喷管的存在不仅影响着飞机机身前后的流场特性与压力分布,而且影响着飞机升力特性、阻力特性以及力矩特性. 为了研究进排气效应对飞机气动特性的影响,采用计算流体力学(CFD)数值模拟技术,建立飞翼布局无人机(UAV)堵锥整流模型和动力影响模型,其中动力影响模型是根据发动机不同的工作状态,在进气道以及尾喷管截面上设置不同的边界条件,对比分析这两种计算模型在流场特征和气动特性上的差异性,揭示内在的影响机理. 进排气效应的研究有助于飞机/发动机的一体化气动综合设计.

**关键词:** 飞翼布局无人机; 进气道尾喷管; 计算流体力学; 气动特性; 机理分析

**中图分类号:** V211.3

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)05-0786-07

飞翼布局无人机(UAV)具有良好的气动性能与隐身特性,逐渐成为近几年比较流行的气动布局<sup>[1]</sup>,如美国RQ-170无人机、法国神经元Neuron无人机、中国利剑无人机等,该类无人机通常在机身内部装置一台喷气发动机,并配有与机身高度融合的进排气系统. 在分析该类飞行器气动性能时,通常在进气道、尾喷管处用光滑的堵锥整流,忽略了进气道尾喷管的干扰影响. 实际上,气流流过进气道尾喷管时,机身头部及尾部的局部流场会发生改变,作用在内管壁上的气动力对飞机升力、阻力以及力矩特性均会产生影响. 对于稳定裕度较小的无尾飞机而言,特别是在飞机起降、机动飞行阶段,动力系统对气动特性的改变影响着飞机飞行安全、稳定性以及可控性,必须加以考虑.

对常规飞机而言,进气道尾喷管一般装在机身上,动力影响对全机气动特性影响较小<sup>[2-5]</sup>,动力影响量可以从相关手册查询<sup>[6]</sup>;而对于飞翼气动布局的动力影响量可查阅的参考资料很少,另外,飞翼飞机没有明显的机身,翼身高度融合,进

气道尾喷管处的局部流场势必会影响翼面上的流动,因此,急需对飞翼气动布局的动力影响进行评估. 一般可借助特种风洞试验或计算流体力学(CFD)数值模拟技术.

动力影响风洞试验意味着成本高、周期长、试验复杂程度高<sup>[2,7-8]</sup>;对大展弦比的飞机而言,试验模型的尺寸会受到风洞大小的限制,影响动力系统的安装与测试,试验的相似性难以保证<sup>[7-8]</sup>. 近几年来,CFD数值模拟技术在无人机气动设计方面占据越来越明显的主导地位<sup>[9]</sup>. 国内外关于飞翼布局动力影响的文章很少,本文率先采用CFD数值模拟技术,对有无进排气系统的某飞翼布局无人机模型进行研究,详细分析堵锥整流模型与动力影响模型在流场特征和气动特性上的差别,并探究其中机理,为此类飞行器飞机/发动机一体化气动设计提供技术支持.

## 1 计算方法

本文用CFD数值模拟技术研究飞机内在的

收稿日期: 2014-06-06; 录用日期: 2014-08-25; 网络出版时间: 2014-10-14 09:21

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0327.html

基金项目: 国家自然科学基金(51236006)

\* 通讯作者: 郁新华(1972—),男,江苏泰兴人,副教授,yuxinhua@nwpu.edu.cn,主要研究方向为无人机总体气动设计.

**引用格式:** 郁新华,陶于金,张琳,等. 飞翼布局无人机进排气影响及机理分析[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(5):786-792.  
Yu X H, Tao Y J, Zhang L, et al. Influence of engine inlet and exhaust on flying wing UAV and its mechanism analysis [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 786-792 (in Chinese).

流动特征本质以及动力影响的本质. 为了研究动力干扰影响, 有两种分析计算模型, 一种是在进气道、尾喷管处加装堵锥整流块模型, 忽略动力的影响, 如图 1 所示; 另一种是动力影响模型, 该模型内含有进气道、尾喷管, 如图 2 所示.

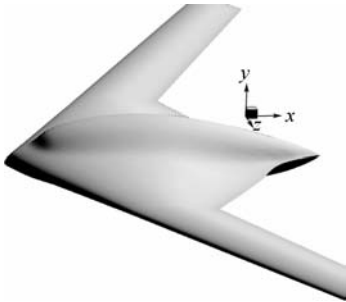


图 1 无人机堵锥整流模型  
Fig. 1 Geometry of UAV fairing model

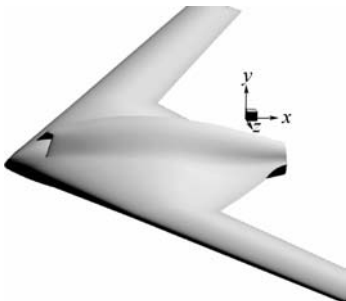


图 2 无人机动力影响模型  
Fig. 2 Geometry of UAV actual model

控制方程采用三维雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程, 表达形式见文献 [10-11], 对控制方程进行有限体积法离散; 湍流模型采用 Spalart-Allmaras (S-A) 模型<sup>[12]</sup>, 对于具有轻度分离的空气动力学求解是奏效的. 其湍流黏性  $\mu_t$  由式 (1) 决定:

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} \left[ \frac{(\tilde{\nu} / \nu)^3}{(\tilde{\nu} / \nu)^3 + c_{\nu 1}^3} \right] \quad (1)$$

其中  $\tilde{\nu}$  由下面修改的黏性输运方程求得.

$$\rho \frac{D\tilde{\nu}}{Dt} = \rho c_{b1} \tilde{S} \tilde{\nu} + \frac{1}{\sigma_{\tilde{\nu}}} \left\{ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ (\mu + \rho \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right] + \rho c_{b2} \left( \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right\} - \rho c_{w1} f_w \frac{\tilde{\nu}}{h^2} \quad (2)$$

式中:  $\rho$  为密度;  $c_{b1}, c_{b2}$  为常数;  $h$  为离壁面的距离;  $\tilde{S}$  为变形张量值.

计算模型采用结构化网格生成计算技术, 机翼弦向采用 82 个网格节点, 翼展方向采用 81 个网格节点, 在接近物面黏性层区域则采用网格加密技术, 以保证第 1 层网格分辨率满足  $1 < Y^+ < 10$ . 堵锥整流模型表面网格如图 3 所示, 与不同的是, 动力影响模型含有进排气系统, 因此, 需要

在该区域生成内部网格, 如图 4 所示, 这两种模型对应生成的网格分别为 300 多万和 520 多万.

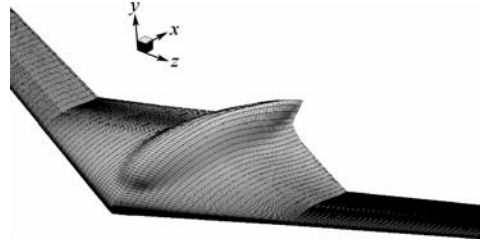


图 3 堵锥整流模型表面网格  
Fig. 3 Surface mesh of fairing model

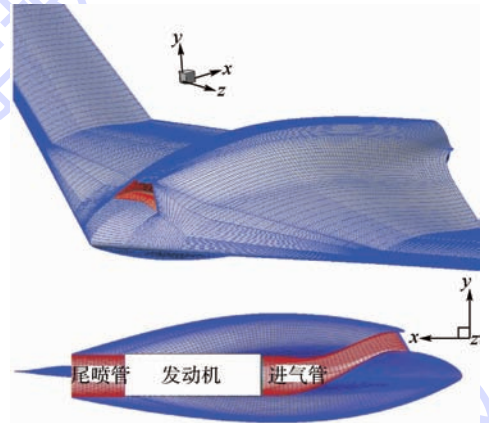


图 4 动力影响模型表面及内部网格  
Fig. 4 Surface and inner mesh of actual model

计算域远场采用远场边界条件, 物面采用黏性无滑移边界条件; 由于模拟了动力的影响, 需要在进气道出口、尾喷管进口设置相应的边界条件, 进气道出口边界条件由发动机具体的工作状态给出<sup>[10-11]</sup>, 在尾喷管出口则设置总压、总温等出口边界条件<sup>[13]</sup>.

## 2 计算结果与分析

### 2.1 计算模型验证

为保证本文计算方法和网格生成技术准确有效, 现将低速整流模型计算结果与风洞试验结果相对比. 计算模型和计算条件与风洞试验状态一致, 无人机风洞模型如图 1 所示, 网格模型如图 3 所示, 计算模拟了风洞试验状态, 来流风速  $V$  为 68 m/s.

计算与试验结果对比如图 5 ~ 图 8 所示. 研究表明, 在相同雷诺数  $1.6 \times 10^6$  下, CFD 计算结果较好地与试验吻合, 从而说明网格和计算方法有效, 可适用于计算分析研究. 试验获取的最大升力系数  $C_L$  以及最大升阻比要大于 CFD 计算值, 其主要原因是计算采用湍流模型, 没有考虑层流向湍流的转换.

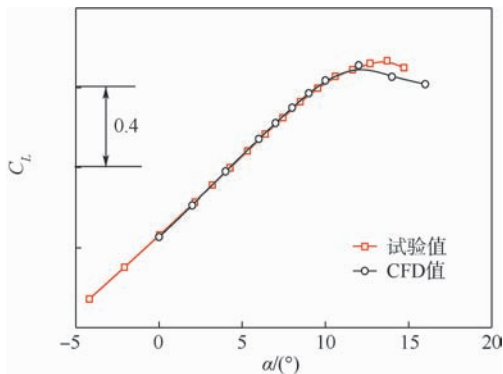


图5 全机  $C_L$  随  $\alpha$  变化的计算与试验对比曲线  
 Fig. 5 Curves of  $C_L$  changing with  $\alpha$  of whole aircraft obtained by CFD and experiment

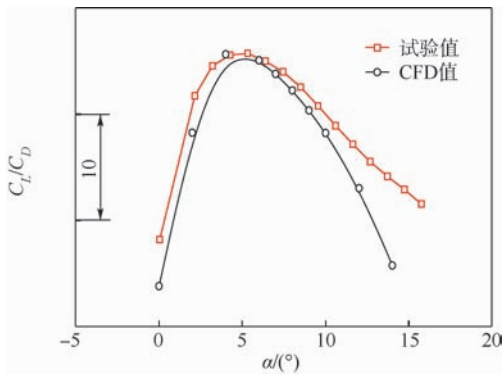


图8 全机  $C_L/C_D$  随  $\alpha$  变化的计算与试验对比曲线  
 Fig. 8 Curves of lift-to-drag ratio,  $C_L/C_D$  changing with angle of attack of whole aircraft obtained by CFD and experiment

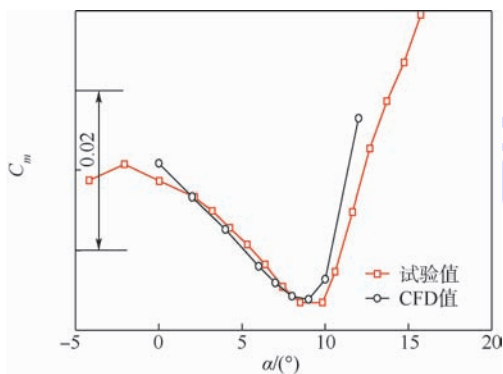


图6 全机  $C_m$  随  $\alpha$  变化的计算与试验对比曲线  
 Fig. 6 Curves of pitching moment coefficient,  $C_m$  changing with angle of attack of whole aircraft obtained by CFD and experiment

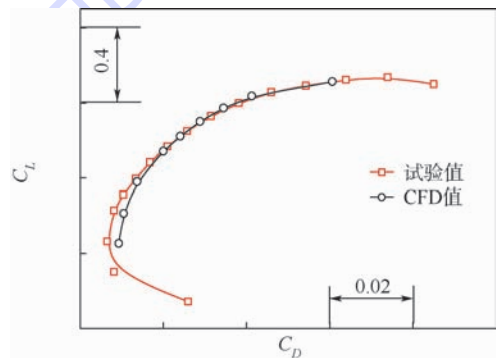


图7 全机  $C_L$  随  $C_D$  变化的计算与试验对比曲线  
 Fig. 7 Curves of lift coefficient,  $C_L$  changing with drag coefficient,  $C_D$  of whole aircraft obtained by CFD and experiment

全机升力系数随迎角的变化如图9所示. 在升力线线性范围内, 两种模型不仅升力系数相同, 而且升力线斜率一致; 但最大升力系数与失速迎角发生了明显的变化, 动力影响的计算模型最大升力系数要高于整流处理的模型, 而且前者的失速迎角要大于后者的失速迎角.

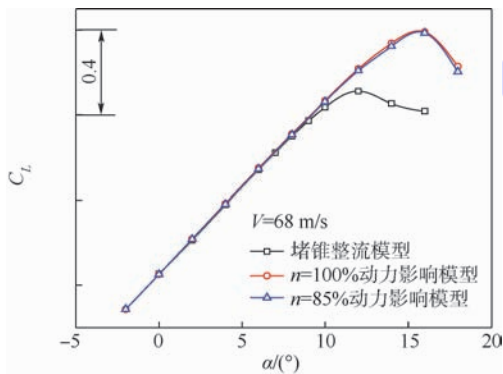


图9 全机在堵锥整流模型以及在不同空气流量的动力影响模型中  $C_L$  随  $\alpha$  变化的曲线  
 Fig. 9 Curves of lift coefficient,  $C_L$  changing with angle of attack of whole aircraft in faring model and actual models with different air flow

## 2.2 动力影响的计算分析

动力影响计算模型如图4所示, 计算雷诺数与前面堵锥整流模型一致(雷诺数为  $1.6 \times 10^6$ ), 而发动机流量选取了100%、85%这两种相对转速  $n$  所对应的空气流量, 尾喷管参数也选用对应工况下的数据, 之后将这两种工况下的气动特性与前面堵锥整流模型计算结果相对比.

为便于理解其中的缘由, 将这两种计算模型机身表面流动迹线放在一起对比, 如图10所示. 从图中可以明显看到, 迎角为  $12^\circ$  时, 整流模型机身附近的气流向外侧流动, 动力模型机身附近的气流向尾喷管位置积聚, 这是尾喷管出口的高速射流引射效应所致<sup>[14]</sup>. 两种计算模型总压分布云图以及翼身结合处流动迹线如图11和图12所示. 低总压区意味着低能量区. 从图11可以发现, 迎角为  $14^\circ$  时, 整流模型翼身结合处出现了明显的分离涡, 分离涡在向下游发展的过程中, 由于逆压梯度的影响, 分离迅速扩散开来, 形成机翼上表面大面积分离而失速; 对比此种情况下的动力模

型(见图 12),翼身结合处没有出现流动分离,这是由于喷管的引射效应<sup>[15]</sup>,喷管附近的气流获取能量避免过早分离,从而造成了动力影响模型比整流模型最大升力系数要大、失速性能要好。

仅增加了表面浸湿面积,而且管道内流和飞机外流之间也会存在相互干扰,从而引起全机阻力的增加。动力模型的全机最大升阻比要比整流模型的小,并且随着发动机转速的增加,进气流量的增加,升阻比逐渐降低,如图 13(b)所示。

两种计算模型力矩特性随迎角变化曲线如图 13(c)所示。可以看出,动力模型的力矩系数要高于整流模型的力矩系数,这是因为作用在 S 弯进气道上下壁面的压力差造成了飞机抬头力矩的增加(如图 14(a)压力系数  $C_p$  分布)。并且,随着发动机转速的增加,发动机流量增加,力矩系数增

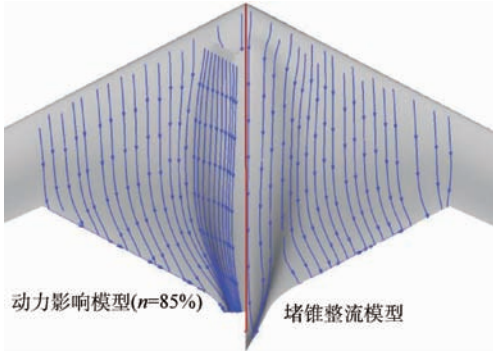


图 10 两种模型中的机身表面流动迹线 ( $\alpha = 12^\circ$ )  
Fig. 10 Stream traces at  $\alpha = 12^\circ$  of fuselage surface in two models

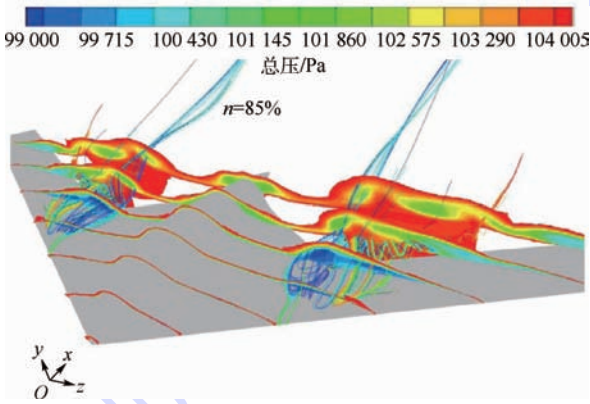


图 11 堵锥整流模型机身总压分布云图及流动迹线 ( $\alpha = 14^\circ$ )  
Fig. 11 Total pressure contours and stream traces of fuselage at  $\alpha = 14^\circ$  in fairing model

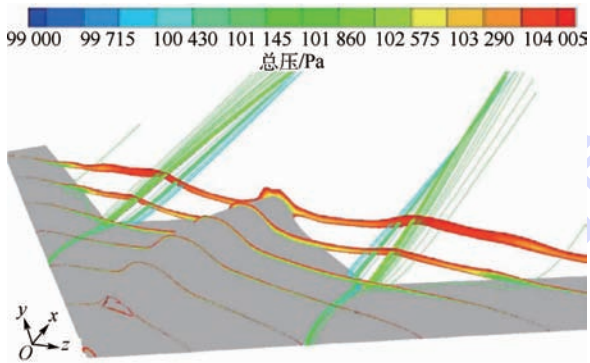


图 12 动力影响模型机身总压分布云图及流动迹线 ( $\alpha = 14^\circ$ )  
Fig. 12 Total pressure contours and stream traces of fuselage at  $\alpha = 14^\circ$  in actual model

两种计算模型阻力系数对比如图 13(a)所示,从图中可见,动力影响模型全机阻力系数要高于整流模型,这是因为前者含有进气道尾喷管,不

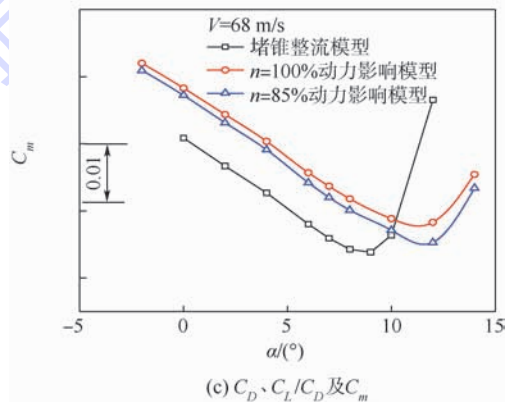
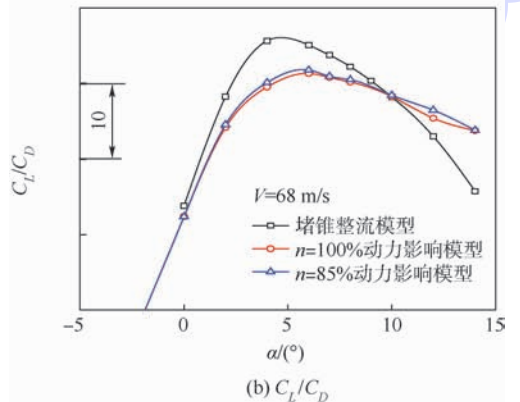
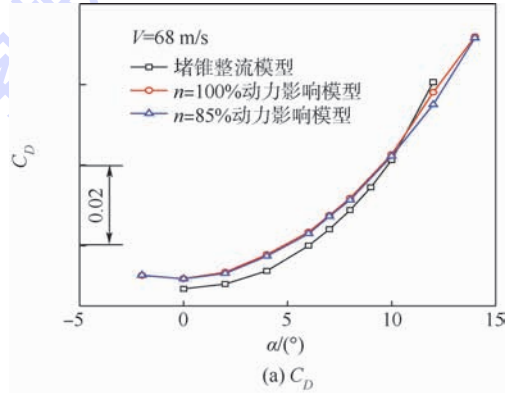


图 13 全机在堵锥整流模型以及在不同空气流量的动力影响模型中  $C_D$ 、 $C_L/C_D$  及  $C_m$  随  $\alpha$  变化的曲线  
Fig. 13 Curves of  $C_D$ 、 $C_L/C_D$  and  $C_m$  changing with angle of attack of whole aircraft in fairing model and actual models (with different air flow)

大;但力矩系数斜率变化不明显. 相对于整流模型, 动力模型的力矩拐点从原来的  $9^\circ$  后移到  $12^\circ$ , 这是喷管引射效应使得翼面分离延迟所致.

迎角为  $10^\circ$  时的各个截面的压力系数分布如图 14 所示, 其中  $d$  表示发动机进口直径. 从图中可见, 由于进气道的存在, 机身头部两种模型压力系数存在比较大的差别. 在距离对称面  $2.73d$  的地方, 两种模型压力系数分布差别不是很明显, 进

排气的影晌量可以忽略不计. 为了解进排气的影晌范围, 绘制出不同展向位置的压力系数分布, 展向相关位置如图 15 所示.

无人机机身附近压力系数分布如图 16 和图 17 所示, 从中可以明显地看到机身上表面受进排气的影晌较强, 特别是机身头部, 而机身下表面受到的影晌很小. 对称面压力系数分布云图及流动迹线的差异如图 18 和图 19 所示.

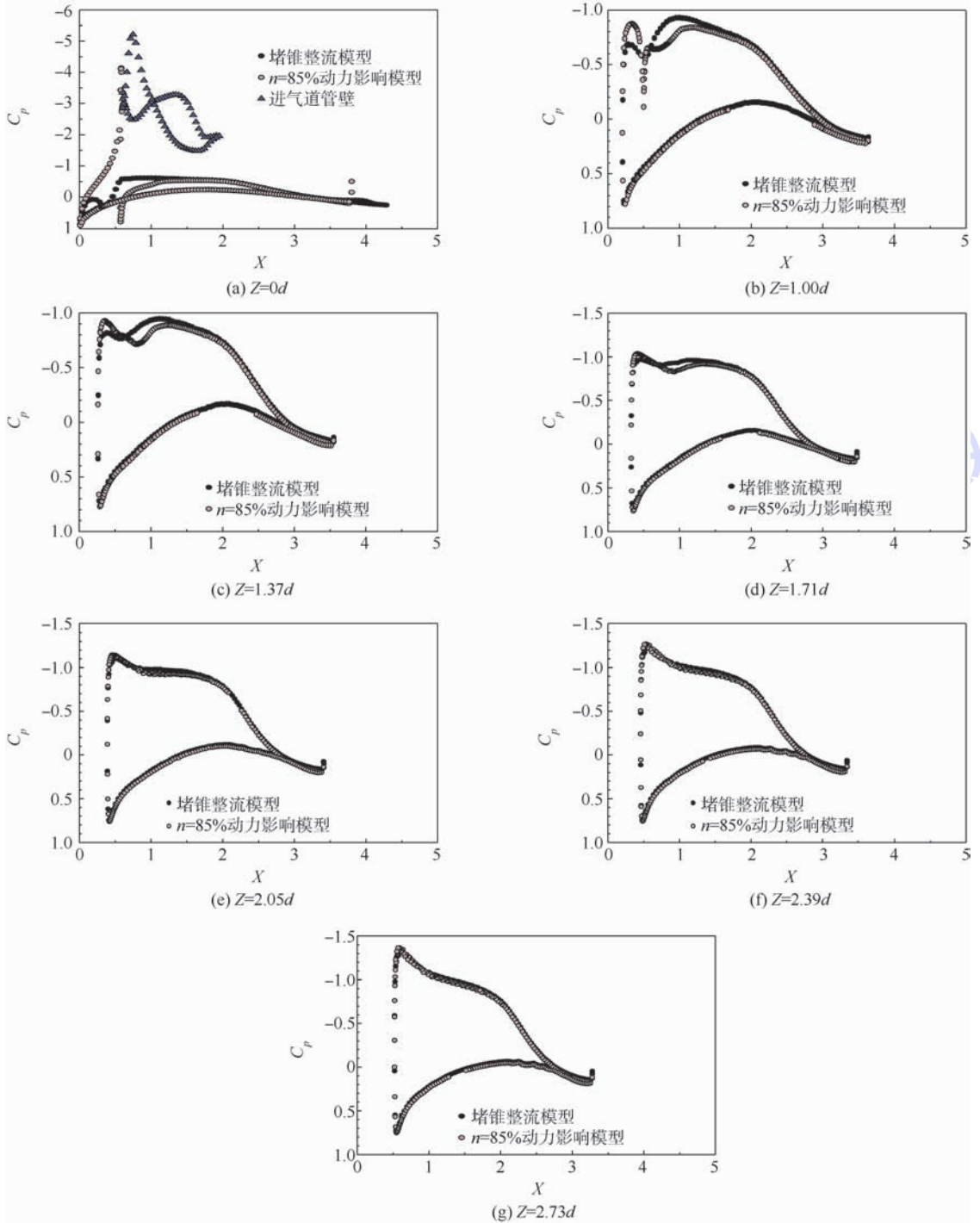


图 14 两种模型中各个截面的压力系数分布 ( $\alpha = 10^\circ$ )

Fig. 14  $C_p$  distribution for  $\alpha = 10^\circ$  in two models

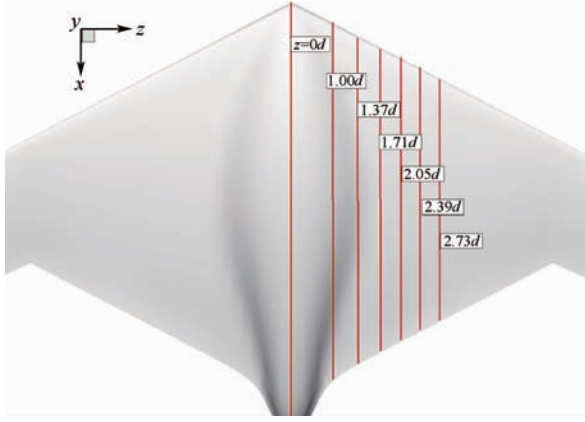


图 15 机身表面翼展方向压力测试截面  
Fig. 15 Cross-sections in wing span direction for pressure measurement on aircraft surfaces

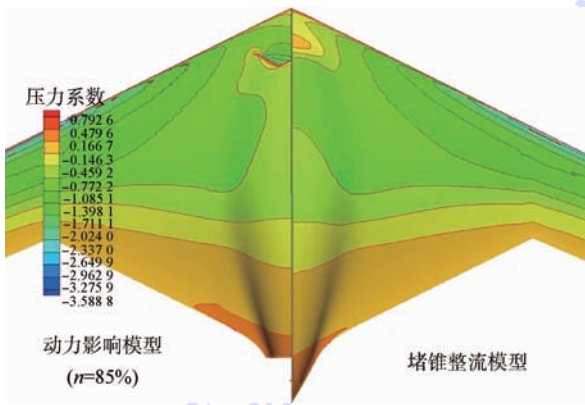


图 16 两种模型机身上表面压力系数分布  
( $\alpha = 10^\circ$ )  
Fig. 16 Pressure coefficient contours at  $\alpha = 10^\circ$  on upper surfaces of fuselage in two models

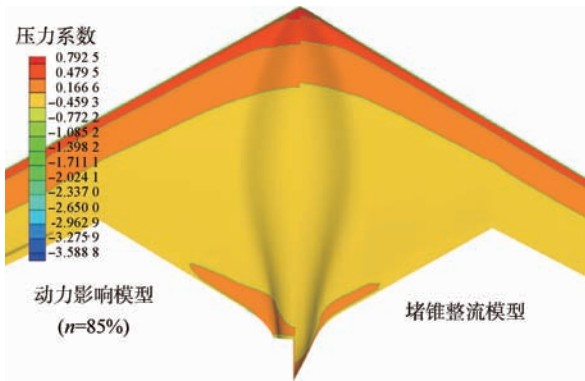


图 17 机身下表面压力系数分布 ( $\alpha = 10^\circ$ )  
Fig. 17 Pressure coefficient contours at  $\alpha = 10^\circ$  on lower surfaces of aircraft in two models

为便于理解进排气效应的影响,将不同转速下的动力模型计算所得的气动参数相对于整流模型的变化量呈列出来,如表 1 所示,这有助于气动设计师加深对此类飞行器进排气影响的认识,在气动设计时给予充分的关注。

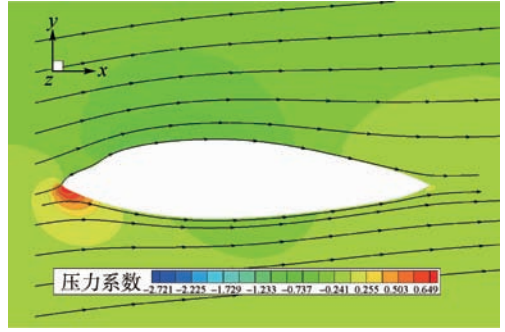


图 18 堵锥整流模型对称面压力分布及流线图  
( $\alpha = 10^\circ$ )

Fig. 18 Symmetry plane pressure coefficient contours and streamlines at  $\alpha = 10^\circ$  in fairing model

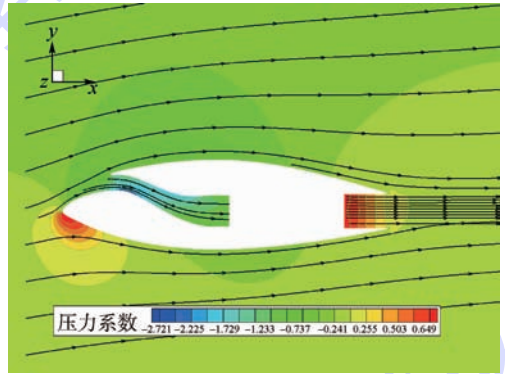


图 19 动力影响模型对称面压力系数分布及流线图  
( $\alpha = 10^\circ$ )

Fig. 19 Symmetry plane pressure coefficient contours and pathlines at  $\alpha = 10^\circ$  in actual model

表 1 全机纵向气动特性表 ( $V = 68 \text{ m/s}$ )  
(相对于整流模型)

Table 1 Longitudinal aerodynamic parameters between different models and working conditions ( $V = 68 \text{ m/s}$ ) (based on the fairing model)

气动参数	$n = 85\%$	$n = 100$
	动力影响模型	动力影响模型
$C_{L\alpha=0}/\%$	-1.88	-1.88
$C_{L\max}/\%$	24.39	24.56
$C_{L\alpha}/\%$	1.35	1.60
$C_{D\min}/\%$	26.48	28.20
$C_{mC_L=0}/\%$	52.85	58.54
$C_{mC_L}/\%$	-1.15	-4.23
$(C_L/C_D)_{\max}/\%$	-7.30	-15.11

### 3 结论

本文开展了飞翼布局无人机整流模型、动力影响模型的数值模拟研究,揭示出进排气系统对飞机气动特性的影响及相关机理. 主要结论如下:  
①进排气系统的存在明显影响着飞翼布局无人机的流场特征及气动特性,进排气会引起无人机最大升力系数增加,延迟翼面失速分离,提高失速迎

角. ②进排气会使得飞机阻力增加,最大升阻比降低. ③作用在S弯进气道上下壁面的压力差会引起飞机抬头力矩的增加,流量越大,力矩系数增加越明显. ④进排气影响在飞翼气动布局设计中是一个较为敏感因素,设计时需一体化考虑.

### 参考文献 (References)

- [1] Austin R. Unmanned aircraft systems [M]. New York: John Wiley & Sons Inc., 2010:113-118.
- [2] Jewel B B, William H R, Alan P. Low-speed wind tunnel testing [M]. 3rd ed. London: The Institution of Mechanical Engineers, 1999:544-550.
- [3] Li J, Li F W. Numerical simulation of transonic flow over wing mounted twin-engine transport aircraft [J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(3): 469-478.
- [4] Chen Y C. Numerical simulation method for the powered effects in airframe/propulsion integration analysis [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(8): 1766-1772.
- [5] Chen Y C. Study of power influences to the wing mounted civil aircraft aerodynamic characteristics [J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(2): 629-636.
- [6] 王昂. 飞机设计手册气动设计: 第6册 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2002: 293-305.
- Wang A. Aircraft aerodynamic design manual: VI [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002: 293-305 (in Chinese).
- [7] 郝卫东. 高速风洞发动机进排气动力模拟试验技术 [J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(4): 459-463.
- Hao W D. Simulated test technique for engine air intake and exhaust in high speed wind tunnel [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(4): 459-463 (in Chinese).
- [8] 李周复. 风洞特种实验技术 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2010: 153-184.
- Li Z F. Wind tunnel experiment technology [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2010: 153-184 (in Chinese).
- [9] Michael A. A computational fluid dynamics investigation of the 1303 UCAV configuration with deployable rao vortex flaps, AIAA-2006-0126 [R]. Reston: AIAA, 2006.
- [10] 郁新华. 边条翼下进气道与飞机一体化流场特性的研究 [J]. 空气动力学报, 2008, 26(2): 150-156.
- Yu X H. An investigation of the airframe-inlet integration flow characteristics [J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2008, 26(2): 150-156 (in Chinese).
- [11] 郁新华. 背负式进气道设计及其气动性能研究 [J]. 西北工业大学学报, 2007, 25(2): 270-273.
- Yu X H. Top-mounted inlet design and its aerodynamics performance [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2007, 25(2): 270-273 (in Chinese).
- [12] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows, AIAA-1992-0439 [R]. Reston: AIAA, 1992.
- [13] 王琴芳. 航空燃气涡轮发动机原理 [M]. 南京: 南京航空航天大学出版社, 2002: 69-85.
- Wang Q F. Principle of aviation gas turbine engine [M]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2002: 69-85 (in Chinese).
- [14] 恽起麟. 风洞实验 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2000: 156-195.
- Yun Q L. Handbook of wind tunnel test [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2000: 156-195 (in Chinese).
- [15] Mace J L, Cosner R R. Analysis of viscous transonic flow over aircraft forebodies and afterbodies, AIAA-1983-1366 [R]. Reston: AIAA, 1983.

## Influence of engine inlet and exhaust on flying wing UAV and its mechanism analysis

YU Xinhua\*, TAO Yujin, ZHANG Lin, GAO Limin

(UAV Research Institute, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** The inlet and exhaust can remarkably affect the pressure distribution and flow fields properties near the forebody and afterbody of the aircraft, therefore causing certain changes to the lift, drag and momentum characteristics. In order to know how inlet and exhaust affect aerodynamic characteristics of aircraft, computational fluid dynamics (CFD) numerical simulation technology was introduced to build a flying wing unmanned aerial vehicle (UAV) fairing model and an actual model, in which engine inlet and exhaust were taken into account. Boundary conditions of the actual model at the inlet and exhaust cross sections were set according to the different engine working conditions. Comparative analysis shows differences of flow fields and aerodynamic characteristics between these two models and reveals inner effect mechanism of the differences. The study on exhaust effect benefits the comprehensive aerodynamic design of aircraft/engine integrated system.

**Key words:** flying wing UAV; inlet and exhaust; computational fluid dynamics (CFD); aerodynamic characteristics; mechanism analysis

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0339

# 多电飞机电气负载引起的电磁干扰



肖春燕\*, 高帅

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

**摘 要:** 多电飞机(MEA)电气系统越来越大量地采用电子变换器,使得电气系统内和系统间的电磁干扰(EMI)问题变得非常严重. 基于 MEA 电气负载特性,将电气负载分为整流类、斩波类和逆变类,建模和仿真这3类主要电气负载在稳态和突加工作情况下的传导 EMI 电流,并对逆变类负载的 EMI 特性进行了实验验证. 结果表明:负载对电源侧的 EMI 集中在电力电子器件开关频率及其倍频邻域;斩波环节后端连接的大功率电气负载的突加使电源线传导 EMI 特性发生明显变化,主要体现在幅度频谱极值所对应的频率上. 研究结果对独立电气系统的 EMI 识别及滤波器设计具有指导意义.

**关键词:** 电磁干扰; 电气负载; 多电飞机; 电气系统; 电磁兼容

**中图分类号:** V242

**文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-5965(2015)05-0793-09

多电飞机(More Electric Aircraft, MEA)使用越来越多的电气负载取代传统的纯机械或者液压传动等执行机构和控制系统,包括相控阵雷达、功率电传、电动闭式循环空调及电动刹车系统等,使得飞机的重量更轻、可靠性更高、维护性更好且运营成本更低. MEA 电气系统是一个独立的交直流混合系统,配电系统多采用高压直流配电. 相比传统的交流配电方式,高压直流配电有减少线路损耗、减轻飞机重量且无须考虑无功补偿等优点<sup>[1-5]</sup>,美国的 F-14A、S-3A、P-3C、F-22 及 F-35 等型号的飞机均局部或全部采用 270 V 高压直流配电系统.

尽管电力电子技术在 MEA 上的广泛应用和电力作动器的增多为飞机的发展带来了诸多优点,但与此同时,大量功率开关器件和非线性高负荷负载的使用也使得供电系统的电能品质恶化,MEA 电气系统中电磁兼容(Electro Magnetic Compatibility, EMC)问题越来越突出,飞机电气系统

的可靠性和稳定性因关乎飞机的安全运行而愈加重要,因此机载关键设备对飞机供电系统供电质量的要求不断提高,对飞机电气系统中电磁干扰(Electro-Magnetic Interference, EMI)问题的研究十分必要<sup>[6]</sup>.

电力电子变换器的 EMI 特性不仅取决于电路拓扑结构和开关器件类型,还与控制算法和负载工作特性密切相关. 目前,较多文献对于电气系统 EMI 问题的研究都是针对特定的系统,如逆变器带电机负载等<sup>[7-11]</sup>. 这些模型和假设条件会因模型和拓扑结构的改变而不再适用,因此,将所得结论应用于飞机独立电气系统时具有一定的局限性. 此外,研究多集中在器件本身的开关所引起的 EMI 上,较少对电气系统系统内和系统间的 EMI 进行研究. 例如文献[11]研究了独立电气系统时域的高频模型,通过建立开关器件和传输线路的寄生参数模型及仿真分析得出基于系统负载恒定情况的传导干扰特性,但并未考虑不同负载性质和负载

收稿日期: 2014-06-11; 录用日期: 2014-08-25; 网络出版时间: 2014-09-28 15:11

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0339.html

\* 通讯作者: 肖春燕(1976—),女,内蒙古通辽人,副教授, xiao\_chunyan@buaa.edu.cn, 主要研究方向为无线电能传输、电磁无损检测及电磁兼容.

**引用格式:** 肖春燕, 高帅. 多电飞机电气负载引起的电磁干扰[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 793-801.

Xiao C Y, Gao S. Electromagnetic interference caused by electric load of more electric aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 793-801 (in Chinese).

扰动的情况.实际上,飞机无论是处于工作状态相对稳定的巡航阶段,抑或是在不同工作状态间,还是出现故障等紧急情况下的切换状态都存在着用电负载正常或者非正常的变化.因此,在电力电子变换器 EMC 特性的研究基础上,有必要对负载变化时产生的 EMI 特性进行仿真分析和预测,这有利于系统的设计和实施 EMI 抑制技术.

本文将针对 MEA 电气系统中负载引起的传导 EMI 进行建模和仿真研究.在分析 MEA 用电负载特性并按照 EMI 特性进行分类的基础上,建立整流类负载、斩波类负载和逆变类负载模型,并分析各子系统负载在不同工作状态下的 EMI 特性.

### 1 MEA 电气负载的特性

MEA 电能驱动设备在工作原理和特性上与传统飞机设备不同.即使将传统飞机的电力驱动设备应用于 MEA,所采用的原理和控制方式也不尽相同,其典型拓扑结构如图 1 所示.因此,与传统的机械液压负载和电气系统负载相比,MEA 电气系统的负载有如下特性:

#### 1) 用电类型多样.

MEA 上多以高压直流配电方式取代传统的配电方式.主汇流条为高压直流电,使得负载无论需要何种供电均可从直流汇流条上直接或间接获

得.例如,使用交流电的负载可采用将从主汇流条获得的直流电逆变成交流电的方式;而使用低压直流电的用电设备则采用将主汇流条上的高压直流电进行斩波降压获得低压直流电的方式.由于 MEA 电气系统中负载可通过功率变换器直接或间接地从汇流条上获取交流或直流供电,因此其用电类型呈现多样性.

#### 2) 负载用电优先级不同.

MEA 上的用电负载较多,但出于重量和经济的考虑,电气系统的供电裕度并不是很高.根据国军标<sup>[12]</sup>中关于飞机电气系统特性的相关要求:主电源和二次电源连续工作的供电容量裕度为 33%~50%,应急电源供电容量裕度为 10%;对于某些军用飞机,其电源的容量裕度更小.负载的突然变化,尤其是较大的冲击性负载,对电气系统的干扰非常大.因此,应考虑负载使用的优先级问题.

#### 3) 负载功率特性不同.

MEA 电气系统中,大部分负载都直接或间接使用 DC/AC 及 DC/DC 等功率变换器.这些负载在一定范围内可对外保持恒功率的特性,如闭环反馈调节的 BUCK 变换器,当电源电压下降时,为保持输出电压稳定,会增大占空比,使开关管导通时间加长,从电源吸收更多的电流,导致电源电压

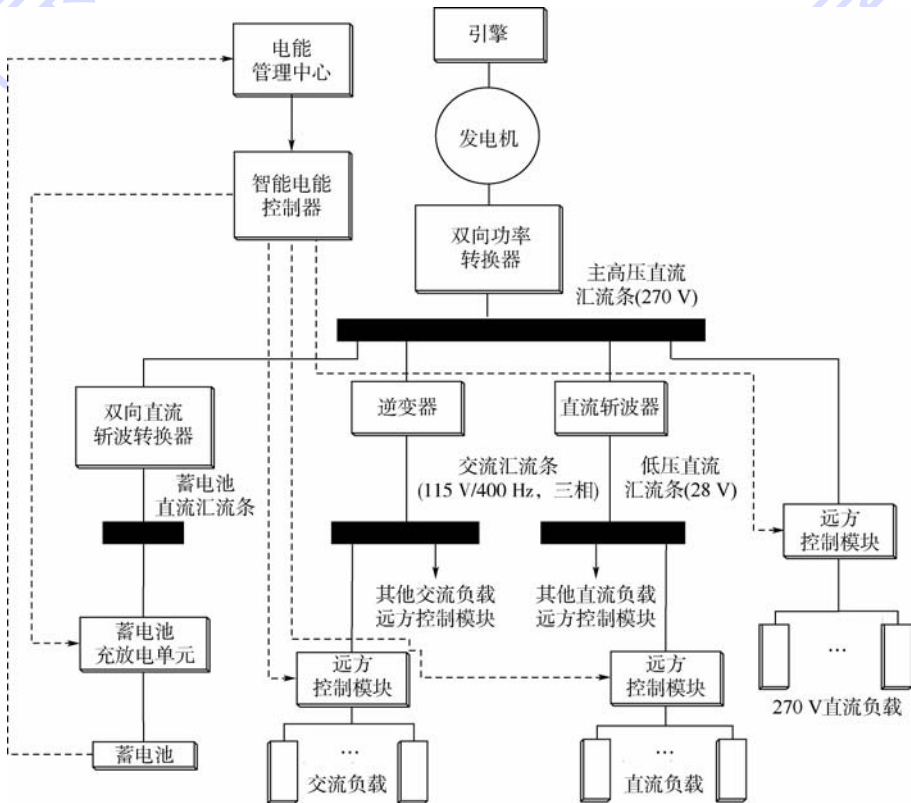


图 1 MEA 高压直流电气系统拓扑图

Fig. 1 Topology of high-voltage direct current electric system in MEA

进一步下降,对外则表现出恒功率特性.当然,负载的恒功率特性并不是绝对的,而是在某一工作状态附近的等效.

## 2 MEA 主要电气负载分类

研究 MEA 电气系统负载引起的 EMI 问题需要首先从用电负载的本质出发将负载分类.电气系统中的传导 EMI 主要来源于功率变换器及其所带的负载.因此,将负载分为整流类负载、斩波类负载和逆变类负载进行研究.

### 2.1 整流类负载

MEA 的一次配电系统可看成是发电机带整流类负载,尤其是高压直流发电系统.类似的系统广泛使用在飞机及舰船等独立电气系统中,对于该系统的建模和仿真研究得到了很多学者的关注<sup>[13-14]</sup>.整流器既是连接交、直流的纽带,又是电气系统的主要 EMI 源之一,在大多数现代飞机(包括大型运输机)中都有大量应用.对于小型飞机,尤其是某些军用飞机,整流类负载可能超过发电机容量的  $1/2$ <sup>[15]</sup>.

整流类负载在工作时会产生电流的畸变,使某些敏感设备受到干扰,并且可能影响到其他用电设备的正常工作.通常变压整流器连接发电机时产生的交流侧电压及电流谐波会对发电机造成影响,严重时可能导致其受损.因此分析整流类负载工作时的谐波有利于准确预测系统性能、合理配置滤波装置并提高系统 EMC 性能.

### 2.2 斩波类负载

采用 270 V 高压直流配电的 MEA 电气系统并不能直接满足所有用电设备的供电需求,例如在传统供电体制影响下,许多负载仍然采用低压直流供电.因此,需要采用 DC/DC 变换器将汇流条上的高压直流电转换成合适的低压直流电,以供某些设备使用.由于使用低压直流供电的负载多用于控制或者导航,故在飞机中的地位非常重要.而通过传导方式耦合到母线上的 EMI 可能影响其他直流用电设备的正常工作,造成严重后果.因此,斩波类负载作为产生 EMI 的一类重要负载,研究其 EMI 将十分有意义.

### 2.3 逆变类负载

传统的供配电体制下,逆变类负载并不多,大多数交流负载都直接从交流汇流条获得电能.例如,现行标准《飞机供电特性》<sup>[16]</sup>仍规定:对要求交流供电大于  $0.5 \text{ kV} \cdot \text{A}$  的用电设备应设计成三相稳态平衡供电.因此,许多负载,尤其是大功率负载仍采用三相交流供电,例如电力作动器.而在

高压直流电气系统中,则更多地使用逆变器作为直流汇流条和三相交流汇流条的连接枢纽,以满足交流负载的用电需要.

与间接通过逆变器从交流汇流条上获得电能的负载相类似,负载内部常集成有逆变控制器,以便于控制性能的提升和特殊功能的实现.从外部来看,用电负载得到的是直流供电;而在负载内部,逆变控制器通过逆变环节并按照特定的控制算法将直流电进行逆变后供负载使用.例如,无刷直流电机就是通过电机本体中集成的逆变控制器获得直流电机良好的调速特性.但与此同时,逆变类负载会造成非常严重的 EMI,因此,逆变类负载是 MEA 电气系统中非常重要的一类负载.

## 3 负载 EMI 特性分析

负载对电源侧的干扰问题在整个电气系统供电和其他设备正常工作的过程中都尤为重要,因此需重点研究电气系统中典型负载对供电侧产生的 EMI 问题.由于国军标中针对电压的限制比较严格<sup>[12,15-16]</sup>,故电气系统一般具有快速的电压调节能力,而针对电流却没有过多的限制.但实际电气系统的 EMI 多为电流畸变所引起的,因此重点分析供电侧电流.模型中不计线路和无源器件寄生参数的影响,这是因为在  $0 \sim 100 \text{ kHz}$  范围内寄生参数引起的误差很小,可以忽略.分析模型的电压波动均在国军标<sup>[12,15-16]</sup>所要求的范围内.

### 3.1 整流类负载的 EMI 特性

交流侧的电流波形畸变会导致发电机的工作状态发生改变,例如引起三相不对称及铁芯饱和等,进而造成发电机失效.因此,以图 2 所示的三相 12 脉波整流电路为例分析交流侧的 EMI 问题,图中  $t$  为时间,  $L$  为电感,  $Z_1$  和  $Z_2$  为负载.为了得到 12 脉波整流电压,先采用三绕组变压器得到两组三相交流电源,原边采用 Y 连接,副边分别采用 Y 和  $\Delta$  连接,并联的两组电源的相位差为  $30^\circ$ ,整流桥采用不可控三相整流桥,带平波电抗.

图 3 为负载侧连接负载  $Z_1$  时,交流侧 A 相电

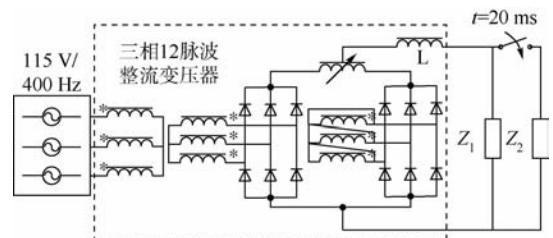


图 2 三相 12 脉波整流电路

Fig. 2 Three-phase 12 pulse rectifier circuit

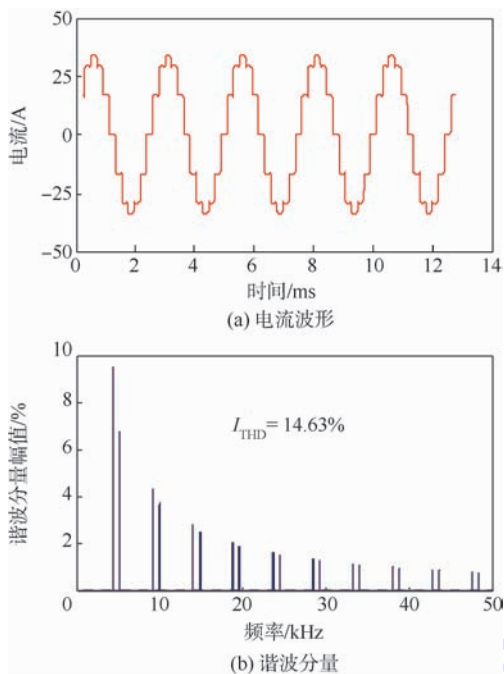


图3 正常工作时交流侧A相电流波形及谐波分析

Fig.3 A-phase current waveform and its harmonic analysis in normal operation condition

流的波形和谐波,可以看出,电流波形呈12阶梯波,总谐波畸变系数  $I_{THD}$  为14.63%,谐波蛀牙集中在400 Hz及其倍频上.

随后,研究负载突然增大情况下EMI的特性.当负载侧连接负载  $Z_1$  并工作稳定后,在  $t = 20\text{ ms}$ 时刻突然接入负载  $Z_2$ ,图4为负载突加临近时段交流侧的三相电流波形.

为了分析突加负载对电流波形畸变的影响,对负载  $Z_2$  突加前和重新达到稳态期间的电流波形分别进行谐波分析,如图5所示.从谐波分析结果中可以看出,在换路过程中A相和B相的  $I_{THD}$  分别为31.14%和37.18%,高出稳定工作状态时的一倍多.

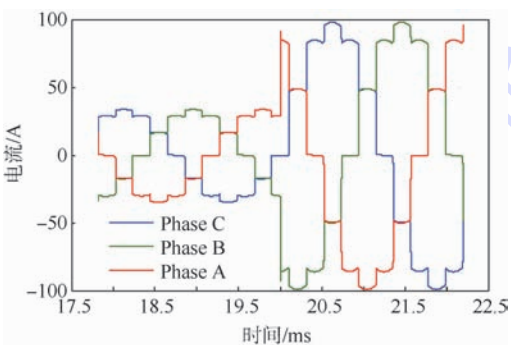


图4 电气负载突加情况下交流侧的三相电流波形

Fig.4 Three-phase current waveform of alternating current side under condition of rapid change of electric load

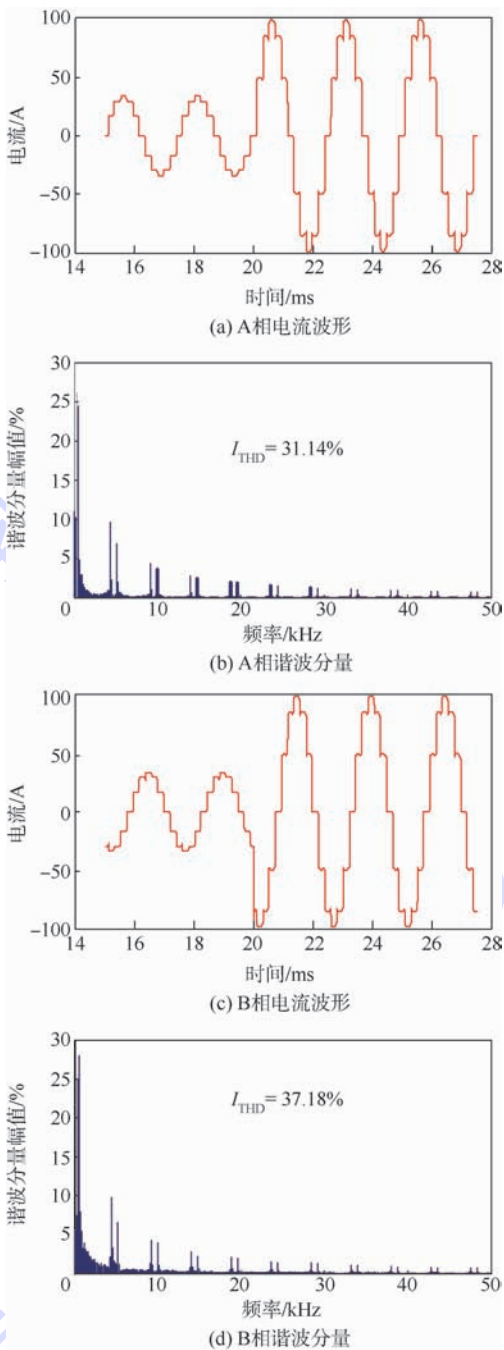


图5 电气负载突加情况下交流侧电流波形及其谐波分析

Fig.5 Current waveform and its harmonic analysis under condition of rapid change of electric load

在负载  $Z_2$  突加的过程中,交流电源侧的三相电流波形的畸变各不相同.由于在突加负载的瞬间,交流母线上的电压相位不同,对于过渡过程来说,初始相位角也不同,在能量转换和电磁参数相同的前提下,所需过渡过程的时间就不同,那么所产生的  $I_{THD}$  也就不同.可见负载的突加可造成三相交流负载的不对称.

对于负载的突卸情况进行研究,得到的结果是类似的.将负载  $Z_2$  串联到  $Z_1$  上,并使用开关将其

短路,保持其他电路参数不变.在  $t = 20 \text{ ms}$  时刻突然断开开关,即串联负载  $Z_2$  使负载功率减小,获得各相电流的波形.经过谐波分析可得突卸情况下交流侧电源 A 相电流的  $I_{\text{THD}}$  为 18.95%,B 相电流的  $I_{\text{THD}}$  为 20.95%,这与突加情况得到的结果一致,并且由于负载突卸造成电流减小,得到的  $I_{\text{THD}}$  相应地小于负载突加情况的.因此,在其他类型负载的突变分析中,为了说明 EMI 特性的变化,均以负载突加为研究对象,而负载突卸的情况与之相类似.

对于采用不控桥式整流电路提供供电的负载来说,由于开关器件的开关周期仅取决于交流电频率(在 MEA 电气系统中,恒频交流电的频率一般为 400 Hz).因此,产生 EMI 的主要来源为交流侧的低频电流谐波.对于采用 12 脉波整流的负载来说,其稳态工作时产生的电流谐波在  $(12n \pm 1)$  次 ( $n = 1, 2, \dots$ ),  $I_{\text{THD}}$  为 14.63% 左右;当负载突变时,其产生的电流谐波会增大,且三相情况不相同.

### 3.2 斩波类负载的 EMI 特性

为了尽量降低斩波电路输出电压的纹波,通常采用的方法是提高器件的开关频率,其值可达几十至几百千赫兹.因此,在斩波电路工作时,由于开关管的高速通断,电路不停地处于换路状态,直流电源  $V_s$  侧的电流波形呈锯齿状,含有高频分量.开关器件、线路的寄生和杂散参数使传导干扰电流的高频分量达到数十兆赫兹.此外,在负载突然变化时,其传导 EMI 特性也会随之发生变化.

#### 1) 正常工作情况.

如图 6 中所示的 BUCK 电路中,开关频率为 20 kHz 的变换器带某功率为 800 W 的阻感性负载  $Z_1$ ,从起动至稳定工作时直流电源  $V_s$  侧电流的波形和幅度频谱如图 7 所示,其中,  $V_c$  为控制极电压, G、D 和 C 分别为开关管、二极管和电容.可以看出,其电流的频谱图连续,随频率的升高幅度呈下降趋势,幅度极值主要集中在 20 kHz 及其倍频上,超过 120 dB $\mu$ A.其他频率的幅度均小于 100 dB $\mu$ A,可见,在负载正常工作情况下,EMI 主要集中在开关频率及其倍频上.

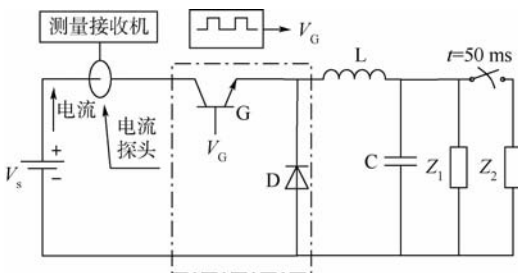


图 6 BUCK 电路原理图

Fig. 6 Principle diagram of BUCK circuit

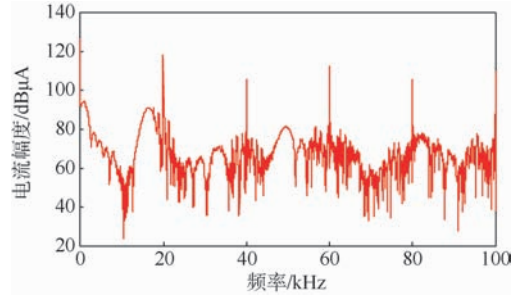


图 7 负载  $Z_1$  正常工作时传导电流幅度频谱图  
Fig. 7 Conduction current amplitude spectrum in normal operation condition of  $Z_1$  loading

#### 2) 负载突变情况.

当负载  $Z_1$  稳定工作后,在  $t = 50 \text{ ms}$  时刻负载  $Z_2$  突然接入,其额定功率为 1 500 W.图 8 为高压直流侧的电流波形和幅度频谱特性.在同一带宽下,其频谱的极值比  $Z_1$  高出一倍,取得幅度频谱极值的频率值也与  $Z_1$  不同.由于傅里叶变换的局限性,频谱分析不能体现时间的维度,采用时-频分析法得到的负载  $Z_2$  突加情况的 EMI 特性如图 9 所示.可以看出,在负载  $Z_2$  突加前,EMI 频率特性与正常工作情况下负载  $Z_1$  稳态分析的结果一致;当负载突然变化时,由于电路处于暂态过程,EMI 频谱很宽;在重新达到稳定状态后,频谱特性也发生了变化,与负载突变前不同.可见,负载

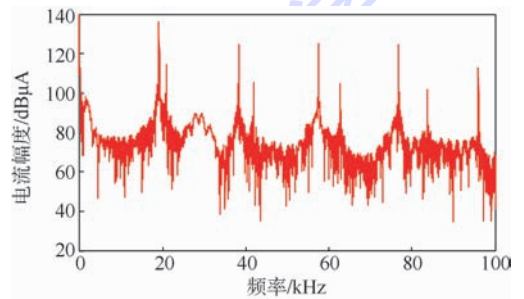


图 8 负载  $Z_2$  突加情况传导电流幅度频谱图  
Fig. 8 Conduction current amplitude spectrum under condition of rapid adding of  $Z_2$  loading

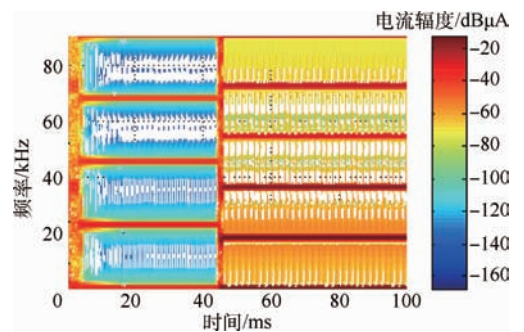


图 9 负载  $Z_2$  突加情况的 EMI 时-频特性

Fig. 9 Time-frequency characteristic of EMI under condition of rapid adding of  $Z_2$  loading

的突然变化使得母线电流突变的同时伴随着电流频谱的突变,使频谱的特性与稳态分析时不同,这使传导 EMI 特性的分析变得复杂.在以上的分析结论基础上,通过改变负载  $Z_2$  的大小进一步仿真分析可知,突加负载  $Z_2$  的容量越大,则负载突加后产生 EMI 频谱特性相比负载  $Z_1$  稳定运行时的偏差就越大.负载的突变会影响传导 EMI 频谱的特性.

对于斩波类负载,当开关器件开关频率固定时,由于结构相对简单,产生的 EMI 频谱一般位于开关频率及其倍数频率附近,较容易识别.但是,在斩波类负载的后端设备突然变化时,不仅会改变电流的幅值,而且会使得频谱发生移位,这是其他类负载在突变时所没有体现的特性.同时,负载突变的容量越大,频谱极值位置偏移的幅度就越大.因此,在设计和选择飞机负载时,不仅要从负载工作特性对电气系统容量、电压和电流冲击的角度进行核算,而且也要考虑负载工作状态的切换对 EMI 的影响.

### 3.3 逆变类负载的 EMI 特性

以往文献关于逆变电路的研究大都是针对逆变器负载侧的谐波进行分析的,而将逆变器输入侧的直流电源视为理想直流源.但在实际情况中,由于开关器件不停地高速开断电路,使得逆变器的直流输入侧电流波形呈现高频脉冲形状.采用高压直流配电方案的 MEA 电气系统中,直流汇流条作为其他形式汇流条的电源,挂接逆变器引入的 EMI 可能会通过汇流条耦合到其他用电设备上,造成严重后果.因此,需要分析直流侧的 EMI.

在实现逆变的控制算法中,脉冲宽度调制 (PWM) 技术得到了广泛的发展和应用.采用 PWM 技术可以调节输出电压中基波电压的大小,增大输出电压中最低次谐波的阶次,达到控制输出基波电压并改善输出波形的效果. PWM 的载波频率越高,单位时间内的脉冲数越多,则开关器件的开关频率就越高,从而使逆变电路的输出电压更接近理想的正弦波形.因此, PWM 控制器的开关频率越来越高.各种 PWM 控制策略中,正弦脉宽调制 (SPWM) 技术应用最为广泛.图 10 为采用 SPWM 技术控制的逆变电路,其中载波频率为 10 kHz,交流输出侧带有 LC 滤波环节,开关器件 K 采用绝缘栅双极晶体管 (Insulated Gate Bipolar Transistor, IGBT).

#### 1) 纯阻性负载.

首先分析 1 kW 纯阻性交流负载  $Z_1$  工作时

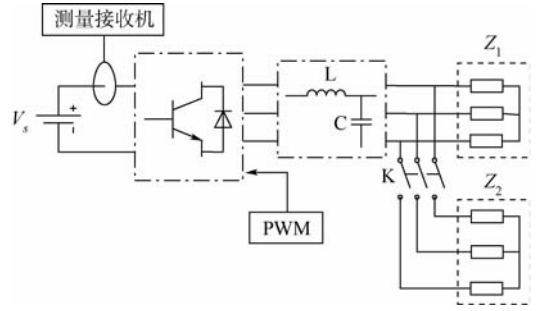


图 10 SPWM 逆变原理图

Fig. 10 Principle diagram of SPWM inverter circuit

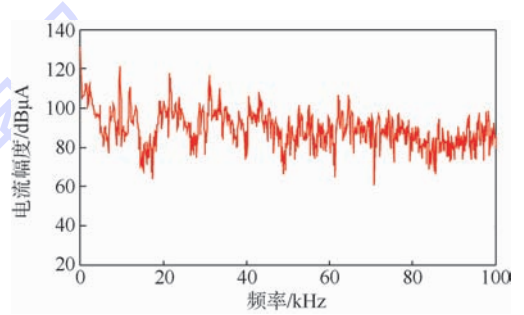


图 11 输出滤波后直流侧电流幅度频谱图

Fig. 11 Current amplitude spectrum of direct current side after output filter

产生的 EMI 情况.此时,交流电压输出波形近乎为理想正弦波,总谐波含量为 1.99%.图 11 为直流输入侧电流幅度频谱图,从频谱图上看,谐波分量较多且频谱连续,每隔 10 kHz 出现幅度频谱峰值,在 10 kHz、20 kHz 和 30 kHz 邻域可以观察到幅度频谱的极大值.

#### 2) 阻感性负载.

将负载  $Z_1$  替换为同样容量的阻感性负载  $Z_2$ ,研究逆变电路在不同负载时产生的 EMI.其中  $Z_2$  的功率因数为 0.8 (滞后),电路及其参数均与纯阻性负载时的一致, A 相交流电压输出波形谐波总畸变系数为 1.99%.图 12 为直流输入侧电流幅度频谱图,可以看出其频谱特性与阻性负载情况相似,但在某些特定频率位置处频谱幅度明显减小.

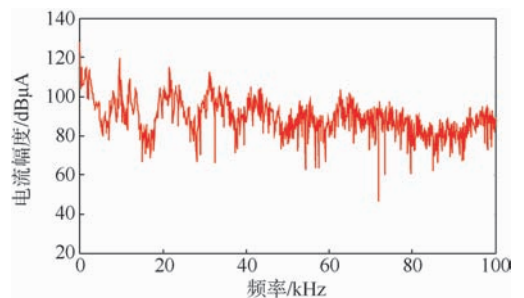


图 12 直流侧电流幅度频谱图

Fig. 12 Current amplitude spectrum of direct current side

带阻感性负载  $Z_2$  时的直流电流幅度频谱(蓝线)与带纯阻性负载  $Z_1$  时的直流电流幅度频谱(红线)对比如图 13 所示. 可见,带阻感负载时与带阻性负载时的输入电流幅度频谱在低频区域一致性很好. 阻感负载  $Z_2$  在 28.9 kHz 及 32.5 kHz 等频率位置时,频谱幅度明显小于阻性负载  $Z_1$  时的,可达 20 dB $\mu$ A. 这说明这些特定频率的谐波被大大削弱. 因此可得,在相同条件下工作的逆变类负载若容量接近,则负载对输入侧直流电源线上产生的传导 EMI 的频谱特性基本相同;阻抗角相对较大的负载在某些特定频率的谐波会减少.

波会很少.

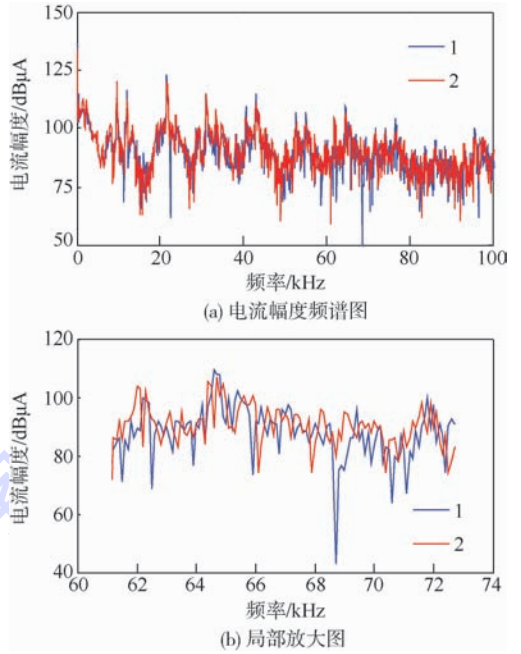
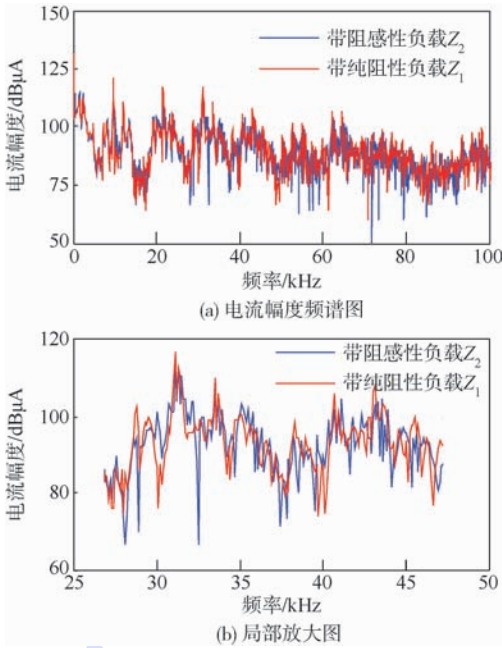


图 14 负载  $Z_2$  突加情况与  $Z_1$ 、 $Z_2$  正常工作情况  
电流幅度频谱图对比

Fig. 14 Comparison of current amplitude spectrum under condition of rapid adding of  $Z_2$  loading and in normal operation condition of  $Z_1$ ,  $Z_2$  loading

### 4 实验及结果分析

为了验证仿真得出的电源线 EMI 特性,以逆变类负载为例设计实验进行验证. 实验系统组成结构如图 15 所示,该系统的直流电由三相 380 V 交流电通过整流为 270 V 的直流电后供给,然后将 270 V 直流电经过逆变器逆变成三相 400 Hz 交流电供给航空永磁同步电动机使用. 其中,控制器采用载波频率为 20 kHz 的 PWM 控制策略. 为保证采样频率足够高,采用采样频率为 50 MHz 的电流卡钳和采样频率为 350 MHz 的示波器测量和记录直流电源线上的电流. 实验平台如图 16 所示.

测量电机在多个稳态工作状态下直流电源线上电流的时域波形,然后对其进行傅里叶变换 (FFT),得到直流电源母线上的电流频谱如图 17 所示.

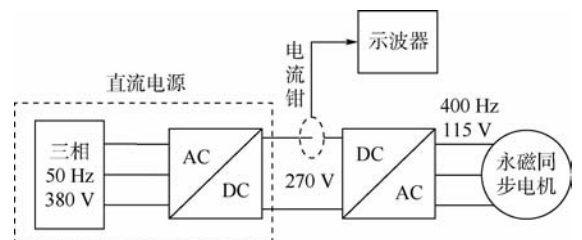


图 15 实验原理图

Fig. 15 Experimental principle diagram

图 13 不同性质负载产生电流幅度频谱图与局部放大图  
Fig. 13 Current amplitude spectrum and partial enlarged detail when load with different power factors

#### 3) 负载突变情况对 EMI 频谱图影响.

在负载  $Z_1$  正常工作到  $t = 5$  ms 时刻突然接入负载  $Z_2$ ,分析负载突变对 EMI 的影响. 频谱图如图 14 所示,频谱特性并没有发生明显变化. 将该频谱图与负载  $Z_1$  和  $Z_2$  同时工作的情况相比较,可以看出负载突加情况整体上增大了直流侧电流频谱幅度,并且在达到幅度极值的频率位置上稍超前于负载同时工作接入的情况.

逆变类负载的 EMI 特性并不像斩波类负载那样在开关器件频率及其倍频附近频谱幅度呈现极大值,其幅度频率极值附近的分布比较复杂且幅值较大. 从图 14 中还可以看出,幅度频谱的极大值并非恰好等于载波频率及其倍频,频率越高极大值偏离倍频载波的现象越明显. 当负载容量相近时,相对较大的阻抗角在某些特定频率的谐



图 16 逆变类负载 EMI 测试实验平台

Fig. 16 Experimental platform for testing EMI caused by inverter load

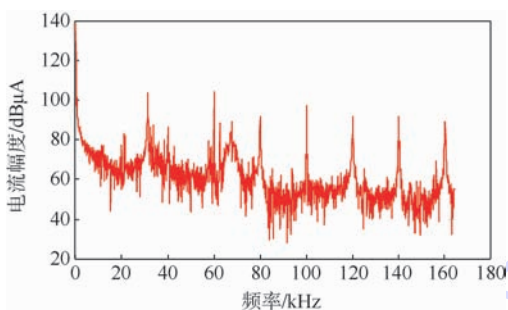


图 17 直流电源母线上的电流频谱图

Fig. 17 Current amplitude spectrum of direct current electric power bus

从频谱图中可以看出,除直流分量外,谐波分量较多且频谱连续,电流幅度随着频率的增大呈下降趋势,峰值主要集中在 20 kHz 及其倍数频率处;在频率小于 80 kHz 范围内,幅度极值并不是恰好在 20 kHz 的整数倍上,而是有一定的偏移。以上实验特性与仿真得到的特性基本一致。

从图 17 中还可以看出,实验频谱比仿真得到的频谱更加复杂,这主要是由于实验和仿真电路存在着一定的差异,包括实验中直流电源并非理想电源,存在很大的谐波分量;实验电路采取了多种保护器件和设备以及减少谐波干扰措施,例如在 20 kHz 附近的幅度极值明显小于其他倍频的情况,这就是由于实验中逆变电路后端采取了滤波的原因;实验中的器件并非理想,使得在频谱图高频段上的差异尤为明显。

## 5 结论

研究了多电飞机电气系统整流类负载、斩波类负载和逆变类负载在供电侧产生的传导 EMI 特性问题。详细研究了负载突变、负载性质和负载容量大小等引起的 EMI 特性,这对独立电气系统中 EMI 的识别及滤波器设计具有指导意义。研究得到以下结论:

1) 在电力电子开关器件的高频通断引起的

EMI 问题上,开关频率直接决定了传导 EMI 的特性。在供电侧传导电流幅度频谱上,开关频率及其倍数频率附近为幅度的极大值,幅度随着频率的增大而减小。在非开关频率及其倍数频率上,幅度比极值小很多,具体分布还取决于负载的特性。对于斩波类负载,在负载突变并重新达到稳态的过程中,供电侧传导电流幅度频谱所取得极值的频率会随负载的大小和性质改变。

2) 飞机电气系统在保证电压的波形畸变很小时,电流的波形畸变仍然很大。由于在建模仿真过程中并未考虑非理想开关器件、直流侧滤波及负载非线性等的影响,因此实际电源谐波往往比理论分析的情况更加严重。

## 参考文献 (References)

- [1] Emadi A, Ehsani M. Aircraft power systems: technology, state of the art, and future trends [J]. Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2000, 15(1): 28-32.
- [2] Nya B H, Brombach J, Schulz D. Benefits of higher voltage levels in aircraft electrical power systems [J]. Electrical Systems for Aircraft, Railway and Ship Propulsion, 2012, 15(1): 16-18.
- [3] Naayagi R T, Forsyth A J, Shuttleworth R. High-power bidirectional DC-DC converter for aerospace applications [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2012, 27(11): 4366-4379.
- [4] Brombach J, Schroter T, Lucken A, et al. Optimized cabin power supply with a + / - 270 V DC grid on a modern aircraft [C] // Proceedings of the 7th International Workshop Compatibility and Power Electronics Conference. Piscataway, N J: IEEE Press, 2011: 425-428.
- [5] Brombach J, Lucken A, Nya B, et al. Comparison of different electrical HVDC-architectures for aircraft application [C] // Proceedings of the 2012 Electrical Systems for Aircraft, Railway and Ship Propulsion Conference. Piscataway, N J: IEEE Press, 2012: 16-18.
- [6] Sarlioglu B. Advances in AC-DC power conversion topologies for more electric aircraft [C] // Proceedings of the 2012 Transportation Electrification Conference and Expo. Piscataway, N J: IEEE Press, 2012: 18-20.
- [7] Ran L, Gokani S, Clare J, et al. Conducted electromagnetic emissions in induction motor drive systems—II: Frequency domain models [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 1998, 13(4): 768-776.
- [8] Sullivan C R, Harris J H, Herbert E. Core loss predictions for general PWM waveforms from a simplified set of measured data [C] // Proceedings of the 2010 Applied Power Electronics Conference and Exposition. Piscataway, N J: IEEE Press, 2010: 1048-1055.
- [9] Sun J. Conducted EMI modeling and mitigation for power converters and motor drives [C] // Proceedings of the 2012 ESA Workshop on Aerospace. Piscataway, N J: IEEE Press, 2012: 21-23.
- [10] Zhu G, McDonald B, Wang K. Modeling and analysis of coupled

- inductors in power converters[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2011, 26(5): 1355-1363.
- [11] 孟进, 马伟明, 刘德志, 等. 交流发电机整流系统传导 EMI 的时域模型与仿真分析[J]. 中国电机工程学报, 2002, 22(6): 75-79.  
Meng J, Ma W M, Liu D Z, et al. Time domain model and simulation analysis of the conducted EMI for alternator-rectifier systems[J]. Proceedings of the CSEE, 2002, 22(6): 75-79 (in Chinese).
- [12] 中国人民解放军总装备部. GJB 860A—2006 飞机电气负载和电源容量分析[S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2007.  
PLA General Armament Department. GJB 860A—2006 Analysis for electric load and power source capacity of aircraft[S]. Beijing: General Armament Department Military Standard Publishing Department, 2007 (in Chinese).
- [13] 高朝晖, 林辉, 张晓斌. 同步发电机整流负载系统平均模型的研究[J]. 微特电机, 2007, 35(11): 15-17.  
Gao C H, Lin H, Zhang X B. Study on the average model of synchronous generator with rectifying load[J]. Small & Special Electrical Machines, 2007, 35(11): 15-17 (in Chinese).
- [14] 黄建, 蔡孟夏. 同时带有整流负载和交流负载的同步发电机分析方法研究[J]. 电力电子, 2005, 3(1): 41-47.  
Huang J, Cai M X. Research on the analytical method of aircraft synchronous generator with rectifying and load[J]. Power Electronics, 2005, 3(1): 41-47 (in Chinese).
- [15] 国防科学技术工业委员会. HB 7745—2004 飞机电气系统特性[S]. 北京: 中国航空综合技术研究所, 2004.  
Commission of Science Technology and Industry for National Defense. HB 7745—2004 Characteristics of aircraft electrical systems[S]. Beijing: China Aero-Polytechnology Establishment, 2004 (in Chinese).
- [16] 中国人民解放军总装备部. GJB 181A—2003 飞机供电特性[S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2003.  
PLA General Armament Department. GJB 181A—2003 Aircraft electric power characteristics[S]. Beijing: General Armament Department Military Standard Publishing Department, 2003 (in Chinese).

## Electromagnetic interference caused by electric load of more electric aircraft

XIAO Chunyan\*, GAO Shuai

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** As an increasing number of power electronic converters are used in the electrical system of more electric aircraft (MEA), electro-magnetic interference (EMI) problems are becoming more and more severe both within the electrical systems and between different systems. Based on the electrical load characteristics of MEA, electrical load was classified into rectification, chopping and inverter. The conduction EMI current of the three major electrical load during the stable operation and the load surge of electrical loads were studied by modeling and simulations. EMI characteristics caused by the inverter load obtained was verified by experiments. The research results show that the conducted EMI to the power line is concentrated in the switch frequency of the power electronic device and the multiple frequency or so; the step change of the high power electrical load after the Buck chopper circuit makes the conduction EMI characteristics change significantly, which reflected in the frequencies of local maximum of amplitude spectrum. The study results provide the guidance for the EMI identification and the filter design of an independent electrical system.

**Key words:** electromagnetic interference; electric load; more electric aircraft; electrical system; electro-magnetic compatibility

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0372

# 基于动态规划的飞机多交点装配离散公差优化

谭昌柏<sup>\*1</sup>, 匡衡<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学 机电学院, 南京 210016; 2. 密歇根大学 机械工程系, 安娜堡 48109)



**摘 要:** 针对飞机多交点装配公差设计的多阶段决策特点, 提出了基于动态规划的离散公差优化方法. 首先, 给出了典型的 3 交点和 4 交点装配协调误差表达式; 然后, 引入装配性能和成本指标, 建立了公差设计的动态规划有向图模型, 其中图节点表示可选的公差配合, 并存储其后部子过程的最优装配性能和成本指标值, 有向边表示相邻移形环节间的公差取值约束; 最后, 采用两阶段图遍历算法求解最优的公差设计, 其中, “回溯”阶段逆序求解各节点和边的二元指标属性值, “前溯”阶段根据节点的二元指标属性值进行最优路径的启发式搜索. 以某直升机尾梁及斜梁装配为例进行验证, 结果表明该方法可求取公差的全局最优解, 同时避免各环节成本和装配性能的重复计算、有效减小公差搜索空间、提高公差优化效率.

**关键词:** 公差优化; 飞机多交点装配; 动态规划; 启发式搜索; 有向图

**中图分类号:** TP391.7

**文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-5965(2015)05-0802-09

多交点装配是一种典型的飞机结构连接形式, 具有很高的装配协调准确度要求. 为了获得良好的制造经济性, 交点部件通常采用实物协调的方法制造, 制造过程包含了较多的尺寸协调环节. 由于装配准确度由工艺装备及零部件的多对交点尺寸公差共同决定, 且与交点几何布局和交点协调类型相关, 飞机多交点装配的公差设计难度大. 工艺人员通常参照设计规范、依赖经验类比或手工计算进行公差设计, 其试凑式的公差设计方法常常导致公差设计不合理、加工难度和成本增加以及装配协调突出等问题. 本文研究飞机多交点装配的公差优化技术, 旨在结合生产成本和制造知识来生成优化的公差控制信息, 提高公差设计的可靠性和经济性.

公差由一系列离散的基本偏差和精度等级来表示, 因此公差设计可视为设备、夹具及工具等工艺条件约束下若干离散公差值的优化选择问题.

Moy<sup>[1]</sup>、Smathers 和 Ostwald<sup>[2]</sup> 采用动态规划方法优选离散公差, 将  $N$  个组件的离散公差分为  $N$  个优化子问题, 然后根据 Bellman 定理来求解. Lee 和 Woo<sup>[3]</sup> 把各环节公差精度等级定义为选择集内的一系列离散值, 引入线性化的可靠性指数来表征装配的可靠性概率, 进而建立了离散公差的整数规划模型; 整数规划问题是一个 NP 困难问题, 不存在一般意义上的通用解法, 基于二叉树的穷举搜索法的复杂度为  $O(2^n)$ ; 提出了分枝估界算法, 利用可靠性指数、成本与公差的单调关系以及启发式的初始解搜索方法来提高枚举树的遍历速度; 其主要局限性是对树节点的成本和装配误差定界时, 子节点对应的公差成本需重复计算, 且树节点规模与公差变量维数呈指数关系, 当公差设计环节较多时, 算法效率严重降低. Chase 等<sup>[4]</sup> 针对尺寸公差环节存在多种制造工艺选择的情况, 提出了基于单变量搜索和拉格朗日乘子法的

收稿日期: 2014-06-20; 录用日期: 2014-09-26; 网络出版时间: 2014-10-30 11:07

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0372.html

基金项目: 国家自然科学基金(51275236); 航空科学基金(2012ZE66016)

\* 通讯作者: 谭昌柏(1978—), 男, 重庆人, 副教授, tcbnuaa@nuaa.edu.cn, 主要研究方向为飞机装配准确度与容差设计、计算机辅助设计与制造.

**引用格式:** 谭昌柏, 匡衡. 基于动态规划的飞机多交点装配离散公差优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 802-810.

Tan C B, Kuang H. Discrete tolerance optimization for aircraft multi-joint assembly based on dynamic programming[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 802-810 (in Chinese).

离散公差优化方法,其主要不足在于公差成本曲线不连续时无法保证全局最优解. Kusiak 和 Feng<sup>[5]</sup>研究了整数规划法和实验设计法在离散公差优化中的应用,指出实验设计法能处理非线性成本函数和概率约束情况;但该算法仍属于穷举搜索的范畴,在求解大规模公差优化问题时同样存在效率低下的问题. Deng J 和 Deng S<sup>[6]</sup>提出了基于适应性分枝估界的离散公差优化方法,采用霍夫变换“由粗到精”逐步逼近策略进行公差区间划分,同时设置最大迭代次数来控制遍历规模;但该方法以局部搜索策略来提升效率,无法保证解的全局最优. Kumar 等<sup>[7]</sup>提出了基于禁忌搜索和启发式规则的离散公差优化方法,但没有论证公差解的全局最优性. Xue 和 Ji<sup>[8]</sup>应用遗传算法求解离散公差问题,并将其应用于二维角度公差图问题. Löf 等<sup>[9]</sup>采用拉格朗日法和对偶单纯形法求解离散公差优化的整数规划问题,通过公差选择系数的分枝和目标函数的定界改善了算法效率. Löf 和 Söderberg<sup>[10]</sup>又将上述方法推广到产品族组件的离散公差优化设计. Sivakumar 等<sup>[11]</sup>研究了多种工艺选择下的公差优化方法,采用改进遗传算法和多目标粒子群算法实现了工艺和公差优化选择. Geetha 等<sup>[12]</sup>研究了面向制造成本、质量损失和加工闲置时间的多目标公差优化,采用遗传算法实现了工艺及机床选择的离散公差优化.

总的来说,上述研究主要针对一般机械产品的结构尺寸公差优化问题,各环节的公差可作为独立变量进行优化. 飞机多交点装配的公差优化具有其特殊性. 首先,公差设计针对装配交点处孔、轴公差配合的优化选择,需将孔、轴配合的公差带宽和基本偏差作为统一的设计变量纳入装配约束条件和公差优化模型中. 各环节公差不再是独立的设计变量,相邻尺寸环节间的公差选择具有关联性. 其次,公差成本函数中公差带宽为自变量,而受装配功能约束方程则与作为设计变量的公差带宽及基本偏差相关,公差与成本、装配性能间不存在严格的单调关系,因此分枝估界算法<sup>[3,6]</sup>不适用于多交点装配公差优化. 此外,多交点装配协调误差与设计公差存在复杂的非线性关系,也不适合基于拉格朗日乘子法的线性规划方法求解.

飞机多交点装配公差设计是一个多阶段决策过程,本文采用动态规划方法建立其离散公差优化模型. 公差优化由基于动态规划有向图模型的“回溯”和“前溯”两个阶段来实现. 首先,在“回溯”阶段逆序求解有向图各状态节点后部子过程的最优成本指标和装配性能指标,作为有向图节

点的二元属性值;然后,在“前溯”阶段根据各状态节点的成本和装配性能指标,对最优路径进行启发式搜索,实现最优公差值策略的高效搜索. 该方法可避免公差优化中成本和装配性能的重复计算,提高了最优解的寻优效率,能够保证公差的全局最优性.

## 1 多交点装配功能的数学描述

公差设计须保证多交点部件交点孔、轴处的累积装配(或协调)误差小于装配工艺要求的同轴度误差. 飞机多交点装配有两种主要形式:一种是机身、机翼类固定部件装配的平面交点结构,即4对(或4对以上)交点接头对合于理论平面(或主要交点位于理论平面上),称之为4交点装配,其装配协调要求主要体现为对合部件的交点共面度误差约束;另一种是舱门和门框类活动部件装配中的直线交点结构,即3对(或3对以上)交点接头对合于理论轴线上,称之为3交点装配,其装配协调要求主要体现为交点的直线度误差约束. 在实物协调方式下,各制造单元(标工、装配夹具和产品部件)的交点位置通过孔-轴-孔配合进行“移制”. 由于随机变化的孔、轴配合间隙,交点“移制”过程将不可避免地引入误差并最终累积到交点部件上,使各交点位置偏离理论装配平面或装配轴线.

不失一般地,设交点部件  $P_M$  和  $P_N$  具有图1所示的制造协调路线. 其中,标工  $P_0$  是原始协调依据,部件  $P_M$  的交点依次经工装  $P_1, P_2, \dots, P_{M-1}$  “移形”制造,部件  $P_N$  的交点由工装  $P_{M+1}, P_{M+2}, \dots, P_{N-1}$  “移形”制造,称相邻制造单元的尺寸形状传递为移形环节. 例如,移形环节“ $P_0 \rightarrow P_1$ ”表示由标工的  $P_0$  交点移制工装  $P_1$  的交点,具有交点装配协调要求的部件  $P_M$  和部件  $P_N$  协调环节用“ $P_M \leftrightarrow P_N$ ”表示.  $\Delta_i$  和  $\nabla_i (i=1, 2, \dots, N)$  分别表示制造单元和移形环节的误差. 若  $\nabla_{N+1}$  表示协调环节的交点装配误差,则由于误差累积导致的交点部件协调误差为

$$\nabla_{\Sigma} = \nabla_{N+1} + \Delta_M - \Delta_N = \nabla_{N+1} + \sum_{i=1}^M \nabla_i - \sum_{i=M+1}^N \nabla_i \quad (1)$$

式(1)即为尺寸链方程.

程宝蕖<sup>[13]</sup>给出了3交点装配和4交点装配准确度表达式. 图2为3交点装配部件  $P_M$  和  $P_N$  的协调误差示意图. 设  $l_1$  和  $l_2$  分别表示交点1与交点2、交点3的欧氏距离,根据误差传播过程和几何关系,可得

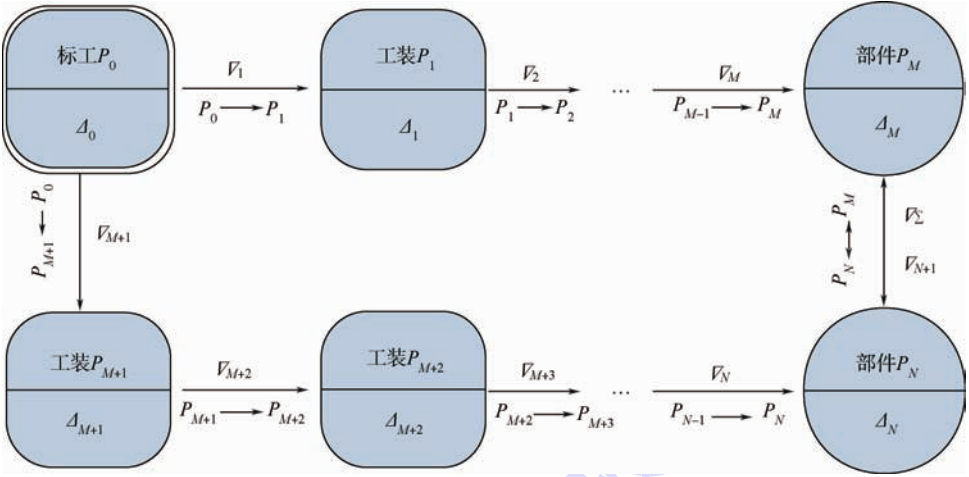


图1 多交点部件制造协调过程

Fig. 1 Manufacturing and coordination process of multi-joint parts

$$\nabla_i = \begin{cases} \sum_{j=1}^2 (-A_j \nabla_{i,j}) & i = N + 1 \\ \sum_{j=1}^3 (A_j \nabla_{i,j}) & i = 1, 2, \dots, M, \dots, N \end{cases} \quad (2)$$

式中： $\nabla_{i,j} (i=1, 2, \dots, N; j=1, 2, 3)$ 为第*i*个移形环节第*j*对交点处的移形误差； $\nabla_{N+1,1}$ 和 $\nabla_{N+1,2}$ 为协调环节第1对和第2对装配基准交点的装配误差； $\nabla_{N+1}$ 为协调环节基准装配误差在第3对交点处引入的协调误差；交点装配系数 $A_1 = -(l_1 - l_2)/l_1, A_2 = -l_2/l_1, A_3 = 1$ 。则协调误差 $\nabla_{\Sigma}$ 表示部件 $P_M$ 和 $P_N$ 的中部交点误差。

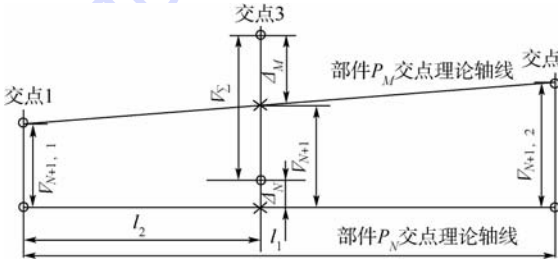


图2 3交点装配的协调误差

Fig. 2 Coordination error of three-joint assembly

图3为4交点装配部件 $P_M$ 和 $P_N$ 的协调误差示意图。各环节的协调误差为

$$\nabla_i = \begin{cases} \sum_{j=1}^3 (-A_j \nabla_{i,j}) & i = N + 1 \\ \sum_{j=1}^4 (A_j \nabla_{i,j}) & i = 1, 2, \dots, M, \dots, N \end{cases} \quad (3)$$

式中： $\nabla_{i,j} (i=1, 2, \dots, N; j=1, 2, 3, 4)$ 为第*i*个移形环节第*j*对交点的移形误差； $\nabla_{N+1,1}$ 、 $\nabla_{N+1,2}$ 和 $\nabla_{N+1,3}$ 分别为部件 $P_M$ 和 $P_N$ 对合时第1对、第2对和第3对装配基准交点的装配误差； $\nabla_{N+1}$ 为基准

交点装配误差在协调环节第4对交点处引入的协调误差；交点装配系数 $A_1 = -l_2/l_1, A_2 = l_4/l_3, A_3 = -l_6/l_5, A_4 = 1; l_1 \sim l_6$ 为交点的几何位置参数,其含义如图3所示。则协调误差 $\nabla_{\Sigma}$ 表示部件 $P_M$ 和 $P_N$ 的第4对交点误差。

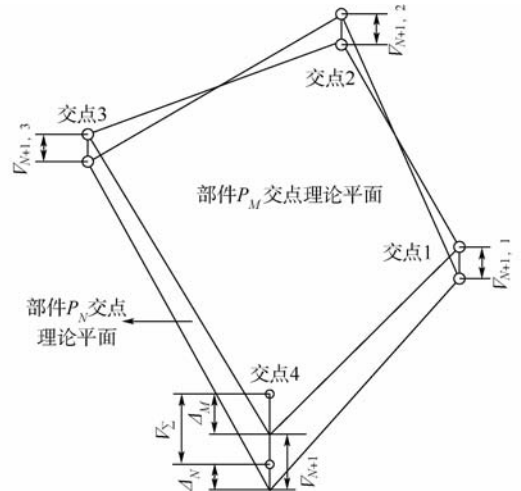


图3 4交点装配的协调误差

Fig. 3 Coordination error of four-joint assembly

通过式(1)计算误差累积导致的交点部件协调误差时,需先计算各交点在孔、轴配合约束下的移形误差大小.第*i*个移形或协调环节第*j*对交点的孔-轴-孔配合可用六元组  $\Gamma_{i,j} = (T_{i,j}^a, T_{i,j}^b, T_{i,j}^c, (\delta_{i,j}^a)_0, (\delta_{i,j}^b)_0, (\delta_{i,j}^c)_0)$  表示,其中  $T_{i,j}^a, T_{i,j}^b$  和  $T_{i,j}^c$  分别为状态  $s_i$  第*j*对交点孔-轴-孔配合中孔1、轴和孔2的公差带宽,其取值由状态索引向量确定;  $(\delta_{i,j}^a)_0, (\delta_{i,j}^b)_0$  和  $(\delta_{i,j}^c)_0$  分别为孔1、轴和孔2的公差中心.则移形误差  $\nabla_{i,j}$  的保证公差<sup>[13]</sup>为

$$\delta_{i,j} = \alpha \cdot \left[ \frac{(J_1)_0 + (J_2)_0}{2} + \frac{1}{2} \sqrt{\frac{(T_{i,j}^a)^2 + (T_{i,j}^c)^2}{4} + (T_{i,j}^b)^2} \right] \quad (4)$$

式中: $\alpha$ 为插孔状态的修正系数,为0~1的实数;  $(J_1)_0$ 和 $(J_2)_0$ 分别表示两对孔、轴间隙的中心值.若两对孔、轴名义尺寸下的公称间隙分别为 $(J_1)_A$ 和 $(J_2)_A$ ,则有

$$\begin{cases} (J_1)_0 = (J_1)_A + (\delta_{i,j}^a)_0 - (\delta_{i,j}^b)_0 \\ (J_2)_0 = (J_2)_A + (\delta_{i,j}^c)_0 - (\delta_{i,j}^b)_0 \end{cases} \quad (5)$$

则由式(1)~式(5)可知,一旦确定交点的结构形式、几何参数、孔轴名义尺寸和公差配合,则采用概率法或极值法求解式(1)即可确定交点部件的协调误差:

$$\delta_{\Sigma} = g(\delta_{1,1}, \delta_{1,2}, \dots, \delta_{i,j}, \dots, \delta_{N+1, \lambda_{N+1}}) \quad (6)$$

式中: $g$ 为协调误差函数; $\lambda_i$ 为第*i*个环节计入误差累积的交点个数.式(6)为多交点装配功能的数学描述,即装配功能函数.若装配工艺规定了协调环节的交点处最大允许误差为 $\delta_0$ ,则装配功能约束为 $\delta_{\Sigma} \leq \delta_0$ .

## 2 离散公差优化的动态规划模型

动态规划是解决多阶段最优化决策问题的一种方法,适用于有重叠子问题和最优子结构性质的问题.该方法将初始问题分解为多个相似的重叠子问题,通过存储、递归调用子问题的优化结果减少原始问题的计算量,算法效率上通常远低于朴素解法.对于飞机多交点装配公差优化问题,由于相邻交点移形环节采用同一交点孔,因此相邻移形环节公差配合的选择相互关联,具有显著的多阶段优化决策特征.以图1为例,工装 $P_1$ 的交点孔公差在相邻移形环节“ $P_0 \rightarrow P_1$ ”和“ $P_1 \rightarrow P_2$ ”的取值是相同的,若“ $P_0 \rightarrow P_1$ ”中交点孔-轴-孔配合为“H6/h5/H7”,则工装 $P_1$ 的交点孔公差“H7”约束了“ $P_1 \rightarrow P_2$ ”环节的交点配合取值范围.另

外,装配功能约束不要求公差设计遵循真实的交点移形顺序,因此相邻移形环节间公差配合取值约束是双向的.指定“ $P_1 \rightarrow P_2$ ”环节中交点孔-轴-孔配合为“H7/g6/H8”后再确定“ $P_0 \rightarrow P_1$ ”环节中配合为“H6/h5/H7”,与指定“ $P_0 \rightarrow P_1$ ”环节中配合为“H6/h5/H7”后再确定“ $P_1 \rightarrow P_2$ ”环节中配合为“H7/g6/H8”是等价的.

根据上述思路,采用有向图建立了多交点离散公差优化的动态规划模型,如图4所示.该模型将多交点公差优化中的最优成本和装配性能计算作为可递归调用的重叠子问题建模,大大降低了公差优化算法的计算复杂度.该动态规划模型中的阶段、状态、决策和策略、状态转移和指标函数等关键要素定义如下:

1) 阶段:根据交点制造协调路线,将公差设计过程划分为*N*个阶段,每个阶段对应一对关联移形环节或协调环节的公差设计过程.

2) 状态:各阶段开始时的公差设计条件采用状态变量 $s_i$ 来表示.图中第*i*列( $i=1, 2, \dots, N$ )节点表示状态*i*下所有可选公差配合的状态集合  $S_i = \{s_i^1, s_i^2, \dots, s_i^{t_i}\}$ ,  $t_i$ 为状态集合的容量,第0列的节点 $s_0^1$ 为无实际意义的虚节点,显然有状态变量(公差配合取值) $s_i \in S_i$ .为确定各状态的顺序,由制造协调路线中的原始制造依据沿任一交点部件的制造协调路线单向逐环推进,每一移形环节或协调环节的公差配合视为一个状态,直到回到原始协调依据后结束推进.若状态*i*的移形环节有 $m_i$ 对交点配合可单独取值,则状态变量 $s_i$ 可用唯一索引向量  $D_i = [I_1 \ I_2 \ \dots \ I_k \ \dots \ I_{m_i}]$  表示其对应的公差配合值,其中索引值  $I_k \in \{1, 2, \dots, Q_k\}$  ( $k=1, 2, \dots, m_i$ )为第*i*对单独取值交点的取值索引,  $Q_k$ 为该交点的可选公差配合数目.显

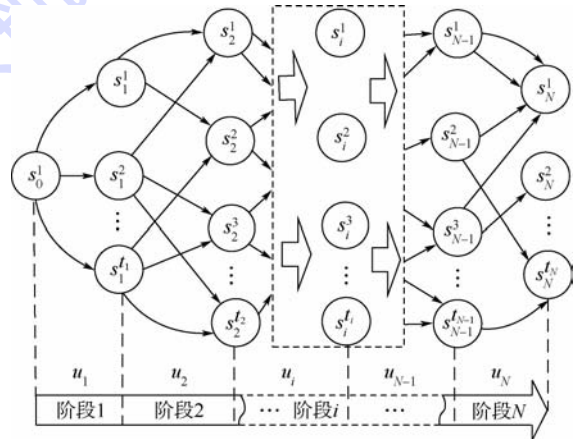


图4 多交点装配离散公差优化的动态规划模型

Fig. 4 Dynamic programming model of discrete tolerance optimization for multi-joint assembly

然,  $t_i = \prod_{k=1}^{m_i} Q_k$ .

3) 决策和策略: 状态  $i$  的状态变量  $s_i$  一旦确定, 则可根据当前环节的公差配合对状态  $i+1$  的公差配合做出决策, 记决策变量为  $u_i(s_i)$ . 以状态变量  $s_i$  取值对应的节点为起点, 其有向边集合记录了当前状态下所有可能决策集合, 记为  $D_i(s_i)$ . 显然, 每一种决策变量  $u_i(s_i)$  对应于图中的一条有向边, 连接不同状态节点的有向边反映了相邻转移环节公差取值的约束关系. 记策略变量为  $p_{i,N} (i=1, 2, \dots, N)$ , 表示由阶段  $i$  到阶段  $N$  所作决策构成的决策序列.

4) 状态转移: 由于公差设计的多阶段决策中, 下一阶段的状态变量  $s_{i+1}$  只取决于上一阶段的状态变量  $s_i$  和决策变量  $u_i$ , 则可定义状态转移方程为  $s_{i+1} = T_i^R(s_i, u_i)$ , 其中  $T_i^R$  为状态转移函数.

5) 指标函数: 公差优化的目标是成本最小化, 阶段  $i$  的阶段成本指标函数定义为

$$V_i(s_{i-1}, u_{i-1}) = w_i \sum_{j=1}^{\lambda_i} C_{i,j} = w_i \sum_{j=1}^{\lambda_i} C(T_{i,j}^a, T_{i,j}^b, T_{i,j}^c) \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (7)$$

式中:  $V_i(s_{i-1}, u_{i-1})$  为由上一状态  $s_{i-1}$  和决策  $u_{i-1}$  确定的阶段  $i$  对应环节的加权成本值;  $w_i$  为成本权值;  $C$  为成本函数. 对于 3 交点和 4 交点装配情形, 分别有  $\lambda_i = 3$  和  $\lambda_i = 4$ ; 特殊地, 因为尺寸链中协调环节按照状态进行动态规划建模, 根据式(2)和式(3)可知, 对于 3 交点和 4 交点装配协调环节, 分别有  $\lambda_i = 2$  和  $\lambda_i = 3$ . 成本权值  $w_i$  体现装配中标准工艺装备、生产工艺装备和产品部件不同的公差成本计算方式. 同理, 建立多阶段决策中初始状态为  $s_i$ , 采用策略  $p_{i,N}$  的后部子过程成本指标函数为

$$f_{i,N}(s_i, p_{i,N}) = \sum_{k=i}^N V_k(s_{k-1}, u_{k-1}) = \sum_{k=i}^N w_k \left( \sum_{j=1}^{\lambda_k} C(T_{k,j}^a, T_{k,j}^b, T_{k,j}^c) \right) \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (8)$$

根据式(7)、式(8)和动态规划递推求解原理, 最终公差成本优化的动态规划方程为

$$f_i^*(s_i) = \begin{cases} 0 & i = N \\ \min[V_{i+1}(s_i, u_i) + f_{i+1}^*(s_{i+1})] & i = 1, 2, \dots, N-1 \end{cases} \quad (9)$$

式中:  $f_i^*(s_i)$  为最优子过程成本指标值, 表示初始状态为  $s_i$ , 阶段  $i \sim N$  的子过程采用成本最优策略  $p_{i,N}^*$  时的成本指标值.

### 3 基于动态规划模型的公差优化

公差设计需满足飞机装配功能约束并具有最小化的公差成本, 为约束多阶段优化问题. 为上述动态规划模型引入装配性能指标表示装配功能对交点公差配合选择的约束, 判定公差设计的可行性, 在动态规划模型基础上利用分枝定界的思想<sup>[3]</sup>来分割解空间, 减小公差择优的路径遍历复杂度. 该公差优化过程包括“回溯”和“前溯”两个阶段. “回溯”阶段利用动态规划有向图模型逆序计算有向图中各节点后部子过程的最优成本和最优装配性能指标值; “前溯”阶段则是从有向图顺序查找装配功能约束下具有最小成本的公差解.

#### 3.1 “回溯”阶段

“回溯”阶段的步骤为:

1) 引入装配性能指标函数的概念. 采用概率法建立交点装配功能表达式, 则阶段  $i$  的阶段装配性能指标函数定义为

$$U_i(s_{i-1}, u_{i-1}) = \sqrt{\sum_{j=1}^{\lambda_i} A_j^2 \delta_{i,j}^2} \quad k = 1, 2, \dots, N \quad (10)$$

进而建立初始状态为  $s_i$ , 采用策略  $p_{i,N}$  时后部子过程的装配性能指标函数:

$$g_{i,N}(s_i, p_{i,N}) = \sum_{k=i}^N U_k(s_{k-1}, u_{k-1}) \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (11)$$

$g_{i,N}(s_i, p_{i,N})$  的值越小表示装配性能越高, 用  $g_i^*(s_i)$  表示最优子过程的装配性能指标值. 同理, 建立装配性能优化的动态规划方程:

$$g_i^*(s_i) = \begin{cases} 0 & i = N \\ \min[U_i(s_{i-1}, u_{i-1}) + g_{i+1}^*(s_{i+1})] & i = 1, 2, \dots, N-1 \end{cases} \quad (12)$$

2) 定义有向图节点和有向边的属性值. 有向图中每个状态变量  $s_i (i=0, 1, \dots, N)$  的属性值用二元组  $(f_i^*, g_i^*)$  表示. 同样, 为图中决策变量  $u_i(s_i)$  对应的有向边定义二元属性值  $(V_i, U_i)$ .

3) 由式(7)和式(10)计算图中每条边的二元属性值  $(V_i, U_i)$ , 然后根据式(9)和式(12)“逆序”求解每个图节点的二元属性值  $(f_i^*, g_i^*)$ .

#### 3.2 “前溯”阶段

“前溯”阶段的步骤为

1) 变量定义和初始化. 设装配精度指标为  $\delta_0$ , 定义最优策略为  $p_{0,N}^*$ , 其成本指标值为  $f^*$ , 装配性能指标为  $g^*$ ; 定义较优成本指标  $f^m$  和较优

装配性能  $g^m$ , 表示包含既定决策序列  $p_{0,i}$  的所有策略  $p_{0,N}$  中最优的成本指标值和最优的装配值; 决策过程采用有序队列组  $\{Q_0, Q_1, \dots, Q_N\}$  表示,  $Q_i$  为存储第  $i$  个状态的待选状态节点序列. 在公差存在可行解的情况下, 令具有最优装配性能指标的策略  $\hat{p}_{0,N}$  为初始解, 其尺寸链成本为  $f^0$ , 则  $f^* = f^0, p_{0,N}^* = \hat{p}_{0,N}$ ; 初始化  $f^m = 0, g^m = 0$ ; 初始各队列  $Q_i$  为空; 初始化状态  $i = 0$ .

2) 按照顺序状态  $i = 0, 1, \dots, N$  和深度优先策略进行图遍历, 根据“入队”规则将各状态节点顺次加入队列组  $\{Q_0, Q_1, \dots, Q_N\}$  中. “入队”规则为: ①当状态  $i = 0$  时, 直接将节点  $s_0^1$  加入队列  $Q_0$ . ②当  $1 \leq i \leq N$  时, 依次查找节点集  $S_i$  中与队列  $Q_{i-1}$  队首节点边相连的所有节点, 并计算每个节点的较优成本  $f^m$  和极小装配误差  $g^m$ :

$$\begin{cases} f^m = \sum_{k=1}^i V_k + f_i^* \\ g^m = \sum_{k=1}^i U_k + g_i^* \end{cases} \quad (13)$$

若  $f^m < f^*$  且  $g^m \leq \delta_0$ , 则该节点加入队列  $Q_i$ . 若

$i = N$ , 转步骤 3); 否则, 令  $i = i + 1$ , 重复步骤 2), 继续下一阶段遍历.

3) 按照“出队”规则评价待选决策序列. “出队”规则为: ①当  $Q_i = \emptyset$  时, 若  $i = 0$  则转步骤 4); 否则, 令  $i = i - 1$ , 弹出  $Q_i$  队首节点, 转步骤 2). ②当  $Q_i \neq \emptyset$  时, 若  $i = N$  则依次取  $\{Q_0, Q_1, \dots, Q_N\}$  各队首节点构成的决策序列  $p_{0,N}$ , 若其尺寸链成本  $f_{0,N} < f^*$ , 则令  $f^* = f_{0,N}, p_{0,N}^* = p_{0,N}$ , 弹出  $Q_i$  队首节点, 重复步骤 3).  
4) 结束图遍历, 输出最优策略  $p_{0,N}^*$ .

### 4 实例分析

某型直升机尾梁和可折叠斜梁采用 4 对平面叉、耳接头进行装配连接, 如图 5 所示. 位于尾梁和斜梁上的第 1 对交点和第 3 对交点的公称尺寸为 18 mm; 位于尾梁和斜梁上的第 2 对交点和第 4 对交点的公称尺寸为 12 mm. 为了保证接头的可靠定位、减少振动并防止自动解锁机构打开接头螺栓时可能出现的卡死问题, 接头处采用了小间隙高精度等级的孔、轴配合, 因此接头的制造协调准确度要求高.

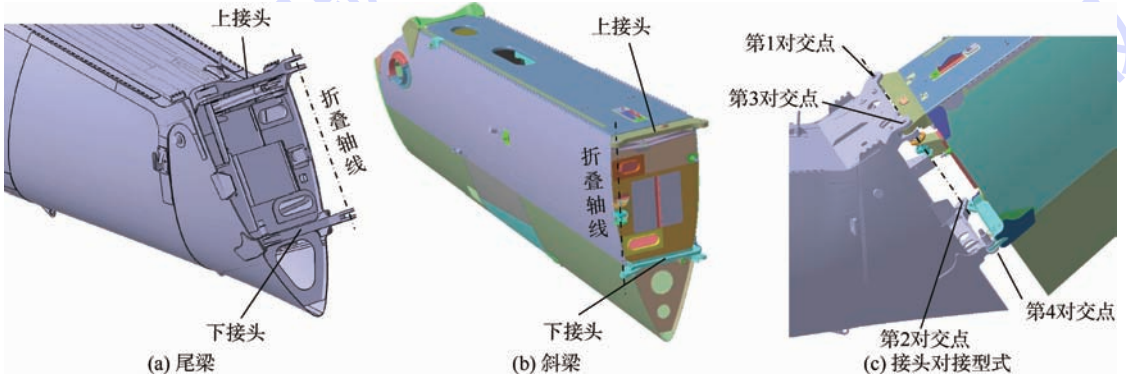


图 5 直升机尾梁、斜梁接头装配示意图

Fig. 5 Assembly diagram of helicopter tail beam and inclined beam joints

在制造工艺上, 为了改善接头的制造工艺性和制造经济性, 采用实物协调的制造方法分别制造尾梁、斜梁的上、下接头, 其工艺协调路线如图 6 所示.

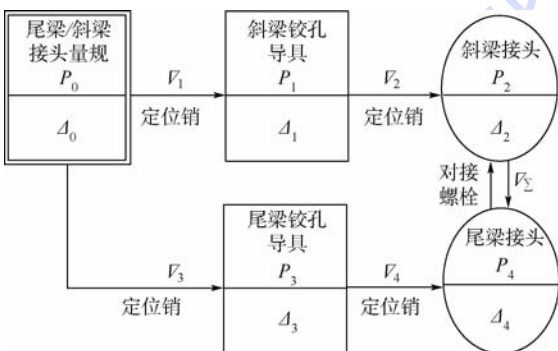


图 6 尾梁、斜梁交点对接协调路线图

Fig. 6 Coordination route of tail beam and inclined beam joint butting

在装配过程中, 以第 1~3 对交点为基准交点连接后, 再装配第 4 对交点, 装配协调主要涉及第 4 对交点的同轴度误差控制, 装配工艺规范规定第 4 对交点孔允许的最大协调误差  $\delta_0 = 0.15 \text{ mm}$ . 斜梁接头量规和尾梁接头量规采用同时镗孔的方法来消除两者的交点误差, 因此在协调路线中把尾梁、斜梁量规看作同一移形单元. “ $P_2 \leftrightarrow P_4$ ” 环节进行尾梁和斜梁对接时, 采用了名义直径比接头孔名义直径小  $0.005 \text{ mm}$  的对接螺栓来保证斜梁的折叠功能. 公差设计时, 首先由工艺员初步确定各环节孔、轴公差配合的备选集合, 该集合的确定参照了飞机制造交点容差设计规范<sup>[13]</sup>, 有关孔、轴公差与配合的国家标准<sup>[14]</sup> 以及工艺员的实际经验, 详见表 1. 其中, 为了简化制造工艺, 尾梁量规、斜梁量规、尾梁铰孔导具及斜梁铰孔导具的

交点1与交点3,交点2与交点4要求选用相同的孔、轴公差配合。

相邻移形(协调)环节间公差配合取值约束是双向的,不影响最终的公差设计结果,建立交点离散公差优化的动态规划模型。该动态规划模型共包含6个状态( $s_0 \sim s_5$ ),其中 $s_0$ 为初始状态, $s_1 \sim s_5$ 分别对应尺寸移形(或协调)环节“ $P_0 \rightarrow P_1$ ”、“ $P_1 \rightarrow P_2$ ”、“ $P_2 \leftrightarrow P_4$ ”、“ $P_3 \rightarrow P_4$ ”和“ $P_0 \rightarrow P_3$ ”的公差取值。状态 $s_i$ 中各交点的独立公差配合变量组合构成状态集合 $S_i$ ,根据表1中列举的可选配合可知,各状态的设计变量数目分别为 $t_1 = 16$ 、 $t_2 = 16$ 、 $t_3 = 16$ 、 $t_4 = 16$ 和 $t_5 = 16$ 。根据式(1)~式(3),可得尾梁、斜梁第4对交点协调误差:

$$\nabla_{\Sigma} = \sum_{j=1}^3 (A_i \nabla_{s_j}) + \sum_{i=1}^2 \sum_{j=1}^4 (A_i \nabla_{i,j}) - \sum_{i=3}^4 \sum_{j=1}^4 (A_i \nabla_{i,j}) \quad (14)$$

“回溯”时由式(7)和式(10)、式(9)和式(12)逆序求解动态规划图节点和边的属性值。

其中,交点装配系数分别为 $A_1 = 0.91$ 、 $A_2 = -1$ 、 $A_3 = -0.91$ 及 $A_4 = 1$ 。各交点保证公差 $\delta_{i,j}$ 由式(4)计算(令插孔修正系数 $\alpha = 0.5$ ),而交点孔、轴的公差成本<sup>[15]</sup>分别为

$$C_h(T) = 12.6691 e^{-37.5279T} + 2.486 e^{\frac{9.78 \times 10^{-4}}{T}} \quad (15)$$

$$C_a(T) = 15.1138 e^{-42.2874T} + \frac{T}{0.8611T + 0.01508} \quad (16)$$

式中: $T$ 为公差带宽值。成本值为无量纲的相对成本值。

在“前溯”阶段中采用基于顺序队列组的有向图搜索算法求解具有最小成本且满足装配功能约束的最优策略 $p_{0,6}^*$ 。公差优化的计算结果如表2所示,优化得到的公差成本性能指标值 $f^* = 225.876$ ,装配性能指标值 $g^* = 0.1497 \text{ mm} \leq \delta_0$ ,满足装配工艺规范对第4对交点孔的最大协调误差允许值(0.15 mm)。

表1 尾梁、斜梁接头制造的可选公差配合<sup>[13-14]</sup>

Table 1 Optional tolerances for tail beam and inclined beam joint manufacturing<sup>[13-14]</sup>

移形过程	交点对	交点孔、轴尺寸/mm			可选公差配合			
		孔1	轴	孔2				
$P_0 \rightarrow P_1$	1,3	∅18	∅18	∅18	H6/h5/H7	H7/f6/H8	H7/h6/H8	H7/g6/H8
	2,4	∅12	∅12	∅12	H6/h5/H7	H7/f6/H8	H7/h6/H8	H7/g6/H8
$P_1 \rightarrow P_2$	1,3	∅18	∅18	∅18	H7/h5/H8	H7/h6/H8	H8/h7/H9	H8/f7/H9
	2	∅12	∅12	∅12	H7/h5/H8	H7/h6/H8	H8/h7/H9	H8/f7/H9
	4	∅12	∅12	∅12	垂直铰孔自动对中,无移形误差;公差取值与第2对交点相同			
$P_0 \rightarrow P_3$	1,3	∅18	∅18	∅18	H6/h5/H7	H7/f6/H8	H7/h6/H8	H7/g6/H8
	2,4	∅12	∅12	∅12	H6/h5/H7	H7/f6/H8	H7/h6/H8	H7/g6/H8
$P_3 \rightarrow P_4$	1,3	∅18	∅18	∅18	H7/h5/H8	H7/h6/H8	H8/h7/H9	H8/f7/H9
	2	∅12	∅12	∅12	H7/h5/H8	H7/h6/H8	H8/h7/H9	H8/f7/H9
	4	∅12	∅12	∅12	垂直铰孔自动对中,无移形误差;公差取值与第2对交点相同			
$P_2 \rightarrow P_4$	1,3	∅18	∅17.995	∅18	H8/f7/H8	H8/h7/H8	H9/d9/H9	H9/f9/H9
	2,4	∅12	∅11.995	∅12	H8/f7/H8	H8/h7/H8	H9/d9/H9	H9/f9/H9

表2 尾梁、斜梁接头制造的公差配合优化值

Table 2 Optimal tolerance and fit selection for tail beam and inclined beam manufacturing

移形过程	交点对	孔、轴尺寸及优选公差/mm			保证公差 $\delta_{i,j}/\text{mm}$	成本( $C_{i,j}$ )×权值( $w_i$ )			成本性能与 装配性能指标值
		孔1	轴	孔2		孔1	轴	孔2	
$P_0 \rightarrow P_1$	1,3	∅18H6	∅18h5	∅18H7	0.0122	11.101×0.3	11.140×0.3	9.072×0.7	$f^* = 225.876$ $g^* = 0.1497 \text{ mm}$
	2,4	∅12H6	∅12h5	∅12H7	0.0122	11.101×0.3	11.140×0.3	9.072×0.7	
$P_1 \rightarrow P_2$	1,3	∅18H7	∅18h6	∅18H8	0.0182	9.072×0.7	9.940×0.7	7.180×1.0	
	2	∅12H7	∅12h6	∅12H8	0.0182	9.072×0.7	9.940×0.7	7.180×1.0	
$P_0 \rightarrow P_3$	1,3	∅18H6	∅18h5	∅18H7	0.0122	11.101×0.3	11.140×0.3	9.072×0.7	
	2,4	∅12H6	∅12h5	∅12H7	0.0122	11.101×0.3	11.140×0.3	9.072×0.7	
$P_3 \rightarrow P_4$	1,3	∅18H7	∅18h6	∅18H8	0.0182	9.072×0.7	9.940×0.7	7.180×1.0	
	2	∅12H7	∅12h6	∅12H8	0.0182	9.072×0.7	9.940×0.7	7.180×1.0	
$P_2 \rightarrow P_4$	1,3	∅18H8	∅17.995h7	∅18H8	0.0269	7.180×1.0	7.650×1.0	7.180×1.0	
	2	∅12H8	∅11.995h7	∅12H8	0.0269	7.180×1.0	7.650×1.0	7.180×1.0	
	4	∅12H8	∅11.995h7	∅12H8					

从算法效率上分析,与单纯的穷举搜索法对比,本例需要进行的搜索次数为 $16^5 = 1048576$ 次(不考虑相邻环节的公差取值约束关系,每对交点的公差由可选公差配合中进行选择)。而采用本文的方法利用相邻移形环节间的公差配合取值约束建立动态规划图,并基于动态规划模型进行公差优化值的启发式搜索时,“回溯”阶段图中边和节点搜索 528 次,“前溯”阶段图中节点搜索 16384 次,总共搜索 16912 次。由此可见,此方法有效提高了公差优化求解的效率。

## 5 结 论

1) 飞机多交点装配公差优化问题可采用基于有向图表达的动态规划模型进行描述,该模型体现了公差设计的多阶段决策特点,以及相邻尺寸协调环节间公差选择的约束关系,可有效避免各环节成本和装配性能的重复计算。

2) 基于成本指标和装配性能指标的最优公差启发式搜索算法,通过解空间的分割策略进一步提高公差寻优效率,有效提高了具有复杂尺寸协调环节的多交点装配公差设计问题的计算效率。

3) 基于动态规划的飞机多交点装配公差优化方法可保证所求公差解的全局最优性。

### 参考文献 (References)

- [1] Moy W A. Assignment of tolerances by dynamic programming [J]. *Machine Design*, 1968, 21: 215-218.
- [2] Smathers E W, Ostwald P F. Optimization of component functional dimensions and tolerances [J]. *Mechanical Engineering*, 1972, 94(7): 59.
- [3] Lee W J, Woo T C. Optimum selection of discrete tolerances [J]. *Journal of Mechanisms, Transmissions, and Automation in Design*, 1989, 111(2): 243-251.
- [4] Chase K W, Greenwood W H, Loosli B G, et al. Least cost tolerance allocation for mechanical assemblies with automated process selection [J]. *Manufacturing Review*, 1990, 3(1): 49-59.
- [5] Kusiak A, Feng C X. Deterministic tolerance synthesis: a comparative study [J]. *Computer-Aided Design*, 1995, 27(10): 759-768.
- [6] Deng J, Deng S. The adaptive branch and bound method of tolerance synthesis based on the reliability index [J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2002, 20(3): 190-200.
- [7] Kumar M S, Kannan S M, Jayabalan V. A new algorithm for optimum tolerance allocation of complex assemblies with alternative processes selection [J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2009, 40(7-8): 819-836.
- [8] Xue J, Ji P. Process tolerance allocation in angular tolerance charting [J]. *International Journal of Production Research*, 2004, 42(18): 3929-3945.
- [9] Löf J, Hermansson T, Söderberg R. An efficient solution to the discrete least-cost tolerance allocation problem with general loss functions [C] // *Models for Computer Aided Tolerancing in Design and Manufacturing*. Netherlands: Springer, 2007: 115-124.
- [10] Löf J, Söderberg R. Discrete tolerance allocation for product families [J]. *Engineering Optimization*, 2012, 44(1): 75-85.
- [11] Sivakumar K, Balamurugan C, Ramabalan S. Concurrent multi-objective tolerance allocation of mechanical assemblies considering alternative manufacturing process selection [J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2011, 53(5-8): 711-732.
- [12] Geetha K, Ravindran D, Kumar M S, et al. Multi-objective optimization for optimum tolerance synthesis with process and machine selection using a genetic algorithm [J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2013, 67(9-12): 2439-2457.
- [13] 程宝蓁. 飞机制造协调准确度与容差分配 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1987: 116-140.  
Cheng B Q. Aircraft manufacturing coordination accuracy and tolerance allocation [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1987: 116-140 (in Chinese).
- [14] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局. GB/T 1801—2009 产品几何技术规范 (GPS) 极限与配合公差带和配合的选择 [S]. 北京: 中国标准出版社, 2009.  
The State Administration of Quality Supervision, Inspection and Quarantine of the People's Republic of China. GB/T 1801—2009 Geometrical product specifications (GPS)—Limits and fits—Selection of tolerance zones and fits [S]. Beijing: Standards Press of China, 2009 (in Chinese).
- [15] 吴昭同, 杨将新. 计算机辅助公差优化设计 [M]. 杭州: 浙江大学出版社, 1999: 66-69.  
Wu Z T, Yang J X. Computer-aided tolerance optimization [M]. Hangzhou: Zhejiang University Press, 1999: 66-69 (in Chinese).

# Discrete tolerance optimization for aircraft multi-joint assembly based on dynamic programming

TAN Changbai<sup>\*1</sup>, KUANG Heng<sup>2</sup>

(1. School of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Department of Mechanical Engineering, University of Michigan, Ann Arbor 48109, USA)

**Abstract:** According to the nature of multi-stage decision of tolerance design for aircraft multi-joint assembly, a novel method of discrete tolerance optimization was proposed based on dynamic programming. First, coordination error models of typical three-joint assembly and four-joint assembly were presented. Second, a dynamic programming-based directed graph was built by introducing assembly quality indicator and cost indicator. Each individual graph node denoted an optional tolerance and contained optimal assembly quality index and cost index of rear sub-process. The constraint of tolerance selection between adjacent dimensional links was depicted by a directed edge linking two correspondent graph nodes. Finally, a two-phase graph traversal algorithm was developed to make the optimal tolerance selection. The binary-indicator attribute of each graph node and edge were evaluated by inverse sequence method in the “backtracking” phase, and then a heuristic search algorithm was proposed to find the optimal route based on the binary-indicator attribute of each graph node in the following “forwarding” phase. This method was verified by a case study of helicopter tail beam and inclined beam assembly. The results show that the global optimal tolerance selection can be attained. Meanwhile, the efficiency of tolerance optimization is improved significantly by elimination of repetitive cost and assembly quality evaluations as well as diminishment of tolerance search space.

**Key words:** tolerance optimization; aircraft multi-joint assembly; dynamic programming; heuristic search; directed graph

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0344

# 基于模糊聚类的模态参数全因素自动验证方法



周思达\*, 周小陈, 刘莉, 杨武

(北京理工大学 宇航学院, 飞行器动力学与控制教育部重点实验室, 北京 100081)

**摘 要:** 为了解决实验模态分析中的模态参数验证问题, 利用模糊聚类分析实现了模态参数的自动验证, 降低了模态参数验证对使用者主观因素的依赖, 并提高了实验模态分析工作中模态参数验证的效率. 首先, 将模态参数分为标量型和向量型; 其次, 采用传统的模糊聚类方法对标量型模态参数进行综合聚类分析; 再次, 为解决模糊聚类高维困难, 提出了一个基于模态置信准则的距离函数, 并以此完成模态振型的模糊聚类; 然后, 综合标量型和向量型模态参数模糊聚类的结果, 实现模态参数的全因素自动验证; 最后, 通过实验结果对所提出的方法进行了验证, 结果表明该方法能够自动、准确、高效地完成结构模态参数的验证.

**关键词:** 模态验证; 模糊聚类; 全因素; 振型聚类; 自动

**中图分类号:** N945.14; TH113.1

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)05-0811-06

在系统辨识领域, 模型定阶一直以来都是方法论研究者和应用工程师无法回避的问题, 在实验模态分析领域也不例外<sup>[1]</sup>. 实际的模态参数辨识中, 无论是时域方法还是频域方法, 所对应参数化模型的阶数都是未知的. 模型阶数太低会导致无法有效地辨识出所需的模态参数; 阶数太高可能过拟合, 出现众多的虚假模态, 甚至影响真实物理模态的辨识质量.

在实验模态分析领域, 通常在给定范围内改变模型阶数, 得到不同阶数对应的模态参数, 进一步通过某些特定准则完成模态参数验证, 其中, 稳定图是一种常用工具<sup>[2]</sup>, 并有学者对此进行了深入研究<sup>[3]</sup>. 然而, 稳定图自身并不能解决模态参数验证问题, 仅作为工具帮助使用者进行人工选取. 对于真实复杂结构, 人工选取工作量大且依赖使用者的主观意识和经验.

最近, 已有学者对模态参数的自动验证方法展开了研究. Lanslots 等<sup>[4]</sup> 提出了一种从稳定图

自动选择极点的方法, 该方法通过模拟有经验人员的选取方法对稳定图进行分析, 但是这需要大量专家经验, 本质上仍是一种直接选取的方法. 孙国富<sup>[5]</sup> 提出了一种基于模糊聚类分析的自动模态参数验证方法, 将模态频率、阻尼比和模态振型综合为一个统一的数据点进行模糊聚类, 并以此验证模态参数; 这种方法直接给定各模态参数在总的距离函数中的权值, 而权值的选取仍然是无法自动完成的. Reynders 等<sup>[6]</sup> 提出了基于层次聚类的三阶段验证方法, 将模态频率和阻尼比作为数据进行聚类并完成模态参数验证.

本研究利用先进的数据挖掘数学工具——模糊聚类分析, 并考虑所有模态参数(模态频率、阻尼比、模态参与因子和模态振型), 提出自动的模态参数验证方法: 将模态参数分为标量型和向量型两类, 采用传统的模糊聚类方法对标量型模态参数进行聚类分析; 然后提出一种基于模态置信准则的距离函数, 实现模态振型的模糊聚类; 最后

收稿日期: 2014-06-11; 录用日期: 2014-07-22; 网络出版时间: 2014-07-30 16:09

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0344.html

基金项目: 北京理工大学基础研究基金(20120142009)

\* 通讯作者: 周思达(1984—), 男, 云南昆明人, 讲师, zhousida@bit.edu.cn, 主要研究方向为飞行器结构动力学、时变结构系统建模与辨识.

**引用格式:** 周思达, 周小陈, 刘莉, 等. 基于模糊聚类的模态参数全因素自动验证方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 811-816. Zhou S D, Zhou X C, Liu L, et al. Fuzzy-clustering-based all-factor automatic validation approach of modal parameters of structures[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 811-816 (in Chinese).

综合标量型和向量型模态参数模糊聚类的结果,完成模态参数的全因素自动验证方法.通过弹翼模态实验结果对所提出的方法进行了验证.

## 1 模糊聚类

聚类分析(cluster analysis)的目的是将一组含有物理信息或抽象信息的数据集合分入若干个聚类(cluster)中,较之不同聚类中的数据,处于同一聚类中的数据彼此间具有更多的相似性.将模糊聚类分析引入模态分析领域,旨在利用模糊聚类分析来验证和筛选辨识得到的时变结构模态参数.

经过多年的发展,出现了许多聚类分析方法,如层次聚类、划分聚类及模糊聚类等<sup>[7]</sup>,其中,模糊聚类已经被广泛地运用于各种领域,如面部识别<sup>[8]</sup>、图像分割<sup>[9]</sup>及信号分析<sup>[10]</sup>等.不同于传统的聚类分析方法,模糊聚类是用隶属度将数据与聚类联系起来的,即用隶属度来表示数据属于某给定聚类的程度.

模糊聚类是将一组数据按照其隶属度分入  $C$  个聚类中,每一聚类用其中心来表示,模糊聚类的中心称为聚类的原型.换句话说,模糊聚类的目标是找到各个聚类的原型以及数据对各原型的隶属度.

令  $\mathbf{X} = \{\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_N\} \subset \mathbf{R}^p$  为一个含有  $N \in \mathbf{N}^1$  个元素的数据集合(其中  $\mathbf{R}^p$  表示  $p$  维的实数集,  $\mathbf{N}^1$  为一维的自然数集,下同).用  $\mathbf{U} \in \mathbf{R}^{C \times N}$  表示  $N \in \mathbf{N}^1$  个元素的数据集合对  $C \in \mathbf{N}^1$  个聚类的隶属度矩阵.  $\mathbf{U} \in \mathbf{R}^{C \times N}$  中的元素  $u_{ij} (i=1, 2, \dots, C; j=1, 2, \dots, N)$  表示第  $j$  个元素隶属于第  $i$  个聚类相对于其他聚类的程度.由于模糊聚类中的隶属度矩阵  $\mathbf{U} \in \mathbf{R}^{C \times N}$  表示的是一种概率的聚类划分,因此对于  $\mathbf{U} \in \mathbf{R}^{C \times N}$  有如下的约束:

$$\forall i \in \mathbf{N}_{[1,C]}^1, j \in \mathbf{N}_{[1,N]}^1: u_{ij} \in [0, 1] \quad (1)$$

$$\forall j \in \mathbf{N}_{[1,N]}^1: \sum_{i=1}^C u_{ij} = 1 \quad (2)$$

$$\forall i \in \mathbf{N}_{[1,C]}^1: 0 < \sum_{j=1}^N u_{ij} < N \quad (3)$$

式中:  $\mathbf{N}_{[1,C]}^1$  和  $\mathbf{N}_{[1,N]}^1$  分别为  $1 \sim N$  和  $1 \sim C$  的自然数子集.式(2)表示第  $j$  个元素对所有聚类的隶属度之和为 1;式(3)表示每一个聚类至少有一个元素对其有非零的隶属度.

令  $\mathbf{V} = \{\mathbf{v}_1, \mathbf{v}_2, \dots, \mathbf{v}_C\} \subset \mathbf{R}^p$  表示由  $C \in \mathbf{N}^1$  个聚类原型组成的聚类原型集合,其中  $\mathbf{v}_i$  为第  $i$  个聚类的原型.

模糊  $c$  均值算法(Fuzzy  $c$ -Means, FCM)<sup>[11]</sup>是

模糊聚类分析中最为常见的一种算法,同时也是一种基于目标函数的模糊聚类算法.若给定数据集  $\mathbf{X}$ , 隶属度矩阵  $\mathbf{U}$ , 聚类原型集合  $\mathbf{V}$  和距离函数  $d$ , 那么一个标量的目标函数可描述为

$$J(\mathbf{X}, \mathbf{U}, \mathbf{V}) = \sum_{i=1}^C \sum_{j=1}^N u_{ij}^m d^2(\mathbf{x}_j, \mathbf{v}_i) \quad (4)$$

式中:  $J \in \mathbf{R}^1$ ; 指数  $m \in \mathbf{R}_{>1}^1$  为模糊因子,  $\mathbf{R}_{>1}^1$  为大于 1 的实数;  $d(\cdot, \cdot) \in \mathbf{R}^1$  为不依赖于隶属度的两个向量之间的距离.通常模糊因子  $m=2$ ,  $d(\cdot, \cdot) \in \mathbf{R}^1$  为欧氏距离函数:

$$\forall i \in \mathbf{N}_{[1,C]}^1, j \in \mathbf{N}_{[1,N]}^1: d_{ij}^2 = d^2(\mathbf{x}_j, \mathbf{v}_i) = (\mathbf{x}_j - \mathbf{v}_i)^T (\mathbf{x}_j - \mathbf{v}_i) \quad (5)$$

## 2 模态参数验证

为完成模态参数的自动验证,将模态参数分为两类:标量型模态参数和向量型模态参数.其中,标量型模态参数包括模态频率、模态阻尼比和模态参与因子(虽然模态参与因子也是向量,但是一般模态实验的参考点数为  $1 \sim 2$  个,因此将模态参与因子列入标量型模态参数进行考虑);向量型模态参数包括模态振型.分别对标量型和向量型模态参数进行模糊聚类,根据模糊聚类中心对应的最近数据点,综合两类模态参数的聚类结果,提出模态参数的自动验证方法.

### 2.1 标量型模态参数的模糊聚类

通过模态参数辨识,可以获取不同模型阶数对应的模态参数,假设共有  $N$  组,每一组(第  $j$  组)包括模态频率  $f_j$ 、模态阻尼比  $\xi_j$ 、模态参与因子  $L_j$  和模态振型  $\phi_j$ , 其中,不失一般性,设单参考的情况,即模态参与因子为一标量.

若设标量型模态参数对应的单个数据为  $\mathbf{s}_j = [f_j, \xi_j, L_j]$ , 那么,标量型的模态参数数据集为  $\mathbf{S} = \{\mathbf{s}_1, \mathbf{s}_2, \dots, \mathbf{s}_N\}$ . 给定聚类个数  $C_s$ , 采用第 1 节所述的 FCM 方法对此数据集进行模糊聚类,其中,距离函数为式(5)定义的欧氏距离函数.可得到  $C_s$  个聚类,用聚类原型表示为

$$\Xi = \{\mathbf{v}_1, \mathbf{v}_2, \dots, \mathbf{v}_{C_s}\} \quad (6)$$

为实现后面的两类模态参数的综合交叉验证,根据聚类原型,找出各原型对应的距离最近的数据点,定义为

$$\mathbf{S}^v = \{\mathbf{s}_1^v, \mathbf{s}_2^v, \dots, \mathbf{s}_{C_s}^v\} \quad (7)$$

### 2.2 向量型参数(振型)的模糊聚类

同样,按照标量型模态参数的模糊聚类也可以对模态振型进行聚类,得到一组如式(7)所示的聚类结果.然而,每一个模态振型向量都含有多

个分量(一个振型下每一个自由度对应一个振型分量).通常为了捕捉足够多的模态数,测点至少需要十几个,甚至几十上百个,这就意味着模态振型向量  $\phi_i$  是一个高维的数据点.对于高维数据,采用欧氏距离函数进行聚类,会无法避免地带来困难,如聚类中心趋同、隶属度平均化等<sup>[12]</sup>.另外,对于复模态分析,模态振型向量各个分量都为复数,不便于定义两个振型向量的欧氏距离.因此,为了实现模态振型向量这样的复数高维数据的模糊聚类,需发展特殊的距离函数.

通常,模态分析领域的学者利用模态置信准则<sup>[13]</sup>(MAC)来描述两个模态振型向量的相似性,相似性越高 MAC 值越大,相似性越低 MAC 值越小,两个相同的模态振型向量的 MAC 值为 1,两个完全正交的模态振型向量的 MAC 值为 0.根据 MAC 的定义<sup>[2]</sup>发现,两个向量之间的角度  $\theta$  可以写为

$$\theta = \arccos \frac{\mathbf{x} \cdot \mathbf{v}}{\|\mathbf{x}\| \|\mathbf{v}\|} = \arccos \sqrt{\frac{|\mathbf{x}^T \mathbf{v}|^2}{(\mathbf{x}^T \mathbf{x})(\mathbf{v}^T \mathbf{v})}} = \arccos \sqrt{\text{MAC}_{xv}} \quad (8)$$

式中:  $\mathbf{x}$  为任意振型向量;  $\mathbf{v}$  为某一个聚类原型;  $\text{MAC}_{xv}$  为  $\mathbf{x}$  和  $\mathbf{v}$  的 MAC 值.

容易发现  $\theta$  定义在区间  $[0, \pi/2]$  上.为了增大不相似振型之间的“距离”,对式(8)定义的角度实施进一步改进,定义如下的距离函数:

$$d'(\mathbf{x}, \mathbf{v}) = -\lg \left( 2 \arcsin \frac{\sqrt{\text{MAC}_{xv}}}{\pi} \right) \quad (9)$$

不难证明,  $d'$  满足“距离”的定义,是一个数学意义上的距离函数,并且  $d'$  的取值范围在区间  $[0, \infty)$  上,可以显著地区分两个不相似的振型向量,提高不同聚类之间的分离性.

以类似于对标量型模态参数的处理定义模态振型的数据集  $\Phi = \{\phi_1, \phi_2, \dots, \phi_N\}$ .给定聚类个数  $C_\phi$ ,采用距离函数  $d$ ,对此数据集进行模糊聚类,得到  $C_\phi$  个聚类原型,并根据距离函数  $d'$  找出各原型对应距离最近的数据点,定义为

$$\Phi^v = \{\phi_1^v, \phi_2^v, \dots, \phi_{C_\phi}^v\} \quad (10)$$

### 2.3 两类模态参数的综合交叉验证

通过对标量型和向量型模态参数分别进行模糊聚类得到了对应的数据集,这些集合中的数据点潜在地描述了不同阶模态,但是由于数据点个数为预先给定的聚类个数,包含了一定数量的虚假模态,因此需要对聚类结果进一步分析挖掘,建立两类模态参数的综合交叉验证方法.

为方面起见,将  $N$  组模态参数进行统一编

号,定义  $N$  组模态参数的编号集:

$$\mathbf{M} \triangleq \{M_k = k | k \in (1, 2, \dots, N)\} \quad (11)$$

那么,可以定义标量型模态参数聚类结果(如式(7)所示)对应的编号集和模态振型聚类结果(如式(10)所示)对应的编号集,分别为

$$\begin{cases} \mathbf{M}^{(s)} \subset \mathbf{M} & \mathbf{M}^{(s)} \in \mathbf{N}^{C_s} \\ \mathbf{M}^{(\phi)} \subset \mathbf{M} & \mathbf{M}^{(\phi)} \in \mathbf{N}^{C_\phi} \end{cases} \quad (12)$$

根据编号集  $\mathbf{M}^{(s)}$  和  $\mathbf{M}^{(\phi)}$  可从  $N$  组模态参数构成的模态参数总集中取出相应的模态参数,分别构成模态频率、模态阻尼比、模态参与因子和模态振型的各两个集合:  $f^{(s)}$  和  $f^{(\phi)}$ 、 $\xi^{(s)}$  和  $\xi^{(\phi)}$ 、 $L^{(s)}$  和  $L^{(\phi)}$ 、 $\Phi^{(s)}$  和  $\Phi^{(\phi)}$ .

设  $p = 1, 2, \dots, C_s, q = 1, 2, \dots, C_\phi$ ,定义两类聚类结果交叉验证的模态频率、模态阻尼比、模态参与因子和模态振型的布尔矩阵  $B_f, B_\xi, B_L$  和  $B_\phi$  的元素  $B_{f,pq}, B_{\xi,pq}, B_{L,pq}$  和  $B_{\phi,pq}$  分别为

$$B_{f,pq} = \begin{cases} 1 & (f_{M^{(s)}(p)} - f_{M^{(\phi)}(q)}) / f_{M^{(s)}(p)} \leq \zeta_f \\ 0 & (f_{M^{(s)}(p)} - f_{M^{(\phi)}(q)}) / f_{M^{(s)}(p)} > \zeta_f \end{cases} \quad (13)$$

$$B_{\xi,pq} = \begin{cases} 1 & (\xi_{M^{(s)}(p)} - \xi_{M^{(\phi)}(q)}) / \xi_{M^{(s)}(p)} \leq \zeta_\xi \\ 0 & (\xi_{M^{(s)}(p)} - \xi_{M^{(\phi)}(q)}) / \xi_{M^{(s)}(p)} > \zeta_\xi \end{cases} \quad (14)$$

$$B_{L,pq} = \begin{cases} 1 & (L_{M^{(s)}(p)} - L_{M^{(\phi)}(q)}) / L_{M^{(s)}(p)} \leq \zeta_L \\ 0 & (L_{M^{(s)}(p)} - L_{M^{(\phi)}(q)}) / L_{M^{(s)}(p)} > \zeta_L \end{cases} \quad (15)$$

$$B_{\phi,pq} = \begin{cases} 1 & \text{MAC}(\phi_{M^{(s)}(p)}, \phi_{M^{(\phi)}(q)}) \geq \zeta_\phi \\ 0 & \text{MAC}(\phi_{M^{(s)}(p)}, \phi_{M^{(\phi)}(q)}) < \zeta_\phi \end{cases} \quad (16)$$

式中:  $f_{M^{(s)}(p)}$  和  $f_{M^{(\phi)}(q)}$  分别为  $f^{(s)}$  中的第  $p$  个频率值和  $f^{(\phi)}$  中的第  $q$  个频率值;  $\xi_{M^{(s)}(p)}$  和  $\xi_{M^{(\phi)}(q)}$  分别为  $\xi^{(s)}$  中的第  $p$  个阻尼比值和  $\xi^{(\phi)}$  中的第  $q$  个阻尼比值;  $L_{M^{(s)}(p)}$  和  $L_{M^{(\phi)}(q)}$  分别为  $L^{(s)}$  中的第  $p$  个模态参与因子的值和  $L^{(\phi)}$  中的第  $q$  个模态参与因子的值;  $\phi_{M^{(s)}(p)}$  和  $\phi_{M^{(\phi)}(q)}$  分别为  $\Phi^{(s)}$  中的第  $p$  个模态振型和  $\Phi^{(\phi)}$  中的第  $q$  个模态振型;  $\zeta_f, \zeta_\xi, \zeta_L$  和  $\zeta_\phi$  为阈值,可由实验模态分析的一般取值给出,一般构造稳定图时有  $\zeta_f = 0.01, \zeta_\xi = 0.05, \zeta_L = 0.02, \zeta_\phi = 0.95$ .

若得到各参数交叉验证的布尔矩阵,即可利用布尔矩阵元素的布尔和对模态参数进行全因素的综合验证,定义综合验证的布尔矩阵元素:

$$B_{pq} = B_{f,pq} \odot B_{\xi,pq} \odot B_{L,pq} \odot B_{\phi,pq} \quad (17)$$

式中:  $\odot$  为矩阵的对应元素相乘.

综合验证布尔矩阵  $B$  的列标可以定位最终验证得到模态参数组的总体编号,从而得到完成验证的模态参数集合.

### 3 实验验证

实验结构为如图 1 所示弹翼结构,结构形式为典型的整体加筋壁板,材料为镁铝合金,质量为 5.343 kg,最长处为 1780 mm.

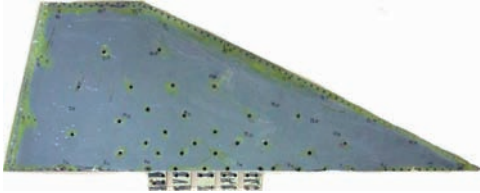


图 1 弹翼实验件

Fig. 1 Test rig of a sample wing

采用标准的模态实验实施方法,用橡皮绳将实验件竖直悬挂以模拟自由-自由的边界条件,激励方式为锤击,在弹翼表面布置 30 个单轴的加速度传感器(测量方向为垂直于弹翼表面,测点布置如图 2 所示),激励和响应信号采样频率为 128 Hz,频率分辨率为 0.125 Hz. 实验设备包括 LMS SCADAS III 数采系统、PCB333B30 加速度计及 PCB208C03 力锤;数据采集软件为 LMS Testlab.

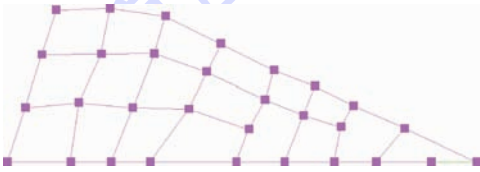


图 2 测点布置

Fig. 2 Deployment of measurement locations

频率响应函数参考点(激励)为位于图 2 左下角点处,原点频率响应函数如图 3 所示(1.9 Hz 处的峰由悬挂系统弹性引起).

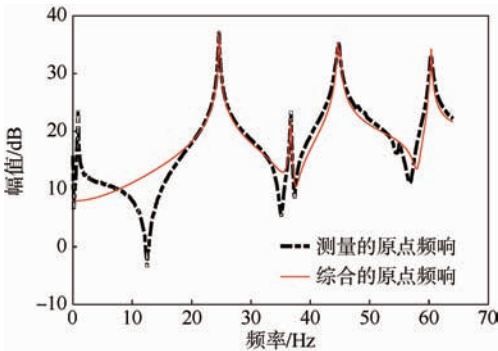


图 3 原点频率响应函数

Fig. 3 Origin frequency response function

模态参数辨识采用最小二乘复频域法(LSCF)<sup>[14]</sup>,辨识频带为 0~64 Hz,辨识数据为 30

个响应点对激励点的频率响应函数. 阶数从 10 取到 32,共得到 483 组模态参数,去除负频率和负阻尼比以及阻尼比大于 10% 的模态,共有  $N = 250$  组模态参数用于验证. 采用 2.1 节提出的方法对标量型进行模糊聚类,得到结果如图 4 所示.

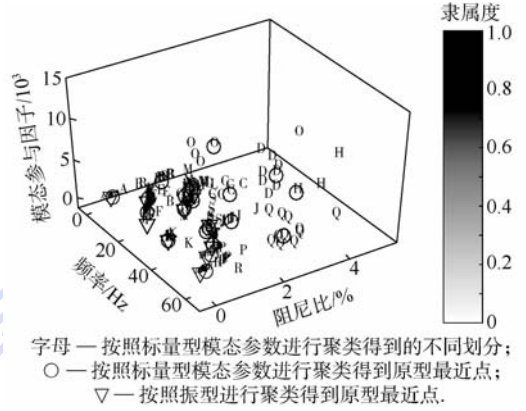


图 4 模糊聚类结果

Fig. 4 Fuzzy clustering results

根据图 4 所示的模糊聚类的结果,采用 2.3 节提出的综合验证方法对辨识得到的模态参数进行验证,即:首先根据图 4 所示的原型最近点获取编号集;然后,分别列出  $f^{(s)}$  和  $f^{(\phi)}$ 、 $\xi^{(s)}$  和  $\xi^{(\phi)}$ 、 $L^{(s)}$  和  $L^{(\phi)}$ 、 $\Phi^{(s)}$  和  $\Phi^{(\phi)}$ . 根据集合,给定  $\zeta_f = 0.01$ ,  $\zeta_\xi = 0.05$ ,  $\zeta_L = 0.02$ ,  $\zeta_\phi = 0.95$ , 采用式(13)~式(16)构建布尔矩阵,如图 5 所示.

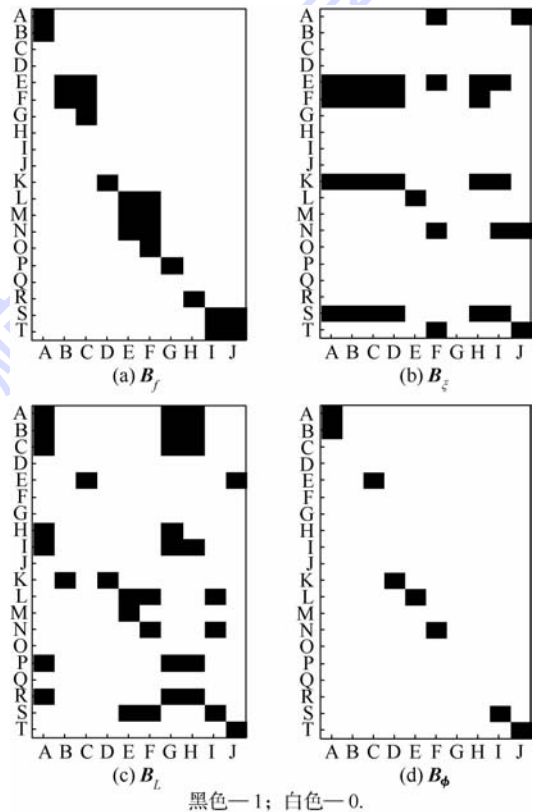


图 5 布尔矩阵

Fig. 5 Boolean matrix

最后,根据图 5 所示的布尔矩阵和式(17)得到最终验证的模态参数.最终验证的模态参数如表 1 所示,验证后的振型对应的 MAC 矩阵如图 6 所示.

表 1 验证后的模态参数

Table 1 Validated modal parameters

模态阶数	频率/Hz	阻尼比/%	辨识模型阶数	在总集中序号
1	24.65	0.23	19	86
2	36.73	0.21	22	121
3	44.73	0.60	23	139
4	45.08	0.30	26	166
5	59.94	0.26	13	29
6	60.35	0.31	30	212

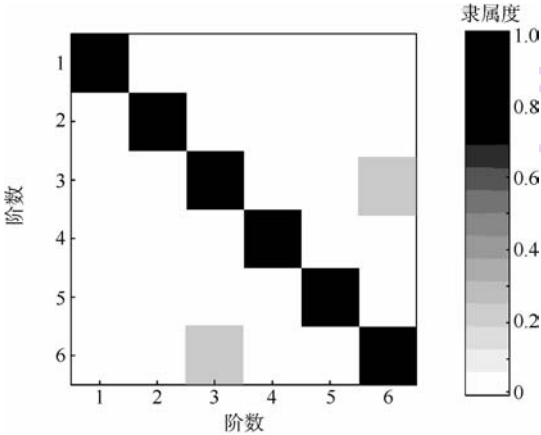


图 6 验证后振型的 MAC 矩阵

Fig. 6 MAC matrix of validated mode shapes

由表 1 可知,通过提出的模态参数验证方法可以很好地自动得到频带内结构的全部 6 阶模态.由图 6 可知,通过验证的模态参数具有很好的正交性(测点基本上是均匀分布的).

另外,通过辨识并验证后的模态参数综合的激励点原点频率响应函数如图 3 中实线所示,峰值附近与测量的频率响应函数一致,也说明了本方法的有效性.由图 3 可知,在频带内除悬挂导致的 1.9 Hz 处的峰外共有 4 个峰,但是通过辨识并验证得到了 6 阶模态.那么,在 45 Hz 和 60 Hz 可能出现了密频模态或虚假模态.为排除是虚假模态的可能,可通过两方面加以说明:一方面,图 6 的 MAC 矩阵的正交检验说明 45 Hz 附近和 60 Hz 附近的 4 阶模态是正交的;另一方面,图 7 中模态指示函数(MIF)<sup>[15]</sup>的虚部在 45 Hz 附近和 60 Hz 附近各出现了两个波谷,这是因为频率响应函数峰值受到模态参与因子的影响,参与因子较低的模态在参与因子较大的模态附近时可能被后者掩盖,而模态指示函数则可以克服这个问题.分析结果表明并未出现虚假模态.

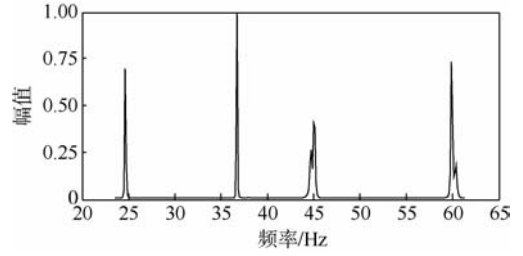


图 7 模态指示函数的虚部<sup>[15]</sup>

Fig. 7 Imaginary part of mode indicator function<sup>[15]</sup>

## 4 结论

提出了一种基于模糊聚类分析、考虑所有模态参数(模态频率、阻尼比、模态参与因子和模态振型)的模态参数验证方法,得到以下结论.

- 1) 方法考虑全部模态参数,最大化地使用辨识得到的信息,能够很好地去掉虚假数学模型,且不易遗漏真实物理模态.
- 2) 在处理振型的模糊聚类时,为了解决高维和复数问题,提出了一种基于 MAC 的距离函数.
- 3) 验证实验结果表明,方法能够自动验证结构模态辨识得到的模态参数,且实施较为简单,不依赖使用者的经验.

## 参考文献 (References)

[1] 姚竹亭,潘宏侠.装甲车辆齿轮主传动系统的建模与辨识[J].振动、测试与诊断,2005,25(3):33-36.  
Yao Z T, Pan H X. Study on modeling and identification of main transmission system in armored vehicle[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2005, 25(3):33-36 (in Chinese).

[2] Heylen W, Lammens S, Sas P. Modal analysis theory and testing [M]. Belgium, Leuven: Katholieke Universiteit Leuven, 2007: B.4.9-B.4.10.

[3] 杨毅青,刘强, Munoa J. 基于正交多项式和稳定图的密集模态参数辨识[J].振动、测试与诊断,2010,30(4):429-433.  
Yang Y Q, Liu Q, Munoa J. Modal parameter identification of closely-coupled modes based on orthogonal polynomial and stabilization diagram[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2010, 30(4):429-433 (in Chinese).

[4] Lanslots J, Rodiers B, Peeters B. Automated pole-selection: proof-of-concept & validation [C] // Proceedings of the ISMA International Conference on Noise and Vibration Engineering. Belgium, Leuven: Katholieke Universiteit Leuven, 2004: 1005-1018.

[5] 孙国富. 基于模糊聚类的模态参数自动识别 [J]. 振动与冲击, 2010, 29(9): 86-88.  
Sun G F. Automatic modal parameters identification based on fuzzy clustering [J]. Journal of Vibration and Shock, 2010, 29(9): 86-88 (in Chinese).

[6] Reynders E, Houbrechts J, de Roeck G. Fully automated (operational) modal analysis [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2012, 29: 228-250.

- [7] Jain A K, Murty M N, Flynn P J. Data clustering: a review[J]. ACM Computing Surveys, 1999, 31(3):264-323.
- [8] Lu J, Yuan X, Yahagi T. A method of face recognition based on fuzzy clustering and parallel neural networks[J]. Signal Processing, 2006, 86(8):2026-2039.
- [9] Cinque L, Foresti G, Lombardi L. A clustering fuzzy approach for image segmentation [J]. Pattern Recognition, 2004, 37(9):1797-1807.
- [10] Łęski J M, Owczarek A J. A time-domain-constrained fuzzy clustering method and its application to signal analysis[J]. Fuzzy Sets and Systems, 2005, 155(2):165-190.
- [11] Hoppner F, Klawonn F, Kruse R, et al. Fuzzy cluster analysis: methods for classification, data analysis and image recognition [M]. Chichester, West Sussex: John Wiley & Sons Ltd, 1999: 37-42.
- [12] Winkler R, Klawonn F, Kruse R. Problems of fuzzy  $c$ -means clustering and similar algorithms with high dimensional data sets[M]. Berlin: Springer, 2012: 79-87.
- [13] Allemang R J. The modal assurance criterion (MAC): twenty years of use and abuse[J]. Sound and Vibration, 2003, 37(8):14-23.
- [14] van der Auweraer H, Guillaume P, Verboven P, et al. Application of a fast-stabilizing frequency domain parameter estimation method[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2001, 123(4):651-658.
- [15] Avitabile P. Modal space: The stability diagram has poles that are not indicated by the mmif or cmif; are they really modes? [J]. Experimental Techniques, 2007, 31(5):17-18.

## Fuzzy-clustering-based all-factor automatic validation approach of modal parameters of structures

ZHOU Sida\*, ZHOU Xiaochen, LIU Li, YANG Wu

(Key Laboratory of Dynamics and Control of Flight Vehicle, Ministry of Education, School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

**Abstract:** To solve the problem of modal parameter validation, an automatic validation approach of modal parameters was realized by using the fuzzy clustering analysis, which reduced the dependence of users' subjective experience on modal parameter validation, and improve the efficiency of modal parameter validation at modal analysis work. First, the modal parameters are divided into the scalar type and the vector type. Second, the scalar modal parameters were clustered by the conventional fuzzy clustering approach. Third, the modal shape were fuzzy clustered by using a new proposed modal assurance criterion based metric function to solve the high-dimensional difficulty of fuzzy clustering. Then, combining the clustering results both of the scalar and the vector modal parameters, the all-factor automatic validation of modal parameters was accomplished. Finally, the proposed approach was validated by experimental results and illustrate that the proposed approach can automatically, accurately and high-efficiently validate the modal parameters.

**Key words:** modal validation; fuzzy clustering; all-factor; clustering of mode shapes; autonomous

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0108



# 基于 Esterel 的代码自动生成方法

何炎祥<sup>\*1,2</sup>, 喻涛<sup>1</sup>, 刘健博<sup>1</sup>, 徐超<sup>1</sup>

(1. 武汉大学 计算机学院, 武汉 430072; 2. 武汉大学 软件工程国家重点实验室, 武汉 430072)

**摘 要:** 嵌入式系统开发与传统软件开发有着很大不同. 嵌入式系统具有内核小、专用性强、高时效性、高可靠性、目标平台复杂等特点, 这就对系统设计者提出更高的要求. 面对目前嵌入式系统开发过程中的这些问题, 尤其针对开发过程复杂, 程序自动化程度不高等问题, 提出一种基于 Esterel 代码自动生成的方法. 该方法主要利用 Esterel 语言来对目标系统进行建模, 实现将同一个 Esterel 模型编译为多个目标平台的代码. 通过操作系统 (OS) 抽象层的设计, 使系统开发人员不用关心目标平台相关的实现细节, 更加容易进行多目标平台程序设计, 从而实现嵌入式系统的程序设计自动化. 通过实验表明, Esterel 模型可以正确、高效地编译为多目标平台的代码, 实现目标平台代码的自动生成.

**关键词:** Esterel; 代码自动生成; 嵌入式系统; 多目标平台; 抽象层

**中图分类号:** TP309.1

**文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-5965(2015)05-0817-08

随着现代信息化技术的高速发展, 嵌入式系统的核心往往由一个或多个编制好软件的微控制器组成. 嵌入式系统开发与传统软件开发具有很大的不同: 与通用计算机软件相比, 嵌入式软件的规模较小、数据结构简单, 但是控制逻辑复杂、硬件接口种类繁多, 而且嵌入式软件常常运行在安全关键性的场合. 目前嵌入式软件多数是运行在嵌入式操作系统之上的, 而当前的嵌入式操作系统非常多, 如 Linux、uCLinux、VxWorks 等. 开发人员往往需要针对不同的开发平台, 分别设计相同的应用. 在实际的嵌入式软件开发过程中, 由于微控制器需要与多种类型的数字/模拟信号接口的物理设备交互, 专业的软件设计人员缺乏对这些物理设备的专业知识, 无法担任程序的测试、仿真、调试等任务, 所以通常由专业的电子工程师承担大部分的软件设计、调试任务. 但是电子工程师缺乏计算机专业知识, 对所使用软件设计中的系

统类型、程序语义、内存模型等问题无法完全掌握, 因此造成软件开发效率不高、软件质量无法控制、软件可靠性低、容错性差、软件重用性低等问题.

软件综合 (software synthesis) 方法通过提高代码生成的自动化程度来避免在嵌入式系统开发中遇到的上述问题. 软件综合是一种将抽象的软件模型自动转换或翻译为具体的程序设计语言实现的方法. 已有的相关工作大致分为以下两类.

在通用软件建模与代码生成方面, 主要以面向对象方法为主, 围绕 UML 展开建模语言及其翻译方法研究. 其中最成熟的是对 UML Statecharts 的转换方法研究: Wagner 和 Samek 等<sup>[1-2]</sup> 研究如何用 C/C++ 表示 UML Statecharts 模型; Wasowski<sup>[3]</sup> 研究如何将 Statecharts 模型综合为高效的代码, 其主要贡献是通过状态编码的方法削减 Statecharts 平面化后的状态数. Krüger 等<sup>[4-5]</sup> 研

收稿日期: 2015-03-05; 录用日期: 2015-03-24; 网络出版时间: 2015-04-02 11:13

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150402.1113.009.html

基金项目: 国家自然科学基金 (61170022, 61373039, 61373160)

\* 通讯作者: 何炎祥 (1952—), 男, 湖北应城人, 教授, yxhe@whu.edu.cn, 主要研究方向为可信软件、编译技术.

**引用格式:** 何炎祥, 喻涛, 刘健博, 等. 基于 Esterel 的代码自动生成方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 817-824.

He Y X, Yu T, Liu J B, et al. Automatic code generation method based on Esterel[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 817-824 (in Chinese).

究在面向服务的体系结构中将 MSC(顺序图的一种形式化变体)转换为一种面向方面的 Java 程序——AspectJ. Maoz 等<sup>[6-7]</sup>在 MSC 的基础上,提出了用 LSC 为对象间的行为建模,并研究如何将 LSC 模型编译为 AspectJ. 基于 UML 顺序图的转换方法的限制在于顺序图描述的是对象实例之间的行为,只能描述系统某些时刻的行为而不能作为系统的整体设计,所以该方法只能产生系统中的程序片段.

在实时系统方面的代码综合方面,主要以同步语义为核心,研究建模语言、综合方法与工具. 其中最具代表意义的建模方法和语言包括 Lustre<sup>[8]</sup>、Esterel<sup>[9]</sup>、SyncCharts<sup>[10]</sup>、Simulink<sup>[11]</sup>等. 在程序转换,文献[12-13]将 Esterel 综合为基于自动机的 C 语言程序. 而 Halbwegs 等<sup>[14]</sup>研究从数据流语言到 C 语言的编译与控制流优化方法. 最新的研究主要是面向不同的硬件平台实施的优化算法<sup>[15-16]</sup>. 这类方法的共同点是使用同步语言对系统建模,然后生成 C 语言或 RTL 语言程序,结合手工编制的宿主(Host)程序,综合为最终的软件/硬件系统. 就国内而言,对综合方法的研究主要集中在电子辅助设计相关的领域,包括国防科学技术大学<sup>[17]</sup>、北京理工大学<sup>[18]</sup>在 EDA 工具、VHDL 的综合方法上展开了深入的研究. 而与软件综合相关的研究主要集中在模型转换与基于构件的软件开发方法上,其中,北京大学<sup>[19-20]</sup>提出了一种动态、可定制的构件自主化的实现手段及运行平台;华东师范大学<sup>[21]</sup>提出了一种基于统一程序设计理论的模型构造与集成策略;国防科学技术大学<sup>[22]</sup>研究了支持软件环境适应能力细粒度在线调整的构件模型;南开大学<sup>[23]</sup>研究了网构软件可信智能实体模型以是实现网构软件的保障与管理;中国科学院<sup>[24]</sup>研究了基于共享位置的 Petri 网模型合成方法;南京大学<sup>[25]</sup>研究了基于场景规约的构件式系统设计分析与验证技术;而哈尔滨工业大学<sup>[26]</sup>则针对构件匹配提出了一种基于有限自动机的多层次的构件行为匹配模型.

综上所述,已有的软件综合方法研究存在的主要问题有:①现有的研究一般将模型转换为某一种宿主语言(C/C++/Java),不能适应多平台目标系统的需要,而且目标代码的可读性比较差,效率较低. ②现有的方法只能生成部分代码,需要将生成的代码嵌入到手工编制的代码中才能构成完整的程序. 而在手工编制的代码中的副作用会影响到生成代码的性质,使得最终程序的性质与初始的模型性质不一致.

针对这些问题,本文提出了利用与实现无关的描述方法,提出一种基于 Esterel 代码自动生成的方法. 将嵌入式系统模型直接转换为与具体平台相关的可执行程序,从而实现在微控制器软件设计这个特定领域的程序设计自动化.

## 1 多目标平台的代码自动生成

### 1.1 Esterel 语言

Esterel 语言是一个专用于控制领域的反应式应用的同步编程语言. Esterel 语言是系统开发人员描述系统结构和行为的一种形式语言. Esterel 语言的并发性使得设计人员集中精力考虑高层次的控制流问题,而不是并发实现的细节. Esterel 语言可以检测到控制流错误,传统的编程语言缺乏这种能力. 20 多年前,它起源于法国的学术界. Berry 等开发了 Esterel 的形式化语义<sup>[9]</sup>,使得 Esterel 走向实际的应用.

### 1.2 多目标平台构架

为了解决嵌入式系统开发过程的问题,可以利用抽象层设计的方法,然后将抽象化的方法分别与不同的平台相关的具体实现联系起来,进而实现多目标平台代码的生成. 通过对操作系统服务的封装和抽象,使得用户可以在 Esterel 模型创建过程中基于一致的接口来开发各种嵌入式应用程序,提高这些应用程序在不同系统中的代码重用性,以及在异构的分布式环境下与其他应用系统的互操作性. 这种抽象层设计方法的框架如图 1 所示.

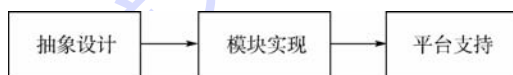


图 1 抽象层设计方法的框架

Fig. 1 Framework of abstract layer design method

在抽象设计层中,主要利用 Esterel 语言建立模型,抽象出软件的行为和需要实现的功能. 在此并不涉及与具体平台相关的信息,只需要选择合适的系统模块和系统应用编程接口(Application Programming Interface, API)来实现用户需要的功能. 这一层使得软件设计与平台的具体实现相互分离. 在抽象层的设计过程中,需要定义从操作系统、分布式应用到硬件驱动等各个层次的标准服务接口,以屏蔽操作系统、网络协议、硬件设备的不同,提高应用系统的互联、互通和互操作能力,实现多目标平台代码的生成. 为更好地描述这一过程,用 ABRO 例子来说明这一设计方法框架. 其中 A 和 B 分别表示事件 A 和事件 B, R 表示重

置 (Reset) 事件, O 表示输出 (Output). 在设计之初, 只是考虑抽象的问题; 可以根据抽象的问题, 画出如图 2 所示的状态机.

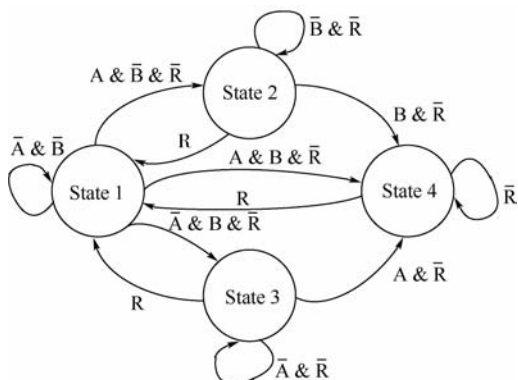


图 2 ABRO 例子的状态机模型

Fig. 2 State machine model of ABRO example

在这一阶段着重与对问题本身的描述和解决, 至于这一问题将被应用于哪个平台则不需要考虑. 下一步, 可根据状态机, 使用 Esterel 建立模型. Esterel 语句描述如下:

```

module ABRO:
input A, B, R;
output O;
loop
  [ await A || await B ];
  emit O
each R
end module
  
```

在一般设计中, 可能有多个状态机嵌套, 设计将被分为不同模块, 分别用 Esterel 来描述. 在 Esterel 建模结束之后, 再根据不同的平台, 来选择生成针对不同目标设备的平台代码.

值得注意的是, 本文方法主要关注操作系统抽象层的设计问题. 在操作系统抽象层的建立过程中主要需要解决的问题是: 抽象操作系统服务接口.

### 1.3 多目标平台之间 API 的统一

解决不同系统之间 API 接口不一致的主要解决方法有: 接口重构和接口模拟.

接口重构是指对基于某一系统开发的应用程序的源码中用到的接口进行修改, 使得源码中的接口更改为另一个目标系统的接口.

接口模拟是在程序移植过程中, 利用目标系统中的接口模拟出原系统中的接口, 使得两个接口在功能上是对等的. 接口模拟的过程就是建立一个目标系统 API 与原系统 API 的一个对等模拟层, 如图 3 所示.

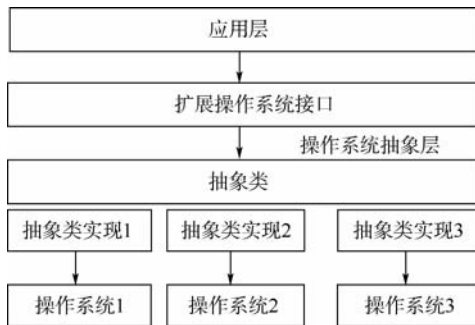


图 3 操作系统抽象层和特定操作系统之间的关系  
Fig. 3 Relationship between operating system (OS) abstract layer and specific OS layer

为此可以建立一个标准 API 库, 在抽象层的设计中, 使用这些标准 API 进行编程, 在这些标准 API 实现的时候, 再利用各系统平台相关的 API 实现这些标准的 API 接口. 这样, 就可以实现一种表述、多种实现的目的了. 多平台之间不同 API 统一的框架如图 4 所示.

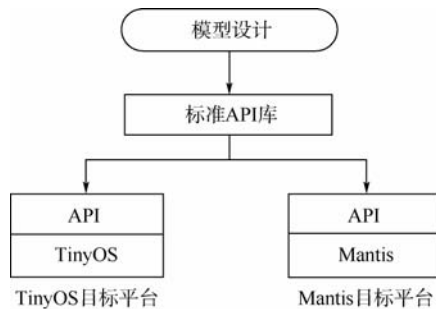


图 4 多平台之间 API 统一的框架

Fig. 4 Framework of uniform API across multiple platforms

### 1.4 多目标平台代码生成过程

Mantis 的线程和 TinyOS 的命令都是用 C 实现的, 但是它们提供的用户编程方式是不一样的. 将标准 C 代码转化为目标平台代码的主要步骤如下:

1) 生成与目标平台对应的 main 函数和初始化代码. 由于 TinyOS 和 Mantis 使用不同的编程语言 (nesC 和 ANSI C), 造成它们要求的 main 函数和初始化代码都是不一样的.

2) 将 Esterel 模型生成的标准 C 代码整合到目标平台. 利用前面 Esterel 模型编译的结果, 可以得到标准 C 代码 (包括 .c 文件和 .h 文件). 将这些代码分割为不同的代码段, 如文件包含、宏定义、函数定义等部分, 然后重新将这些代码段构造为 TinyOS 的应用文件 (包括 .nc 文件和 .h 文件) 和 Mantis 的应用文件 (包括 .c 文件和 .h 文件).

3) 将标准 C 代码中用到的操作系统抽象层提供的标准 API 替换为平台相关的 API. 由 Esterel

模型生成多目标平台代码的流程图如图 5 所示。

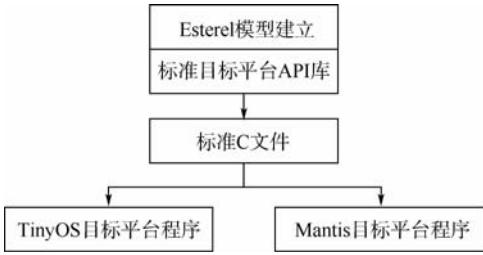


图 5 Esterel 模型生成平台相关代码的流程图  
Fig. 5 Flow graph of platform-specific code generation from Esterel model

## 2 实验构建与分析

### 2.1 实验用例

本文选用无线传感网络应用的例子来模拟由 Esterel 模型转换为目标平台代码的过程。无线传感网络应用的功能主要是：系统初始化之后进入睡眠状态，接收数据包事件发生时，由睡眠状态转为运行状态，接收和传输数据包。当接收到第 5 个数据包时，触发程序的完成事件。这个例子应用包含了传感网络应用的所有的特点：数据包的发送、

接收，数据包数据的处理以及睡眠功能。设计初期，根据各个模块的功能设计出相应的状态机，基于此，本文使用 Esterel 对其进行建模，细节如下。

### 2.2 TinyOS 与 Mantis 中实现的区别

下面比较在 Mantis 和 TinyOS 中这个相同的程序实现上的不同之处：在 Mantis 当中，程序从一个 start 函数开始执行，类似于 C 语言编程中的 main 函数。可以在 start 进程中通过调用 mos\_thread\_new 函数，派生出新的进程。在新建立的线程中，如算法描述的，state\_machine 函数每 10 ms 调用一次。这里的 CLK 事件是通过调用 mos\_thread\_sleep(10) 来间接实现的。对接收数据包，需要调用 API 接口中的 com\_recv\_timed 函数。它会启动无线电设备，并进入接收模式一定时间（这里是 30 ms）。当接收到数据包时，会以收到数据包事件调用 state\_machine 函数（状态机的 PKT 事件）。对发送数据包和切换 LED 的实现是通过调用 com\_send 和 mos\_led\_toggle 以及 led\_on 这样的 API 实现的。Mantis 中的实现框架图如图 6 所示。

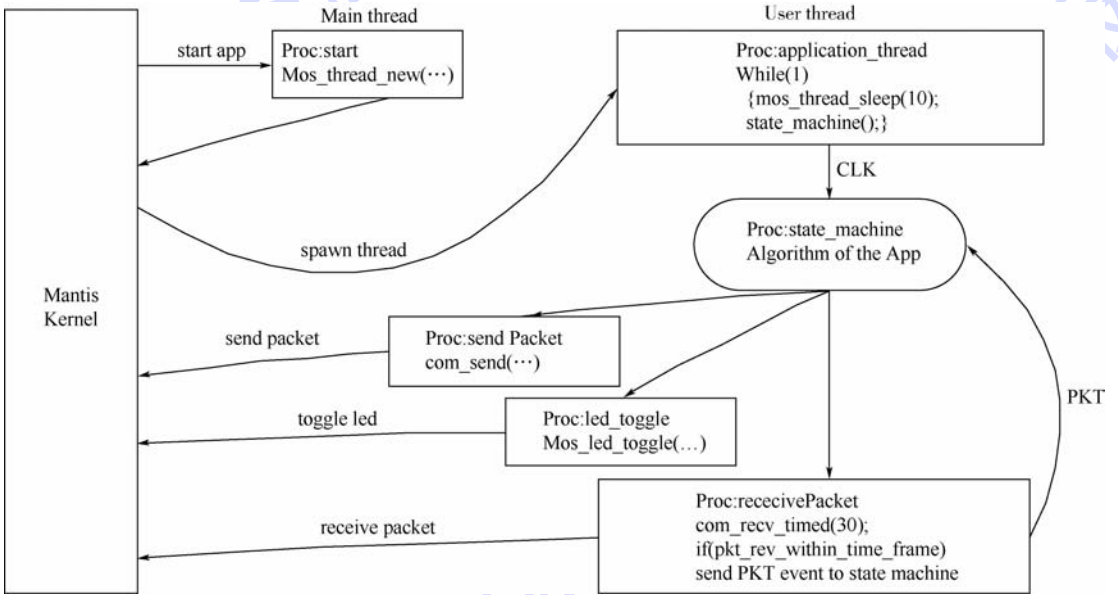


图 6 Mantis 中例子程序的实现框架图  
Fig. 6 Implementation scheme of program example for Mantis

由图 6 可以看出，例子程序在 Mantis 中实现的结构为：首先是系统文件的包含，随后是对状态机函数中算法的定义；然后是收到数据包，发送数据包，LED 控制函数；最后是应用线程的定义，以及在 start 函数中的线程创建。

TinyOS 的编程模型是基于组件的。在 TinyOS 中例子程序的实现过程如下：首先，周期计时器从 Boot.booted 事件处理程序中初始化 (CLKtimer.startPeriodic)。周期计时器的时间周期设定为

10 ms。初始化完成之后，一个计时器事件产生 (CLKtimer.fired)。在这个事件的处理程序当中，状态机被看做一个任务，来处理状态机的 CLK 事件。由于算法要求无线电设备处于接收状态一定的时间 (30 ms)，为了在 receivePacket 方法中实现要求，需要设置一个限时计时器（保持 30 ms），并同时启动无线电设备。在这个限时计时器计时时间耗尽时，需要关闭无线电设备（在 RXThreshold-Timer.fired 事件的处理程序中实现）。当 TinyOS

接收到数据包时,会产生一个 receive 事件 (Receive.receive). 这个事件的处理程序,实际完成了状态机中有数据包到来事件 (PKT 事件) 的处理工作. 对于像非发送数据包这样的行为,状态机调用 sendPacket 函数来实现. 在这个方法当中,首先设置无线电设备为传输状态,并启动它. 当无线电设备产生 Radio.StartDone 事件时,表示无线电设备启动成功,方法内会对无线电是否

已启动做出检测. 如果无线电设备已经启动,则使用 AMSend 接口中提供的 AMSend.send 命令来发送数据包. 当数据包发送完时, TinyOS 产生一个返回事件 AMSend.sendDone 来提供发送处理状态的信息. 在这个事件的处理程序中,关闭无线电设备. 在状态机中,可以使用异步命令来控制 LED 的状态. TinyOS 中例子程序的实现框架如图 7 所示.

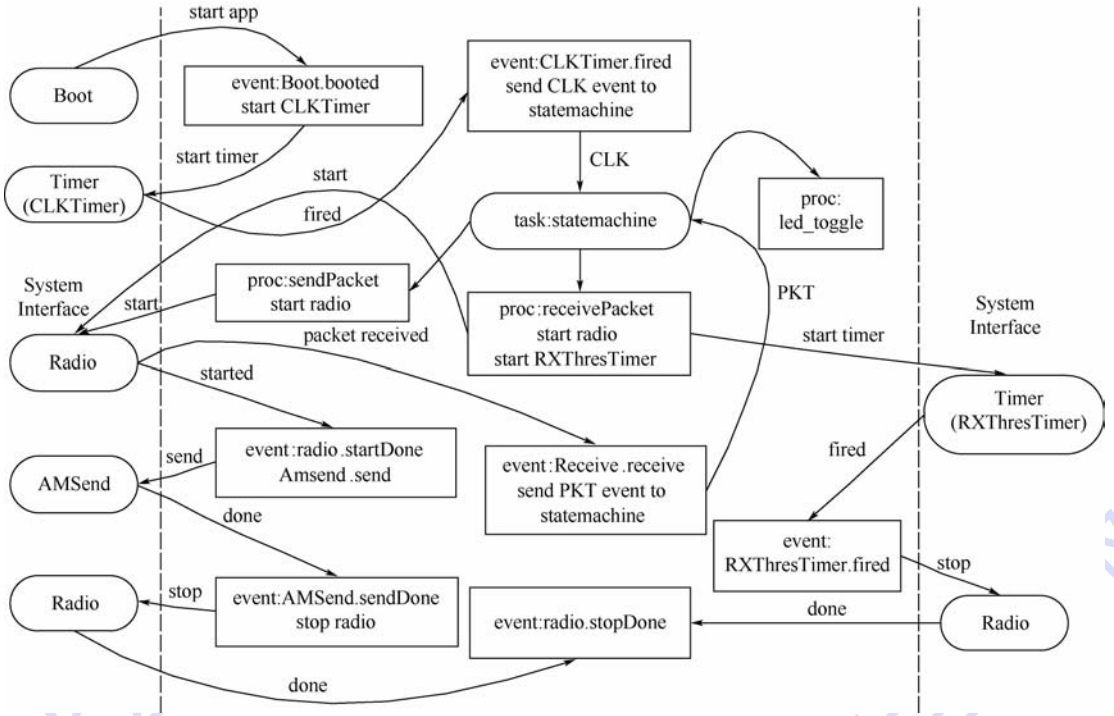


图 7 TinyOS 中例子程序的实现框架图

Fig. 7 Implementation scheme of program example for TinyOS

由上述框架可以得到的例子程序在 TinyOS 中实现的结构为:首先是用户模块的创建,声明用到的接口,随后是实现部分. 在实现当中,首先是在 Boot.booted 中启动程序中的 CLKTimer 计时器,从而启动程序,随后定义状态机的函数. 然后是发送数据包和接收数据包函数. 发数据包中启动无线电设备的返回事件 Radio.startDone 事件,以及后续的 AMSend.sendDone 事件,最后的 radio.stopDone 事件不需要处理,所以没有定义其处理事件. 在 Boot.booted 事件和接收数据包函数中,分别启动了 CLKTimer 计时器和 RXThresTimer 计时器,它们分别产生的计时时间到达事件, CLKTimer.fired 事件处理程序,以及 RXThresTimer 事件处理程序. 最后是一个 LED 的控制函数.

### 2.3 模块划分与模型建立

利用 Esterel 对上述例子程序进行模块划分和模型建立,可以将例子程序分为:初始化模块,状态机模块,发送、接收数据包模块,LED 控制模块.

初始化模块的作用主要是启动用户应用. 在 Mantis 中的主要工作是创建用户线程,并根据要求每睡眠 10 ms 后,产生 CLK 信号,检查状态机状态的改变. 在 TinyOS 中的主要工作是启动用户程序,并启动计时器,每隔 10 ms 产生 CLK 信号,并检查状态机的状态改变. 两者的区别在于: Mantis 的应用启动是创建和启动线程,而 TinyOS 是用 Boot.booted 启动应用模块. 由于都需要进行计时, Mantis 是利用线程休眠 10 ms,而 TinyOS 是启动计时器,产生 CLKTimer.fired 事件进行计时. 初始化模块的 Esterel 模型如下:

```

module Init
input signal T; output signal CLK;
start_app();
loop
wait (? T);
emit CLK
end

```

end

状态机模块是程序的核心部分,它决定程序每个时刻的行为.在CLK信号到来时,检测是否进入发送数据包或者接收数据包状态.当PKT信号到来时,检测是否进入程序运行结束状态.然后就是发送或接受完成时,对LED进行控制.状态机的Esterel模型如下:

```

module Statemachine
input signal CLK,PKT;
loop
[ await CLK;Check_State()
||
await PKT;Check_Terminate() ]
end
end

```

数据包发送模块的Esterel模型比较简单,模型中只需要调用SendPacket函数,数据包接收模块的Esterel模型中,要求维持接收状态为30ms.数据包接收模块的Esterel模型如下:

```

module ReceivePacket
input signal T;output signal PKT
recv_packet(?T);
if(recv_packet.recv)
then emit PKT
end
end

```

LED控制模块主要负责对LED状态进行控

制.直接调用led\_toggle函数来控制LED.在Mantis中调用mos\_led\_toggle来进行替换,而在TinyOS中利用led0Toggle、led1Toggle、led2Toggle来进行替换.

## 2.4 实验结果分析

本文选择前面介绍的通信程序以及一个环境监测的应用作为实验用例.环境监测应用的主要功能是在某节点的监测数据异常时,做出异常警报.主要从生成代码的大小上进行对比.本文以手工编写代码的大小作为基准,分析自动生成代码的相对此基础的变化.利用如下公式进行比较:

$$\Delta = \frac{((AGC - EOS) - (MWC - EOS)) \times 100}{MWC - EOS} \quad (1)$$

式中: $\Delta$ 表示代码大小增量;AGC(Automatic Generated Code)表示自动生成的代码大小;EOS(Empty OS)表示空操作系统大小;MWC(Manual Written Code)表示手工编写代码的大小;AGC - EOS表示自动生成的应用的大小;MWC - EOS表示手工编写的应用大小.利用该公式得到的代码大小如表1所示,图8是Mantis中通信应用和检测应用的代码大小比较.图9是TinyOS中通信应用和监测应用的代码大小比较.从实验数据中可以看出,自动生成的代码在大小上相对于手工编写的代码是可接受的,基本满足了代码生成的设计要求.

表1 代码大小的比较

Table 1 Comparison of code size

操作系统	空操作系统/B	应用	手工代码/B	自动生成代码/B	$\Delta$
Mantis	15 650	通信应用	16 364	16 592	1.4
		监测应用	17 420	18 036	3.5
TinyOS	1 558	通信应用	9 826	11 242	14.4
		监测应用	12 647	14 386	13.8

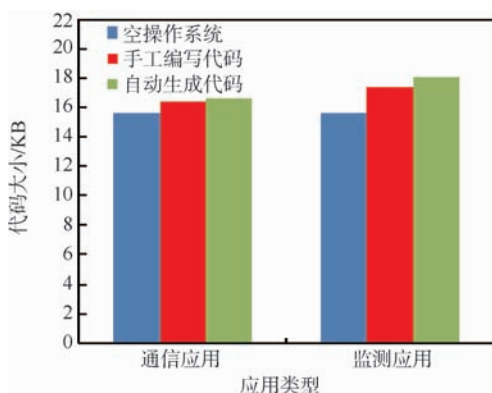


图8 Mantis中两个例子应用的代码大小对比  
Fig. 8 Comparison of code size between two examples for Mantis application

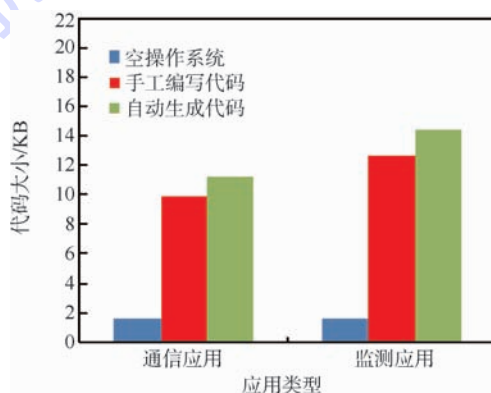


图9 TinyOS中两个例子应用的代码大小比较  
Fig. 9 Comparison of code size between two examples for TinyOS application

### 3 结 论

本文提出了利用并发控制流语言 Esterel,对嵌入式系统进行建模.经实验验证表明:

1) 该方法利用抽象层可以实现多平台的代码自动生成.

2) 该方法在实现代码自动生成时具有较优的性能,例如,相对于手工编写代码,自动生成的 Mantis 应用代码大小的增长小于 5%;自动生成的 TinyOS 应用代码大小的增长小于 15%.

为使该方法具有更广泛的适用性,需要进一步对更多的目标平台以及应用类型进行验证.此外,对于代码自动生成的优化算法有待进一步研究.

#### 参考文献 (References)

- [1] Wagner F, Schmuki R, Wolstenholme P, et al. Modeling software with finite state machines: a practical approach [M]. Boca Raton: Auerbach Publications, 2006: 123-144.
- [2] Samek M. Practical UML statecharts in C/C++ event-driven programming for embedded systems [M]. Burlington: Newnes, 2008: 3-52.
- [3] Wasowski A. On efficient program synthesis from statecharts [C] // ACM SIGPLAN Conference on Languages, Compilers, and Tools for Embedded Systems. New York: ACM, 2003: 163-170.
- [4] Krüger I H, Mathew R, Meisinger M, et al. From scenarios to aspects: exploring product lines [C] // Proceeding of the 4th International Workshop on Scenarios and State Machines: Models, Algorithms and Tools. New York: ACM, 2005: 1083188.
- [5] Krüger I H, Mathew R, Meisinger M. Efficient exploration of service-oriented architectures using aspects [C] // Proceeding of the 28th International Conference on Software Engineering. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2006: 62-71.
- [6] Maoz S, Harel D, Kleinbort A. A compiler for multimodal scenarios: transforming LSCs into aspectJ [J]. ACM Transactions on Software Engineering and Methodology, 2011, 20 (4): 1757-1770.
- [7] Maoz S, Harel D. From multi-modal scenarios to code: compiling LSCs into aspectJ [C] // Proceedings of the 14th ACM SIGSOFT International Symposium on Foundations of Software Engineering. New York: ACM, 2006: 219-230.
- [8] Caspi P, Pilaud D, Halbwegs N, et al. LUSTRE: a declarative language for programming synchronous systems [C] // 14th Symposium on Principles of Programming Languages (POPL'87). New York: ACM, 1987: 178-188.
- [9] Berry G, Gonthier G. The Esterel synchronous programming language: design, semantics, implementation [J]. Science of Computer Programming, 1992, 19 (2): 87-152.
- [10] Hanxleden R V. SyncCharts in C: a proposal for light-weight, deterministic concurrency [C] // Proceedings of the 7th ACM International Conference on Embedded Software. New York: ACM, 2009: 225-234.
- [11] Han G, Natale M D, Zeng H, et al. Optimizing the implementation of real-time Simulink models onto distributed automotive architectures [J]. Journal of Systems Architecture, 2013, 59 (10): 1115-1127.
- [12] Edwards S A. Compiling Esterel into sequential code [C] // Proceedings of the 37th Annual Design Automation Conference. New York: ACM, 2000: 322-327.
- [13] Prochnow S, Traulsen C, Hanxleden R V. Synthesizing safe state machines from Esterel [J]. ACM SIGPLAN Notices, 2006, 41 (7): 113-124.
- [14] Halbwegs N, Raymond P, Ratel C. Generating efficient code from data-flow programs [J]. Lecture Notes in Computer Science, 1991, 528 (10): 207-218.
- [15] Gérard A, Guatto A, Pasteur C, et al. A modular memory optimization for synchronous data-flow languages: application to arrays in a lustre compiler [C] // Proceedings of the 13th ACM SIGPLAN/SIGBED International Conference on Languages, Compilers, Tools and Theory for Embedded Systems. New York: ACM, 2012: 51-60.
- [16] Biernacki D, Colaço J, Hamon G, et al. Clock-directed modular code generation for synchronous data-flow languages [J]. ACM SIGPLAN Notices, 2008, 43 (7): 121-130.
- [17] 王友瑞, 石伟, 王志英, 等. 基于同步 EDA 工具的异步电路设计流程 [J]. 计算机研究与发展, 2012, 49 (9): 2027-2035. Wang Y R, Shi W, Wang Z Y, et al. A novel flow for asynchronous circuit design using synchronous EDA tools [J]. Journal of Computer Research and Development, 2012, 49 (9): 2027-2035 (in Chinese).
- [18] 吴建国, 刘明业, 孙元. VHDL 语言中断言语句及其综合方法研究 [J]. 计算机学报, 1998, 21 (10): 929-932. Wu J G, Liu M Y, Sun Y. Research on assert statement in VHDL and its synthesis methods [J]. Chinese Journal of Computers, 1998, 21 (10): 929-932 (in Chinese).
- [19] 孙熙, 庄磊, 刘文, 等. 一种可定制的自主构件运行支撑框架 [J]. 软件学报, 2008, 19 (6): 1340-1349. Sun X, Zhuang L, Liu W, et al. A customizable running support framework for autonomous components [J]. Journal of Software, 2008, 19 (6): 1340-1349 (in Chinese).
- [20] 接钧靖, 史庭训, 焦文品, 等. 自主构件自适应策略的在线定制及动态评估 [J]. 软件学报, 2012, 23 (4): 802-815. Jie J J, Shi T X, Jiao W P, et al. Autonomous components whose adaptation policies can be customized online and evaluated dynamically [J]. Journal of Software, 2012, 23 (4): 802-815 (in Chinese).
- [21] 刘静, 何积丰, 缪淮扣. 模型驱动架构中模型构造与集成策略 [J]. 软件学报, 2006, 17 (6): 1411-1422. Liu J, He J F, Miao H K. Strategy for model construction and integration in MDA [J]. Journal of Software, 2006, 17 (6): 1411-1422 (in Chinese).
- [22] 丁博, 王怀民, 史殿习, 等. 一种支持软件可信演化的构件模型 [J]. 软件学报, 2011, 22 (1): 17-27. Ding B, Wang H M, Shi D X, et al. Component model supporting trustworthiness-oriented software evolution [J]. Journal of Software, 2011, 22 (1): 17-27 (in Chinese).
- [23] 许静, 司冠南, 杨巨峰, 等. 一个网构软件可信实体模型及

- 基于评估的信任度量[J]. 中国科学:信息科学, 2013, 43(1):108-125.
- Xu J, Si G N, Yang J F, et al. An internetware dependable entity model and trust measurement based on evaluation[J]. Scientia Sinica: Informationis, 2013, 43(1):108-123 (in Chinese).
- [24] 焦莉, 陆维明. 基于共享位置的 Petri 网系统综合与保性[J]. 计算机学报, 2007, 30(3):352-360.
- Jiao L, Lu W M. Synthesis and property-preservation of Petri net systems based on shared places[J]. Chinese Journal of Computers, 2007, 30(3):352-360 (in Chinese).
- [25] 胡军, 于笑丰, 张岩, 等. 基于场景规约的构件式系统设计分析与验证[J]. 计算机学报, 2006, 29(4):513-525.
- Hu J, Yu X F, Zhang Y, et al. Checking component-based designs for scenario-based specifications[J]. Chinese Journal of Computers, 2006, 29(4):513-525 (in Chinese).
- [26] 初佃辉, 孟凡超, 战德臣, 等. 基于有限自动机的多层次构件行为匹配模型[J]. 软件学报, 2011, 22(11):2668-2683.
- Chu D H, Meng F C, Zhan D C, et al. Multi-level component behavior matching model based on finite automata[J]. Journal of Software, 2011, 22(11):2668-2683 (in Chinese).

## Automatic code generation method based on Esterel

HE Yanxiang<sup>\*1, 2</sup>, YU Tao<sup>1</sup>, LIU Jianbo<sup>1</sup>, XU Chao<sup>1</sup>

(1. School of Computer, Wuhan University, Wuhan 430072, China;

2. State Key Laboratory of Software Engineering, Wuhan University, Wuhan 430072, China)

**Abstract:** Embedded systems development is much different from the traditional software development. Embedded system has the characteristics of small kernel, strong specificity, high reliability, high timeliness and complex target platforms, such that it requires higher designing criteria. Considering these problems existed in development process of embedded system, an automatic code generation method based on Esterel was proposed especially aiming at problems of complex development process, low-level automation of system, etc. The method employed the Esterel language to construct the target system that can be compiled to codes for multiple target platforms. Based on the design of operating system (OS) abstract layer, developers did not need to care about the implementation details for target platforms, which made it easier for the design of multiple target platforms, and achieved the automatic program design of embedded system. The experiments illustrate that the Esterel model can be compiled to codes correctly and efficiently for multiple target platforms, which implement the automatic code generation for target platforms.

**Key words:** Esterel; automatic code generation; embedded system; multiple platform; abstract layer

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0335

# 拦截高速机动目标三维联合比例制导律设计



李轶<sup>1</sup>, 赵继广<sup>\*2</sup>, 闫梁<sup>1</sup>, 白国玉<sup>1</sup>

(1. 装备学院 研究生院, 北京 101416; 2. 装备学院 科研部, 北京 101416)

**摘 要:** 针对高速机动目标,提出了三维联合比例制导律.该制导律通过时变导航比将顺、逆轨拦截优势相结合,由2个平面制导律合成三维制导律后,可实现顺顺轨、逆逆轨和顺逆轨结合3种拦截模式,极大地扩展了经典比例制导律捕获区域.在二维条件下,根据目标加速度推导了视线角速率的解析式,设计了时变导航比.将二维联合比例制导律扩展到三维,修正了之前算法中俯仰平面的拦截弹路径倾角与速度计算误差,并给出了目标加速度背离拦截弹的机动模型.仿真结果表明:对于高速机动目标,联合比例制导律捕获区域更大,且较经典比例制导律和负比例制导律脱靶量更低、较增广比例制导律控制力更小.

**关键词:** 制导律; 联合比例制导律; 高速机动目标; 拦截弹; 捕获区域

**中图分类号:** V412.1

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)05-0825-10

随着飞行技术的发展,高速突防已成为飞行器反拦截的重要手段.目标飞行速度高于拦截器,为拦截任务带来极大的困难<sup>[1-2]</sup>.针对此问题,以往的制导律大多基于比例制导(Proportional Navigation, PN),并且可以按照拦截模式划分为逆轨拦截和顺轨拦截2种类型.

采用经典比例制导律及其改进形式拦截运动速度大于拦截弹本身的目标时,通常采用逆轨拦截方式,其优势在于拦截时间短,控制力小. Kuroda 和 Imado 等<sup>[3-4]</sup>设计了2种改进的比例制导律并推导了碰撞区域. Lin<sup>[5]</sup>和 Tyan<sup>[6]</sup>等设计了三维纯比例制导律并推导了捕获区域. Taur<sup>[7]</sup>推导了改进的扩展增广比例制导(Augmented Proportional Navigation, APN),在末段拦截高超声速目标.

顺轨拦截的优势在于弹目接近速度低、所需过载小,但相应的研究成果较少. Golan<sup>[8]</sup>提出的顺轨拦截制导律,通过时变的框架角引导拦截弹

提前到达目标的预测位置; Shima<sup>[9-10]</sup>提出了使用滑模制导的方法,能够按照指定碰撞角顺轨拦截机动目标; Prasanna<sup>[11]</sup>提出了负比例(Retro Proportional Navigation, RPN)制导律,加速度方向与比例制导律相反,在顺轨模式下以小碰撞角拦截目标.

在逆轨拦截模式下,制导律通常会引导拦截弹按照捷径对目标进行拦截,其捕获区域(拦截弹初始路径倾角)主要集中在与视线角呈锐角的区域.

虽然顺轨拦截模式的拦截时间和拦截路径较长,但是相对逆轨拦截具有更大的捕获区域.在一定范围内,目标速度越大,捕获区域的优势越明显,其捕获区域主要集中在与视线角呈钝角的区域.

如果能将顺/逆轨拦截模式结合,不但拦截弹对目标的适应性增强,而且捕获区域可以大幅增加.因此,本文提出一种制导律,称作联合比例制

收稿日期: 2014-06-09; 录用日期: 2014-07-02; 网络出版时间: 2014-07-30 12:30

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0335.html

基金项目: 国家“863”计划

作者简介: 李轶(1986—),男,山西阳泉人,博士研究生, bartholomew\_lee@hotmail.com

\* 通讯作者: 赵继广(1967—),男,山东日照人,教授, zjgbeijing@126.com, 主要研究方向为航天任务分析与设计.

**引用格式:** 李轶, 赵继广, 闫梁, 等. 拦截高速机动目标三维联合比例制导律设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 825-834. Li Y, Zhao J G, Yan L, et al. United-proportional-navigation law for interception of high-speed maneuvering targets[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 825-834 (in Chinese).

导律 (United Proportional Navigation, UPN). 针对目标加速度, 推导了视线角速率的解析式, 为结合顺逆轨拦截的优势, 设计了时变导航比, 使制导律在三维条件下, 可根据情况按照顺顺轨、逆逆轨和顺逆轨结合模式拦截目标, 极大地提升了捕获区域.

## 1 UPN 制导律设计

### 1.1 制导方程

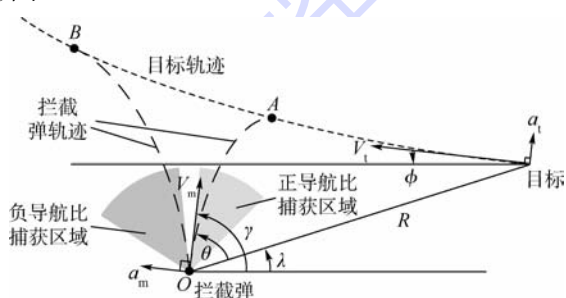
本文主要研究拦截弹与目标的二维平面运动, 为了便于分析, 做出如下假设: 将拦截弹与目标看作平面上运动的质点, 且速度大小恒定不变; 目标加速度的大小是恒定的, 且始终垂直于目标速度方向; 忽略重力对拦截弹和目标的影响.

UPN 制导律的指令加速度表达式为

$$a_m = a_G + a_A = NV_m (\dot{\lambda}_G + \dot{\lambda}_A) \quad (1)$$

式中:  $a_G$  为常规比例制导加速度;  $a_A$  为目标加速度修正补偿部分;  $\dot{\lambda}_G$  和  $\dot{\lambda}_A$  为对应的视线角速率;  $N$  为导航比;  $V_m$  为拦截弹速度.

拦截弹与目标的平面相对运动关系如图 1 所示.



$R$ —弹目距离;  $\lambda$ —视线角 (LOS);

$\theta$ —拦截弹框架角;  $\gamma$ —拦截弹的路径倾角;

$\phi$ —目标的路径倾角;  $V_t$ —目标速度;

$a_m$ —拦截弹加速度;  $a_t$ —目标加速度.

图 1 平面相对运动几何关系

Fig. 1 Planar geometry of relative engagement

垂直于视线的速度分量为

$$R\dot{\lambda} = V_t \sin(\phi + \lambda) - V_m \sin(\gamma - \lambda) \quad (2)$$

沿视线的速度分量为

$$\dot{R} = -V_t \cos(\phi + \lambda) - V_m \cos(\gamma - \lambda) \quad (3)$$

拦截弹的路径倾角变化率为

$$\dot{\gamma} = N\dot{\lambda} \quad (4)$$

为便于分析, 定义目标与拦截弹的速度比为

$$\beta = V_t / V_m \quad (5)$$

对式(2)求得

$$\begin{aligned} \dot{R}\dot{\lambda} + R\ddot{\lambda} &= (\dot{\phi} + \dot{\lambda})V_t \cos(\phi + \lambda) - \\ &(\dot{\gamma} - \dot{\lambda})V_m \cos(\gamma - \lambda) \end{aligned} \quad (6)$$

将式(3)与式(4)代入式(6)中得

$$\begin{aligned} R\ddot{\lambda} + [2\dot{R} + NV_m \cos(\gamma - \lambda)]\dot{\lambda} &= \\ -[\dot{R} + V_m \cos(\gamma - \lambda)]\dot{\phi} \end{aligned} \quad (7)$$

定义  $\dot{R} \cong -V_c$ ,  $V_c$  为拦截弹接近速度且  $V_c > 0$ , 则

$$-\frac{R}{\dot{R}} \cong (t_f - t) \quad (8)$$

式中:  $t_f$  为总拦截时间;  $t$  为拦截弹飞行时间.

通过式(7)与式(8)可推导出:

$$\begin{aligned} (t_f - t)\ddot{\lambda} + \left[ \frac{NV_m \cos(\gamma - \lambda)}{V_c} - 2 \right]\dot{\lambda} &= \\ \left[ 1 - \frac{V_m \cos(\gamma - \lambda)}{V_c} \right]\dot{\phi} \end{aligned} \quad (9)$$

将式(9)化简为

$$(t_f - t)\ddot{\lambda} + (N' - 2)\dot{\lambda} = k\dot{\phi} \quad (10)$$

式中:

$$N' = \frac{NV_m \cos(\gamma - \lambda)}{V_c} = \frac{NV_m \cos \theta}{V_c} \quad (11)$$

$$k = 1 - \frac{N'}{N} \quad (12)$$

式中:  $N'$  通常被称作有效导航比<sup>[12]</sup>;  $k$  为瞬时常量.

将式(10)从  $t_0$  到  $t$  进行积分并整理得

$$\dot{\lambda} = \dot{\lambda}_G + \dot{\lambda}_A \quad (13)$$

式中:  $\dot{\lambda}_G$  为常规比例制导的视线角速率;  $\dot{\lambda}_A$  为视线角速率针对目标加速度的补偿项, 其表达式分别为

$$\dot{\lambda}_G = \dot{\lambda}_0 \left( \frac{t_f - t}{t_f - t_0} \right)^{(N'-2)} \quad (14)$$

$$\dot{\lambda}_A = \frac{k\dot{\phi}}{N' - 2} \left[ 1 - \left( \frac{t_f - t}{t_f - t_0} \right)^{(N'-2)} \right] \quad (15)$$

由式(14)与式(15)可知, 为保证  $\dot{\lambda}$  收敛,  $N'$  的取值应大于 2. 将式(14)与式(15)代入式(1)得

$$\begin{aligned} a_m &= NV_m \dot{\lambda}_0 \left( \frac{t_f - t}{t_f - t_0} \right)^{(N'-2)} + \\ &\frac{NV_m k \dot{\phi}}{N' - 2} \left[ 1 - \left( \frac{t_f - t}{t_f - t_0} \right)^{(N'-2)} \right] \end{aligned} \quad (16)$$

当式(16)中目标加速度  $a_t = 0$ , 即  $\dot{\phi} = 0$ , 结合式(1), 制导律为常规比例制导律:

$$a_m = a_G = NV_m \dot{\lambda}_0 \left( \frac{t_f - t}{t_f - t_0} \right)^{(N'-2)} \quad (17)$$

当  $a_t \neq 0$  时, 制导指令加速度存在修正项:

$$a_A = \frac{NV_m k \dot{\phi}}{N' - 2} \left[ 1 - \left( \frac{t_f - t}{t_f - t_0} \right)^{(N'-2)} \right] \quad (18)$$

由式(14)得

$$\left(\frac{t_f - t}{t_f - t_0}\right)^{(N'-2)} = \frac{\dot{\lambda}_c}{\dot{\lambda}_0} \quad (19)$$

将式(19)代入式(16)可得

$$a_m = NV_m \left[ \dot{\lambda}_c + \frac{k\dot{\phi}}{N'-2} \left( 1 - \frac{\dot{\lambda}_c}{\dot{\lambda}_0} \right) \right] \quad (20)$$

式(20)即为制导方程,  $\dot{\lambda}_c$  为导引头测得的视线角速率. 拦截弹运用该制导律在自主制导模式下工作时,可采用具有大视场的导引头;在指令制导模式下,接收态势感知系统测得的目标信息即可<sup>[11]</sup>.

因本文所研究的拦截对象为高速目标,则有必要给出拦截弹与目标的速度比范围.

**引理1** 为确保拦截成功,必须保证拦截弹与目标的速度比:

$$\beta \in (1, 1/\sin(\phi + \lambda)]$$

$$\lambda \neq n\pi; n = 0, \pm 1, \pm 2, \dots \quad (21)$$

**证明** 由于目标速度高于拦截弹速度,所以  $\beta > 1$ . 当  $R \rightarrow 0$  时,  $\dot{\lambda} = 0$ , 通过式(2)可推得:

$$\beta = \frac{\sin(\gamma - \lambda)}{\sin(\phi + \lambda)} \quad \lambda \neq n\pi; n = 0, \pm 1, \pm 2, \dots \quad (22)$$

由式(22)可知,当  $\gamma - \lambda = 90^\circ$  时,速度比取到最大值  $\beta_{\max} = \frac{1}{\sin(\phi + \lambda)}$ . 因此,对于任意拦截的制导律,要求  $\beta \in (1, 1/\sin(\phi + \lambda)]$  ( $\lambda \neq n\pi; n = 0, \pm 1, \pm 2, \dots$ ).

## 1.2 导航比

### 1.2.1 导航比讨论

在比例制导中,通常认为导航比  $N$  的取值只能为正. 在实际当中,比例制导的导航比  $N$  可以为负值,且拦截高速目标时具有更好效果.

**引理2** 如果拦截弹采用比例制导律,其导航比  $N$  可以为正也可以为负,但必须满足式(23):

$$\begin{cases} N > 2V_c / (V_m \cos \theta) & \cos \theta > 0 \\ N < 2V_c / (V_m \cos \theta) & \cos \theta < 0 \end{cases} \quad (23)$$

**证明** 通过式(15)可知,  $N' > 2$ , 代入式(11)得

$$\frac{NV_m \cos \theta}{V_c} > 2 \quad (24)$$

当  $\cos \theta > 0$  时,

$$N > 2V_c / (V_m \cos \theta) \quad (25)$$

当  $\cos \theta < 0$  时,

$$N < 2V_c / (V_m \cos \theta) \quad (26)$$

当导航比  $N$  为正值时,需满足式(25),拦截

模式为逆轨拦截,路径如图1中  $OA$  所示,其拦截时间较短,捕获区域集中在与视线角呈锐角的区域;当导航比  $N$  取值为负时,需满足式(26),拦截模式为顺轨拦截,路径如图1中  $OB$  所示,其控制力小,捕获区域主要集中在与视线角呈钝角的区域.

如果能将这2种制导律的特性相结合,不但拦截弹对目标的适应性增强,而且捕获区域可以大幅增加.

### 1.2.2 时变导航比

由式(11)可得

$$N = \frac{V_c N'}{V_m \cos \theta} \quad (27)$$

式中:有效导航比  $N'$  为常值,导航比  $N$  的取值主要取决于框架角  $\theta$  的大小.

在式(27)中,当  $\cos \theta = 0$  时,导航比  $N$  无穷大,称为奇点. 在奇点附近,导航比过大会导致制导律失效. 为避免该情况,制导律中设定框架角的余弦值变化曲线如图2所示.

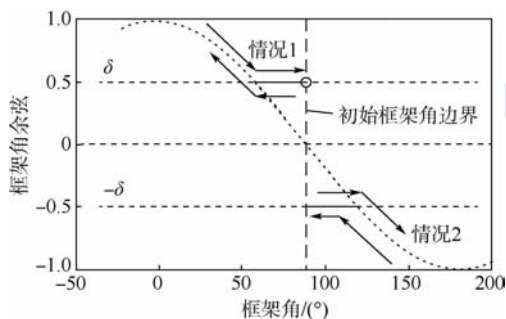


图2 时变导航比原理图

Fig.2 Schematic diagram of time varying navigation ratio

导航比的取值分以下2种情况( $\theta_i$  为拦截弹框架角初始值):

1)  $\theta_i < 90^\circ$ .

整个拦截过程中,  $\theta$  值始终在  $\theta_i$  附近但小于  $90^\circ$ , 对应  $N$  的取值定义如下:

$$N = \frac{V_c N'}{V_m \max(\cos \theta, \delta)} \quad (28)$$

式中:  $\delta$  为导航比阈值, 是为了避免  $\theta \rightarrow 90^\circ$  时导致  $N$  过大而设定的.

这种情况下导航比恒为正值, 制导律拦截方式与 PN 制导律相似, 拦截路径如图1中  $OB$  所示.

2)  $\theta_i \geq 90^\circ$ .

整个拦截过程中,  $\theta$  值始终在  $\theta_i$  附近但不小于  $90^\circ$ , 对应  $N$  的取值定义如下:

$$N = \frac{V_c N'}{V_m \min(\cos \theta, -\delta)} \quad (29)$$

这种情况下导航比恒为负值,制导律拦截方式与 RPN 制导律相似,拦截路径如图 1 中 OA 所示.

由式(28)与式(29)得

$$N = \frac{V_c N'}{V_m \max(|\cos \theta|, \delta)} \cdot S\left(\theta_i - \frac{\pi}{2}\right) \quad (30)$$

式中:

$$S(x) = \begin{cases} 1 & x > 0 \\ -1 & x \leq 0 \end{cases} \quad (31)$$

### 1.2.3 导航比阈值的确定

导航比阈值  $\delta$  是为了避免导航比奇点而设定的. 由于阈值的大小能够直接限制拦截弹过载上限,因此阈值须通过所需过载来确定. 将式(30)与式(13)代入式(1)得

$$a = \frac{V_c N' \dot{\lambda}}{\max(|\cos \theta|, \delta)} \cdot S\left(\theta_i - \frac{\pi}{2}\right) \quad (32)$$

为便于对比分析  $\delta$  对过载的限制,将式(32)中过载  $a$  表示为

$$a = \frac{V_c N' |\dot{\lambda}|}{\delta} \quad (33)$$

式中: $\delta$  恒为正值;视线路角速率  $\dot{\lambda}$  取绝对值是为保证过载  $a$  为正.

对于不同的阈值  $\delta$ ,初始加速度随初始路径倾角从  $0 \sim \pi$  变化的曲线如图 3 所示(其他实验参数与二维仿真实验相同).

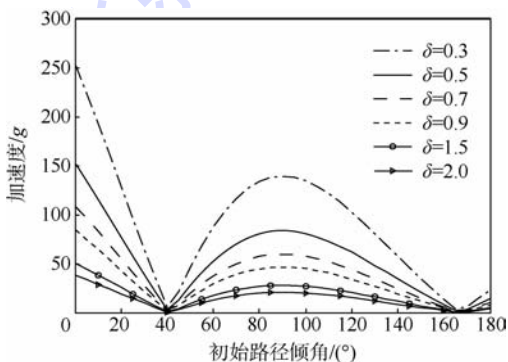


图3 不同初始路径倾角下初始加速度变化范围  
Fig.3 Initial acceleration variations at different initial path angle

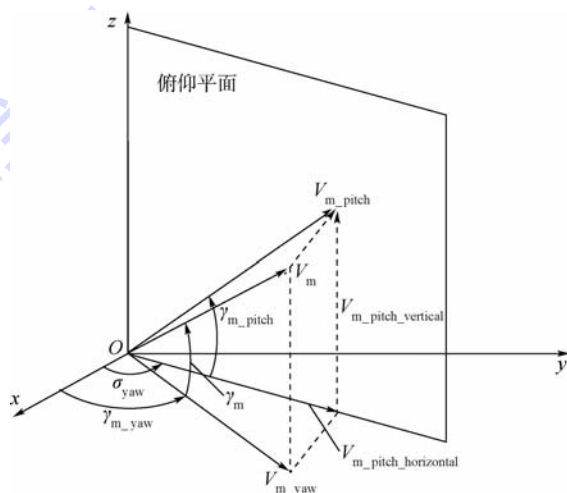
从图3中可以看出,当初始路径倾角在  $0^\circ$  和  $90^\circ$  附近时,初始加速度较大;在相同路径倾角下,当阈值  $\delta$  变大时,加速度减小. 因此,阈值  $\delta$  可通过所需过载和初始路径倾角确定. 需要注意的是:虽然在整个拦截过程中,初始路径倾角处于  $0^\circ$  和  $90^\circ$  附近的所需过载较大,但基于拦截高速目标的出发点,初始路径倾角不应在  $0^\circ$  附近选取,否则所需过载会更大. 例如,当需求过载为  $50g$  时, $\delta$  应该在  $0.4 \sim 0.7$  之间取值. 此外,如果需求过载

很小, $\delta$  的取值可以大于 1,此时导航比的变化取决于  $V_c$ .

## 1.3 三维制导律

### 1.3.1 拦截弹模型

在二维制导律的基础上实现三维制导律,是将三维制导问题分解到偏航平面(yaw plane)和俯仰平面(pitch plane). 拦截弹在 2 个平面内分别依照前文所设计的制导律实施目标拦截,其几何关系与方程如文献[13]所述,三维几何关系如图 4 所示.



$xOy$ —偏航平面;坐标原点  $O$ —拦截弹所在点; $\sigma_{yaw}$ —偏航平面的视线路角; $\gamma_{m\_yaw}$ —偏航平面拦截弹路径倾角; $\gamma_{m\_pitch}$ —俯仰平面拦截弹路径倾角; $\gamma_m$ —拦截弹实际路径倾角; $V_{m\_yaw}$ —偏航平面拦截弹速度; $V_{m\_pitch}$ —俯仰平面拦截弹速度.

图4 三维相对运动几何关系

Fig.4 3D geometry of relative engagement

在文献[13-15]中,俯仰平面拦截弹路径倾角与俯仰平面拦截弹速度的计算公式分别为

$$\gamma_{m\_pitch} = \arctan\left[V_{m_z} / \sqrt{V_{m_x}^2 + V_{m_y}^2}\right] \quad (34)$$

$$V_{m\_pitch} = V_m \cos(\sigma_{yaw} - \gamma_{m\_yaw}) \quad (35)$$

式中: $V_{m_x}$ 、 $V_{m_y}$ 和  $V_{m_z}$ 分别为  $V_m$  的三轴分量.

然而式(34)与式(35)中,当  $\cos(\sigma_{yaw} - \gamma_{m\_yaw}) \rightarrow \pm 1$  时,制导律误差较小;当  $\cos(\sigma_{yaw} - \gamma_{m\_yaw}) \rightarrow 0$  时,会引起较大误差乃至制导律完全失效. 因此必须重新推算  $\gamma_{m\_pitch}$  与  $V_{m\_pitch}$  的解析方程.

式(34)中所计算的俯仰平面拦截弹路径倾角实为拦截弹实际路径倾角,即

$$\gamma_m = \arctan\left(V_{m_z} / \sqrt{V_{m_x}^2 + V_{m_y}^2}\right) \quad (36)$$

俯仰平面拦截弹速度与拦截弹速度的  $z$  轴分量相同,即

$$V_{m\_pitch\_vertical} = V_m \sin(\gamma_m) \quad (37)$$

俯仰平面拦截弹速度的水平分量为

$$V_{m\_pitch\_horizontal} = V_{m\_yaw} \cos(\sigma_{yaw} - \gamma_{m\_yaw}) \quad (38)$$

式中:  $V_{m\_yaw} = V_m \cos(\gamma_m)$

俯仰平面拦截弹路径倾角为

$$\gamma_{m\_pitch} = \arctan(V_{m\_pitch\_vertical} / V_{m\_pitch\_horizontal}) = \arctan[\sin(\gamma_m) / \cos(\gamma_m) / \cos(\sigma_{yaw} - \gamma_{m\_yaw})] \quad (39)$$

俯仰平面拦截弹速度为

$$V_{m\_pitch} = \sqrt{V_{m\_pitch\_vertical}^2 + V_{m\_pitch\_horizontal}^2} = V_m \sqrt{\sin^2(\gamma_m) + \cos^2(\gamma_m) \cos^2(\sigma_{yaw} - \gamma_{m\_yaw})} \quad (40)$$

### 1.3.2 目标机动模型

为了更好的在三维模式下验证制导律的有效性,目标的机动方向应实时选取背离拦截弹的方向.由于所建立模型中目标加速度的大小恒定,则求取加速度方向的向量即可.目标加速度方向如图5所示.其中,坐标原点  $O$  为拦截弹所在位置,  $T$  为目标所在位置,  $T'$  为目标在水平面投影.

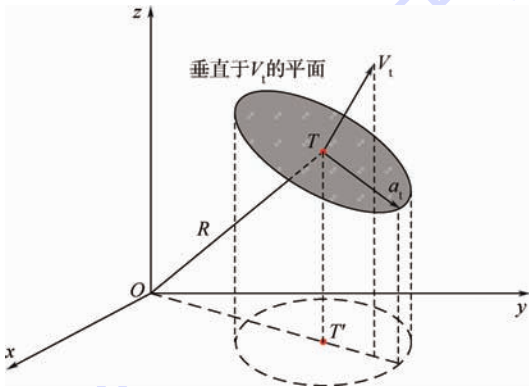


图5 目标加速度示意图

Fig.5 Sketch map of target acceleration

设目标速度向量为  $V_t = [V_1 \ V_2 \ V_3]$ , 拦截弹指向目标向量为  $R = [R_1 \ R_2 \ R_3]$ , 目标加速度向量为  $a_t = [a_1 \ a_2 \ a_3]$ . 为满足目标加速度方向最大限度背离拦截弹, 则  $a_t$ 、 $V_t$  和  $R$  在同一平面:

$$a_t \cdot (V_t \times R) = 0 \quad (41)$$

由于  $a_t$  与  $V_t$  垂直, 则

$$a_t \cdot V_t = 0 \quad (42)$$

通过式(41)与式(42)可得

$$a_t = \pm \begin{bmatrix} \frac{R_1 V_2^2 + R_1 V_3^2 - R_1 V_1 V_2 - R_3 V_1 V_3}{R_3 V_1^2 + R_3 V_2^2 - R_1 V_1 V_3 - R_2 V_2 V_3} \\ \frac{R_2 V_1^2 + R_2 V_3^2 - R_1 V_1 V_2 - R_3 V_2 V_3}{R_3 V_1^2 + R_3 V_2^2 - R_1 V_1 V_3 - R_2 V_2 V_3} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (43)$$

$a_t$  的符号通过  $\cos(a_t, R) < 0$  进行选择, 其大

小值按照设定参数计算.

## 2 仿真实验

### 2.1 二维仿真实验

仿真实验是在 MATLAB 环境中进行的, 当  $V_c < 0$  时程序终止. 定义距离  $R$  在最后时刻的取值为脱靶量; 导引头模型中不含噪声且视觉范围足够大, 其模型<sup>[13]</sup>为

$$\frac{\theta(s)}{\lambda(s)} = \frac{b_1}{s^2 + b_2 s + b_1} = \frac{b_1}{(s + 1/\tau_{sm})^2} \quad (44)$$

式中: 导引头时间常数  $\tau_{sm} = 0.1 \text{ s}$ ;  $b_1 = 100$ ;  $b_2 = 20$ .

拦截弹自动驾驶仪模型为

$$\frac{\dot{\gamma}(s)}{\hat{\theta}(s)} = \frac{KN}{s + K} \quad (45)$$

式中: 常数  $K = 1$ .

所有仿真都在二维平面内进行, 其仿真参数如表1所示.

表1 二维仿真参数

Table 1 2D simulation parameters

参数名称	取值
目标速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	1500
拦截弹速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	600
目标加速度/ $g$	4
初始弹目距离/ $\text{km}$	10
拦截弹失效距离/ $\text{m}$	30
初始视线角/( $^\circ$ )	8
目标初始路径倾角/( $^\circ$ )	0
有效导航比	3
拦截弹加速度上限/ $g$	50
导航比阈值	0.5
更新步长/ $\text{ms}$	0.2

拦截弹进入失效距离后, 重复执行失效前最后的制导指令<sup>[16]</sup>. 当采用 UPN 制导律拦截高速目标, 导航比为正和负时, 其性能分别与 PN 和 RPN 相似. 因此, 本文通过对比 PN 与 RPN 来验证 UPN 的特性. 此外, 文中还通过对比 APN 来验证 UPN 的命中精度特性. 由于 UPN 中的导航比是时变的, 取其导航比均值作为 PN 与 RPN 的导航比进行仿真.

表2的前2行分别给出了不同方案的序号和所使用的制导律, 后3行给出了初始路径倾角、脱靶量和控制力等变量的参数, 其中控制力表达式为  $\int_{t_0}^{t_f} |a_m| dt$ . 仿真结果如图6所示, 各不同方案序号通过图例给出或直接标在曲线上. 图6(d)中, 相同初始发射倾角的制导律导航比值取 UPN 导航比的平均值.

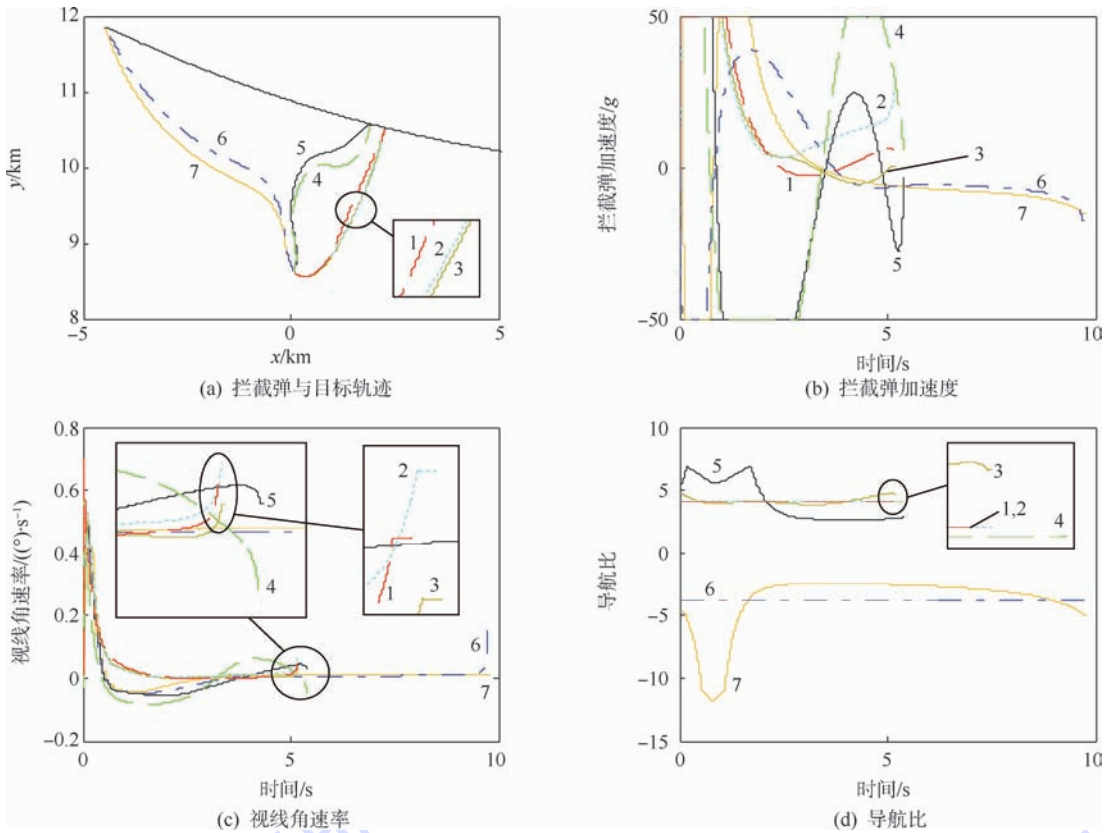


图6 二维仿真结果

Fig. 6 2D simulation results

表2 不同方案仿真结果(二维)

Table 2 Results of different scenarios (2D)

方案	制导律	初始路径 倾角/(°)	脱靶量/m	控制力/ ( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )
1	APN ( $N=4.1516$ )	-20	0.2048	882.5370
2	PN ( $N=4.1516$ )	-20	0.9766	979.5146
3	UPN	-20	0.4019	876.9473
4	APN ( $N=4.0623$ )	75	0.4792	2160.2
5	UPN	75	0.4531	1615.3
6	RPN ( $N=-3.7642$ )	135	0.8812	1423.2
7	UPN	135	0.3280	1421.8

表2第5列给出了不同方案拦截目标所需的控制力. 由于UPN制导律采用时变导航比, 如图6(d)所示, 在前期导航比取值较大, 导致机动过载增大, 利于拦截弹更早飞行至适合拦截目标的位置和角度, 后期所需过载减小. 因此, 在相同路径倾角条件下, UPN制导律的控制力最小.

表2第4列给出了不同方案拦截目标的脱靶量. 由于UPN制导律计算视线角速率时加入了目标加速度补偿项(如式(15)). 因此, UPN较PN和RPN脱靶量更小. 但是, 由于UPN的目标加速度补偿项中对剩余拦截时间 $t_f - t$ 的估计精度不足, 方案3的命中精度不及方案1. 由图6(a)可知, 方案4在接近碰撞点时, 碰撞角接近 $\pi/2$ , 拦截弹加速度方向与目标加速度方向接近垂直,

APN的目标加速度补偿项对目标加速度不敏感, 导致方案4的脱靶量大于方案5的脱靶量.

## 2.2 三维仿真验证

合成三维UPN制导律的2个平面分别计算各自的导航比. 当任意平面上的接近速度 $V_c < 0$ 时, 程序终止, 此时弹目距离为脱靶量. 仿真参数如表3所示.

表3 三维仿真参数

Table 3 3D simulation parameters

参数名称	取值
目标初始位置/m	(0, 0, 0)
拦截弹初始位置/m	(509.3, 8666.2, 2847.2)
目标初始速度/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	(-1437.6, 0.0038, 431.28)
目标加速度/g	4
第1组拦截弹初始速度/ ( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	(367.5115, 367.5115, -299.8104)
第2组拦截弹初始速度/ ( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	(369.5489, -369.5489, -294.7036)
第3组拦截弹初始速度/ ( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )	(-226.2868, 391.9402, 393.9281)
拦截弹加速度上限/g	50
导航比阈值	0.5
有效导航比	4
失效距离/m	30
更新步长/ms	0.2

仿真结果如表4和图7所示.

表4 不同方案仿真结果(三维)

Table 4 Results of different scenarios (3D)

方案	制导律	偏航平面 导航比	俯仰平面 导航比	脱靶量/ m	控制力/ ( $m \cdot s^{-1}$ )
第1组	1 PN	4.368	5.109	0.874 5	668.17
	2 UPN	-	-	0.404 8	646.87
第2组	3 APN	4.750	5.114	0.401 9	1010.30
	4 UPN	-	-	0.479 2	898.58
第3组	5 RPN	-4.569	-4.732	0.653 1	915.09
	6 UPN	-	-	0.381 2	912.64

表4的前2列分别给出了不同方案的序号和所使用的制导律,之后的4列给出了各参数变量,包括:偏航与俯仰平面的导航比、脱靶量和控制力.仿真结果如图7所示,各不同方案序号通过图

例给出或直接标在曲线上.图7(c)中加速度为两平面的合加速度,图7(e)和图7(g)中,UPN以外的制导律导航比取同组UPN导航比的平均值.

通过图7(c)、图7(d)和图7(f)可知,UPN末加速度和视线角速率较同组其他制导律收敛性更强.由于UPN中对目标加速度补偿项是基于剩余拦截时间的估计(如式(8)).拦截弹越接近碰撞点,弹目距离 $R$ 越逼近剩余拦截轨迹长度,剩余拦截时间估计精度越高,目标加速度补偿项也越有效,从而末加速度和末视线角速率较小.APN末速度和视线角速率较为发散的原因是,拦截弹在命中目标前,偏航与俯仰平面的速度方向与目标

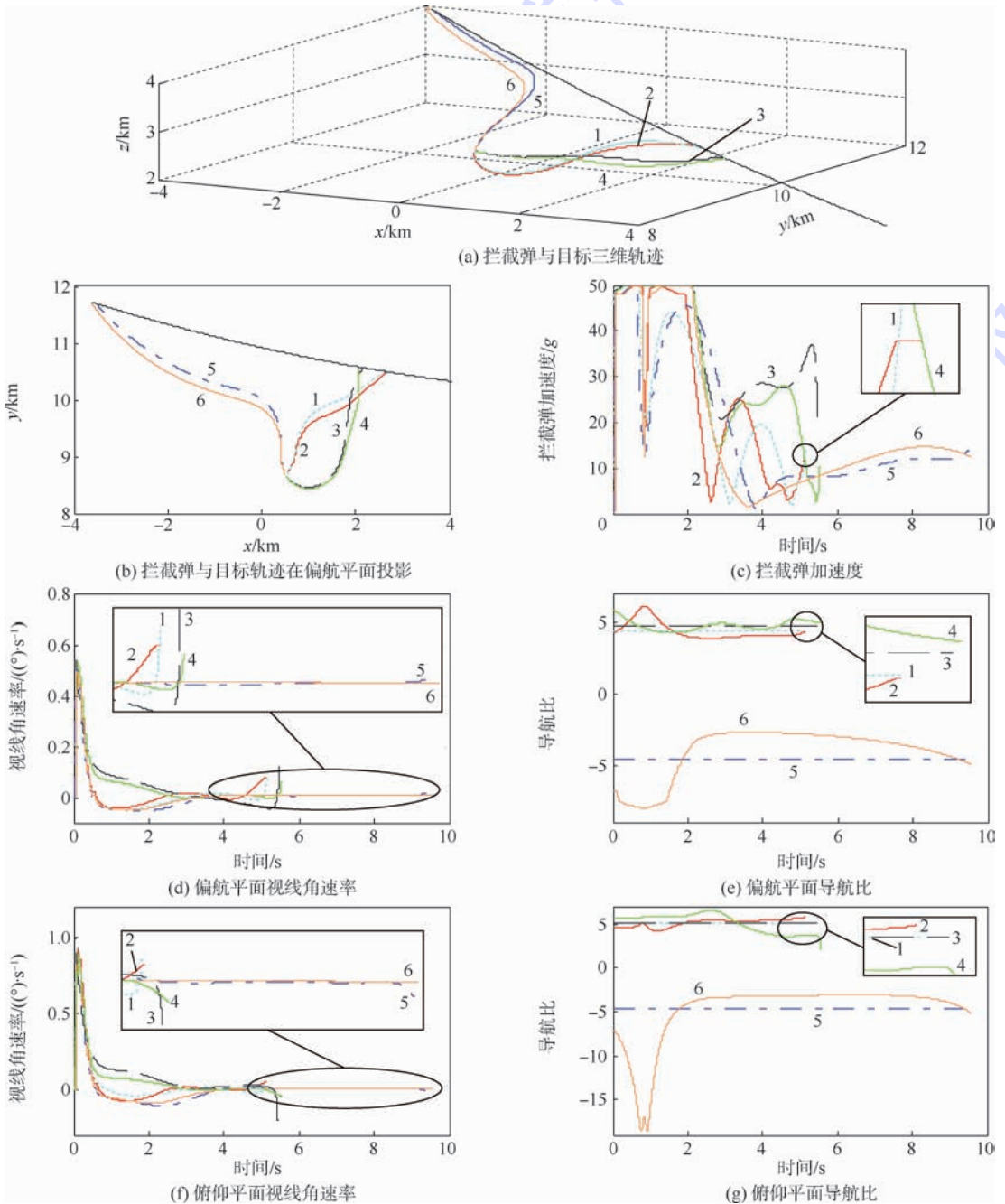


图7 三维仿真结果

Fig. 7 3D simulation results

的速度方向近乎垂直,而引起 APN 加速度补偿项失效.另外,APN 在拦截末段,偏航与俯仰平面的加速度夹角呈钝角,致使两平面加速度都大的情况下合加速度较小.

图 6(d)中的曲线 5 与图 7(g)中的曲线 6 在初始阶段出现的回凹部分是由导航比处理奇点问题引起的.

图 6(b)与图 7(c)中,各制导律曲线在初段上下满偏,而且之后均有多次波动的情况,是由系统中引入具有惯性环节的导引头模型(如式(44))导致.

其他方面均与二维仿真类似.

### 2.3 捕获区域仿真验证

仿真中目标采用 1.3.2 节中的机动模型,对

UPN、APN、RPN 和 PN 制导律的捕获区域进行对比,仿真参数如表 5、结果如图 8 所示.

表 5 捕获区域仿真参数

Table 5 Capture region simulation parameters

参数名称	取值
初始弹目距离/km	10
偏航平面初始视线角/(°)	60
俯仰平面初始视线角/(°)	15
拦截弹速度/(m·s <sup>-1</sup> )	600
目标速度/(m·s <sup>-1</sup> )	1500
拦截弹加速度上限/g	50
允许脱靶量范围/m	1.0
导航比阈值	0.5
有效导航比	4
失效距离/m	30
更新步长/s	0.01

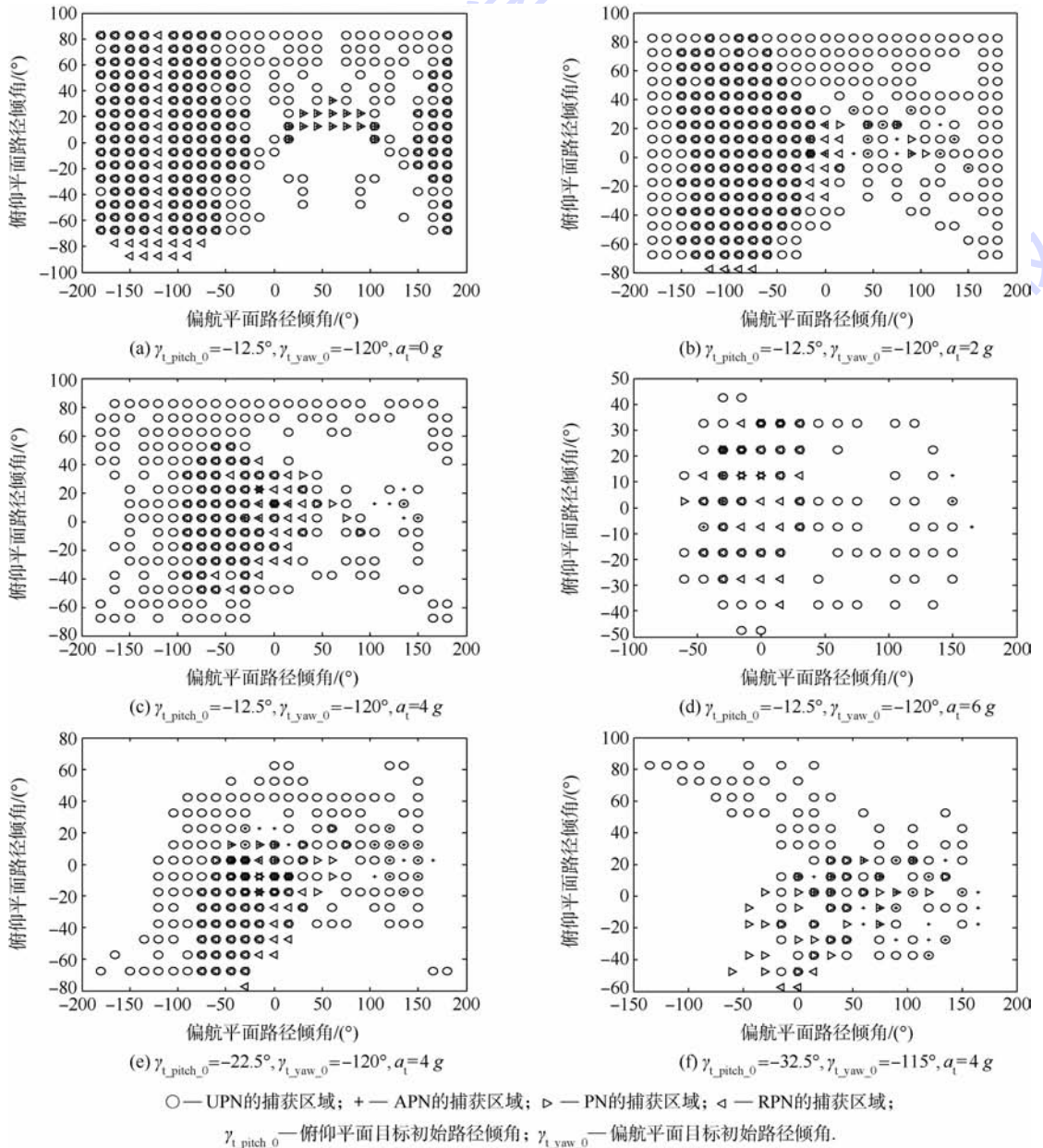


图 8 捕获区域仿真结果

Fig. 8 Capture region simulation results

图8中各符号表示拦截弹在相应初始路径倾角条件下进行拦截,脱靶量在允许范围之内。

图8(a)~图8(d)所示为相同目标初始路径倾角条件下,当目标加速度不同时各制导律的捕获区域。随着加速度的增大,各制导律的捕获区域逐渐减小,但UPN的捕获区域始终最大。

图8(c)、图8(e)和图8(f)所示为相同目标加速度条件下,当目标初始路径倾角不同时各制导律的捕获区域。各制导律的捕获区域随着目标初始路径倾角的变化而变化,但UPN的捕获区域始终最大。

UPN在各情况下捕获区域均最大,主要原因是UPN中偏航和俯仰平面内,导航比 $N$ 的正负由各自初始框架角 $\theta_i$ 决定(如式(30)),针对不同条件可能选择正负(顺逆轨)结合、同为正(逆逆轨)或同为负(顺顺轨)的3种方案,扩大了捕获区域。

对于PN和APN,两平面内导航比 $N$ 恒定且为正,则在拦截时全部为逆逆轨模式;而RPN两平面内导航比 $N$ 为恒定负值,在拦截时全部为顺顺轨模式。在图8中,UPN与其他3种制导律重合的捕获区域中,主要采用了逆逆轨和顺顺轨模式;而在其他3种制导律无法捕获的区域内主要采用顺逆轨结合的拦截模式(包括偏航平面逆轨、俯仰平面顺轨和偏航平面顺轨、俯仰平面逆轨2种情况)。

另外,导航比 $N$ 的时变特性促使拦截弹在飞行初段进行大机动,将拦截弹的飞行角度和位置及早调整至更利于拦截的状态。UPN中自定义的视线角速率加入了目标加速度信息,对机动目标具有更高拦截精度,也是捕获区域更广的原因之一。

虽然APN的视线角速度中包含加速度补偿项,但主要用于降低脱靶量。由于导航比相同,图8中APN与PN捕获区域相似,并无明显优势。

实验为贴近实际情况,仿真步长设定为0.01 s,而目标与拦截弹的最大相对速度为2100 m/s,得出的步长误差最大可达21 m,远超过允许脱靶量范围。由于步长误差导致图8中存在部分区域UPN无法拦截,而其他3种制导律可以拦截。如果步长足够小,则UPN可全覆盖PN和RPN的捕获区域。

### 3 结论

设计了针对高速机动目标的三维UPN制导律。该制导律使用改进的视线角速率和时变的导

航比。UPN制导律同时具备顺轨和逆轨2种拦截能力,且三维UPN制导律可实现顺顺轨、逆逆轨和顺逆轨结合3种拦截模式,有效扩大了捕获区域。在UPN制导律设计的过程中,完成了:

1) UPN二维制导的设计,推导出了针对机动目标的视线角速率解析式;给出了时变导航比及其奇点的解决方法。

2) 采用偏航平面与俯仰平面结合的方法将二维制导律扩展到三维制导律,进一步修正了前人算法中存在的问题;给出了目标加速度背离拦截弹的机动模型。

3) 考虑了导引头的响应时间及失盲距离,与PN、RPN、APN制导律对比,仿真研究了UPN制导律分别拦截二维、三维高速机动目标实施过程,控制力明显小于APN,脱靶量明显小于PN和RPN,捕获区域明显大于其他三者。

UPN制导律在解算过程中采用经典剩余飞行时间估计方法,误差较大,对脱靶量有一定影响。下一步需采用具有针对性的剩余飞行时间估计方法,以提高命中精度。此外,由于高速机动目标运动状态的估计和预测难度较大,还需重点研究此问题对制导律的影响。

### 参考文献 (References)

- [1] 陈峰,肖叶伦,陈万春. 基于需用速度增益曲面的大气层外超远程拦截导引方法[J]. 航空学报, 2010, 31(2): 342-349.  
Chen F, Xiao Y L, Chen W C. Guidance based on velocity-to-be-gained surface for super-range exoatmospheric intercept [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(2): 342-349 (in Chinese).
- [2] 宋愿赞,陈万春. 高精度快速趋近滑膜变结构末端导引方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2012, 38(3): 319-323.  
Song Y Y, Chen W C. High-accuracy quick-reaching sliding mode variable structure terminal guidance law [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(3): 319-323 (in Chinese).
- [3] Kuroda T, Imado F. Advanced missile guidance system against a very high speed maneuvering target [C] // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. Reston: AIAA, 1989: 176-180.
- [4] Kuroda T, Imado F. Advanced missile guidance system against very high speed target [C] // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. Reston: AIAA, 1988: 320-324.
- [5] Lin Y P, Lin C L, Li Y H. Development of 3-D modified proportional navigation guidance law against high-speed targets [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2013, 49(1): 677-687.
- [6] Tyan F, Jeng F S. Capture region of three dimensional PPN guidance law against a high speed-nonmaneuvering target [C] // Proceedings of the American Control Conference. Piscataway, NJ: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc, 2008:

- 3488-3493.
- [7] Taur D R. Composite Guidance and Navigation Strategy for a SAM Against High-Speed Target [C] // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2003: 1-10.
- [8] Golan O M, Shima T. Headpursuit guidance for hypervelocity interception [C] // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. Reston: AIAA, 2004: 1437-1444.
- [9] Shima T, Golan O M. Head pursuit guidance [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(5): 1437-1444.
- [10] Shima T. Intercept-angle guidance [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(2): 484-492.
- [11] Prasanna H M, Ghose D. Retro-proportional-navigation: a new guidance law for interception of high-speed targets [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(2): 377-386.
- [12] Siouris G M. Missile guidance and control systems [M]. New York: Springer Group, 2004: 142-173.
- [13] Francis C, Lukenbill. A target/missile engagement scenario using classical proportional navigation [D]. California: Naval Postgraduate School, 1990.
- [14] Peppas D I. A computer analysis of proportional navigation and command to line of sight of a command guided missile for a point defence system [D]. California: Naval Postgraduate School, 1992.
- [15] Costello P. Simulink simulation of proportional navigation and command to line of sight missile guidance [D]. California: Naval Postgraduate School, 1995.
- [16] Kim B S, Lee J G, Han H S. Biased PNG law for impact with angular constraint [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1998, 34(1): 277-288.

## United-proportional-navigation law for interception of high-speed maneuvering targets

LI Yuan<sup>1</sup>, ZHAO Jiguang<sup>\*2</sup>, YAN Liang<sup>1</sup>, BAI Guoyu<sup>1</sup>

(1. Department of Postgraduate, Equipment Academy, Beijing 101416, China;

2. Department of Scientific Research, Equipment Academy, Beijing 101416, China)

**Abstract:** Aimed to high-speed maneuvering targets, three dimensional united proportional navigation (UPN) law was proposed. The guidance law combines the advantages of head-on and head-pursuit engagement through time-varying navigation ratio. The three-dimensional UPN law consisted of two planar laws can execute head-on with head-on, head-pursuit with head-pursuit and head-on with head-pursuit mixed models, which enlarge the capture region of interceptor tremendously. At planar engagement geometry, the analytic expression of line of sight (LOS) angular rate was deduced according to the target acceleration, and the time-variant navigation ratio was designed. While the planar UPN guidance law was extended into a three dimensional condition, the mistake of interceptor path angle and velocity at pitch plane in prior algorithm was modified and the target evading model was given. The simulation results show that, for high speed maneuvering targets, UPN has less miss distance than proportional navigation (PN) and retro proportional navigation (RPN), less control effort than augmented proportional navigation (APN) and larger capture region than the others.

**Key words:** guidance law; united proportional navigation (UPN) law; high-speed maneuvering target; interceptor; capture region

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0342

# 含单边非完整约束飞机滑跑的建模与仿真方法



徐梓尧, 王琪\*

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

**摘 要:** 当飞机在地面上滑行时,其运动会受到风载荷和不对称刹车力矩的影响.为分析飞机的动力学行为,给出了一种基于非完整非光滑多体系统动力学的建模与数值仿真方法.将飞机视为由机身和前后起落架组成的多体系统,主起落架的轮子为纯滚动,飞机在地面滑跑时考虑前起落架轮子的侧向滑移.飞机在跑道上滑跑的动力学方程由 Routh 方程导出,用约束稳定化方法抑制约束的漂移.轮与地面间的摩擦模型为库仑摩擦模型并用集值函数描述,以用于判断前轮是否发生侧向滑移.最后通过数值仿真算例分析风载荷和不对称刹车力矩作用下飞机在跑道上滑行的动力学行为.

**关键词:** 飞机滑跑; 多体系统; 非光滑; 单边约束; 非完整约束

**中图分类号:** V219

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)05-0835-06

飞机的起飞、着陆和在跑道上滑行是其必须经历的动力学过程.飞机 50% 以上的安全事故发生在起飞和降落阶段,飞机不仅要具有良好的飞行特性,也须具有良好的地面运动特性<sup>[1]</sup>.

目前关于飞机地面特性的研究主要集中在飞机的着陆缓冲<sup>[2]</sup>和滑行减震<sup>[1,3]</sup>,以及前轮摆振<sup>[4]</sup>等方面;关于飞机在地面滑行特性的研究则主要集中在飞机地面的转弯运动和轨迹控制优化;而针对飞机在地面上高速滑跑阶段的偏航和侧向运动的研究则较少.文献[5-6]从动力学角度建立了飞机在跑道上的低速滑跑模型,假设轮子在地面上纯滚动,在考虑转向时前轮无侧滑的情况下,研究了飞机的转向运动.文献[7]在假设前轮无侧滑的基础上,研究了飞机在地面上中速滑行的操纵稳定性问题.

当飞机在跑道上滑跑时,若将轮子视为刚体,则飞机受到的约束为非完整约束<sup>[8]</sup>.在非对称力作用下,飞机滑跑时会出现前起落架的横侧向变

形和前轮的侧滑,导致飞机跑偏现象的发生.如何避免该现象的发生是一个值得研究的课题.

飞机在跑道上滑行的动力学问题属于非光滑非完整多体系统动力学问题.本文将飞机视为由机身和前后起落架构成的多体系统,考虑在主起落架轮子的刹车力矩不对称和侧向风力作用下引起的前起落架的横侧向变形和前轮侧滑等因素,用多体系统动力学方法建立飞机在跑道上滑行的动力学模型,通过数值仿真分析其动力学行为,并验证该方法的有效性.

## 1 飞机滑跑的力学建模

飞机的着陆过程一般包括下降、拉平、平飞减速、飘落和在地面减速滑跑等阶段.飞机着陆时,先是后轮与地面接触,然后是前轮与地面接触,在这一过程中轮子与地面之间存在滑动,经过短暂的时间后,前后轮均在跑道上纯滚动,这时再开始采取飞机滑跑减速的措施<sup>[9]</sup>.减速措施包括空气

收稿日期: 2014-06-11; 录用日期: 2014-06-25; 网络出版时间: 2014-10-09 15:30

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0342.html

基金项目: 国家自然科学基金(11372018)

作者简介: 徐梓尧(1988—),男,湖北黄冈人,博士研究生, xuziyao1988@126.com

\* 通讯作者: 王琪(1959—),男,北京人,教授, bhwangqi@sina.com, 主要研究方向为多体系统动力学.

**引用格式:** 徐梓尧, 王琪. 含单边非完整约束飞机滑跑的建模与仿真方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 835-840.

Xu Z Y, Wang Q. Method for modeling and simulation of aircraft taxiing with unilateral and non-holonomic constraints[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 835-840 (in Chinese).

动力减速和后轮刹车减速. 由于飞机的质心在靠近主起落架轴线中点的前端, 两个主起落架承受整机 85% 以上的重量, 因此飞机滑跑时主起落架的轮子不易发生侧滑. 若刹车时, 后轮与地面出现相对滑动(拖胎现象), 轮胎会过度磨损, 飞机整体会出现突然的航向失稳, 造成严重事故, 这种现象是不被允许的. 因此, 飞机在跑道上滑跑时, 主起落架的轮子是在跑道上纯滚动.

飞机在跑道上高速滑跑时, 前轮的转弯系统处于减摆状态<sup>[10]</sup>. 当外部因素(如后轮刹车力的不对称性、风载荷等)使飞机出现偏转时, 前起落架会受到较大的侧向力, 使其出现横侧向的变形和轮子的侧滑现象, 飞机滑跑的方向改变, 会导致事故的发生. 为建立飞机滑跑过程的动力学方程, 分析非对称载荷对其运动的影响, 需建立以下基本假设.

### 1.1 基本假设

根据上述飞机在跑道上滑行的具体情况, 引入以下假设: ①飞机的机身(含机翼)以及前后起落架的轮子均视为刚体; ②仅考虑前起落架侧向(垂直滑跑方向)变形; ③飞机在跑道上滑跑时, 机身作平面运动; ④主起落架的两个轮子在地面上纯滚动(无任何方向的滑移); ⑤轮子与跑道间的摩擦模型为库仑干摩擦.

### 1.2 飞机滑跑的运动模型

为描述飞机在跑道上的运动, 设该系统的广义坐标为

$$\mathbf{q}^T = [x \quad y \quad \theta \quad \varphi_1 \quad \varphi_2 \quad \sigma] \quad (1)$$

式中:  $x$  和  $y$  为飞机质心的坐标;  $\theta$  为航向角(左转为正);  $\varphi_1$  和  $\varphi_2$  为两后轮的自转角;  $\sigma$  为前起落架的侧向变形引起的前轮轮心相对机身的侧向位移.

在图 1 中,  $h$  为飞机质心到跑道面的高度,  $r$  为轮子的半径,  $L_2$  表示主起落架两轮轮心到机身几何对称面的距离. 在图 2 中,  $L_1$  为前起落架轮心到主起落架轮轴轴线的平面投影距离,  $x_i, y_i$  ( $i=1, 2, 3$ ) 为各轮轮心的坐标.

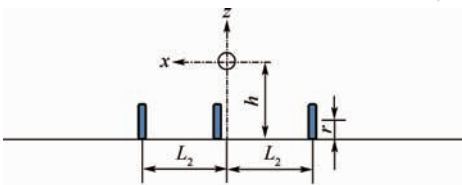


图 1 飞机滑跑平面运动主视图

Fig. 1 Main view of aircraft taxiing planar motion

### 1.3 非完整约束方程

飞机在跑道上滑跑时受到的约束为非完整约束.

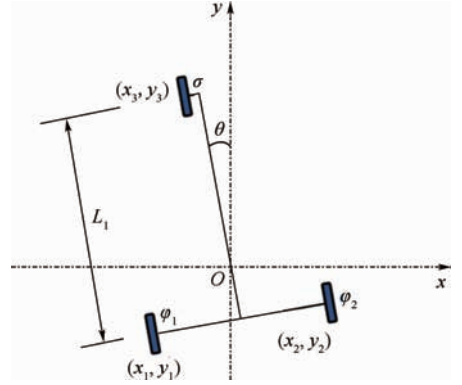


图 2 飞机滑跑平面运动俯视图

Fig. 2 Top view of aircraft taxiing planar motion

当前轮无侧滑时, 系统的约束方程为

$$\Phi = \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \end{bmatrix} = 0 \quad (2)$$

其具体表达式为

$$\begin{cases} f_1 = \sin \theta \cdot \dot{x} - \cos \theta \cdot \dot{y} + L_2 \dot{\theta} + r \dot{\varphi}_1 = 0 \\ f_2 = \sin \theta \cdot \dot{x} - \cos \theta \cdot \dot{y} - L_2 \dot{\theta} + r \dot{\varphi}_2 = 0 \\ f_3 = \cos \theta \cdot \dot{x} + \sin \theta \cdot \dot{y} + \xi L_1 \dot{\theta} = 0 \\ f_4 = \cos \theta \cdot \dot{x} + \sin \theta \cdot \dot{y} - (1 - \xi) L_1 \dot{\theta} + \dot{\sigma} = 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中:  $\xi$  为飞机静止在跑道上时后起落架承重百分比; 约束方程  $f_1$  和  $f_2$  分别为主起落架左右两轮在跑道上纯滚动;  $f_3$  为主起落架的轮子沿轮轴方向的速度为零(即无侧滑);  $f_4$  为前轮无侧滑做纯滚动. 当前轮发生侧滑时,  $f_4$  约束关系被破坏, 系统的约束方程由前 3 个给出.

### 1.4 飞机前轮的非光滑约束条件

当前轮在跑道上纯滚动(无侧滑)时, 即满足约束方程  $f_4 = 0$ , 该约束方程成立的条件是跑道作用在轮子上的摩擦力小于最大静摩擦力. 若侧向最大摩擦力不是足够大, 会使飞机在滑跑过程中跑偏. 判断飞机前轮是否侧滑的约束条件用力的形式给出. 设前轮与地面的侧向滑动的静、动摩擦系数分别是  $\mu_0$  和  $\mu_1$ . 由库仑摩擦定律可知摩擦力与法向支撑力间应满足:

$$F_f = \begin{cases} -\mu_1 F_N \text{sgn}(\mathbf{v}_r) & \mathbf{v}_r \neq 0 \\ -\mu_0 F_N \text{Sgn}(\dot{\mathbf{v}}_r) & \mathbf{v}_r = 0 \end{cases} \quad (4)$$

式中:  $F_f$  和  $F_N$  分别为前轮的侧向摩擦力和法向支撑力;  $\mathbf{v}_r$  和  $\dot{\mathbf{v}}_r$  分别为前轮与跑道接触点的侧向滑移速度和加速度;  $\text{sgn}()$  为符号函数;  $\text{Sgn}()$  为集值函数, 其定义式为

$$\text{Sgn}(x) = \begin{cases} 1 & x > 0 \\ [1, -1] & x = 0 \\ -1 & x < 0 \end{cases} \quad (5)$$

## 2 动力学方程及数值计算方法

### 2.1 系统的动力学方程

具有定常非完整约束多体系统的动力学方程可由 Routh 方程给出<sup>[11]</sup>:

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{q}} \right) - \frac{\partial L}{\partial q} = Q + \Phi_q^T \lambda \quad (6)$$

式中: $L = T - V$ 为 Lagrange 函数, $T$ 和 $V$ 分别为系统动能和势能; $\lambda$ 为 Lagrange 乘子列向量; $Q$ 为主动力的广义力列向量; $\Phi_q^T$ 为约束方程关于广义速度的 Jacobi 矩阵的转置,系统的动能和势能可以写成广义速度和广义坐标的二次齐函数:

$$T = \frac{1}{2} \dot{q}^T M \dot{q} \quad (7)$$

$$V = \frac{1}{2} q^T K q \quad (8)$$

式中: $M$ 为系统的广义质量矩阵; $K$ 为广义刚度矩阵.由式(6)可得

$$M \ddot{q} = -\dot{M} \dot{q} + T_q - V_q + Q + \Phi_q^T \lambda \quad (9)$$

式中: $\dot{M}$ 为广义质量矩阵对时间的导数; $T_q$ 和 $V_q$ 分别为系统的动能函数和势能函数对广义坐标列向量 $q$ 求导.

为避免数值仿真时出现约束方程的漂移,利用约束稳定化方法有

$$\dot{\Phi} + \alpha \Phi = 0 \quad (10)$$

式中: $\alpha$ 为违约修正系数,其值大于零.

将 $\Phi$ 对时间求导可得

$$\dot{\Phi} = \Phi_q \dot{q} + \Phi_q \ddot{q} \quad (11)$$

式中: $\Phi_q$ 为 $\Phi$ 关于广义坐标的 Jacobi 矩阵.将式(11)代入式(10)得到

$$\Phi_q \ddot{q} + \Phi_q \dot{q} + \alpha \Phi = 0 \quad (12)$$

再将式(9)代入式(12),可得

$$\Phi_q M^{-1} \Phi_q^T \lambda = \Phi_q M^{-1} V_q + \Phi_q M^{-1} \dot{M} \dot{q} - \Phi_q M^{-1} Q - \Phi_q \dot{q} - \alpha \Phi - \Phi_q M^{-1} T_q \quad (13)$$

$$\text{令 } A = \Phi_q M^{-1} \Phi_q^T \quad (14)$$

$$b = \Phi_q M^{-1} V_q + \Phi_q M^{-1} \dot{M} \dot{q} - \Phi_q M^{-1} Q - \Phi_q \dot{q} - \alpha \Phi - \Phi_q M^{-1} T_q \quad (15)$$

由此可得

$$\lambda = A^{-1} b \quad (16)$$

式中: $A$ 和 $b$ 为计算 $\lambda$ 的系数矩阵.再将式(16)代入式(9),可得

$$\ddot{q} = M^{-1} Q + M^{-1} \Phi_q^T A^{-1} b - M^{-1} V_q -$$

$$M^{-1} \dot{M} \dot{q} + M^{-1} T_q \quad (17)$$

应用常微分方程的数值计算方法求解式(17),由此可得到系统的 $\dot{q}$ 和 $q$ ,再将其代入式(16),可得到 $\lambda$ .

### 2.2 气动力计算

飞机在着陆滑行时受到空气动力,襟翼偏转到最大位置以提供较大的阻力和升力.此时飞机的升力和阻力由系数形式给出,着陆状态升力系数 $C_L = 1.5$ ,阻力系数 $C_D = 0.2$ <sup>[12]</sup>.若将空气动力向飞机质心简化,等效于一个力和一个力偶,沿飞机随体坐标系分解得到式(18)~式(21),式中的系数可通过试验和工程估算获得<sup>[13]</sup>.

$$F_z^* = \frac{1}{2} C_L \rho v_y^2 S \quad (18)$$

$$F_y^* = \frac{1}{2} C_D \rho v_y^2 S \quad (19)$$

$$F_x^* = \frac{1}{2} C_X \rho v_x^2 S \quad (20)$$

$$M_z^* = \frac{1}{2} m_z \rho v_x^2 S l \quad (21)$$

式中: $C_X$ 和 $m_z$ 分别为侧力系数和横侧力矩系数; $\rho$ 为空气密度; $v_y$ 和 $v_x$ 分别为来流速度沿飞机正向和侧向的分量; $S$ 为飞机等效投影面积; $l$ 为机翼展长.

### 2.3 支撑力计算

为判断前轮是否发生侧滑,需要计算跑道对轮子的支撑力.由式(17)可计算出 $\ddot{q}$ ,进而得到惯性力,再用动静法,可以求出跑道对轮子的支撑力<sup>[14]</sup>为

$$\begin{cases} \sum F_z = 0 \\ \sum M_y = 0 \\ \sum M_x = 0 \end{cases} \quad (22)$$

具体表达式为

$$\begin{cases} F_{N1} + F_{N2} + F_{N3} + F_z^* = (m_0 + m_1) g \\ (x_1 - x) \cdot F_{N1} + (x_2 - x) \cdot F_{N2} + (x_3 - x) \cdot F_{N3} + \\ (F_x^* \cos \theta + F_y^* \sin \theta) h + F_{lx} h + \sum_{i=1}^n F_{lxi} r + \sum_{i=1}^n M_{lyi} = 0 \\ (y_1 - y) \cdot F_{N1} + (y_2 - y) \cdot F_{N2} + (y_3 - y) \cdot F_{N3} + \\ (F_y^* \cos \theta + F_x^* \sin \theta) h + F_{ly} h + \sum_{i=1}^n F_{lyi} r + \sum_{i=1}^n M_{lxi} = 0 \end{cases} \quad (23)$$

式中: $F_{lx}$ 和 $F_{ly}$ 分别为机身惯性力沿 $x$ 轴、 $y$ 轴方向分量; $F_{Ni}$ 为地面支撑力; $F_{lxi}$ 和 $F_{lyi}$ 分别为轮子惯性力沿 $x$ 轴、 $y$ 轴方向分量; $M_{lxi}$ 和 $M_{lyi}$ 分别为轮子惯性力矩沿 $x$ 轴、 $y$ 轴方向分量; $i = 1, 2, 3$ .

## 2.4 摩擦力计算

由式(16)可计算出 Lagrange 乘子  $\lambda$  (即跑道作用在轮子上的约束力). 其中, 对应于约束方程  $f_1$  和  $f_2$  的 Lagrange 乘子  $\lambda_1$  和  $\lambda_2$  分别表示主起落架两个轮子平行于滚动方向的摩擦力. 对应于约束方程  $f_3$  的  $\lambda_3$  表示主起落架两后轮侧向摩擦力的合力. 前起落架的轮子不发生侧滑时,  $\lambda_4$  表示前轮的侧向静摩擦力. 若发生侧滑后, 约束方程  $f_4$  被破坏, 该约束方程是否被破坏 (即前轮是否发生侧滑), 由式(4)判断.

## 3 数值仿真算例

本算例分别考虑刹车力矩不对称和侧向风力对飞机滑跑动力学行为的影响. 设飞机质量  $m_0 = 20\ 000\ \text{kg}$ , 轮子质量  $m_1 = 100\ \text{kg}$ , 后轮承受飞机机体总重的百分比  $\xi = 90\%$ . 飞机对过质心绕  $z$  轴的转动惯量  $J_0 = 16 \times 10^5\ \text{kg/m}^2$  [15],  $L_1 = 6\ \text{m}$ ,  $L_2 = 2.2\ \text{m}$ ,  $h = 2\ \text{m}$ ,  $r = 0.5\ \text{m}$ , 前起落架横向变形的弹性系数  $k = 2 \times 10^5\ \text{N/m}$ , 其阻尼系数  $c = 10^4\ \text{N} \cdot \text{s/m}$ . 飞机3个轮子均接地后的初始速度为  $55\ \text{m/s}$ , 航向为跑道正方向. 轮子与跑道间的静、动摩擦系数分别为  $\mu_0$  和  $\mu_1$ .

### 3.1 无侧风时刹车力矩不对称对飞机滑跑的影响

设主起落架两后轮的刹车力矩有一侧失灵. 其中, 左后轮刹车力矩  $M_{r1} = 0\ \text{N} \cdot \text{m}$ , 右后轮刹车力矩  $M_{r2} = r\mu_0 \times 1.1 \times 10^4\ \text{N} \cdot \text{m}$ , 在这种极端刹车力矩不对称的情况下分析飞机滑跑的动力学行为.

图3~图5分别给出了刹车力矩不对称时前轮侧向的滑移速度的时间历程图、飞机质心的运动轨迹图和飞机航向角  $\theta$  的时间历程图.

由图4和图5可知, 当刹车力矩不对称时, 飞机会出现跑偏现象. 由图3可知, 当摩擦系数较大时, 飞机的跑偏量较小, 且前轮与地面之间无侧向滑动; 当摩擦系数较小时, 跑偏量较大且前轮会出现侧滑现象. 当摩擦系数较大时, 刹车力矩也较大,

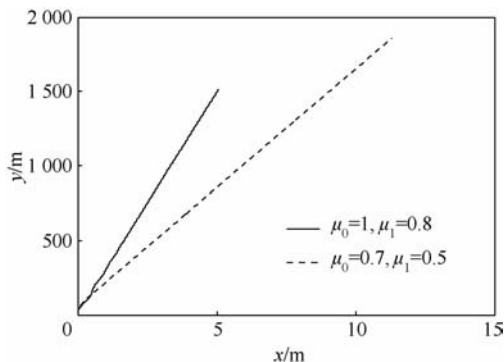


图4 刹车力矩不对称时飞机质心运动轨迹

Fig. 4 Motion trajectory of aircraft mass center when braking torque is asymmetric

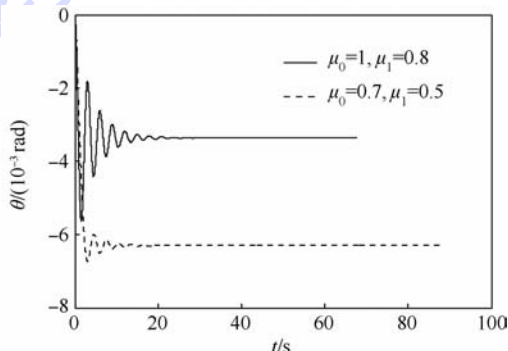


图5 刹车力矩不对称时航向角时间历程

Fig. 5 Time history of heading angle when braking torque is asymmetric

导致前轮的地面支撑力较大, 因此在摩擦系数较大时前轮会发生无侧滑现象的发生且飞机的滑跑距离也较短.

由图3还可以看出, 前轮侧滑现象发生在滑跑的初期. 这是由于刚开始滑跑时, 飞机的速度较大, 受到的阻力和升力均较大, 导致前轮的支撑力较小, 随着飞机滑跑速度的降低, 空气阻力和升力逐步减小, 导致前轮的法向支撑力逐步增大, 因此在滑跑的后期, 前轮的侧滑现象消失.

### 3.2 刹车力矩对称时侧向风力对飞机滑跑的影响

设风向与  $y$  轴成  $120^\circ$  时, 风速为  $20\ \text{m/s}$ . 刹车力矩为  $M_{r1} = M_{r2} = r\mu_0 \times 1.1 \times 10^4\ \text{N} \cdot \text{m}$ .

图6~图8分别给出了刹车力矩对称时前轮侧向的滑移速度的时间历程图、飞机质心的运动轨迹图和飞机航向角的时间历程图.

由图6~图8可知, 当摩擦系数较大时, 飞机的跑偏量较小, 且前轮与地面之间无侧向滑动; 当摩擦系数较小时, 跑偏量较大且前轮有跑偏现象的发生, 随着飞机速度逐步降低, 气动升力也逐步减小, 前轮的支撑力逐步增大, 其侧滑最终消失.

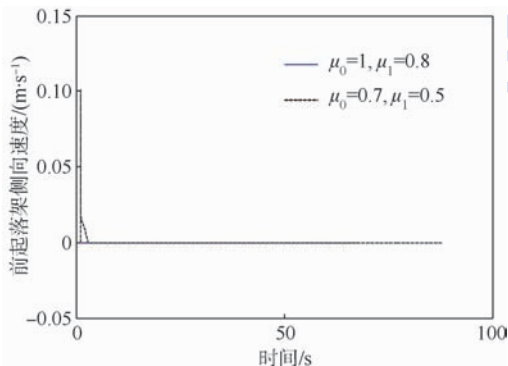


图3 刹车力矩不对称时前轮侧向滑移速度变化

Fig. 3 Lateral slip speed change of front wheel when braking torque is asymmetric

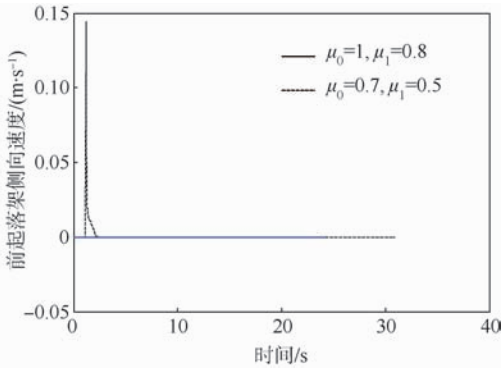


图6 刹车力矩对称时前轮侧向滑移速度变化  
Fig.6 Lateral slip speed change of the front wheel when braking torque is symmetric

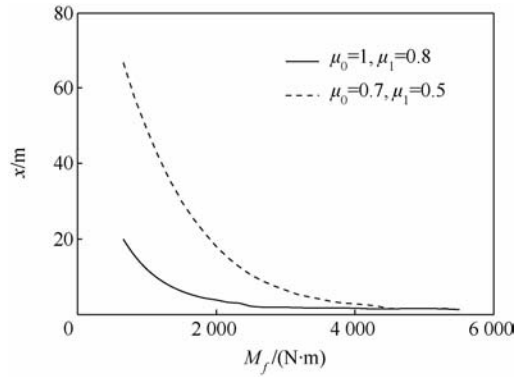


图9 刹车力矩对称时刹车力矩与跑偏量的关系  
Fig.9 Relationship between  $M_f$  and  $x$  when braking torque is symmetric

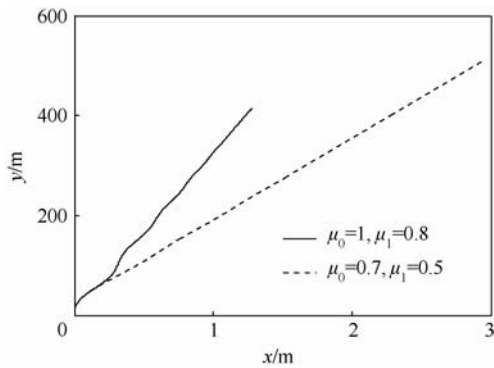


图7 刹车力矩对称时飞机质心运动轨迹  
Fig.7 Motion trajectory of the aircraft mass center when braking torque is symmetric

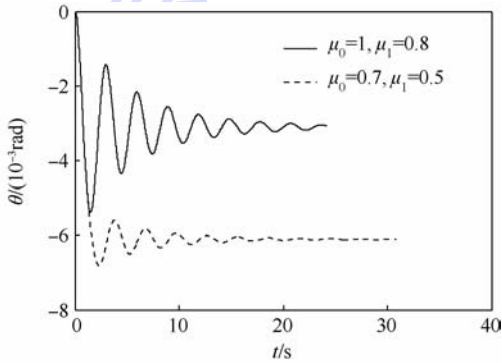


图8 刹车力矩对称时航向角时间历程  
Fig.8 Time history of the heading angle when braking torque is symmetric

### 3.3 对约束方程漂移的修正效果

用  $\|\Phi\|_2$  表示系统约束方程列向量  $\Phi$  的二范数. 在刹车力矩对称时侧向风力干扰的算例中, 取  $u_0 = 0.7$  和  $u_1 = 0.5$  的情况, 图 10 给出了  $\|\Phi\|_2$  的时间历程图. 由图可知, 约束稳定化方法有效地抑制了约束漂移.

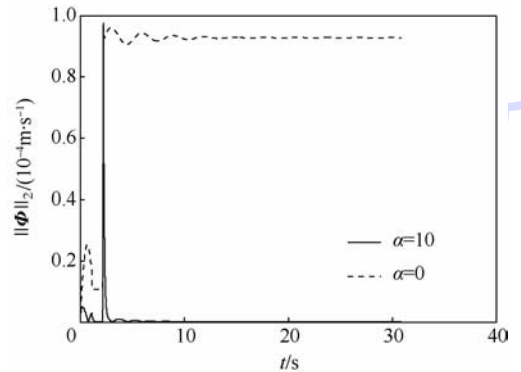


图10 刹车力矩对称时  $\|\Phi\|_2$  时间历程  
Fig.10 Time history of  $\|\Phi\|_2$  when braking torque is symmetric

## 4 结论

1) 给出了在不对称刹车力矩和侧风载荷作用下飞机在跑道上滑跑的数值仿真. 仿真结果表明, 不对称刹车力矩和侧风载荷都能引起飞机滑跑跑偏, 跑偏量与不对称刹车力矩和侧风载荷的大小正相关. 当飞机与地面间的摩擦系数较小时, 还会引起飞机前轮的侧滑, 侧滑导致飞机滑跑出现较大的跑偏量, 并且前轮侧滑现象发生在滑跑的初期.

2) 采用约束稳定化方法, 有效地避免了数值仿真时出现约束方程的漂移, 保证了数值仿真结果的正确性. 数值仿真算例验证了本文给出方法的有效性.

### 参考文献 (References)

[1] Prashant D K. Simulation of asymmetric landing and typical ground maneuvers for large transport aircraft[J]. Aerospace Sci-

图9给出了在上述侧风和摩擦系数的情况下, 刹车力矩  $M_f$  与跑偏量  $x$  的关系. 从图中可以看出, 刹车力矩越小, 跑偏量越大; 反之, 刹车力矩越大, 跑偏量越小. 其原因是当刹车力矩较小时, 前轮的支撑力也较小, 易发生侧滑, 且滑跑距离较长, 因此导致跑偏量较大; 当刹车力矩较大时, 前轮的支撑力也较大, 不易发生侧滑, 且滑跑距离较短, 因此跑偏量较小. 由图9可知, 应根据摩擦系数的大小、跑道的宽度与长度、侧风的大小等因素来确定刹车力矩的取值范围.

- ence and Technology, 2003, 7(8): 611-619.
- [2] 晋萍, 聂宏. 起落架着陆动态仿真模型及参数优化设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(5): 498-502.  
Jing P, Nie H. Dynamic simulation model and parameter optimization for landing gear impact[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 35(5): 498-502 (in Chinese).
- [3] 魏小辉. 飞机起落架着陆动力学分析及减震技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.  
Wei X H. Dynamic analysis of aircraft landing impact and vibration attenuating techniques[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005 (in Chinese).
- [4] 诸德培. 摆振理论及防摆措施[M]. 北京: 国防工业出版社, 1984.  
Zhu D P. Shimmy theories and anti-shimmy measures[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1984 (in Chinese).
- [5] 顾宏斌. 飞机地面运行的动力学模型[J]. 航空学报, 2001, 22(2): 163-167.  
Gu H B. Dynamic model of aircraft ground handling[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(2): 163-167 (in Chinese).
- [6] 王孝英, 诸德培. 飞机操纵前轮转弯运动的数学模型及数值仿真[J]. 应用力学学报, 1997, 14(4): 46-50.  
Wang X Y, Zhu D P. Mathematical model and numerical simulation of aircraft's front wheel turning movement[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 1997, 14(4): 46-50 (in Chinese).
- [7] Etienne C, Bernd K, Mark L. Analysis of medium-speed runway exit maneuvers[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(5): 1553-1564.
- [8] Schiehlen W. Research trends in multi-body system dynamics [J]. Multibody System Dynamics, 2007, 18(1): 3-13.
- [9] 航空航天工业部科学技术委员会. 飞机起落架强度设计指南[M]. 成都: 四川科学技术出版社, 1989: 3-7.  
Aerospace Industry Science and Technology Commission. Aircraft landing gear strength design guide[M]. Chengdu: Sichuan Science and Technology Press, 1989: 3-7 (in Chinese).
- [10] 曹建华, 白冰如. 飞机构造[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010: 73-80.  
Cao J H, Bai B R. Aircraft construction[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010: 73-80 (in Chinese).
- [11] 梅凤翔. 非完整系统力学基础[M]. 北京: 北京工业学院出版社, 1985: 80-100.  
Mei F X. Mechanical basis of non-holonomic system[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 1985: 80-100 (in Chinese).
- [12] 李为吉. 飞机总体设计[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005: 11-16.  
Li W J. Aircraft design[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005: 11-16 (in Chinese).
- [13] 范立钦, 周鼎义. 飞机空气动力学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1989: 245-254.  
Fan L Q, Zhou D Y. Aircraft aerodynamics[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1989: 245-254 (in Chinese).
- [14] Plakhtienko N P, Shifrin B M. Transverse elastic-friction vibrations of a running aircraft[J]. International Applied Mechanics, 2001, 37(5): 692-699.
- [15] 刘孟昭. 飞机转动惯量及其估算[J]. 飞机设计, 1997(1): 13-20.  
Liu M Z. Rotational inertia of the aircraft and its estimate[J]. Aircraft Design, 1997(1): 13-20 (in Chinese).

## Method for modeling and simulation of aircraft taxiing with unilateral and non-holonomic constraints

XU Ziyao, WANG Qi\*

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** The motion of the aircraft taxiing along the ground was related to wind load and asymmetric braking torque. The method for modeling and simulation of the aircraft was presented on the basis of the dynamics of the non-smooth multibody system with non-holonomic constraints in order to analyze the dynamic behavior of the aircraft taxiing along the ground. The aircraft was treated as the multibody system which consisted of a rigid fuselage, two wheels of main landing gears and a wheel of nose landing gear. Two wheels of main landing gears rolled on the ground without slip. The lateral slip of the wheel on the nose landing gear was taken into account when the aircraft taxied along the ground. The dynamic equations of the system were obtained by Routh's equations and the constraint-stabilized method to reduce constraint drift. The frictional model between the wheels and the ground was the model of Coulomb friction which was described by the set value of function to determine whether the wheel of the nose landing gear slipped in lateral direction or not. Finally, numerical examples were presented to analyze the dynamic behavior of the aircraft undertook the wind load and the asymmetric braking torque.

**Key words:** aircraft taxiing; multibody system; non-smooth; unilateral constraint; non-holonomic constraint

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0315

# 复杂边界条件下的多跨梁的振动模型



刘向尧, 聂宏\*, 魏小辉

(南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016)

**摘 要:** 对 Timoshenko 梁的横向自由振动方程进行推导, 进而运用传递矩阵法给出了复杂边界条件下的多跨梁的自由振动模型. 在不考虑梁的剪切变形和绕中性轴的转动惯量的影响的情况下, 模型简化成了 Bernoulli-Euler 梁的格式. 通过分析, 给出了 3 个具有工程意义的简化模型, 分别是双跨梁、悬臂梁带有集中质量模型及带有任意拉压弹簧和集中质量的自由振动模型. 简化模型的分析结果与已有文献的分析结果相比具有很好的一致性, 表明本文建立的模型是合理可用的.

**关键词:** 振动分析; 边界条件; 传递矩阵法; Timoshenko 梁; 多跨梁

**中图分类号:** O326

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)05-0841-06

梁的横向振动是常见的工程问题和普遍的力学模型. 已有学者对此类问题进行了深入研究, 并将研究结果在航空、航天和兵器等工业领域进行应用. 例如在航空领域, McPherso 和史友进<sup>[1-2]</sup>等将飞机机翼看成自由-自由梁模型, 分析了机体弹性对起落架性能的影响; 在航天领域, 王栋和刘天雄<sup>[3-4]</sup>等分析了集中质量和转动惯性对梁固有振动的影响; 在兵器领域, 陆毓琪和芮筱亭<sup>[5-6]</sup>等将火炮的身管看成含有集中质量和弹性支撑的弹性梁, 分析了振动问题; 然而, 先前研究者<sup>[7-10]</sup>都仅考虑了单跨梁在复杂边界条件下的振动问题, 没有推广到多跨梁.

在复杂边界条件下的多跨梁研究方面, Гантмахер 和 Крейн<sup>[11]</sup>、王其申等<sup>[12-14]</sup>研究了带有集中质量的多跨 Bernoulli-Euler 梁的定性性质, 但是没有给出频率方程, 工程技术人员难以直接应用. Ariaei 等<sup>[15-16]</sup>、Mamandi 和 Kargarnovin<sup>[17]</sup>研究了移动的质量块对多跨的 Timoshenko 梁动

力响应的影响.

本文建立了复杂边界条件(集中质量、转动惯量、拉压弹簧和扭转弹簧)下的多跨梁的振动模型, 应用传递矩阵法对模型进行分析, 导出了模型的固有振动的频率方程和振形函数. 通过简化模型的频率方程与已有文献[3]进行对比, 发现两者一致, 文献[1~10]结果都是本文的特例. 该结果可以广泛地应用到各个工程领域, 方便工程技术人员使用.

## 1 Timoshenko 梁的振动微分方程

Bernoulli-Euler 梁适合于描述细长梁以低阶固有振动为主的振动. 随着固有振动阶数的提高及边界条件的增加, 梁被节点分成了若干短粗的小段. 此时, 梁的剪切变形及绕中性轴的转动惯量的影响变得突出. 计入这 2 种因素的梁模型叫做 Timoshenko 梁模型. 它对变形的基本假设是: 梁截面在弯曲变形后仍保持平面, 但未必垂直于中性轴.

收稿日期: 2014-06-03; 录用日期: 2014-09-05; 网络出版时间: 2014-10-30 11:05

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0315.html

基金项目: 国家自然科学基金(51105197, 51075203); 江苏高校优势学科建设工程

作者简介: 刘向尧(1984—), 男, 辽宁沈阳人, 博士研究生, liuxiangyao@nuaa.edu.cn

\* 通讯作者: 聂宏(1960—), 男, 安徽芜湖人, 教授, 博士生导师, hnie@nuaa.edu.cn, 主要研究方向飞行器起落装置设计.

**引用格式:** 刘向尧, 聂宏, 魏小辉. 复杂边界条件下的多跨梁的振动模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 841-846.

Liu X Y, Nie H, Wei X H. Vibration model for multi-span beam with arbitrary complex boundary conditions [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 841-846 (in Chinese).

Timoshenko 梁微段的变形与受力分析如图 1 所示. 图中,  $M$  为弯矩;  $Q$  为剪力. 取坐标  $x$  处的梁微段  $dx$  为分离体. 由于剪切变形, 梁横截面的法线不再与梁轴线重合. 法线转角  $\theta$  由轴线转角  $\partial w/\partial x$  和剪切角  $\gamma$  两部分组成, 即

$$\theta = \frac{\partial w}{\partial x} + \gamma \quad (1)$$

式中: 剪切角  $\gamma$  可根据材料力学确定, 即

$$\gamma = \frac{Q}{\rho AG} \quad (2)$$

式中:  $A$  为梁的横截面积;  $\rho$  为截面形状系数;  $G$  为剪切弹性模量.

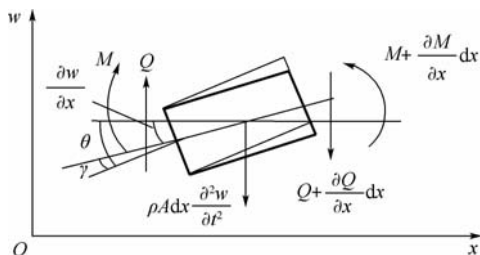


图 1 Timoshenko 梁微段的变形与受力分析

Fig. 1 Deformation and force analysis of micro-segment of Timoshenko beam

根据牛顿第二定律和动量矩定理, 自由振动的 Timoshenko 梁的挠度和转角满足式(3):

$$\begin{cases} \rho A \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + \frac{\partial}{\partial x} \left[ \rho AG \left( \theta - \frac{\partial w}{\partial x} \right) \right] = 0 \\ \rho I \frac{\partial^2 \theta}{\partial t^2} - \frac{\partial}{\partial x} \left( EI \frac{\partial \theta}{\partial x} \right) + \rho AG \left( \theta - \frac{\partial w}{\partial x} \right) = 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中:  $\rho$  为单位长度上梁的密度;  $E$  为梁的弹性模量;  $I$  为梁对截面惯性主轴的转动惯量.

消去转角  $\theta$ , 得到 Timoshenko 梁的自由振动微分方程为

$$\rho A \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + EI \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} - \rho I \left( 1 + \frac{E}{\rho G} \right) \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial t^2} + \frac{\rho^2 I}{\rho G} \frac{\partial^4 w}{\partial t^4} = 0 \quad (4)$$

设梁具有如下形式的横向固有振动

$$w(x, t) = W(x) \cdot q(t)$$

式中:  $W(x)$  为梁的振形函数;  $q(t)$  为描述运动规律的时间函数.

Timoshenko 梁的振形函数为

$$\frac{\partial^4 W}{\partial x^4} + \frac{\rho \omega^2}{E} \left( \frac{E}{\beta G} + 1 \right) \frac{\partial^2 W}{\partial x^2} - \frac{\rho \omega^2}{EI} \left( \frac{\omega^2 \rho I}{\beta G} - A \right) W = 0 \quad (5)$$

式(5)通解为

$$W(x) = a_1 \operatorname{ch}(\lambda_1 x) + a_2 \operatorname{sh}(\lambda_1 x) + a_3 \cos(\lambda_2 x) + a_4 \sin(\lambda_2 x) \quad (6)$$

式中:

$$\lambda_{1,2} = \sqrt{\sqrt{\beta^4 + \frac{1}{4}(\sigma - \tau)^2} \mp \frac{1}{2}(\sigma + \tau)} \quad (7)$$

$$\beta^4 = \rho A \omega^2 / (EI) \quad (8)$$

$$\tau = \rho \omega^2 / E \quad (9)$$

$$\sigma = \rho \omega^2 / (\rho G) \quad (10)$$

## 2 传递矩阵和递推公式

传递矩阵法<sup>[18-20]</sup>是对多自由度系统进行振动分析的一种有效计算方法. 用传递矩阵分析系统的振动时, 只要对一些阶次很低的传递矩阵进行连续的矩阵乘法运算, 计算中只需求解低阶次的传递矩阵和行列式, 因此传递矩阵法节省了计算工作量.

将整个梁自中间各个边界条件处断开, 形成  $s$  段梁, 每段梁的振形函数都可用式(5)表示.

### 2.1 场传递矩阵的推导

根据梁的性质, 梁截面的状态向量是个  $4 \times 1$  的矩阵, 可以用  $\mathbf{Z}(x) = [Y \ \theta \ M \ Q]^T$  进行表示. 其中  $Y$  为挠度. 且满足式(11):

$$\begin{cases} \theta = \frac{dW}{dx} + \gamma \\ M = EI \frac{d\theta}{dx} \\ Q = \frac{dM}{dx} + \rho I \omega^2 \theta \end{cases} \quad (11)$$

设梁的长度为 1, 对整个梁做分析, 在梁的输入段  $x=0$  处, 根据梁的性质, 有

$$\mathbf{Z}(0) = [Y_0 \ \theta_0 \ M_0 \ Q_0]^T = \mathbf{B}(0) \cdot \mathbf{A} \quad (12)$$

在梁的输入段  $x=1$  处, 根据梁的性质, 有

$$\mathbf{Z}(1) = [Y_1 \ \theta_1 \ M_1 \ Q_1]^T = \mathbf{B}(1) \cdot \mathbf{A} \quad (13)$$

式中:  $\mathbf{A} = [a_1 \ a_2 \ a_3 \ a_4]^T$ , 为系数矩阵.

由式(12)和式(13)可得:

$$\mathbf{Z}(1) = \mathbf{B}(1) \cdot \mathbf{B}^{-1}(0) \cdot \mathbf{Z}(0) \quad (14)$$

则由场传递矩阵的定义可知, 场传递矩阵  $\mathbf{H}^f$  为

$$\mathbf{H}^f = \mathbf{B}(1) \cdot \mathbf{B}^{-1}(0) \quad (15)$$

$$\mathbf{H}^f = \frac{1}{\lambda_1^2 + \lambda_2^2} \cdot \begin{bmatrix} H_{11} & H_{12} & H_{13} & H_{14} \\ H_{21} & H_{22} & H_{23} & H_{24} \\ H_{31} & H_{32} & H_{33} & H_{34} \\ H_{41} & H_{42} & H_{43} & H_{44} \end{bmatrix} \quad (16)$$

式中:

$$H_{11} = (\lambda_2^2 - \sigma) \operatorname{ch} \lambda_1 + (\lambda_1^2 + \sigma) \operatorname{ch} \lambda_2 \quad (17)$$

$$H_{12} = \lambda_1 \sin \lambda_1 + \lambda_2 \sin \lambda_2 \quad (18)$$

$$H_{13} = (\text{ch } \lambda_1 - \cos \lambda_2) / EI \quad (19)$$

$$H_{14} = \frac{(\lambda_2^2 - \sigma)\lambda_1}{\rho\omega^2} \text{sh } \lambda_1 - \frac{(\lambda_1^2 + \sigma)\lambda_2}{\rho\omega^2} \sin \lambda_2 \quad (20)$$

$$H_{21} = (\lambda_2^2 - \sigma)(\lambda_1^2 + \sigma) \left( \frac{\text{sh } \lambda_1}{\lambda_1} - \frac{\sin \lambda_2}{\lambda_2} \right) \quad (21)$$

$$H_{22} = (\lambda_1^2 + \sigma) \text{ch } \lambda_1 + (\lambda_2^2 - \sigma) \text{ch } \lambda_2 \quad (22)$$

$$H_{23} = \frac{(\lambda_1^2 + \sigma)}{EI\lambda_1} \text{sh } \lambda_1 + \frac{(\lambda_2^2 - \sigma)}{EI\lambda_2} \sin \lambda_2 \quad (23)$$

$$H_{24} = \frac{(\lambda_2^2 - \sigma)(\lambda_1^2 + \sigma)}{\rho\omega^2} (\lambda_1 \text{sh } \lambda_1 + \lambda_2 \sin \lambda_2) \quad (24)$$

$$H_{31} = EI(\lambda_2^2 - \sigma)(\lambda_1^2 + \sigma)(\text{ch } \lambda_1 - \cos \lambda_2) \quad (25)$$

$$H_{32} = EI[\lambda_1(\lambda_1^2 + \sigma) \text{sh } \lambda_1 - \lambda_2(\lambda_2^2 - \sigma) \sin \lambda_2] \quad (26)$$

$$H_{33} = (\lambda_1^2 + \sigma) \text{ch } \lambda_1 + (\lambda_2^2 - \sigma) \cos \lambda_2 \quad (27)$$

$$H_{34} = \frac{EI(\lambda_2^2 - \sigma)(\lambda_1^2 + \sigma)}{\rho\omega^2} (\lambda_1 \text{sh } \lambda_1 + \lambda_2 \sin \lambda_2) \quad (28)$$

$$H_{41} = \frac{m\omega^2(\lambda_2^2 - \sigma)}{\lambda_1} \text{sh } \lambda_1 + \frac{\rho\omega^2(\lambda_1^2 + \sigma)}{\lambda_2} \sin \lambda_2 \quad (29)$$

$$H_{42} = \rho\omega^2 (\text{ch } \lambda_1 - \cos \lambda_2) \quad (30)$$

$$H_{43} = \frac{\rho\omega^2}{EI} \left( \frac{\text{sh } \lambda_1}{\lambda_1} - \frac{\sin \lambda_2}{\lambda_2} \right) \quad (31)$$

$$H_{44} = (\lambda_2^2 - \sigma) \text{ch } \lambda_1 + (\lambda_1^2 + \sigma) \cos \lambda_2 \quad (32)$$

## 2.2 点传递矩阵的推导

设中间的铰支座有  $k$  个, 每个铰支座的坐标为  $\alpha_i (i=1, 2, \dots, k)$ ; 集中质量有  $n$  个, 每个坐标为  $b_i (i=1, 2, \dots, n)$ , 质量为  $m_i (i=1, 2, \dots, n)$ , 转动惯量为  $J_i (i=1, 2, \dots, n)$ ; 拉压弹簧有  $f$  个, 每个坐标为  $c_i (i=1, 2, \dots, f)$ , 刚度为  $k_i (i=1, 2, \dots, f)$ ; 扭转弹簧有  $h$  个, 每个坐标为  $d_i (i=1, 2, \dots, h)$ , 扭转刚度为  $k_{\theta_i} (i=1, 2, \dots, h)$ .

以考虑转动惯量的集中质量的点传递矩阵为例, 其他的边界条件类似可得. 在集中质量所在的点  $b_i$ , 满足式(33)和式(34):

$$\begin{cases} W(b_i^-) = W(b_i^+) \\ W'(b_i^-) = W'(b_i^+) \end{cases} \quad (33)$$

$$\begin{cases} -m\omega^2 W(b) = EIW'''(b) \\ J\omega^2 W'(b) = EIW''(b) \end{cases} \quad (34)$$

式中:  $J$  为梁中间的集中质量的转动惯量. 将式(33)和式(34)代入状态矢量的方程中, 可得

$$\mathbf{Z}_{b_i}^R = \mathbf{H}_{b_i}^p \cdot \mathbf{Z}_{b_i}^L \quad (35)$$

$$\mathbf{H}_{b_i}^p = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & J_i\omega^2 & 1 & 0 \\ -m_i\omega^2 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (36)$$

式中: 传递矩阵的上标  $p$  表示点矩阵; 状态矢量的上标  $R$  表示状态的末端, 本例中为经过传递矩阵的右端;  $L$  表示状态的始端, 本例中为经过传递矩阵的左端. 传递矩阵和状态矢量的下标均表示坐标位置.

同理, 拉压弹簧的点传递矩阵为

$$\mathbf{H}_{c_i}^p = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ -k_i & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (37)$$

扭转弹簧的点传递矩阵为

$$\mathbf{H}_{d_i}^p = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -k_{\theta_i} & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (38)$$

中间的铰支座的点传递矩阵为

$$\mathbf{H}_{\alpha_i}^p = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (39)$$

## 2.3 递推公式和频率方程

梁的中端从一个边界条件到另一个边界条件经过一段梁和一个力学元件. 则体现第  $i$  个单元两端状态传递关系的递推公式可表示为

$$\mathbf{Z}_i^R = \mathbf{H}_i \cdot \mathbf{Z}_{i-1}^R \quad (40)$$

式中: 梁端的传递矩阵  $\mathbf{H}_i$  由该段的场矩阵  $\mathbf{H}_i^f$  和该段的点矩阵  $\mathbf{H}_i^p$  组成, 即

$$\mathbf{H}_i = \mathbf{H}_i^f \cdot \mathbf{H}_i^p \quad (41)$$

整个系统的传递矩阵  $\mathbf{H}$  表示为

$$\mathbf{H} = \mathbf{H}_s \cdot \mathbf{H}_{s-1} \cdot \dots \cdot \mathbf{H}_i \cdot \mathbf{H}_{i-1} \cdot \dots \cdot \mathbf{H}_2 \cdot \mathbf{H}_1 \quad (42)$$

由推导可知, 整个系统的传递矩阵  $\mathbf{H}$  是个  $4 \times 4$  的矩阵. 可以写成下面的形式:

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} H_{11} & H_{12} & H_{13} & H_{14} \\ H_{21} & H_{22} & H_{23} & H_{24} \\ H_{31} & H_{32} & H_{33} & H_{34} \\ H_{41} & H_{42} & H_{43} & H_{44} \end{bmatrix} \quad (43)$$

可得梁两端在不同的边界条件下的频率方程如下:

固支-自由:

$$H_{33}H_{44} - H_{34}H_{43} = 0 \quad (44)$$

固支-简支:

$$H_{13}H_{34} - H_{14}H_{33} = 0 \quad (45)$$

固支-固支:

$$H_{13}H_{24} - H_{23}H_{14} = 0 \quad (46)$$

简支-自由:

$$H_{32}H_{44} - H_{42}H_{34} = 0 \quad (47)$$

简支-简支:

$$H_{12}H_{34} - H_{32}H_{14} = 0 \quad (48)$$

简支-固支:

$$H_{12}H_{34} - H_{32}H_{14} = 0 \quad (49)$$

自由-自由:

$$H_{31}H_{42} - H_{32}H_{41} = 0 \quad (50)$$

自由-简支:

$$H_{11}H_{32} - H_{12}H_{31} = 0 \quad (51)$$

自由-固支:

$$H_{11}H_{22} - H_{12}H_{21} = 0 \quad (52)$$

梁两端在不同的边界条件下的振形函数为

$$\mathbf{Z}_i(x) = \mathbf{H}_i \cdot \mathbf{H}_{i-1} \cdot \dots \cdot \mathbf{H}_j \cdot \mathbf{H}_{j-1} \dots \mathbf{H}_2 \cdot \mathbf{H}_1 \cdot \mathbf{Z}(0) \quad (53)$$

## 2.4 模型验证

按照式(1)~式(53)方法,对两端简支的 Timoshenko 梁的频率方程进行推导,应用式(16)~式(32)和式(48),得到两端简支的 Timoshenko 梁的频率方程如下:

$$\frac{\rho^2 I}{\rho G} \omega_r^4 - \left[ \rho A + \rho I \left( 1 + \frac{E}{\rho G} \right) \left( \frac{r\pi}{l} \right)^2 \right] \omega_r^2 + EI \left( \frac{r\pi}{l} \right)^4 = 0 \quad r = 1, 2, \dots \quad (54)$$

式中:  $\omega_r$  为 Timoshenko 梁自由振动的第  $r$  阶频率。这与文献[21]给出的结论相同。

## 3 Bernoulli-Euler 梁的自由振动

### 3.1 Bernoulli-Euler 梁的振动微分方程

将 Timoshenko 梁的自由振动方程式(4)中的考虑剪切变形和中性轴的转动惯量的项去掉,即可得出 Bernoulli-Euler 梁的自由振动方程如下:

$$\rho A \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + EI \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} = 0$$

Bernoulli-Euler 梁的振形函数为

$$\frac{\partial^4 W}{\partial x^4} - \lambda^4 W = 0$$

振形函数的通解为

$$W(x) = a_1 \operatorname{ch}(\lambda x) + a_2 \operatorname{sh}(\lambda x) + a_3 \cos(\lambda x) + a_4 \sin(\lambda x)$$

式中:  $\lambda^4 = [\rho A / (EI)] \omega^2$ 。

### 3.2 场传递矩阵

将式(16)中考虑剪切变形和中性轴的转动

惯量的项去掉,即可得出 Bernoulli-Euler 梁的场传递矩阵:

$$\mathbf{H}^t = \begin{bmatrix} S(\lambda) & T(\lambda)/\lambda & U(\lambda)/(EI\lambda^2) & V(\lambda)/(EI\lambda^3) \\ \lambda V(\lambda) & S(\lambda) & T(\lambda)/(EI\lambda) & U(\lambda)/(EI\lambda^2) \\ EI\lambda^2 U(\lambda) & EI\lambda V(\lambda) & S(\lambda) & T(\lambda)/\lambda \\ EI\lambda^3 T(\lambda) & EI\lambda^2 U(\lambda) & \lambda V(\lambda) & S(\lambda) \end{bmatrix} \quad (55)$$

式中:  $S(x)$ 、 $T(x)$ 、 $U(x)$  和  $V(x)$  为 Krylov 函数。

点传递矩阵、递推公式、频率方程和振形函数类似式(33)~式(52)可得出。

## 4 特例

通过简化式(1)~式(53)模型,使简化模型体现一定的工程实践意义,方便工程技术人员应用;并与已有文献[1-10]的研究结果进行比较,说明它们可以视为本文提出模型的特例。

由于在航空航天、兵器和汽车工业中 Bernoulli-Euler 梁的相关模型应用较多,根据 Bernoulli-Euler 梁的简化模型情形,相应的 Timoshenko 梁模型可按照相同思路得出。

### 4.1 双跨梁情形

令  $k=1$ 、 $n=f=h=0$ ,可将模型转换成双跨梁的情形,即梁中间只有一个铰支座,位置是  $\alpha_i$ ,将梁分成了两段。

引言中提到,先前的用于起落架性能分析的弹性机体看成了自由-自由的 Bernoulli-Euler 梁,但是应用的对象是上单翼飞机,中单翼飞机如何处理鲜见文献报道;中单翼飞机由于机翼不是一体的,机翼与机身通过加强隔框进行连接,可将连接方式视为铰接。由对称性可取一半的机体,看成悬臂梁加中间铰支座的双跨梁加以分析。

按照式(39)、式(44)和式(55)递推,可得其频率方程为

$$\begin{aligned} & [1 + \operatorname{ch}((1 - \alpha_i)\lambda) \cos((1 - \alpha_i)\lambda)] \cdot \\ & [\operatorname{sh}(\lambda\alpha_i) \cdot \cos(\lambda\alpha_i) - \operatorname{ch}(\lambda\alpha_i) \cdot \sin(\lambda\alpha_i)] = \\ & [\operatorname{sh}((1 - \alpha_i)\lambda) \cdot \cos((1 - \alpha_i)\lambda) - \\ & \operatorname{ch}((1 - \alpha_i)\lambda) \cdot \sin((1 - \alpha_i)\lambda)] \cdot \\ & [1 - \operatorname{ch}(\lambda\alpha_i) \cdot \cos(\lambda\alpha_i)] \end{aligned} \quad (56)$$

将  $\alpha_i \rightarrow 1$ , 式(56)变成

$$\tan \lambda = \tanh \lambda \quad (57)$$

式(57)为一端固支、一端铰支的频率方程<sup>[16]</sup>。

将  $\alpha_i \rightarrow 0$ , 式(56)变成

$$\frac{1 + \operatorname{ch} \lambda \cdot \cos \lambda}{\operatorname{sh} \lambda \cdot \cos \lambda - \operatorname{ch} \lambda \cdot \sin \lambda} =$$

$$\frac{1 - \operatorname{ch}(\lambda \alpha_i) \cdot \cos(\lambda \alpha_i)}{\operatorname{sh}(\lambda \alpha_i) \cdot \cos(\lambda \alpha_i) - \operatorname{ch}(\lambda \alpha_i) \cdot \sin(\lambda \alpha_i)} \quad (58)$$

当  $\alpha_i \rightarrow 0$  时,式(58)是个  $0/0$  型的不等式,由三角函数的性质可知,式(58)右边的分子是比分母更高阶的无穷小量,则

$$1 + \operatorname{ch} \lambda \cdot \cos \lambda = 0 \quad (59)$$

式(59)为悬臂梁的频率方程<sup>[20]</sup>.

其他的双跨梁模型,比如简支梁加中间铰支座通过类似的分析也可得出.

#### 4.2 悬臂梁带有集中质量的情形

令  $n=1, k=f=h=0$ ,可将模型转换成带有集中质量的情形,即梁中间只有一个集中质量,位置为  $b_i$ ,质量为  $m_i$ ,转动惯量为  $J_i$ .

先前的用于起落架性能分析的弹性机体看成了自由-自由的 Bernoulli-Euler 梁,但是没有考虑翼吊式发动机的影响.可以将翼吊式发动机看成是悬臂梁上的集中质量来完善模型.

按照式(36)、式(44)和式(55)递推,可得其频率方程为

$$\begin{aligned} & 8 + 8\operatorname{ch} \lambda \cdot \cos \lambda + \\ & 8p\lambda (\cos \lambda \cdot \operatorname{sh} \lambda - \operatorname{ch} \lambda \cdot \sin \lambda) + \\ & \frac{2}{3}pq\lambda^4 (1 - \operatorname{ch} \lambda \cdot \cos \lambda) + \\ & \frac{2}{3}q\lambda^3 (\cos \lambda \cdot \operatorname{sh} \lambda - \operatorname{ch} \lambda \cdot \sin \lambda) = 0 \quad (60) \end{aligned}$$

式中:

$$\begin{cases} p = m\omega^2 / (EI) \\ q = J\omega^2 / (EI) \end{cases} \quad (61)$$

令  $q=0$ ,可得

$$1 + \operatorname{ch} \lambda \cdot \cos \lambda + p\lambda (\cos \lambda \cdot \operatorname{sh} \lambda - \operatorname{ch} \lambda \cdot \sin \lambda) = 0 \quad (62)$$

这与文献[3]给出的结论相同.

悬臂梁带有任意集中质量的模型可以类似得出,可以看成对带弹机翼的弹性分析的模型.

#### 4.3 带有任意拉压弹簧和集中质量的情形

令  $k=h=0$ ,可将模型转换成带有任意个拉压弹簧和集中质量的情形,即梁中间有  $n$  个集中质量,位置为  $b_i (i=1, 2, \dots, n)$ ,质量为  $m_i (i=1, 2, \dots, n)$ ,转动惯量为  $J_i (i=1, 2, \dots, n)$ ;并且梁中间有  $f$  个拉压弹簧,每个坐标为  $c_i (i=1, 2, \dots, f)$ ,刚度为  $k_i (i=1, 2, \dots, f)$ .

特别地,当集中质量和拉压弹簧具有相同的数量,且成对出现在在同一个位置时,即  $b_i = c_i (i=1, 2, \dots, n), n=f$ 时,可以用此模型模拟兵器工业上火炮的身管.

按照式(36)、式(37)和式(55)递推,频率方程的推导类似可得,如将转动惯性项  $J_i = 0$ ,即可得出文献[5]的结论.

## 5 结 论

将工程上常用的单跨梁的传递矩阵推广到了多跨梁;将 Bernoulli-Euler 梁推广到了 Timoshenko 梁;将个别的复杂边界条件推广到了一般复杂边界条件,从而使得本文建立的模型具有更普遍的意义和更广泛的实用性.①通过简化模型,推导了双跨梁模型,以梁两端固支-自由为例,给出了其频率方程.当铰支座移至自由端时,频率方程变成了固支-铰支的频率方程;当铰支座移至固定端时,频率方程变成了固支-自由的频率方程.②推导了悬臂梁带有集中质量的模型,给出了频率方程的一般格式,当不考虑转动惯量的影响时,得出的频率方程与已有文献[3]的结论相同.③推导了带有任意拉压弹簧和集中质量的模型,其相应的算例与已有文献[5]的结论相同.④文献[1~10]给出的研究成果可视为本文的一种特例.⑤本文特例中的模型是通过 Bernoulli-Euler 梁进行推导得出的,实际上通过 Timoshenko 梁进行推导也可得出相同结果.

## 参考文献 (References)

- [1] McPherson A E, Evans J J, Levy S. Influence of wing flexibility on force-time relation in shock strut following vertical landing impact, NACA-TN-1995[R]. Washington, D. C.: NACA, 1949.
- [2] 史友进,张曾鎔.大柔性飞机着陆响弹性机体模型[J].东南大学学报:自然科学版,2005,35(4):549-552. Shi Y J, Zhang Z C. Elastic model for flexible airplane landing impact analysis[J]. Journal of Southeast University: Natural Science Edition, 2005, 35(4): 549-552 (in Chinese).
- [3] Wang D, Jiang J S, Zhang W H. Frequency optimization with respect to lumped mass position[J]. AIAA Journal, 2003, 41(9): 1780-1787.
- [4] 刘天雄,林益明,王明宇,等.航天器振动控制技术进展[J].宇航学报,2008,29(1):1-12. Liu T X, Lin Y M, Wang M Y, et al. Review of the spacecraft vibration control technology[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(1): 1-12 (in Chinese).
- [5] 陆毓琪,王晓锋,张延教,等.具有任意多个弹性与刚性支承及集中质量的梁振动问题[J].弹道学报,1997,9(4):23-28. Lu Y Q, Wang X F, Zhang Y J, et al. Natural vibration of variable cross section continuous beam with arbitrary lumped mass, elastic and rigid supports[J]. Journal of Ballistics, 1997, 9(4): 23-28 (in Chinese).
- [6] 芮筱亭,秦英孝,赵海林,等.有任意个集中质量的转管炮的固有振动[J].兵工学报,1994(2):1-5. Rui X T, Qin Y X, Zhao H L, et al. Natural vibration of spin tube

- gun with multi-lumped masses[J]. *Acta Armamentarii*, 1994(2): 1-5 (in Chinese).
- [7] Wang D, Zhou C Y, Rong J. Free and forced vibration of repetitive structures[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2003, 40(20): 5477-5494.
- [8] Chen D W, Wu J S. The exact solutions for the natural frequencies and mode shapes of non-uniform beams carrying multiple spring-mass systems[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2002, 255(2): 299-322.
- [9] Wang B P. Eigenvalue sensitivity with respect to location of internal stiffness and mass attachments[J]. *AIAA Journal*, 1993, 34(4): 791-794.
- [10] Ma L, Rui X, Abbas L, et al. Free vibration analysis and physical parameter identification of non-uniform beam carrying spring-mass systems[J]. *Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012, 29(4): 345-353.
- [11] Гантмахер Ф Р, Крейн М Г. Осцилляционные матрицы и ядра и малые колебания механических систем [M]. Москва: Государственное Издательство Технико Теоретической Литературы, 1950: 82-208.
- [12] 王其申, 章礼华, 王大钧. 外伸梁离散系统模态的若干定性性质[J]. *力学学报*, 2012, 44(6): 1071-1074.  
Wang Q S, Zhang L H, Wang D J. Some qualitative prosperities of modes of discrete system of beam with overhang[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2012, 44(6): 1071-1074 (in Chinese).
- [13] 王其申, 吴磊, 王大钧. 多跨梁离散系统的频谱和模态的定性性质[J]. *力学学报*, 2009, 41(6): 947-952.  
Wang Q S, Wu L, Wang D J. Some qualitative prosperities of frequency spectrum and modes of difference discrete system of multibearing beam[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2009, 41(6): 947-952 (in Chinese).
- [14] 王其申, 王大钧. 存在刚体模态的杆、梁连续系统某些振荡性质的补充证明[J]. *安庆师范学院学报: 自然科学版*, 2014, 20(1): 1-5.  
Wang Q S, Wang D J. The supplementary proof of some oscillation property for continuous systems of rod and beam having rigid modes[J]. *Journal of Anqing Teachers College: Natural Science Edition*, 2014, 20(1): 1-5 (in Chinese).
- [15] Ariaei A, Ziaei-Rad S, Malekzadeh M. Dynamic response of a multi-span Timoshenko beam with internal and external flexible constraints subject to a moving mass[J]. *Archive of Applied Mechanics*, 2013, 83(9): 1257-1272.
- [16] Ariaei A, Ziaei-Rad S, Ghayour M. Transverse vibration of a multiple-Timos henko beam system with intermediate elastic connections due to a moving load[J]. *Archive of Applied Mechanics*, 2011, 81(3): 263-281.
- [17] Mamandi A, Kargarnovin H M. Dynamic analysis of an inclined Timoshenko beam traveled by successive moving masses/forces with inclusion of geometric nonlinearities[J]. *Acta Mechanica*, 2011, 218(1-2): 9-29.
- [18] Gimena F N, Gonzaga P, Gimena L. Stiffness and transfer matrices of a non-naturally curved 3D-beam element[J]. *Engineering Structures*, 2008, 30(6): 1770-1781.
- [19] Haktanir V, Kiral E. Statical analysis of elastically and continuously supported helicoidal structures by the transfer and stiffness matrix methods[J]. *Computers and Structures*, 1993, 49(4): 663-677.
- [20] 芮筱亭, 来峰, 何斌, 等. 多体系统传递矩阵法及其应用[M]. 北京: 科学出版社, 2008: 93-94.  
Rui X T, Lai F, He B, et al. Transfer matrix method of multi-body system and its applications[M]. Beijing: Science Press, 2008: 93-94 (in Chinese).
- [21] 刘习军, 贾启芳. 工程振动理论与测试技术[M]. 北京: 高等教育出版社, 2004: 242-243.  
Liu X J, Jia Q F. Engineering vibration theory and testing techniques[M]. Beijing: Higher Education Press, 2004: 242-243 (in Chinese).

## Vibration model for multi-span beam with arbitrary complex boundary conditions

LIU Xiangyao, NIE Hong\*, WEI Xiaohui

(State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The transverse free vibration equations for Timoshenko beam were derived. Based on these equations, the vibration model for a multi-span beam with arbitrary complex boundary conditions was given by the transfer matrix method. Without considering the shear deformation and moment of inertia of the neutral axis, the model was simplified as the analogous model for Bernoulli-Euler beam. Three simplified models of some engineering significance were given. They are the free vibration model for a two-span beam, a cantilever with a lumped mass, and a beam with arbitrary lumped masses and translational springs. A comparison between the frequency equations derived by the three simplified models and those by the previous studies shows good consistency of the two, and it is thus concluded that the model developed in this paper is reasonable and feasible.

**Key words:** vibration analysis; boundary conditions; transfer matrix method; Timoshenko beam; multi-span beam

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0356

## 压力传感器动态校准不确定度评定

李强, 王中宇\*, 王卓然

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)



**摘 要:** 压力传感器动态校准不确定度是表征其测量精度的重要指标. 提出一种用于压力传感器动态校准不确定度评价的灰色方法. 首先, 使用正弦压力发生器产生标准的正弦压力信号驱动被校传感器, 获取传感器特征输出; 然后采用灰色关联分析处理传感器特征数据, 得到权重数列; 之后建立灰色模型并计算出各校准频率点的灰色偏度; 最后采用加权最小二乘法去拟合以得到的工作频率范围内所有频率点的不确定数据, 建立起被校压力传感器的动态校准不确定度模型. 设置了幅值变化及不变两种情况下的实验验证方案, 使用本文所提灰方法及黄方法分别对各方案下的数据进行处理; 实验结果的对比表明: 两种方案下所得动态校准不确定度曲线模型具有一致性; 其中幅值变化情况下, 两种方法在指定校准频率点所得校准不确定度的相对误差优于6%, 在测试频率点相对误差也小于10%; 幅值不变情况下, 在大部分频率点处所得相对误差普遍小于5%, 部分优于0.018%. 实验分析证明, 所提灰方法能很可靠地评估压力传感器动态校准不确定度.

**关键词:** 压力传感器; 动态校准; 不确定度; 正弦压力发生器; 灰色方法

**中图分类号:** TB939

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)05-0847-10

压力传感器广泛应用于航空航天运载系统、战术导弹、遥感测量、火炮装备及船舶制造等领域<sup>[1-2]</sup>; 实际工程中的许多物理量, 如液位、流量、飞行速度和飞行高度等, 也可以通过压力传感器来间接测量<sup>[3]</sup>. 使用压力传感器实时、可靠地跟踪被测信号的变化、获得准确的测量结果, 这就要求开展动态校准、准确掌握传感器动态参数指标.

压力传感器的动态校准是保证动态测试数据准确与可靠的重要前提<sup>[1,3-4]</sup>. 相对于静态测量而言, 动态测量的发展历史还比较短, 加之动态测量的环境也更加复杂、条件更加苛刻, 这也决定了压

力传感器的动态校准是一个比较复杂的过程. 这种复杂性决定了压力传感器校准结果不可避免地具有不确定度, 加之在实际校准测试中依旧是处于“以静代动”的水平<sup>[5]</sup>, 而且评定人员的主观经验和知识水平参差不齐, 致使校准不确定度的因素呈现多样性和复杂性, 导致压力传感器测量校准的结果相差十分悬殊<sup>[3-6]</sup>. 随着工业需求对压力传感器测量结果的准确性与可靠程度要求越来越高, 这就对压力传感器校准不确定度评定也提出了更高的要求. 对动态校准数据的不确定度分析, 与静态测量相比要复杂和困难得多, 目前在实际的测量工作中很难给出通用的压力传感器动态

收稿日期: 2014-06-16; 录用日期: 2014-08-25; 网络出版时间: 2014-10-16 10:43

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0356.html

基金项目: 国防技术基础项目

作者简介: 李强(1982—), 男, 河南新县人, 博士研究生, liqiang398@163.com

\* 通讯作者: 王中宇(1963—), 男, 河南洛阳人, 教授, mewan@buaa.edu.cn, 主要研究方向为光电技术及其应用、动态测量基础理论与技术.

**引用格式:** 李强, 王中宇, 王卓然. 压力传感器动态校准不确定度评定[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 847-856.

Li Q, Wang Z Y, Wang Z R. Uncertainty evaluation for the dynamic calibration of pressure transducer[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 847-856 (in Chinese).

校准不确定度评定准则<sup>[3,5]</sup>.

不确定度评定是压力传感器动态校准中的关键点<sup>[1,5]</sup>. 目前,在这方面国内外学者已经作了少量的研究,并取得了一定的成果. 国际上开展压力的动态测量校准方面研究相对较早. 20世纪60年代美国颁布了压力传感器动态校准规范 ANSI B88.1—1972A,这是首个压力传感器动态校准的专业标准<sup>[7]</sup>. 1986年,国际计量委员会(Comité International des Poids et Mesures, CIPM)以 ISO 名义颁布了测量不确定度指南(Guide to the Uncertainty in Measurement, GUM),这对校准不确定度评定具有里程碑的意义<sup>[3,5,7]</sup>. 著名学者 Martz 认为,在单次动态校准数据较少情况下,其评定如使用统计学和概率论的方法应斟酌<sup>[8]</sup>. 美国人 Crowder<sup>[9]</sup>首次将蒙特卡洛法引入了动态校准不确定度评定,构建了新的评定思路. 文献[10]提出从校准实验的误差源着手,对影响校准精度的几个主要因素进行了分析,建立了各因素的不确定度传播方程,最后通过合成求得总的校准不确定度;它为动态校准不确定度的评定提供了一条新的途径,但是该法的局限性在于所得不确定度结果可靠性过分依赖误差分析的结论,而误差分析及合成中的权重分配主观性强,很多是基于经验分析;另外,不同实验条件下各误差源的影响会改变,使得该法的通用性较差. 文献[11]采用比较法原理,对被校准压力传感器频域特征的测量不确定度进行了评定,实现过程简洁;但是,该法的不足是评定精度严重依赖于标准传感器,当标准传感器的精度与被校准的相近时,不确定度评定的可靠性难以保证.

国内方面,夏新涛等将模糊理论和贝叶斯理论有机融合,应用到动态测量不确定被评定中<sup>[12-13]</sup>;王中宇等<sup>[14-16]</sup>将灰色系统理论引入动态测量误差的评定,该理论利用已有测量数据预测生成新的信息,开辟了一条解决动态测量不确定度评定问题的新途径. 费业泰<sup>[17]</sup>与盛克仁<sup>[18]</sup>使用灰色方法实现了动态测量不确定度评定,评定精度与传统方法相近. 袁俊先和蔡菁<sup>[19]</sup>主要针对被校准压力传感器的幅值灵敏度指标进行评定,在假设各校准影响指标相互独立的基础上,合成不确定度值,所采用的处理思路和文献[10]类似. 张力<sup>[20]</sup>提出用最小二乘法求出传感器的理想特性曲线,通过与实际校准所得数据相比较,求出两条曲线间的差值即为不确定度,该法摆脱了对具体影响因素的依赖;所采用的等权拟合,使得部分测量效果较差的频率点数据对合成的曲线形状

影响难以约束,致使曲线模型的可靠性难以保障. 黄俊钦<sup>[5]</sup>在深入分析校准影响源的情况下,提出了一种基于数据分析的评定压力传感器动态校准不确定度的新方法,给出了详细求解步骤,丰富了压力传感器不确定度评定方法;但该方法并非完全意义上的动态不确定度评定方法,它只能计算测量频率点的校准不确定度,对于没有测量数据的频率点难以评定,因而难以实现被校准压力传感器全工作频段的不确定度评定. 依据中国动态压力传感器检定规程(JJG 624—2005)<sup>[21]</sup>,若使用其指定的少量频率点数据,现有基于统计理论的分析方法很难实现其全频段动态校准不确定度评定.

目前,综合国内外的发展现状,还没有出现一种简单、通用性强的动态不确定度分析方法,用于解决压力传感器动态校准所用频率点不确定度的可靠评定问题. 本文提出一种用于压力传感器动态校准不确定度的灰色评定方法,其核心思想是有机结合灰色系统理论<sup>[22-23]</sup>的累加生成、灰关联分析和灰色 GM(0,2)模型等相关内容,发掘被校准压力传感器动态校准数据随频率变化而包含的内在规律性、不同频率点测量数据的关联性以及动态校准数据的变化趋势,将所得信息用于加权最小二乘建模,得出被校压力传感器在工作频率范围内的测量不确定度变化规律.

## 1 动态校准不确定度评定

### 1.1 评定原理

压力传感器动态校准不确定度的灰色评定过程包括如下几个步骤:

- 1) 选定压力驱动源并指定校准频率点,采样被校准压力传感器的输出.
- 2) 对采样输出序列进行灰色关联分析,求得指定频率点在多次重复校准中输出值的权重系数.
- 3) 对多列输出数列进行处理,生成被校准压力传感器特征序列,进而对数据进行累加生成、灰系数计算.
- 4) 利用得到的累加生成序列和灰色系数构建灰色偏度评定模型,得到各指定校准频率点的灰色偏度.
- 5) 结合已得到的权重系数,应用神经网络拟合法对各频率点的灰色偏度值进行拟合,估计出被校准压力传感器在全工作频段的动态校准不确定度.

评定原理的如图 1 所示.

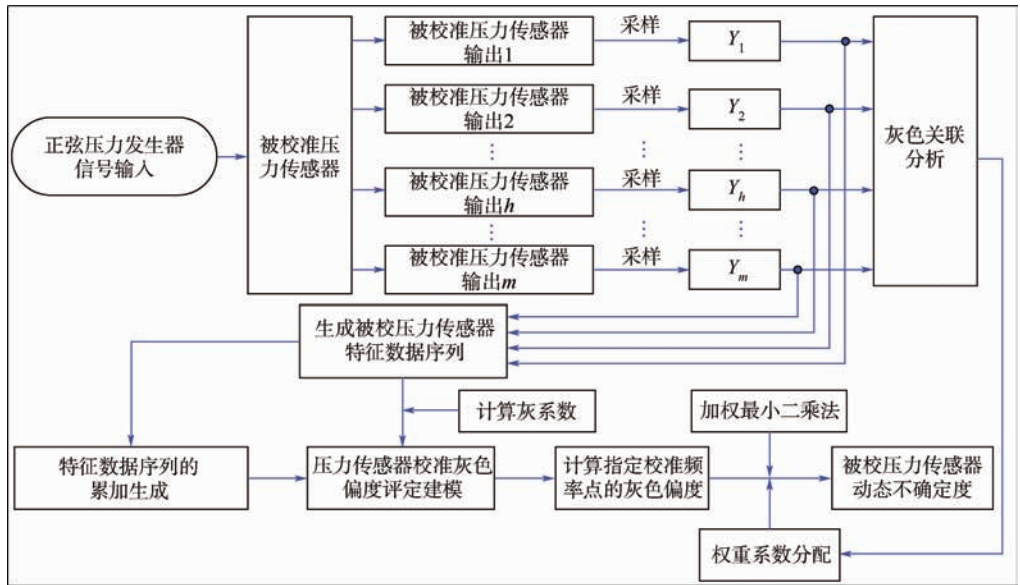


图 1 压力传感器动态校准不确定度的灰色评定原理

Fig. 1 Principle of grey method (GM) for dynamic uncertainty evaluation of calibrated pressure transducer

### 1.2 灰色评定建模

压力传感器的动态校准是一个动态重复测量的过程,被校准压力传感器的输出可以看作是 3 部分响应的合成:对正弦激励的响应、系统误差的响应和随机测量误差的响应<sup>[1,8,14,17,24]</sup>. 通常,传感器测量输出数据中的系统误差易于剔除,因此在本文中,压力传感器动态校准不确定度灰色评定的主要任务就是获取传感器性能在随机误差影响下的变化规律.

依据中国动态压力传感器检定规程 (JJG 624—2005) 的规定,进行动态校准时需依据被校准压力传感器工作频率范围设定校准的频率点. 在此,假设设定  $N$  个校准频率点  $\{P_1, P_2, \dots, P_k, \dots, P_n\}$ , 且  $P_1 < P_2 < \dots < P_k < \dots < P_n$ ; 以图 2 为例,假设所有校准频率点重复测量 4 次,得到 4 个特征输出数列,由于诸多测量因素的影响导致随

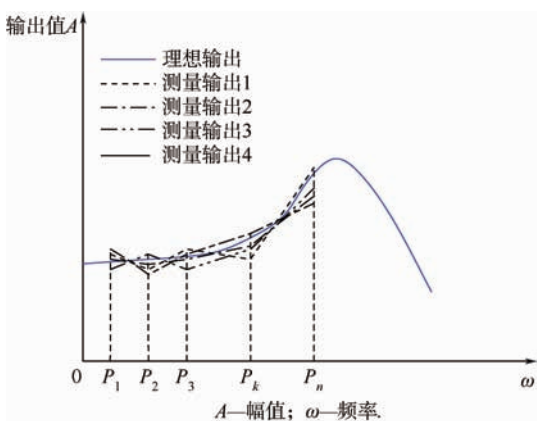


图 2 压力传感器动态校准的输出

Fig. 2 Output of dynamic repeated calibration for pressure transducer

机误差的存在,使得各数列之间存在一定差异性,与理想输出相比,各数列都存在小幅波动性,如图 2 所示.

为了量化描述图 2 中所包含的校准不确定度,设激励输入为  $x(P)$ ,  $P$  为校准频率点;被校准压力传感器在  $x(P)$  信号激励下产生输出,剔除系统误差后,得到表征传感器动态特性的输出数据  $x(P)$ , 这时的  $x(P)$  即为对输入激励  $x(P)$  的稳态响应和随机测量误差的合成,相关含义可以用式 (1) 表示.

$$y(P) = \hat{y}(P) + \varepsilon(P) \quad (1)$$

式中:  $\hat{y}(P)$  为激励  $x(P)$  的稳态响应;  $\varepsilon(P)$  为校准过程中的随机误差.

设对某压力传感器进行  $m$  次校准实验,以其校准频率点  $P_k$  为例,如果发现在该处的随机误差服从正态分布 (如图 3 所示), 那么在该校准过程中,需计算出在该频率点的灰色偏度,进而评估在此处的校准不确定度.

设压力传感器的校准过程重复了  $m$  次,得到输出相应数据  $y_1(P), y_2(P), \dots, y_h(P), \dots, y_m(P)$ . 以校准频率点的形式可表示为

$$Y = [Y_{P_1} \quad Y_{P_2} \quad \dots \quad Y_{P_k} \quad \dots \quad Y_{P_n}] = \begin{bmatrix} y_1(P_1) & \dots & y_1(P_k) & \dots & y_1(P_n) \\ y_2(P_1) & \dots & y_2(P_k) & \dots & y_2(P_n) \\ \vdots & & \vdots & & \vdots \\ y_h(P_1) & \dots & y_h(P_k) & \dots & y_h(P_n) \\ \vdots & & \vdots & & \vdots \\ y_m(P_1) & & y_m(P_k) & & y_m(P_n) \end{bmatrix} \quad k = 1, 2, \dots, n \quad (2)$$

式中:  $n$  为在被校准压力传感器工作频率范围内指定的校准频率点数目. 假设被校准压力传感器的工作频率范围为  $[1, 1\ 000]$  Hz, 依据中国计量规程 JJG 624—2005, 该传感器的指定校准频率点应为: 8, 32, 80, 160, 250, 400, 600, 800, 1 000 Hz.

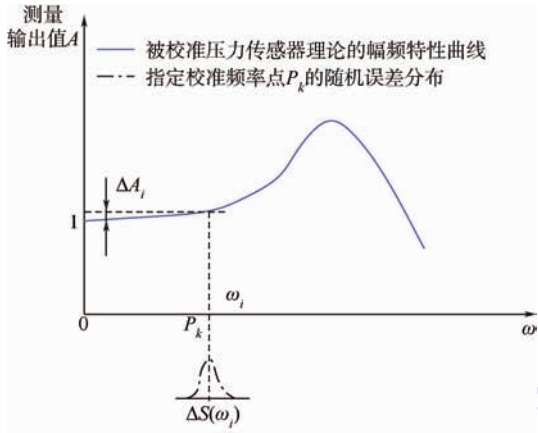


图3 压力传感器动态校准不确定度

Fig. 3 Dynamic calibration uncertainty for pressure transducer

首先, 对同一校准频率点的激励响应数据进行均值化处理:

$$\hat{y}(P_k) = \frac{1}{m} \sum_{h=1}^m y_h(P_k) \quad P_k \in \{P_1, P_2, \dots, P_n\} \quad (3)$$

如果在指定校准频率点  $P_k$  的测量输出数据不存在任何随机误差, 那么被校准压力传感器的测量输出即为测量真值. 这些测量数据就可以组成如下测量值序列:

$$y_{P_k}^{(0)} = \underbrace{\{A_{P_k}, A_{P_k}, \dots, A_{P_k}\}}_m \quad P_k \in \{P_1, P_2, \dots, P_n\} \quad (4)$$

对序列  $y_{P_k}^{(0)}$  进行一次累加生成处理 (1-AGO):

$$y_{P_k}^{(1)}(h) = \sum_{j=1}^h y_{P_k}^{(0)}(j) \quad h = 1, 2, \dots, m; \quad P_k \in \{P_1, P_2, \dots, P_n\} \quad (5)$$

进行上述处理后得到数列  $y_{P_k}^{(1)} = \{A_{P_k}, 2A_{P_k}, \dots, nA_{P_k}\}$ . 由于不存在任何随机误差, 因此在指定频率点  $P_k$  的测量序列经过累加处理后所得结果为一条直线, 直线方程可表示为

$$y_{P_k}^{(1)}(h) = A_{P_k} h \quad h = 1, 2, \dots, m \quad (6)$$

实际上, 被校准压力传感器在任何指定校准频率点的测量输出数据不可能没有随机误差, 该误差使得测量值偏离真值. 设在指定校准频率点  $P_k$  的输出真值为  $A_{P_k}$ , 将  $m$  次重复测量输出值以升序排列可组成式(7)的数列:

$$g_{P_k}^{(0)} = \{A_{P_k} + \delta_{P_{k1}}, \dots, A_{P_k} + \delta_{P_{kh}}, \dots, A_{P_k} + \delta_{P_{km}}\} \quad \delta_{P_{k1}} \leq \dots \leq \delta_{P_{kh}} \leq \dots \leq \delta_{P_{km}} \quad (7)$$

式中:  $\delta_{P_{kh}}$  为在指定校准频率点  $P_k$  第  $h$  次重复测量的随机误差.

对式(7)中的测量输出序列进行一次累加生成 (1-AGO), 得到累加序列  $\{g_{P_k}^{(1)}(h)\}$ :

$$\{g_{P_k}^{(1)}(h)\} = \left\{ hA_{P_k} + \sum_{j=1}^h \delta_{P_{kj}} \right\} = \left\{ A_{P_k} + \delta_{k1}, 2A_{P_k} + \delta_{P_{k1}} + \delta_{P_{k2}}, \dots, mA_{P_k} + \sum_{j=1}^m \delta_{P_{kj}} \right\} \quad (8)$$

以序列  $\{g_{P_k}^{(1)}(h)\}$  的成员为基础绘制二维图 (如图4中实线), 这时会发现该图4中实线为一个近似指数型曲线, 在这里称其为校准累加曲线.

式(9)为序列  $\{g_{P_k}^{(1)}(h)\}$  与序列  $\{y_{P_k}^{(1)}(h)\}$  对于成员差值, 表示测量累加曲线与式(6)所表示直线间的距离, 图4详细描述了它们之间的关系.

$$\Delta_{P_k}(h) = |g_{P_k}^{(1)}(h) - y_{P_k}^{(1)}(h)| \quad h = 1, 2, \dots, m \quad (9)$$

依据最大距离  $\Delta_{P_k \max}$  和重复测量次数  $m$ , 可以构建在指定校准频率点的灰色偏度评价模型为

$$\sigma_{P_k} = c \frac{\Delta_{P_k \max}}{m} \quad k = 1, 2, \dots, n \quad (10)$$

令

$$D = \frac{\Delta_{P_k \max}}{m} \quad (11)$$

则式(10)可以缩写为

$$\sigma_{P_k} = c \cdot D \quad (12)$$

式中:  $c$  为灰常量, 它是通过 GM(0, 2) 模拟计算得到.

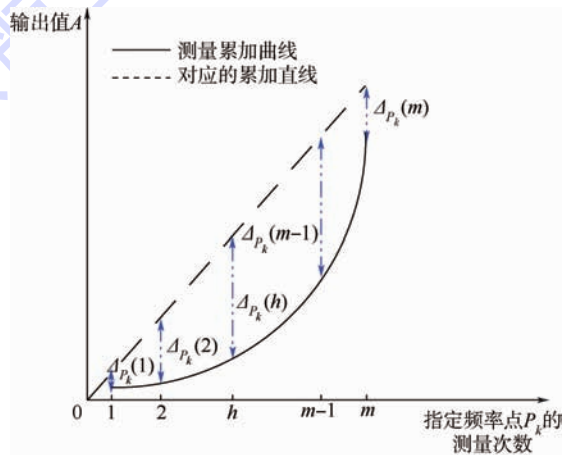


图4 校准频率点  $P_k$  在  $m$  次测量下的灰偏差

Fig. 4 Grey discrimination of measurement error for frequency  $P_k$  with  $m$  times of measurements

用式(10),可以算出在所有指定校准频率点  $\{P_1, P_2, \dots, P_k, \dots, P_n\}$  的灰色偏度序列  $\{\sigma_{p_1}, \sigma_{p_2}, \dots, \sigma_{p_k}, \dots, \sigma_{p_n}\}$ 。

基于灰色关联分析<sup>[14-15,17-18,22-23]</sup>,定义灰关系常数序列  $\gamma$ :

$$\gamma = (\gamma(Y_{p_0}, Y_{p_1}), \gamma(Y_{p_0}, Y_{p_2}), \dots, \gamma(Y_{p_0}, Y_{p_n})) \quad (13)$$

式中:

$$Y_{p_0} = \left( \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n y_1(P_k), \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n y_2(P_k), \dots, \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n y_h(P_k), \dots, \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n y_m(P_k) \right)^T$$

定义灰色偏度序列  $\{\sigma_{p_1}, \sigma_{p_2}, \dots, \sigma_{p_k}, \dots, \sigma_{p_n}\}$  中各元素的权重系数为

$$W = (w(1), w(2), \dots, w(k), \dots, w(n)) \quad (14)$$

式中:

$$w(k) = \frac{\gamma(Y_{p_0}, Y_{p_k})}{\sum_{h=1}^n \gamma(Y_{p_0}, Y_{p_h})} \quad k = 1, 2, \dots, n \quad (15)$$

以  $W$  为权值,使用加权最小二乘法对灰色偏度序列  $\{\sigma_{p_1}, \sigma_{p_2}, \dots, \sigma_{p_k}, \dots, \sigma_{p_n}\}$  拟合,其终止条件为

$$\min \sum_{k=1}^n w(k) (\hat{\sigma}_k - \sigma_k)^2 \quad (16)$$

通过上述拟合,最终得到被校准传感器动态校准不确定模型。

### 1.3 灰常量 $c$ 的计算

灰常量的计算流程如图5所示。首先将测量输出数组中任意随机提取  $N$  个数据样本;然后取

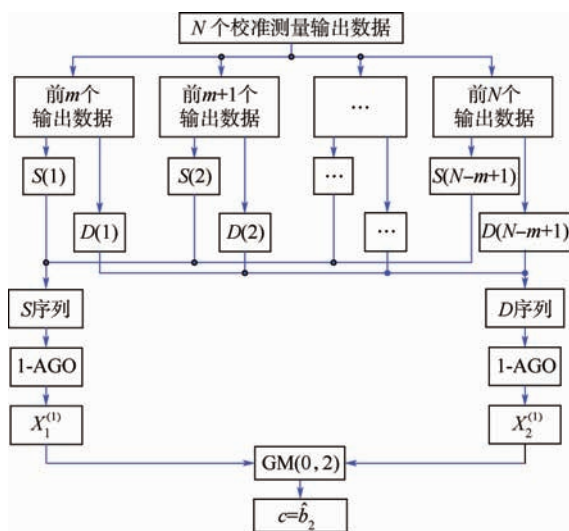


图5 灰常量  $c$  的计算流程

Fig.5 Calculation flowchart of grey constant  $c$

前  $m$  个,计算  $S(1), D(1)$  通过式(9)、式(10)和式(11)得到;依此可以计算出前  $m+1$  个数据的  $S(2), D(2)$ , 依此直到  $N$ , 得到  $S(1), S(2), S(N-m+1), D(1), D(2), D(N-m+1)$ ;将  $S$  序列和  $D$  序列进行一次累加生成处理,得到对应序列  $X_1^{(1)}$  和  $X_2^{(1)}$ , 以这两个序列构建  $GM(0,2)$  模型:

$$X_1^{(1)} = b_2 X_2^{(1)} + a \quad (17)$$

式中:初始条件  $a = 0$ 。

## 2 实例分析

被校准压力传感器型号为恩德福克 8510C, 其工作频率范围为  $[1, 1100]$  Hz, 所能承受的最大压力为 2.5 MPa; 该压力传感器的校准压力源选用 SY-10 型正弦压力发生器, 其关键技术指标如表1所示。依据中国计量规程 JJG 624—2005, 设置 8510C 型压力传感器的校准频率点为: 8, 32, 80, 160, 250, 400, 600, 800 和 1 000 Hz, 每个校准点重复测量 6 次, 实验环境如图6所示。除依据规程 JJG 624—2005 设置的校准点外, 另行设置测试频率点: 16, 100, 300, 700 和 900 Hz, 用以检验本文所提方法得到的动态校准不确定度在全工作频段的评估效果。

表1 正弦压力发生器的技术指标

Table 1 Key indices of sine pressure generator

指标类型	取值范围
校准压力范围/MPa	0 ~ 10
工作频率范围/Hz	0.1 ~ 2 000
波形失真度/%	3 ~ 5



图6 测量实验环境

Fig.6 Environment of measurement test

为了更加完备地验证本文所提校准不确定度评估方法的可靠性,在频率点设定的基础上,制定两套实验方案:①用本文所提灰方法评估在压力幅值变化情况下的不确定度;②在压力幅值不变情况下,用本文所提灰方法进行不确定度评估。

### 2.1 幅值变化情况下的校准不确定度评定

首先进行方案①实验(即压力幅值变化情况

下的被校准压力传感器特征数据的不确定度评定). 幅值设定的变化规律为:随着频率数据的增大,幅值也相应变大,目的是为了评估方法突显出在频率逐渐增大情况下,校准对幅值的影响;各频率点对应的变化压力幅值如表2所示.

被校准压力传感器在各频率点的幅值响应数据经过无量纲化处理,得到如图7所示的实验数据.进行无量纲化处理时,选取在频率点8 Hz处、在压力幅值0.50 MPa激励下,6次重复校准下压力传感器最小响应数据为基值,用变化压力幅值激励下的各个频率点的输出均除以该基值.

从图7中数据可以看出,随着频率增大相应幅值响应也从1.0000逐渐增大;并且随着输出频率增大同一频率点重复测量响应数据的发散性有所增强,这种发散性正是本文所提方法要定量化评定的内容.

使用图7中8,32,80,160,250,400,600,800和1000 Hz的输出数据序列按照图5流程,分别构建GM(0,2)模型,求出相应 $c$ 值如表2所示.依据表2数据结合各频率点所得测量数列,构建

各自灰色评定模型,求出了各指定频率点测量灰色偏度如表3所示.

通过灰关联分析,得出各指定校准频率点的权重分析系数,如表4所示.从8 Hz开始,权重系数随着频率增大而变大,说明测量数据较可靠;但是当到400 Hz时权重系数开始逐渐减小,这也说明频率增大时校准影响因素的作用变强,数据的可信度变弱.

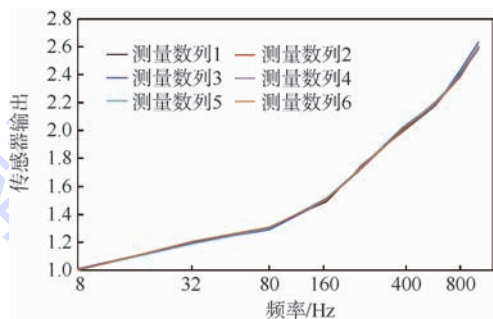


图7 被校准传感器8510C在幅值变化下的幅值响应输出数据

Fig.7 Amplitude measurements of calibrated 8510C transducer under changing input

表2 各指定校准频率点对应的压力幅值及灰常数

Table 2 Pressure and grey constant  $c$  for appointed frequency points

参数	$P_k/\text{Hz}$								
	8	32	80	160	250	400	600	800	1000
压力幅值/MPa	0.50	0.60	0.65	0.75	0.88	1.00	1.10	1.20	1.30
$c$	2.411	2.423	2.431	2.400	2.436	2.417	2.428	2.425	2.419

表3 各指定校准点的灰色偏度

Table 3 Grey deviation of different appointed frequency

$P_k/\text{Hz}$	8	32	80	160	250	400	600	800	1000
灰色偏度	0.0050	0.0047	0.0039	0.0037	0.0030	0.0038	0.0039	0.0069	0.0074

表4 各指定校准频率点的权重系数

Table 4 Weight coefficient of different appointed frequency

$P_k/\text{Hz}$	8	32	80	160	250	400	600	800	1000
权重系数	0.0899	0.1007	0.1079	0.1115	0.1259	0.1367	0.1223	0.1115	0.0935

由表3和表4数据,构建加权最小二乘拟合,得出表征被校准压力传感器动态不确定度的曲线模型.

## 2.2 幅值不变情况下的校准不确定度评定

在进行方案②验证实验时,将各个校准频率施加压力幅值设为固定值,均为0.80 MPa.传感器的幅值输出响应数据如图8所示.

具体处理方式与2.1节相似.通过对图8中各指定频率点数据构建GM(0,2)模型可以求得灰常数 $c$ 值;依据 $c$ 值构建灰色模型,得到各指定频率点的灰色偏度;之后通过关联分析得到了各

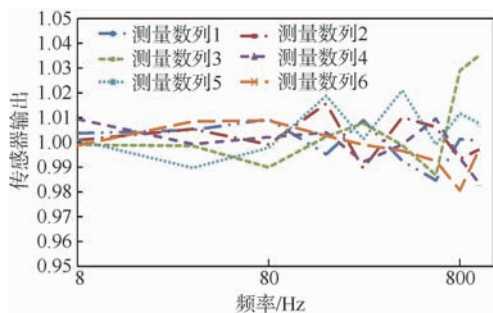


图8 被校准传感器8510C在幅值不变情况下的幅值响应输出数据

Fig.8 Amplitude measurements of calibrated 8510C transducer under unchanging input

指定频率点的权重分析系数;依据灰色偏度及权重系数信息进行加权最小拟合,最终得到了在压力幅值不变条件下被校准压力传感器动态不确定的曲线模型(如图 9 所示的点线).

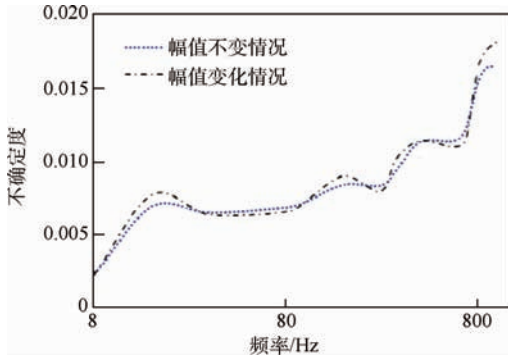


图 9 不同幅值条件下所得被校准 8510C 压力传感器的动态校准不确定度

Fig. 9 Dynamic uncertainty of the calibrated 8510C transducer under different amplitudes

### 2.3 结果比较

由表 3 和表 4 数据,构建加权最小二乘拟合,得到了在压力幅值变化条件下被校准压力传感器动态不确定的曲线模型(如图 9 所示).对比在不同幅值条件下所得的两个曲线模型可以发现,幅

值变化条件下所得曲线的波动性相对较强,这主要是压力幅值增大正弦压力源波形稳定性变弱造成的.另外,在变压力幅值的作用下,振动、温度变化等外界影响增大,使得校准效果恶化.对比图 9 中两条曲线之间的形状还可以看出,随着频率的增大,两个曲线模型的变化趋势是非常相近的,说明两种情况下所得的不确定度曲线模型具有一致性,证明在幅值变化与不变的条件下均可进行校准的不确定度评估;最后,两条曲线模型随频率增大不确定度逐渐变得的特征趋势说明,随着校准的频率增大,被校准压力传感器的测量能力逐渐变差,动态测量结果的失真变大.

为了验证在幅值变化情况下所得模型的准确性,基于图 7 及表 5 中的数据,运用黄俊钦所提出动态不确定度评估方法(本文简称黄方法)<sup>[5]</sup>,分别计算在指定频率点:8, 32, 80, 160, 250, 400, 600, 800, 1 000 Hz 及在测试频率点:16, 100, 300, 700 和 900 Hz 处的测量不确定度.

测量频率点包含测试频率点和依据规程 JJG 624—2005 设置的校准点.图 10 为使用黄方法得到测量频率点不确定度数据以及两种方法在测量频率点得到不确定的差值的绝对值.

表 5 幅值变化情况下用于测试动态校准模型正确性的测试数据

Table 5 Pressure and amplitude measurements of testing frequency points for verifying the dynamic uncertainty under changing input

$P_k/\text{Hz}$	幅值/MPa	被校准压力传感器的输出数据					
		次数 1	次数 2	次数 3	次数 4	次数 5	次数 6
16	0.55	1.0944	1.0948	1.1119	1.1102	1.0833	1.0965
100	0.70	1.4059	1.3948	1.4205	1.4112	1.4002	1.4033
300	0.92	1.8321	1.8584	1.8579	1.8389	1.8652	1.8347
700	1.15	2.2968	2.3119	2.2839	2.3001	2.3028	2.2993
900	1.25	2.4963	2.5049	2.5030	2.5006	2.4983	2.5060

在图 10 中的指定校准频率点处,按照本文的灰方法所得校准不确定度与黄方法所得结果的差值的绝对值小于 0.001,对应相对误差不大于

6%.在测试校准点,两种方法所得结果的差值虽然大于指定校准频率点,但是差值是处于可接受的范围内,对应相对误差小于 10%.两类频率点处

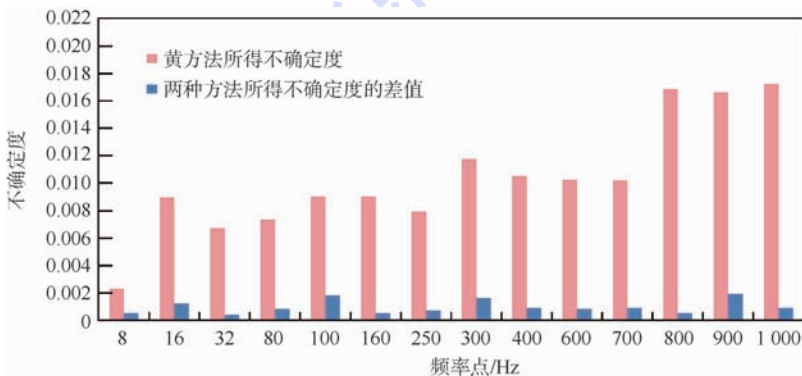


图 10 幅值变化条件下两种方法所得测量不确定度的对比

Fig. 10 Uncertainty comparison obtained by different methods under changing input

所得不确定结果的对比说明了灰方法评定结果的准确性和有效性,也说明在幅值变化的条件下,可以实现动态不确定度的评估。

为了验证在幅值不变情况下所得动态不确定度模型的准确性,基于图8及表6中的测量数据,同时运用黄方法计算在指定频率点及测试频率点的不确定度.灰方法与黄方法所得结果的对比如图11所示.图11中包含使用黄方法得到的各测量频率点不确定度,以及点线模型(幅值不变化情况下所得的动态不确定度模型)与黄方法在各测量频率点得到不确定的差值的绝对值.从图11可以看出,两种方法在测试频率点的差值相对较大,但是都小于0.001,它们明显小于图10中同类型的差值.另外,在指定校准频率点,绝大部分

差值都明显小于0.001,与黄方法所得不确定度相比,大部分指定校准频率点的相对误差小于5%,部分频率点的相对误差优于0.018%.在幅值不变的条件下,两类频率点处所得不确定结果的对比说明,本文所提压力传感器的动态校准不确定度评定方法能有效地实现其评估。

在幅值变化与不变情况下分析表明,在进行压力传感器校准不确定度实验时,相对于变化幅值的激励而言,幅值不变或变化较小时,可以更准确地获得动态校准不确定度变化规律.另外,从两种实验方案下不同处理方法所得结论也可以看出,通用的黄方法相对于本文所提的灰方法而言,前者只能实现测量频率点的不确定度评定,不能实现非测量频率点不确定度预测。

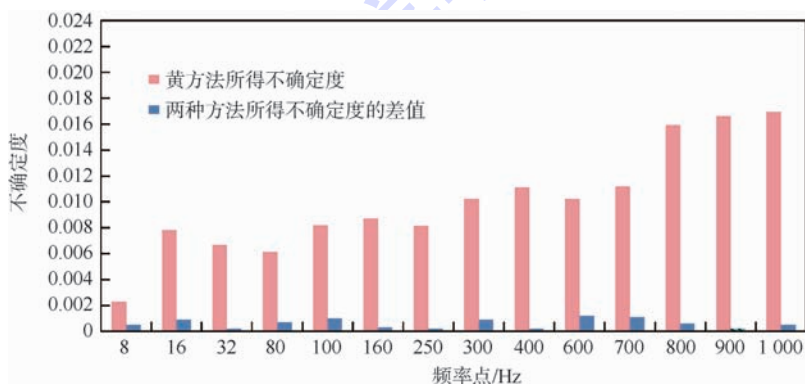


图11 幅值不变条件下两种方法所得测量不确定度的对比

Fig. 11 Uncertainty comparison obtained by different method under unchanging input

表6 幅值不变情况下用于测试动态校准模型正确性的测试数据

Table 6 Pressure and amplitude measurements of testing frequency points for verifying dynamic uncertainty under unchanging input

$P_k/\text{Hz}$	幅值/MPa	被校准压力传感器的输出数据					
		次数1	次数2	次数3	次数4	次数5	次数6
16	0.80	1.5796	1.5788	1.5820	1.5934	1.5760	1.5698
100	0.80	1.5800	1.5893	1.5828	1.5688	1.5689	1.5820
300	0.80	1.5890	1.5706	1.5803	1.5700	1.5837	1.5960
700	0.80	1.5687	1.5912	1.5769	1.5919	1.5789	1.5982
900	0.80	1.5621	1.5909	1.5708	1.5985	1.5605	1.5613

### 3 结论

鉴于压力传感器动态校准的原理和特点,本文在灰色系统理论的基础上,结合加权最小二乘法,提出了压力传感器动态校准不确定度的灰色评价模型,模型的动态评定效果在实际的校准中得到了有效验证。

1) 依据国家校准规程,本文所提出动态校准不确定度灰色评定方法,在不增加校准点数量的情况下,可实现校准不确定度的动态评定;是在现有规程条件下,对其确定度评定的有价

值完善。

2) 所提灰方法能利用少量的指定校准点数据对被校准压力传感器的所有频率点的校准不确定度进行估计,表征被校准传感器的精度随频率变化规律,为压力传感器动态校准的误差溯源和误差修正奠定基础。

3) 本文所提灰方法克服了现有方法只能实现被测量校准点(包含指定校准点和测试点)不确定度评估的局限性;与其他传统方法相比,本方法在指定校准点所得不确定度与它们所得结果非常相近,在测试校准点也有很好的一致性。

4) 相对于变化的幅值激励而言,幅值不变或变化较小时,实验条件对校准结果的影响较弱,与黄方法相比,所得不确定度差值小于0.0001,部分校准频率点的相对误差优于0.018%。基于所得到的被校准压力传感器的动态不确定度可知,在幅值激励不变或变化较小时,能更好地激发被校准传感器的动态特征,这有利于获取被校准动态校准不确定度的变化规律。

### 参考文献 (References)

- [1] Zheng D Z, Wu Z L, Yan Q, et al. Dynamic performance improvement on resonant vibration cylinder pressure transducer [J]. *Advanced Science Letters*, 2011, 4(4-5): 1376-1380.
- [2] Sharifian S A, Buttsworth D R. Evaluation of glued-diaphragm fibre optic pressure sensors in a shock tube [J]. *Shock Waves*, 2007, 16(3): 189-197.
- [3] Skoglund M, Pettersson M. A calibration scheme for imperfect quantizers [J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2000, 49(5): 1063-1068.
- [4] Medawar S, Handel P, Murmann B, et al. Dynamic calibration of undersampled pipelined ADCs by frequency domain filtering [J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2013, 62(7): 1882-1891.
- [5] 黄俊钦. 动态不确定度的估算方法和应用实例 [J]. *计量学报*, 2005, 26(4): 372-375.  
Huang J Q. The estimation method and application of dynamic uncertainty [J]. *Acta Metrologica Sinica*, 2005, 26(4): 372-375 (in Chinese).
- [6] 黄俊钦. 测温系统动态校准结果的不确定度估 [J]. *仪器仪表学报*, 2008, 29(4): 870-873.  
Huang J Q. Dynamic uncertainty estimation of dynamic calibration results in temperature measurement system [J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2008, 29(4): 870-873 (in Chinese).
- [7] Zhang Y, Zu J, Zhang H Y. Dynamic calibration method of high-pressure transducer based on quasi-delta function excitation source [J]. *Measurement*, 2012, 45(8): 1981-1988.
- [8] Martz Jr H F, Waller R A. Bayesian zero-failure (BAZE) reliability demonstration test procedure [J]. *Journal of Quality Technology*, 1979, 11(3): 128-137.
- [9] Crowder S V, Moyer R D. A two-stage Monte Carlo approach to the expression of uncertainty with non-linear measurement equation and small sample size [J]. *Metrologia*, 2006, 43(1): 34-41.
- [10] Miura T, Huete A R, Yoshioka H. Evaluation of sensor calibration uncertainties on vegetation indices for MODIS [J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2000, 38(3): 1399-1409.
- [11] Yadav S, Kumaraswamy B V, Gupta V K, et al. Least squares best fit line method for the evaluation of measurement uncertainty with electromechanical transducers (EMT) with electrical outputs (EO) [J]. *Mapan Journal of Metrology Society of India*, 2010, 25(2): 97-106.
- [12] Xia X T, Wang Z Y, Gao Y S. Estimation of non-statistical uncertainty using fuzzy-set theory [J]. *Measurement Science and Technology*, 2000, 11(4): 430-435.
- [13] Xia X T, Chen X Y, Zhang Y Z, et al. Grey bootstrap method of evaluation of uncertainty in dynamic measurement [J]. *Measurement*, 2008, 41(6): 687-696.
- [14] 王中宇, 刘智敏, 夏新涛. 测量误差与不确定度评定 [M]. 北京: 科学出版社, 2008: 35-40.  
Wang Z Y, Liu Z M, Xia X T. *Measurement error and uncertainty evaluation* [M]. Beijing: Science Press, 2008: 35-40 (in Chinese).
- [15] Wang Z Y, Ge L Y. Novel method of evaluating dynamic repeated measurement uncertainty [J]. *Journal of Testing and Evaluation*, 2008, 36(5): 453-459.
- [16] Qin P, Shen Y, Wang Z Y. Grey evaluation of non-statistical uncertainty in multidimensional precision measurement [J]. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2006, 31(5-6): 539-545.
- [17] 费业泰. 误差理论与数据处理 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2005: 23-26.  
Fei Y T. *Error theory and data processing* [M]. Beijing: Machinery Industry Press, 2005: 23-26 (in Chinese).
- [18] 盛克仁. 过程测量仪表 [M]. 北京: 化学工业出版社, 1992: 15-18.  
Sheng K R. *Process measuring instruments* [M]. Beijing: Chemical Industry Press, 1992: 15-18 (in Chinese).
- [19] 袁俊先, 蔡菁. 基于正弦压力校准装置的压力传感器不确定度评定 [J]. *计测技术*, 2013(S1): 190-192.  
Yuan J X, Cai J. Uncertainty evaluation for pressure transducer based on the sine pressure generator [J]. *Testing Technology*, 2013(S1): 190-192 (in Chinese).
- [20] 张力. 正弦压力校准测量不确定度分析 [C] // 压力计量服务和测试技术研讨会论文集. 北京: 中国计量测试学会, 2003: 26-32.  
Zhang L. Evaluation of uncertainty of sinusoidal pressure calibration [C] // *Pressure Measurement Services and Test Technology Seminar Proceedings*. Beijing: Chinese Society for Measurement, 2003: 26-32 (in Chinese).
- [21] JJG 624—2005 动态压力传感器检定规程 [S]. 北京: 机械工业出版社, 2005: 5-9.  
JJG 624—2005 Verification regulation of dynamic pressure transducers [S]. Beijing: Machinery Industry Press, 2005: 5-9 (in Chinese).
- [22] 刘思峰, 党耀国, 方志耕, 等. 灰色系统: 理论与应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2010: 5-10.  
Liu S F, Dang Y G, Fang Z G, et al. *The grey system: theory and its application* [M]. Beijing: Science Press, 2010: 5-10 (in Chinese).
- [23] Liu S F. On measure of grey information [J]. *The Journal of Grey System*, 1995, 7(2): 97-101.
- [24] Shu W. A study of the dynamic measurement uncertainty [J]. *Acta Metrologica Sinica*, 2003, 24: 117-122.

# Uncertainty evaluation for the dynamic calibration of pressure transducer

LI Qiang, WANG Zhongyu\*, WANG Zhuoran

(School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** The uncertainty of dynamic calibration for pressure transducer is a key indicator of its dynamic measurement precision. A novel grey method (GM) was proposed to evaluate the dynamic calibration uncertainty of pressure transducer. Firstly, a sine pressure generator was used to produce required sine pressure signal to drive the calibrated pressure transducer and obtain output of transducer. Secondly, using the grey relational analysis to deal with the measurement sequences outputted, a weighted value sequence was obtained. Thirdly, a grey model was established to calculate the calibration uncertainty of appointed frequency. Finally, a weighted least-square fitting method was applied to do fitting with the calibration uncertainty of appointed frequency, and then a dynamic calibration uncertainty model was established. An experimental verification under the calibration condition of changing amplitude and unchanging amplitude was set up. Grey method and Huang method (HM) were used to process the output of pressure transducer separately. The results show that the curve models of dynamic calibration uncertainty are consistent with each other in the setting condition. What is more, under changing amplitude, the relative error of calibration uncertainty obtained by the two methods is superior to 6% at appointed frequency points and is also less-than 10% at testing frequency points. Under unchanging amplitude, the relative error is less than 5% at most of frequency points and is superior to 0.018% at some testing frequency points. Based on the above analysis, it can be approved that the grey method can evaluate the dynamic calibration uncertainty of pressure transducer reliably.

**Key words:** pressure transducer; dynamic calibration; uncertainty; sine pressure generator; grey method (GM)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0369



# 带约束碰撞角的顺/逆轨制导律设计

闫梁<sup>1,2</sup>, 赵继广<sup>\*3</sup>, 李轶<sup>1</sup>

(1. 装备学院 研究生院, 北京 101416; 2. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094; 3. 装备学院 科研部, 北京 101416)

**摘 要:** 针对逆轨、顺轨拦截模式, 提出了带末端约束碰撞角的 ACPN (Angle Control Proportional Navigation)、ACRPN (Angle Control Retro-Proportional Navigation) 2 种轨迹成型制导律. 将线性的比例制导 (PN)/负比例制导 (RPN) 作为标称指令, 将碰撞角约束作为反馈指令, 以相对加速度建立微分方程, 得到了 ACPN、ACRPN 制导律. ACPN 使用正比例系数, 逆轨拦截目标; ACRPN 使用负比例系数, 顺轨拦截目标. 与现有的研究结果进行仿真对比: ACPN 具有耗费控制力少、末加速度小的优势; ACRPN 的控制力、脱靶量、碰撞角误差较逆轨拦截优势明显. 此外, 分析了拦截高速目标的捕获区域. 结果表明, ACPN 比偏置比例导引的捕获区域大. 当拦截弹的航迹角小于  $\pi/2 + \lambda_i$  时 ( $\lambda_i$  为初始视线角), 宜采用 ACPN (逆轨模式) 拦截目标, 拦截弹的航迹角大于等于  $\pi/2 + \lambda_i$  时, 宜采用 ACRPN (顺轨模式) 拦截目标.

**关键词:** 导弹; 目标跟踪; 制导律; 弹道成型制导律; 比例制导律; 负比例制导律; 碰撞角; 高速目标

**中图分类号:** V412.1; V448

**文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-5965(2015)05-0857-07

保证零脱靶量, 并带有末端约束碰撞角的轨迹成型制导律 (Trajectory Shaping Guidance, TSG) 设计是一项富有挑战性的任务. TSG 可主动改变拦截弹的航迹角以达到期望的末端碰撞角, 有效增大弹头的碰撞效能. 近年来, 许多学者热衷于此, 并提出了基于比例导引 (Proportional Navigation, PN)<sup>[1]</sup> 的多种制导律. 按照拦截模式可将这些算法划分为顺轨拦截和逆轨拦截 2 种类型.

对于逆轨拦截模式, 已有较多的研究成果. Kim 等<sup>[2]</sup> 提出了基于偏置比例导引的制导算法, 该算法采用时变的偏置角速率, 改变拦截弹的航迹角以达到约束碰撞角. Zarchan<sup>[3]</sup> 基于最优理论解算出了带约束碰撞角的轨迹成型制导律的非线性、线性形式. Ratnoo 和 Ghose<sup>[4]</sup> 使用两阶段 PN 制导律, 在 2 个阶段分别进行比例系数的调整以

达到期望的约束碰撞角. Erer 和 Merttopcuoglu<sup>[5]</sup> 提出的制导律同样基于分段制导的思想, 但与 Ratnoo 不同的是, 前后段分别使用 BPN 与 PN 制导, 以达到期望的末端约束碰撞角. Jeon 等<sup>[6]</sup> 提出的 AITC (Angle-Impact-Time-Control) 制导律则同时使用 PN 和 BPN 制导, 将控制末端约束角的制导指令作为 PN 的反馈指令, 以调整拦截弹达到期望的末端约束碰撞角.

以上研究成果的共性可概括为: 制导指令包括两部分, 一是用于保证脱靶量最小的标称导引部分; 二是满足碰撞角约束的修正部分. 文献 [2-3, 6] 都是在拦截全过程添加碰撞角约束的附加修正, 调整拦截弹的航迹角以达到期望碰撞角. 文献 [4-5] 在拦截局部过程附加修正部分, 同时包含时变的比例系数的调整.

收稿日期: 2014-06-19; 录用日期: 2014-07-20; 网络出版时间: 2014-08-08 11:07

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0369.html

基金项目: 国家“863”计划

作者简介: 闫梁 (1987—), 男, 江苏徐州人, 博士研究生, yanliangbj@163.com

\* 通讯作者: 赵继广 (1964—), 男, 山东日照人, 教授, zjgbeijing@126.com, 主要研究方向为航天任务分析与设计.

**引用格式:** 闫梁, 赵继广, 李轶. 带约束碰撞角的顺/逆轨制导律设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 857-863.

Yan L, Zhao J G, Li Y. Guidance law with angular constraints for head-pursuit or head-on engagement [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 857-863 (in Chinese).

对于顺轨拦截模式,尚未发现有学者基于经典制导律设计带有约束碰撞角的制导律. Prasadna 和 Ghose<sup>[7]</sup>提出了负比例制导律(Retro-Proportional-Navigation, RPN),未考虑末端碰撞角约束限制. 相较于PN制导律,RPN使用负比例系数,顺轨模式拦截目标,其捕获区域主要集中在与视线角呈钝角的区域;PN使用正比例系数,逆轨模式拦截目标,其捕获区域主要集中在与视线角呈锐角的区域. 顺轨模式较逆轨模式具有相对速度小、需求过载小的优点,尤其对于高速目标,有更大捕获区域<sup>[8]</sup>.

综上所述,带约束碰撞角制导律的主要发展方向为:①在理想状态下,设计性能更优的制导律. 即在保证较小的脱靶量、碰撞角误差的前提下,设计耗费控制力小、遭遇过载小的制导律,如TSG<sup>[3]</sup>;②突破传统的拦截模式——逆轨拦截,设计顺轨拦截模式下的制导律,如RPN制导律<sup>[7]</sup>;③考虑制导系统的动态特性、外界扰动等条件,使其更为贴近工程实践.

本文的主要研究内容集中在①和②两部分. 针对顺/逆轨拦截模式,设计带约束碰撞角的闭环制导律. 然后,仿真分析制导律的脱靶量、碰撞角误差、控制力等制导特性;仿真分析制导律的捕获区域.

## 1 制导律设计

### 1.1 逆轨拦截模式下的 ACPN 制导律设计

ACPN(Angle Control PN)制导律的设计基于以下假设:拦截器与目标被考虑为质点;且速度恒定<sup>[9]</sup>;目标为非机动目标,为弹道导弹中段拦截的一般情况<sup>[5]</sup>;忽略重力影响. 拦截弹与目标逆轨拦截模式的平面几何关系如图1(a)所示.  $DP_{ACP}$ 为 ACPN 的轨迹; $\gamma$ 为拦截弹的航迹角(path angle),即拦截速度矢量的倾角; $\lambda$ 为视线角,即弹目连线与水平线的夹角. 因目标水平飞行,为清楚地表示碰撞角,定义拦截时的航迹角 $\gamma_f$

为碰撞角 $\theta_A$ ;  $V_m$ 为拦截弹的速度; $R$ 为弹目距离; $y$ 为拦截弹与目标的铅垂距离; $V_t$ 为目标的速度.

将制导指令分为两部分:一部分是PN制导指令,用于保证零脱靶量;另一部分为反馈制导指令,用于调整期望碰撞角.

$$a_{ACP} = a_{PN} + a_b \quad (1)$$

根据PN的定义<sup>[10]</sup>:

$$a_{PN} = nV_m \dot{\lambda} \quad n > 0 \quad (2)$$

若视线角 $\lambda$ 较小,根据图1中的三角关系将视线角近似为<sup>[11]</sup>

$$\lambda = \frac{y}{R} \quad (3)$$

式(3)对 $t$ 微分,得到视线角速率 $\dot{\lambda}$ :

$$\dot{\lambda} = \frac{d}{dt} \left( \frac{y}{R} \right) = \frac{y + \dot{y}t_{go}}{V_c t_{go}^2} \quad (4)$$

式中: $t_{go}$ 为剩余拦截时间; $\dot{y}$ 为 $y$ 方向的相对速度. 若拦截弹的航迹角 $\gamma$ 、视线角 $\lambda$ 较小,拦截弹的接近速度 $V_c$ 近似为

$$V_c = V_m + V_t \quad (5)$$

由式(2)、式(4)得到线性条件下的PN制导方程为

$$a_{PN} = \frac{nV_m}{V_c} \cdot \frac{y + \dot{y}t_{go}}{t_{go}^2} \quad n > 0 \quad (6)$$

式中: $n$ 为比例系数.

$y$ 方向的相对加速度为

$$\ddot{y} = -a_{ACP} \cos \gamma \quad (7)$$

若 $\gamma$ 较小,则式(7)为

$$\ddot{y} = -a_{ACP} \quad (8)$$

由式(8)和式(1),可得

$$\ddot{y} = -\frac{nV_m}{V_c} \cdot \frac{y + \dot{y}t_{go}}{t_{go}^2} - a_b \quad (9)$$

令 $\frac{nV_m}{V_c} = N'$ ,  $-a_b = a_B$ ,则

$$\ddot{y} + \frac{N'}{t_{go}} \cdot \dot{y} + \frac{N'}{t_{go}^2} \cdot y = a_B \quad (10)$$

求解微分方程,得到

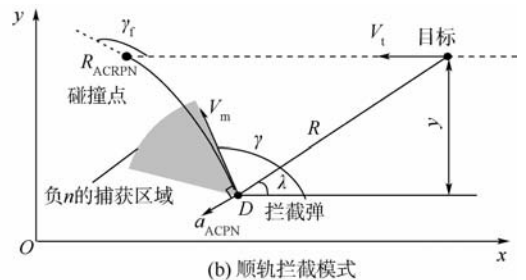
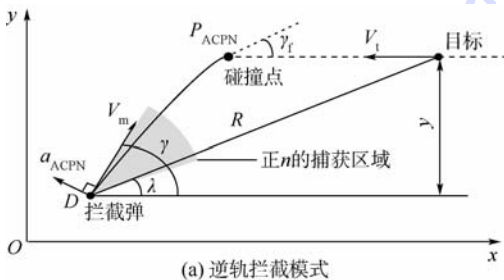


图1 平面几何关系

Fig. 1 Planar engagement geometry

$$y(t) = \frac{\dot{y}_0}{N' - 1} \left( (t_f - t) - \frac{(t_f - t)^{N'}}{t_f^{N'-1}} \right) + \frac{y_0}{t_f(N' - 1)} \left( N'(t_f - t) - \frac{(t_f - t)^{N'}}{t_f^{N'-1}} \right) + \left[ \frac{1}{(N' - 1)(N' - 2)} \frac{(t_f - t)^{N'}}{t_f^{N'-1}} - \frac{1}{N' - 2} \frac{(t_f - t)^2}{t_f} \right] t_f a_B + \frac{1}{N' - 1} (t_f - t) t_f a_B \quad (11)$$

式(11)对  $t$  微分,得

$$y'(t) = -\frac{\dot{y}_0}{N' - 1} + \frac{N'\dot{y}_0}{N' - 1} \frac{(t_f - t)^{N'-1}}{t_f^{N'-1}} - \frac{N'y_0}{(N' - 1)t_f} + \frac{N'y_0}{N' - 1} \frac{(t_f - t)^{N'-1}}{t_f^{N'-1}} + \left[ \frac{-N'}{(N' - 1)(N' - 2)} \frac{(t_f - t)^{N'-1}}{t_f^{N'-1}} + \frac{2}{N' - 2} \frac{(t_f - t)}{t_f} \right] t_f a_B - \frac{1}{N' - 1} t_f a_B \quad (12)$$

当  $t = t_f$  时,得到  $t_0$  时刻 ACPN 的  $y$  方向的末相对速度:

$$\dot{y}_{f,0} = -\frac{\dot{y}_0}{N' - 1} - \frac{N'y_0}{(N' - 1)t_{go}} - \frac{1}{N' - 1} \tilde{t}_{go} a_B \quad (13)$$

式中:  $\tilde{t}_{go} = t_f - t_0$ , 初始时刻  $t_0 = 0$ .

对当前时刻  $t$  有

$$\dot{y}_f = -\frac{\dot{y}}{N' - 1} - \frac{N'y}{(N' - 1)t_{go}} - \frac{1}{N' - 1} t_{go} a_B \quad (14)$$

由式(3),  $R \approx V_c t_{go}$ ,  $\lambda$  较小,可得

$$y \approx V_c t_{go} \lambda \quad (15)$$

将式(15)代入式(14),可得

$$a_B = \frac{-\dot{y}_f(N' - 1) - \dot{y} - N'V_c \lambda}{t_{go}} \quad (16)$$

将式(6)和式(16)代入式(1),  $a_b = -a_B$ ,得

$$a_{ACPN} = \frac{1}{t_{go}} [2N'V_c \lambda + (N' - 1)\dot{y}_f + (N' + 1)\dot{y}] \quad (17)$$

式中:

$$\dot{y} = -V_m \sin \gamma \quad (18)$$

若  $\gamma$  较小,则式(18)为

$$\dot{y} = -V_m \gamma \quad (19)$$

将式(19)代入式(17),可得制导指令为

$$a_{ACPN} = \frac{V_m}{t_{go}} [2n\lambda - (N' - 1)\gamma_f - (N' + 1)\gamma] \quad (20)$$

1) 与文献[5]对比验证.

由式(16)、式(19)、 $a_b = -a_B$ ,可得

$$a_b = \frac{V_m}{t_{go}} [n\lambda - \gamma - (N' - 1)\gamma_f] \quad (21)$$

当拦截对象为静止目标时,  $N' = n$ , 式(21)为

$$a_b = \frac{V_m}{t_{go}} [n\lambda - \gamma - (n - 1)\gamma_f] \quad (22)$$

文献[5]提出的制导律(式(22))为 ACPN 拦截对象为静止目标时的特例.

2) 与文献[3]对比验证.

由式(3)、式(4)可得

$$\dot{y} = V_c (\dot{\lambda} t_{go} - \lambda) \quad (23)$$

当  $t = t_f$  时,得

$$\dot{y}_f = -V_c \lambda_f \quad (24)$$

将式(23)和式(24)代入式(16),  $a_b = -a_B$ ,得

$$a_b = \dot{\lambda} V_c + \frac{V_c (\lambda - \lambda_f) (N' - 1)}{t_{go}} \quad (25)$$

由式(1)、式(2)和式(25)可得

$$a_{ACPN} = nV_m \dot{\lambda} + \dot{\lambda} V_c + \frac{V_c (\lambda - \lambda_f) (N' - 1)}{t_{go}} = \frac{nV_m}{V_c} V_c \dot{\lambda} + \dot{\lambda} V_c + \frac{V_c (\lambda - \lambda_f) (N' - 1)}{t_{go}} = (N' + 1)V_c \dot{\lambda} + \frac{V_c (\lambda - \lambda_f) (N' - 1)}{t_{go}} \quad (26)$$

文献[3]的轨迹成型制导律是式(26)  $N' = 3$  时的特例. 该制导律是基于最优理论推导得出,特点是保证控制力最小化.

## 1.2 顺轨拦截模式下的 ACRPN 制导律设计

顺轨拦截的轨迹如图 1(b) 中  $DR_{ACRPN}$  所示.

同样,将制导指令分为两部分:一部分是 RPN 制导指令,用于保证零脱靶量;另一部分为反馈制导指令,用于调整期望碰撞角. 顺轨拦截模式下的 ACRPN (Angle Control RPN) 制导律:

$$a_{ACRPN} = a_{RPN} + a_b \quad (27)$$

根据 RPN 的定义<sup>[7]</sup>:

$$a_{RPN} = \hat{n} V_m \dot{\lambda} \quad \hat{n} < 0 \quad (28)$$

将式(4)代入式(28),可得 RPN 的制导方程为

$$a_{RPN} = \frac{\hat{n} V_m}{V_c} \cdot \frac{y + \dot{y} t_{go}}{t_{go}^2} \quad \hat{n} < 0 \quad (29)$$

顺轨拦截,拦截弹的接近速度  $V_c$  近似为

$$V_c = V_t - V_m \quad (30)$$

$y$  方向的相对加速度为

$$\ddot{y} = a_{ACRPN} \quad (31)$$

类比 1.1 节推导过程,式(10)则变为

$$\ddot{y} + \frac{\hat{N}'}{t_{go}} \cdot \dot{y} + \frac{\hat{N}'}{t_{go}^2} \cdot y = \hat{a}_B \quad (32)$$

式中:  $\hat{N}' = -\hat{n}V_m/V_c$ ;  $\hat{a}_B = a_b$ .

同理,可得

$$a_b = \frac{-\dot{y}_f(\hat{N}' - 1) - \dot{y} - \hat{N}'V_c\lambda}{t_{go}} \quad (33)$$

对于顺轨拦截,  $\dot{y}$  近似为

$$\dot{y} = -V_m(\pi - \gamma) \quad (34)$$

联合式(27)、式(29)、式(33)和式(34),可得

$$a_{ACRPN} = \frac{V_m}{t_{go}} [2\hat{n}\lambda - (\hat{N}' - 1)\gamma_f - (\hat{N}' + 1)\gamma + 2\hat{N}'\pi] \quad (35)$$

特别指出的是:虽然本文的制导律是基于三角函数的“小角度”近似得到的,与文献[3-5]的制导律的特性相似,可适用于“大角度”的情况.

## 2 仿真验证

仿真目的:①逆轨拦截低速目标(目标速度低于拦截弹速度)验证 ACPN 制导律. 选取期望碰撞角  $\theta_A = 90^\circ$ , 与文献[2]提出的 TV-BPN 制导律、文献[4]提出的 TSPN 制导律进行对比研究,比较脱靶量、控制力、碰撞角误差等制导性能. ②顺轨拦截高速目标(目标速度高于拦截弹速度)验证 ACRPN 制导律,与 TV-BPN<sup>[2]</sup> 逆轨拦截高速目标对比脱靶量、控制力、碰撞角误差等制导性能(因 TSPN 制导律拦截高速目标,制导性能较差,故只与 TV-BPN 对比). 剩余拦截时间  $t_{go} = R/V_c$ . ③与 TV-BPN、PN、RPN 制导律对比,研究 ACPN、ACRPN 拦截高速目标的捕获区域.

仿真环境及参数设置:假设导引头视场足够大,但是在距离目标 30 m 以内失明<sup>[2]</sup>,制导指令保持其最后的数值. 飞控系统的动态特性<sup>[12]</sup> 表示为

$$G(s) = \frac{1}{sT + 1} \quad (36)$$

式中:时间常数  $T = 0.3$  s.

初始条件:初始弹目距离  $R_i = 10\ 000$  m;逆轨拦截时,初始视线角  $\lambda_i = 18^\circ$ ;顺轨拦截时初始视线角  $\lambda_i = 14^\circ$ . 目标位置为  $(x_i, y_i) = (10\ 000, 10\ 000)$  m;拦截弹的位置可由  $R_i, \lambda_i, (x_i, y_i)$  的几何关系求出;拦截弹速度为 600 m/s;TV-BPN、PN、RPN 与本文提出的制导律的比例系数绝对值为 3;TSPN 的比例系数恒值为 3;仿真步长为 0.002 s.

### 2.1 拦截低速目标仿真

目标速度  $V_t = 400$  m/s,拦截弹初始航迹角  $\gamma_i = 0^\circ$ . 表 1 为方案参数,表中各列分别表示方案序号、使用的制导律、碰撞角误差、脱靶量、控制力、末加速度. 控制力定义为  $\int |a| dt$ <sup>[5]</sup>. 图 2 给出了仿真结果,其中的图例表示方案序号. 由表 1 与图 2 可知:

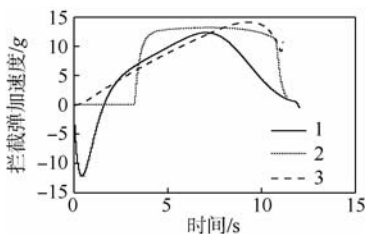
1) ACPN 与 TV-BPN 和 TSPN 的碰撞角误差基本一样. ACPN、TV-BPN 脱靶量小于 TSPN. 主要因为:ACPN、TV-BPN 制导指令在拦截全过程中使用反馈制导指令调整约束碰撞角,而 TSPN 仅在末段调整,导致加速突降(图 2(a)). 在包含惯性环节的系统,末加速的突变将直接导致脱靶量增大. ACPN 的末加速度接近于 0,拦截弹的过载裕度较大,实际拦截时,存在各种在拦截弹设计时未考虑的扰动,遭遇点小的需用过载将有助于提高制导精度<sup>[13]</sup>.

2) 控制力 TV-BPN、TSPN 较为接近, ACPN 小于二者. 这是因为当比例系数为 3 时, ACPN 与最优理论推导出的制导指令相同,故控制力小于 TV-BPN、TSPN.

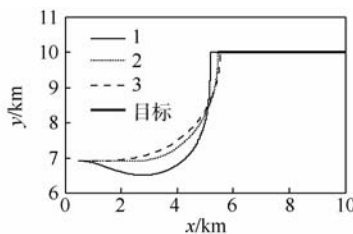
表 1 拦截低速目标方案参数

Table 1 Scenario parameters of intercepting low speed targets

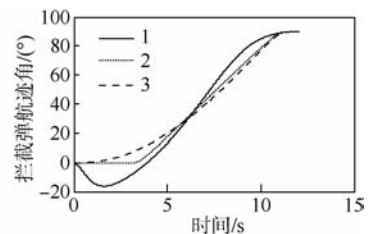
方案	制导律	碰撞角/ (°)	脱靶量/ m	控制力/ (m·s <sup>-1</sup> )	末加速度/ g
1	ACPN	0.0606	0.0526	897.2243	-0.46
2	TSPN <sup>[7]</sup>	0.0526	5.0515	939.6372	1.39
3	TV-BPN <sup>[5]</sup>	0.0647	0.0945	940.3849	10.63



(a) 拦截弹加速度变化



(b) 目标和拦截弹的轨迹



(c) 拦截弹航迹角变化

图 2 拦截低速目标仿真结果

Fig. 2 Simulation results for interception of low-speed targets

综上, ACPN 的碰撞角误差、控制力都优于 TV-BPN、TSPN。

### 2.2 拦截高速目标仿真

定义分界角  $\chi$ : 目的是根据设定的分界角  $\chi$ , 可分别计算出逆/顺轨拦截模式下的拦截弹初始航迹角  $\gamma_{i,HO}, \gamma_{i,HP}$ 。若目标如图 1 所示的方向水平飞行, 拦截弹以  $\gamma_{i,HO}, \gamma_{i,HP}$  发射拦截目标, 仿真对比逆/顺轨制导律的制导性能才不失公平性。拦截弹的初始航迹角  $\gamma_i$ 、初始视线角  $\lambda_i$ 、分界角  $\chi$  三者的关系为  $\gamma_i = \pi/2 + \lambda_i \pm \chi, \chi \in [0, \pi]$ 。逆轨拦截取负号; 顺轨拦截取正号。若  $\chi = 1^\circ$ , 初始视线角  $\lambda_i = 14^\circ$ 。则逆轨拦截模式下的拦截弹初始航迹角  $\gamma_{i,HO} = 103^\circ$ , 顺轨拦截模式下的拦截弹初始航迹角  $\gamma_{i,HP} = 105^\circ$ 。

表 2 拦截高速目标方案参数

Table 2 Scenario parameters of intercepting high speed targets

方案	制导律	航迹角/(°)	期望碰撞角/(°)	碰撞角/(°)	脱靶量/m	控制力/(m·s <sup>-1</sup> )
1	ACRPN	105	180	0.0787	0.0969	523.5932
2	TV-BPN <sup>[5]</sup>	103	0	0.2692	0.1678	1075.8
3	ACRPN	105	150	0.1603	0.2014	604.3527
4	TV-BPN <sup>[5]</sup>	103	30	0.0485	0.1230	764.9626

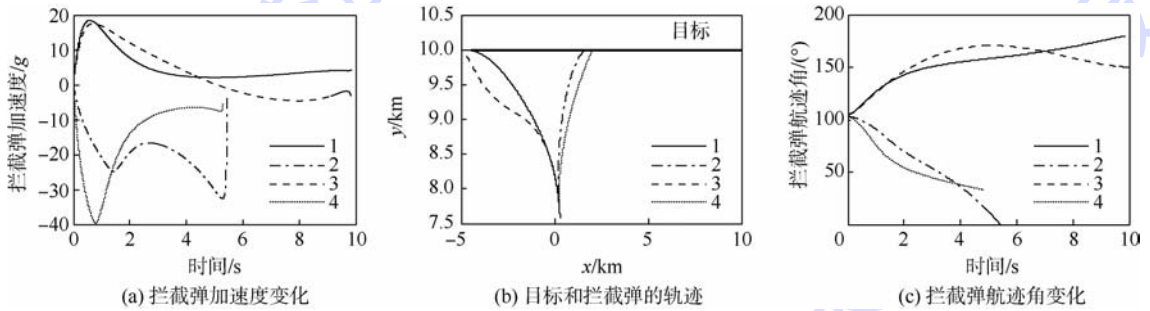


图 3 拦截高速目标仿真结果

Fig. 3 Simulation results for interception of high-speed targets

### 2.3 拦截高速目标捕获区域分析

捕获区域是制导律的主要评判指标, 其定义<sup>[14]</sup>为: 在有效打击目标并满足一定的约束条件的拦截弹初始航迹角的集合, 且带约束碰撞角的制导律的捕获区域只能由仿真给出<sup>[2]</sup>。本文设定: 当脱靶量小于 0.5 m 即为能有效打击目标, 约束碰撞角误差小于 0.5°即为满足碰撞角的约束条件。以高速目标为例, 与 TV-BPN、PN、RPN 制导律对比, 分析在初始视线角  $\lambda = 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$  的 ACPN、ACRPN 的捕获区域, 加速度限制为 40g, 其他仿真参数同 2.2 节。仿真结果如图 4 所示。

由图 4 可知:

1) 在视线角  $\lambda < 15^\circ$  时, ACPN 的捕获区域比 TV-BPN 大, 主要集中在碰撞角  $\theta_A \in [70^\circ, 90^\circ]$ ,

目标速度  $V_i = 1600$  m/s。其他仿真参数不变。逆/顺轨的碰撞角互为补角。

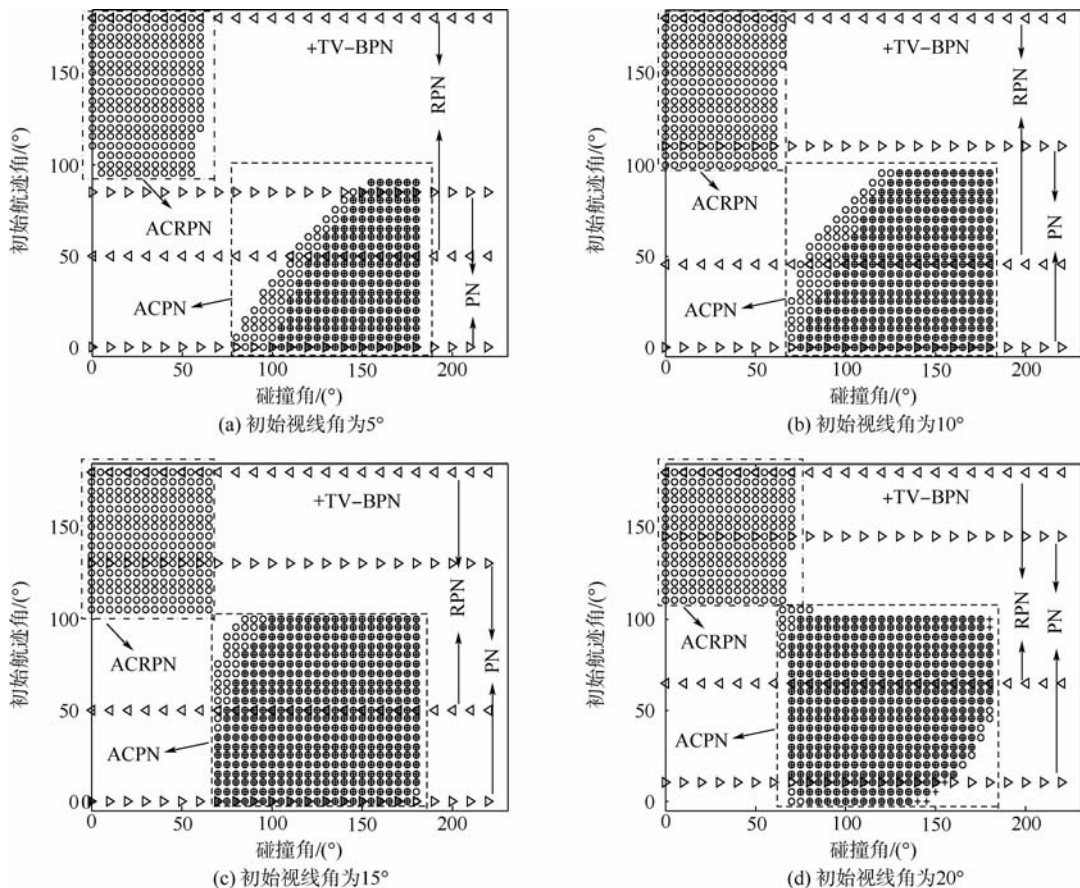
由表 2 与图 3 可知:

1) TV-BPN 逆轨拦截高速目标, 碰撞角误差、脱靶量比拦截低速目标时稍增大, ACRPN 基本不变, 但是拦截时间增大了近 1 倍。因为拦截弹牺牲拦截时间获得较小的脱靶量、碰撞角误差及控制力。

2) ACRPN 控制力比 TV-BPN 显著减小。由于顺轨拦截时间长, 拦截弹的调整航迹角所用的加速度较小(图 3(a)), 而末段加速度接近于 0 m/s<sup>2</sup>(图 3(a)), 故对时间的积分数值较小, 即控制力较小(控制力的定义  $\int |a| dt$ <sup>[5]</sup>)。

这是因为: 在该区域, TV-BPN 的需用过载大于加速度限制, 导致脱靶量、碰撞角误差突破设定范围。在视线角  $\lambda = 20^\circ$ , 两者基本一致。此外, 带约束碰撞角的制导律的捕获区域均小于未带约束的 PN、RPN 的捕获区域, 这与文献[15]的结论一致。

2) 若令  $\gamma_i = \pi/2 + \lambda_i \pm \chi$  中的  $\chi = 0^\circ$ , 得到的  $\hat{\gamma}_i = \pi/2 + \lambda_i$  为顺/逆轨拦截的分界, 即当拦截弹的初始航迹角大于等于  $\hat{\gamma}_i$ , 宜采用顺轨拦截模式; 当拦截弹的初始航迹角小于  $\hat{\gamma}_i$ , 宜采用逆轨拦截模式。如图 2(b) 所示, 当初始视线角  $\lambda_i = 10^\circ$  时,  $\hat{\gamma}_i = 100^\circ$ , 捕获区域内: 逆轨拦截的拦截弹航迹角最大为 95°。顺轨拦截的拦截弹航迹角最小为 100°(因初始航迹角是每隔 5°仿真得出, 故逆轨拦截的初始航迹角的最大值为 95°)。



$\Delta$ —构成的直线之间的纵坐标范围为 PN、RPN 制导律的捕获区域,同时满足期望碰撞角、拦截弹初始航迹角( $\gamma_d, \gamma_i$ )的区域即为 ACPN、ACRPN 的捕获区域;  $\circ$ —本文提出的顺/逆轨制导律的捕获区域; +—TV-BPN 的捕获区域;  $\oplus$ —同时满足 ACPN、TV-BPN 的捕获区域。

图4 拦截高速目标的捕获区域

Fig.4 Capture region for interception of high-speed targets

因此,在初始航迹角  $\gamma_i \in [0^\circ, 180^\circ]$ , 初始视线角  $\lambda_i \in [5^\circ, 20^\circ]$ , 随着视线角的增大, 逆轨拦截时制导律的捕获区域增大, 顺轨拦截制导律的捕获区域随着视线角的增大而减小。

### 3 结论

设计了逆轨拦截模式下的 ACPN 制导律, 顺轨拦截模式下的 ACRPN 制导律. 完成了:

1) ACPN 制导律相比同类制导律所耗费的控制力小; 当比例系数为 3 时其制导律与最优制导律一致。

2) ACRPN 制导律在拦截高速目标时优势较为明显, 能以较大的拦截时间获取较好的脱靶量、约束碰撞角误差、控制力等制导性能。

3) 拦截弹的初始航迹角  $\pi/2 + \lambda_i$  为顺/逆拦截模式的分界, 当初始航迹角小于  $\pi/2 + \lambda_i$  时, 宜用逆轨拦截模式, 当初始航迹角大于等于  $\pi/2 + \lambda_i$  时, 宜用顺轨拦截模式。

4) 从捕获区域的结论可知, 存在一种结合

顺/逆轨拦截模式的制导律, 进一步扩大制导律的捕获区域。

### 参考文献 (References)

- [1] Adler F P. Missile guidance by three-dimensional proportional navigation[J]. Journal of Applied Physics, 1956, 27(5): 500-507.
- [2] Kim B S, Lee J G, Han H S. Biased PNG law for impact with angular constraint[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1998, 34(1): 277-288.
- [3] Zarchan P. Tactical and strategic missile guidance[M]. 3rd ed. Reston: AIAA, 2002: 15.
- [4] Ratnoo A, Ghose D. Impact angle constrained guidance against nonstationary nonmaneuvering targets[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(1): 269-275.
- [5] Erer K S, Mertopcuoglu O. Indirect impact-angle-control against stationary targets using biased pure proportional navigation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(2): 700-703.
- [6] Jeon I, Lee J, Tahk M. Impact-time-control guidance law for anti-ship missiles[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2006, 14(2): 260-266.

- [7] Prasanna H M, Ghose D. Retro-proportional-navigation: a new guidance law for interception of high-speed targets[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 35(2):377-386.
- [8] Shima T. Intercept-angle guidance [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(2):484-492.
- [9] 闫梁,李轶,赵继广,等.基于变节点虚拟域动态逆的轨迹实时优化[J].航空学报,2013,34(12):2794-2803.  
Yan L, Li Y, Zhao J G, et al. Trajectory real-time optimization based on variable node inverse dynamics in the virtual domain [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(12):2794-2803 (in Chinese).
- [10] Mott D L. Proportional navigation [J]. American Journal of Physics, 1980, 48(6):486-487.
- [11] Ben-Asher J Z, Farber N, Levinson S. New proportional navigation law for ground-to-air systems [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26(5):822-825.
- [12] Zarchan P. Proportional navigation and weaving targets [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1995, 18(5):969-974.
- [13] 闫梁,赵继广,沈怀荣,等.带末端约束碰撞角的三维联合偏置比例制导律设计[J].航空学报,2014,35(7):1999-2010.  
Yan L, Zhao J G, Shen H R, et al. Three-dimensional united biased proportional navigation guidance law for interception of targets with angular constraints [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(7):1999-2010 (in Chinese).
- [14] Dhar A, Ghose D. Capture region for a realistic TPN guidance law [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1993, 29(3):995-1003.
- [15] Yuan P J, Chern J S. Analytic study of biased proportional navigation [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1992, 15(1):185-190.

## Guidance law with angular constraints for head-pursuit or head-on engagement

YAN Liang<sup>1,2</sup>, ZHAO Jiguang<sup>\*3</sup>, LI Yuan<sup>1</sup>

(1. Department of Postgraduate, Equipment Academy, Beijing 101416, China;

2. Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China;

3. Department of Scientific Research, Equipment Academy, Beijing 101416, China)

**Abstract:** For head-on or head-pursuit engagement, angle control proportional navigation (ACPN) and angle control retro-proportional navigation (ACRPN) closed-form trajectory shaping guidance law with impact angular constraints were proposed, which were based on proportional navigation (PN) or retro-proportional navigation (RPN) guidance law. ACPN with positive navigation ratio intercepted targets in head-on engagement, whose advantages were using less control efforts and final acceleration. ACRPN with negative navigation ratio intercepted targets in head-pursuit engagement. ACRPN's control efforts, miss distance and impact angle error were much less than that of guidance law in head-on engagement. Simulations demonstrate these claims mentioned above. Besides, the capture regions of ACPN and ACRPN for interception of high-speed targets are analyzed, which indicates that ACPN's capture region is larger than that of bias PN. Moreover, ACPN should be used to intercept targets in head-on engagement when the gimbal angle is less than sum of initial line-of-sight angle and  $90^\circ$ , and ACRPN should be used in head-pursuit engagement for the gimbal angle is equal to or greater than sum of initial line-of-sight angle and  $90^\circ$ .

**Key words:** missiles; target tracking; guidance law; trajectory shaping guidance; proportional navigation (PN); retro-proportional navigation (RPN); impact angle; high-speed targets

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0488



# 考虑禁飞区规避的预测校正再入制导方法

赵江<sup>1</sup>, 周锐<sup>\*1</sup>, 张超<sup>2</sup>

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191; 2. 试验物理与计算数学国家级重点实验室, 北京 100076)

**摘 要:** 针对升力式高超声速飞行器再入滑翔侧向制导问题, 提出了一种考虑禁飞区规避的预测校正制导方法. 纵向制导采用落点误差预测与指令校正相结合的方式, 不断更新倾侧角的幅值, 实时修正轨迹纵程. 侧向制导设计了一种倾侧角反转逻辑的切换机制, 利用航向角误差走廊和航向角导向区域控制飞行器的侧向运动. CAV-H 再入滑翔飞行器制导仿真结果表明, 该方法不依赖于标准再入轨迹, 能够导引飞行器规避禁飞区约束. Monte Carlo 仿真验证表明, 在随机初始扰动和误差存在的情况下, 该制导方法具有良好的鲁棒性.

**关键词:** 高超声速飞行器; 再入制导; 预测校正; 禁飞区; 倾侧角反转

**中图分类号:** V448.235

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)05-0864-07

高超声速飞行器的再入环境复杂, 其制导性能容易受到大气模型参数的不确定性和动力学系统的强扰动性等诸多因素的制约, 因而再入制导成为各国航空航天领域研究的重点问题和难点问题<sup>[1-2]</sup>. 传统的再入制导研究侧重于如何处理高速再入飞行过程中受到的热流密度、动压和过载等硬约束, 以及如何确保满足落点精度要求和终端约束<sup>[3-4]</sup>. 然而, 随着空天一体化联合作战任务的多元化和智能化, 高超声速再入飞行器要求具备自主躲避威胁区域和政治禁区的能力<sup>[5]</sup>. 因此, 考虑禁飞区规避的再入滑翔轨迹规划和制导方法研究已经成为高超声速技术的发展趋势.

文献[6]利用 Gauss 伪谱法研究了多约束条件下的再入轨迹优化问题, 以最大航程为例设计了满足禁飞区约束的最优滑翔轨迹. 在此基础上, 文献[7]提出了分段的再入轨迹优化方法, 将包含航路点约束和禁飞区约束的轨迹优化问题转换为非线性规划问题进行求解. 文献[8]结合滚动

时域优化和 Gauss 伪谱法的优点, 设计了能够动态规避禁飞区的实时轨迹优化策略. 文献[9]分析了气动特性参数对再入飞行器侧向机动性能的影响, 提出了一种考虑禁飞圆的机动弹道耦合设计方法. 文献[10]研究了再入轨迹与禁飞区位置的几何关系, 利用准平衡滑翔条件设计了不同模式的机动再入突防模式弹道. 文献[11]基于演化加速度再入制导方法, 提出了能够规避禁飞区的倾侧角反转逻辑和侧向制导律.

以上满足禁飞区约束的再入轨迹优化和制导方法都属于标准轨迹制导, 即必须设计合适的导引律以跟踪事先确定的标准再入轨迹. 该方法对弹载计算机的性能要求较低, 但是当初始轨迹偏差较大时, 制导性能将会严重退化, 有可能导致飞行任务失败. 本文提出一种考虑禁飞区规避的预测校正制导方法. 该方法简单可行, 且不依赖于标准再入轨迹. 纵向制导采用落点预测与指令校正相结合的方式实时修正轨迹纵程; 侧向制导利

收稿日期: 2014-08-01; 录用日期: 2014-09-26; 网络出版时间: 2014-10-14 08:58

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0488.html

基金项目: 国家自然科学基金(61273349, 61175109, 61203223, 61333004); 航空科学基金(2013ZA18001); 北航博士研究生创新基金(YWF-14-YJSY-013)

作者简介: 赵江(1986—), 男, 陕西西安人, 博士研究生, jzhao@buaa.edu.cn

\* 通讯作者: 周锐(1968—), 男, 湖北钟祥人, 教授, zhr@buaa.edu.cn, 主要研究方向为飞行器自主控制、多飞行器协同控制.

引用格式: 赵江, 周锐, 张超. 考虑禁飞区规避的预测校正再入制导方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 864-870.

Zhao J, Zhou R, Zhang C. Predictor-corrector reentry guidance satisfying no-fly zone constraints[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 864-870 (in Chinese).

用航向角导向区域引导飞行器躲避禁飞区。

## 1 再入制导问题

### 1.1 三自由度运动学方程

考虑地球自转的影响,建立如下高超声速再入滑翔飞行器的三自由度无量纲运动方程<sup>[12]</sup>:

$$\begin{cases} \dot{r} = V \sin \gamma \\ \dot{\theta} = \frac{V \cos \gamma \sin \psi}{r \cos \phi} \\ \dot{\phi} = \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{r} \\ \dot{V} = -D - \sin \gamma / r^2 + \Omega^2 r \cos \phi (\sin \gamma \cos \phi - \cos \gamma \sin \phi \cos \psi) \\ \dot{\gamma} = [L \cos \sigma + (V^2 - 1) \cos \gamma / r + 2\Omega V \cos \phi \sin \psi + \frac{\Omega^2 r \cos \phi (\cos \gamma \cos \phi + \cos \psi \sin \phi \sin \gamma)}{V}] \\ \dot{\psi} = [L \sin \sigma / \cos \gamma - V^2 \cos \gamma \sin \psi \tan \phi / r - 2\Omega V (\tan \gamma \cos \phi \cos \psi - \sin \phi) + \Omega^2 r \sin \phi \cos \phi \sin \psi / \cos \gamma] / V \end{cases} \quad (1)$$

式中: $r$ 为无量纲地心距; $V$ 为飞行器相对地球的无量纲速度; $\theta$ 和 $\phi$ 分别为经度和纬度; $\gamma$ 和 $\psi$ 分别为飞行航迹角和航向角; $\Omega$ 为地球的自转角速度; $\sigma$ 为飞行器的倾侧角; $L$ 和 $D$ 分别为无量纲的升力加速度和阻力加速度,具体计算公式如下:

$$\begin{cases} L = K\rho V^2 C_L \\ D = K\rho V^2 C_D \end{cases} \quad (2)$$

式中: $K = 0.5R_0 S_{ref} / m$ ,  $R_0$ 为地球半径,  $S_{ref}$ 为飞行器参考面积,  $m$ 为飞行器质量;  $\rho$ 为大气密度;  $C_L$ 和 $C_D$ 分别为升力系数和阻力系数。

### 1.2 再入过程约束

高超滑翔飞行器的再入飞行过程主要考虑热流密度约束 $Q$ 、动压约束 $q$ 和过载约束 $n$ 的影响,具体计算公式如下所示<sup>[13-14]</sup>:

$$Q = K_0 \rho^{0.5} V^{3.15} \leq Q_{max} \quad (3)$$

$$q = 0.5 \rho V^2 R_0 g_0 \leq q_{max} \quad (4)$$

$$n = \sqrt{L^2 + D^2} \leq n_{max} \quad (5)$$

式中: $K_0$ 为与飞行器相关的常值参数; $g_0$ 为海平面地球引力加速度; $Q_{max}$ 、 $q_{max}$ 和 $n_{max}$ 分别为热流密度约束、动压约束和过载约束的最大幅值,由高超声速飞行器本身的结构和材料所决定。式(3)~式(5)是再入滑翔飞行过程中必须满足的硬约束条件。

### 1.3 再入终端约束

不失一般性,引入如下能量形式的 $e$ 作为自变量:

$$e = \frac{1}{r} - \frac{V^2}{2} \quad (6)$$

本文考虑的再入飞行终端约束主要包括终端高度约束、终端速度约束和终端经纬度约束,表达形式如下:

$$\begin{cases} r(e_f) = r_f \\ V(e_f) = V_f \\ \theta(e_f) = \theta_f \\ \phi(e_f) = \phi_f \end{cases} \quad (7)$$

式中: $r_f$ 、 $V_f$ 、 $\theta_f$ 和 $\phi_f$ 分别为再入滑翔飞行器的给定终端状态。

### 1.4 禁飞区约束

禁飞区是指飞行轨迹不能从其上方经过的区域,通常由经纬度表征。本文采用无限高的圆柱模型来描述禁飞区约束,即再入滑翔轨迹与该圆柱不能相交,具体表达形式如下:

$$Z(\theta, \phi) = (\theta - \theta_z)^2 + (\phi - \phi_z)^2 \geq r_z^2 \quad (8)$$

式中: $(\theta_z, \phi_z)$ 为禁飞区圆心; $r_z$ 为禁飞区半径。

## 2 预测校正制导

### 2.1 纵向制导律设计

考虑到再入飞行器初始下降段的热保护要求,纵向制导设计采用升力式滑翔制导常用的二次函数分段标称攻角剖面,计算公式如下:

$$\alpha(V) = \begin{cases} \alpha_0 & V \geq V_T \\ \alpha_0 - K(V - V_T)^2 & V < V_T \end{cases} \quad (9)$$

式中: $\alpha_0$ 为再入攻角初值; $V_T$ 为飞行器攻角变化的临界马赫数; $K$ 为常值参数。

通过对热流密度约束、动压约束和过载约束进行转化,可以在高度-速度平面建立再入飞行走廊的下边界,进而得到飞行器倾侧角的幅值限制,具体表达形式如下<sup>[15]</sup>:

$$\begin{cases} |\sigma| \leq \sigma_{max_Q}(V) \\ |\sigma| \leq \sigma_{max_q}(V) \\ |\sigma| \leq \sigma_{max_n}(V) \end{cases} \quad (10)$$

即在过程约束的作用下,倾侧角的最大幅值为

$$|\sigma|_{max} = \min \{ \sigma_{max_Q}(V), \sigma_{max_q}(V), \sigma_{max_n}(V) \} \quad (11)$$

高超声速飞行器的再入点较高,导致初始下降段的气动力较小,因此该段采用开环制导方式。

本文选择常值倾侧角  $\sigma_0$  作为初始下降段的控制变量,其符号的具体计算公式如下:

$$\operatorname{sgn}(\sigma_0) = -\operatorname{sgn}(\Delta\psi) = -\operatorname{sgn}(\psi - \psi_{T0}) \quad (12)$$

式中:  $\psi_{T0}$  为再入初始状态的目标视线角;  $\Delta\psi$  为航向角误差。

进入滑翔段之后,在每个制导周期内,给定初始倾侧角  $\sigma_i$  的幅值,从当前状态对运动方程进行积分(倾侧角符号由侧向制导逻辑决定),则能够得到滑翔飞行终端时刻的待飞航程偏差:

$$f_i(|\sigma_i|) = s_{\log o}(e_f) - s_{\log o-f} \quad (13)$$

式中:待飞航程  $s$  选取星下点圆弧长度进行近似计算,具体计算公式如下:

$$s = \arccos(\sin\phi \sin\phi_f + \cos\phi \cos\phi_f \cos(\phi_f - \phi)) \quad (14)$$

那么,使待飞航程误差  $f$  为零的倾侧角幅值可由割线法快速求解,具体计算公式如下<sup>[12]</sup>:

$$|\sigma_{i+1}| = |\sigma_i| - \frac{|\sigma_i| - |\sigma_{i-1}|}{f_i - f_{i-1}} f_i \quad (15)$$

结合式(13)~式(15),即可求得当前制导周期内倾侧角指令的幅值。

## 2.2 侧向制导律设计

侧向制导律的主要作用是确定倾侧角指令的符号.为了躲避禁飞区约束,必须寻找合适的倾侧角反转逻辑.传统的侧向误差走廊仅仅考虑了航向角误差对倾侧角指令的影响,无法直接用于处理禁飞区约束.因此,本文设计一种侧向制导逻辑的切换机制,即:

1) 当再入飞行器远离禁飞区时(这里认为飞行器与禁飞区圆心的水平距离大于其半径2倍的状态为远离禁飞区),采用传统的航向角误差走廊以实现飞行器的侧向运动控制,其具体形式如图1所示;

2) 当再入飞行器接近禁飞区时,根据禁飞区的位置和半径来确定当前时刻飞行航向角的导向区域,通过倾侧角反转对制导指令进行修正,使航向角位于该导向区域之内,进而完成禁飞区的规避控制。

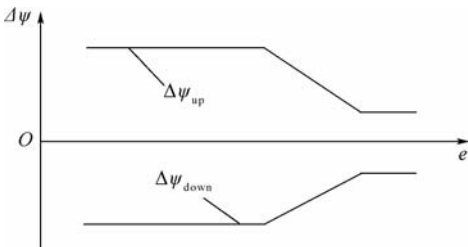


图1 航向角误差走廊

Fig. 1 Heading angle error corridor

描述航向角导向区域的相关参数如图2所示.图中  $C$  是飞行器的当前位置,  $T$  为目标点的位置,  $Z$  为禁飞区的圆心,  $r_z$  为禁飞区的半径.在地平面坐标系建立航向角导向区域的几何关系如下:

1) 过  $C$  点作禁飞圆  $Z$  的切线  $CM$ 、 $CN$ , 记  $\angle MCZ = \angle NCZ = \delta$ , 则  $CM$ 、 $CN$  构成航向角导向区域的内边界。

2) 过  $C$  点设计漏斗形的几何区域  $CA$ 、 $CB$ , 使  $\angle ACM = \angle BCN = \delta$ , 则  $CA$ 、 $CB$  构成航向角导向区域的外边界。

3) 定义区域  $I$  和  $I'$  为航向角的导向区域, 定义区域  $II$ 、 $II'$ 、 $III$  和  $III'$  为航向角的非导向区域。

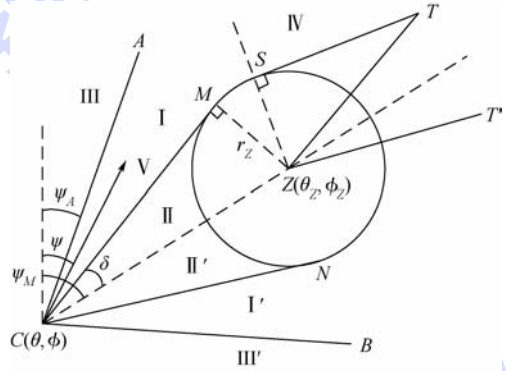


图2 航向角导向区域

Fig. 2 Heading angle orienting area

采用航向角导向区域来控制飞行器侧向运动的基本原理如下所述:

1) 当  $CZ < 2r_z$  时,侧向制导逻辑由传统的航向角误差走廊切换为航向角导向区域。

2) 当目标落点位于  $CZ$  延长线的左侧时(例如位于  $T$  点),飞行器应紧靠禁飞区的左侧完成规避滑翔;当目标点位于  $CZ$  延长线的右侧时(例如位于  $T'$  点),飞行器应紧靠禁飞区的右侧完成规避滑翔。

3) 以左侧规避滑翔为例,当飞行航向角(表征速度方向)位于导向区域  $I$  时,倾侧角的符号保持不变;当飞行航向角越过导向区域的外边界  $CA$  时(即位于区域  $III$ ),倾侧角的符号变为正;当飞行航向角越过导向区域的内边界  $CM$  时(即位于区域  $II$ ),倾侧角的符号变为负.该制导逻辑的具体计算公式为

$$\operatorname{sgn}(\sigma_i) = \begin{cases} 1 & \psi < \psi_A \\ \operatorname{sgn}(\sigma_{i-1}) & \psi_A \leq \psi \leq \psi_M \\ -1 & \psi > \psi_M \end{cases} \quad (16)$$

4) 当飞行器的当前位置  $C$  越过  $ZS$  的延长线而位于区域  $IV$  时( $S$  为过  $T$  作禁飞圆切线的切点),认为禁飞区规避已经完成,侧向制导逻辑由

航向角导向区域切换回航向角误差走廊,以保证滑翔飞行的落点精度,此时制导逻辑计算公式为

$$\operatorname{sgn}(\sigma_i) = \begin{cases} 1 & \Delta\psi < \Delta\psi_{\text{down}} \\ \operatorname{sgn}(\sigma_{i-1}) & \Delta\psi_{\text{down}} \leq \Delta\psi \leq \Delta\psi_{\text{up}} \\ -1 & \Delta\psi > \Delta\psi_{\text{up}} \end{cases} \quad (17)$$

式中: $\Delta\psi = \psi - \psi_T$ 为航向角误差, $\psi_T$ 为目标视线角; $\Delta\psi_{\text{up}}$ 和 $\Delta\psi_{\text{down}}$ 为航向角误差走廊的上下边界(如图1所示).

值得注意的是,本文设计的纵向制导律是通过预测滑翔轨迹的落点纵程进而实时地校正倾侧角指令幅值,因此纵向制导精度不受禁飞区约束的影响.侧向制导逻辑对最终滑翔飞行的落点精度起主要制约作用.在引入禁飞区约束后,通过增加倾侧角指令的反转次数以实现航向控制,而利用航向角导向区域的内边界约束(CM, CN)可以有效地规避禁飞区,利用外边界约束(CA, CB)可以限制飞行器在规避禁飞区时产生的航向偏移,进而保证了侧向制导精度.除此之外,完成禁飞区规避后,侧向制导逻辑由航向角导向区域切换至航向角误差走廊,进一步保证最终滑翔飞行的落点精度能够满足要求.

### 3 仿真分析

再入飞行器的初始状态见表1,终端状态约束如下:目标位置(E90°, N30°),终端高度20 km,终端速度1 800 m/s.标称攻角剖面参数: $K = 0.11$ ,  $\alpha_0 = 22^\circ$ ,  $V_T = 16 Ma$ .倾侧角指令的取值范围为 $-85^\circ \sim 85^\circ$ .仿真计算机为Windows XP操作系统,主频3.0 GHz,内存2.0 GB.制导程序采用标准C/C++语言编写.

表1 飞行器初始再入状态

Table 1 Initial reentry conditions of the vehicle

参数	高度/ km	速度/ (m·s <sup>-1</sup> )	经度/ (°)	纬度/ (°)	航迹角/ (°)	航向角/ (°)
数值	80.0	7 100.0	10.0	-20.0	-1.0	45.0

#### 3.1 标准条件下制导方法仿真分析

为了验证本文提出的制导算法具有可行性,设计以下3个仿真算例:算例1采用传统的预测校正制导方法;算例2和算例3采用考虑禁飞区规避的预测校正制导方法.其中,给定两个半径不同的禁飞区约束,其具体参数见表2.

图3(a)~图3(c)给出了标准条件下(不考虑再入点散布误差)的制导仿真结果.通过对比得出以下结论:

1) 两种制导方法都能够满足预定航程要求,落点的经纬度误差均小于 $0.1^\circ$ ,与目标点的距离不超过10 km,符合再入制导的精度要求.

2) 与算例1相比,本文提出的制导算法能够引导飞行器躲避半径不同的禁飞区约束,验证了该方法的可行性.

3) 算例2和算例3表明,考虑禁飞区规避的制导算法能够根据禁飞区的位置和半径自适应地修正制导指令,提高了再入滑翔飞行的机动性.

表2 标准条件下的禁飞区约束

Table 2 No-fly zone constraints in standard conditions

禁飞区约束	中心位置	半径/km
算例2	(N10°, E60°)	700
算例3	(N10°, E60°)	1 000

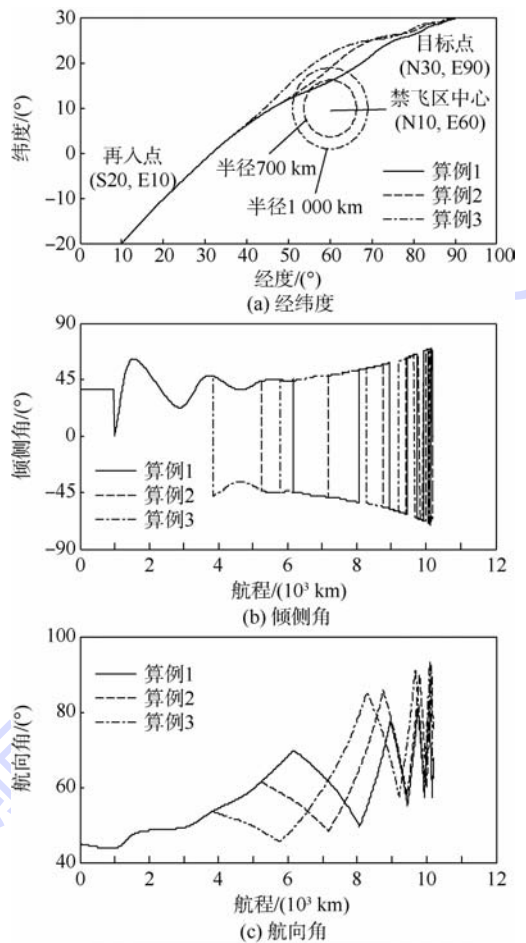


图3 标准条件下制导仿真结果

Fig. 3 Results of reentry guidance in standard condition

#### 3.2 扰动条件下制导方法仿真分析

再入滑翔飞行过程中,大气模型的不确定性和动力学系统的强扰动性都可能致使飞行器偏离初始轨迹和预定目标,进而导致飞行任务失败.为了验证考虑禁飞区规避的预测校正制导方法对各种参数偏差条件具有鲁棒性,针对不同初始扰动情况下的再入滑翔制导,进行了Monte Carlo仿真

实验. 给定两个位置不同的禁飞区约束, 其具体参数见表3. 再入点初始散布偏差和飞行参数误差的分布类型及误差限值见表4.

图4(a)~图4(i)给出了扰动条件下的制导仿真曲线. 图4(j)给出了扰动条件下的落点散布统计.

表3 扰动条件下的禁飞区约束

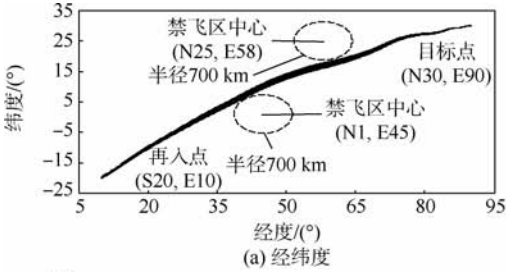
Table 3 No-fly zone constraints with dispersions

禁飞区约束	中心位置	半径/km
禁飞区1	(N1°, E45°)	700
禁飞区2	(N25°, E58°)	700

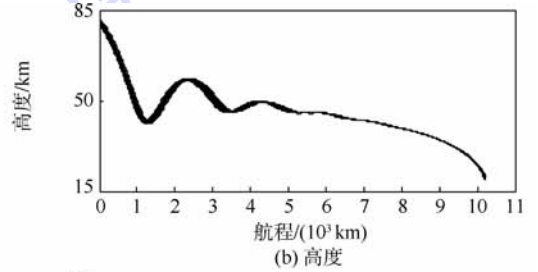
表4 再入点散布偏差和飞行参数误差

Table 4 Dispersions of reentry interface and flight parameters

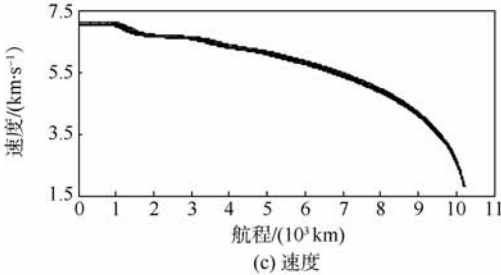
偏差项	分布类型	偏差限
高度偏差 $\Delta h/\text{km}$	均匀分布	$\pm 2.0$
经度偏差 $\Delta \theta/(\text{°})$	均匀分布	$\pm 0.2$
纬度偏差 $\Delta \phi/(\text{°})$	均匀分布	$\pm 0.2$
速度偏差 $\Delta V/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	高斯分布	$\pm 100$
航迹角偏差 $\Delta \gamma/(\text{°})$	高斯分布	$\pm 0.3$
航向角偏差 $\Delta \psi/(\text{°})$	均匀分布	$\pm 1.0$
升力系数误差 $\Delta C_L/\%$	高斯分布	$\pm 10$
阻力系数误差 $\Delta C_D/\%$	高斯分布	$\pm 10$



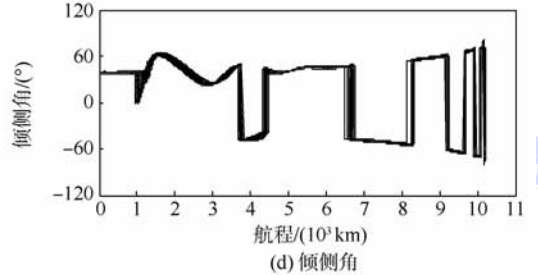
(a) 经纬度



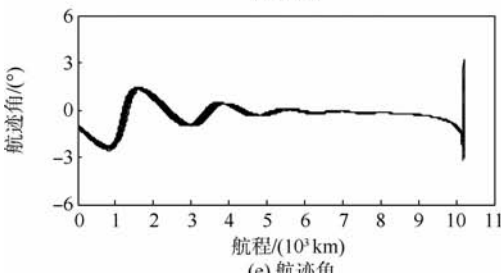
(b) 高度



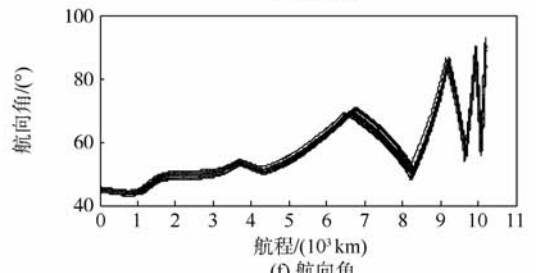
(c) 速度



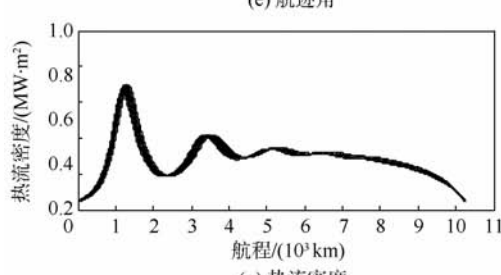
(d) 倾侧角



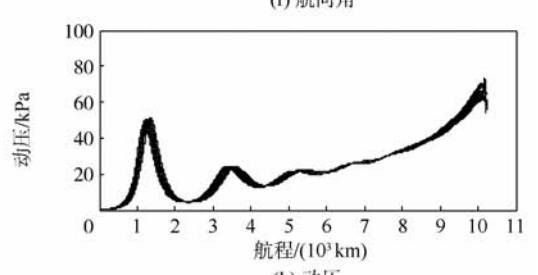
(e) 航迹角



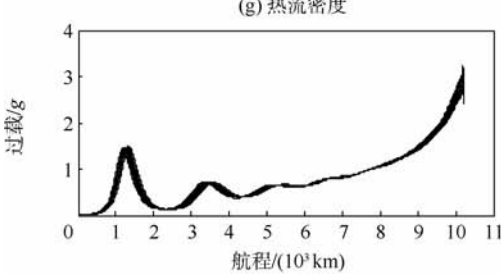
(f) 航向角



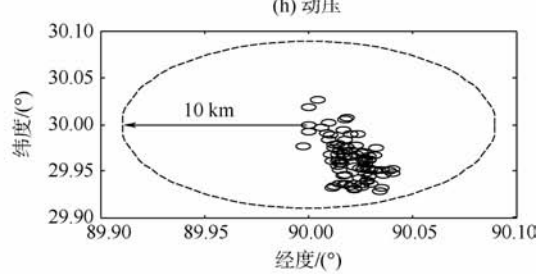
(g) 热流密度



(h) 动压



(i) 过载



(j) 落点扰动散布

图4 扰动条件下制导仿真结果

Fig. 4 Results of reentry guidance with random dispersions

通过分析得出以下结论:

1) Monte Carlo 仿真实验表明,考虑禁飞区规避的预测校正制导可以满足预定航程要求,其终端经纬度误差均小于  $0.1^\circ$ ,符合再入制导的精度要求。

2) 经纬度扰动散布偏差表明,再入落点受到禁飞区约束的影响,主要集中在目标点的东南方,与目标点距离不超过 10 km。

3) 在再入点初始散布误差存在的情况下,滑翔飞行轨迹能够满足路径约束、终端约束和禁飞区约束的要求,然而,初始航向角偏差过大会对制导精度产生影响,因此应该尽量减小再入滑翔飞行的初始航向角偏差。

4) 仿真结果表明,在飞行过程中引入升力系数误差和阻力系数误差,会在一定程度上影响纵向制导的精度,但预测校正制导仍然满足给定的精度需求,且没有对禁飞区规避产生影响,说明本文提出的算法具备可行性和鲁棒性。

5) 对于传统的再入预测校正制导方法,倾侧角指令往往进行 2~3 次反转以实现航向控制。为了提升飞行器的横向机动性能,本文引入了禁飞区规避机制,且每添加一个禁飞区约束,倾侧角指令都需要增加 2 次反转。从 Monte Carlo 仿真结果可以发现,每一次制导指令反转时刻对应的飞行航程间隔均在 200 km 以上,因而不会超过飞行器的机动能力限制,进而保证了制导精度要求。

## 4 结 论

本文针对升力式高超声速飞行器再入制导问题,提出了一种考虑禁飞区规避的预测校正制导方法,研究分析和仿真结果表明:

1) 本文提出的制导方法易于实现,且不改变传统预测校正制导的表达形式,不依赖于标准再入轨迹。

2) 改进的侧向制导逻辑可以进行航向角误差走廊和航向角导向区域的切换,提高了倾侧角反转策略的灵活性。

3) 标准条件下的仿真结果表明,与传统的预测校正制导相比,本文提出的制导方法能够有效地规避禁飞区约束。

4) 扰动条件下的 Monte Carlo 仿真结果表明,本文提出的制导方法具有良好的鲁棒性。

## 参考文献 (References)

[1] Sarah N D, Nesrin S K. Survey of planetary entry guidance algorithms[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2014, 68: 22-28.

[2] Zhao J, Zhou R, Jin X L. Progress in reentry trajectory planning for hypersonic vehicle[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2014, 25(4): 627-639.

[3] Lu P. Predictor-corrector entry guidance for low-lifting vehicles[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2008, 31(4): 1067-1075.

[4] 梁子璇, 任章. 基于在线气动参数修正的预测制导方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(7): 853-857.  
Liang Z X, Ren Z. Predictive reentry guidance with aerodynamic parameter online correction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(7): 853-857 (in Chinese).

[5] Jorris T R, Cobb R G. Three-dimensional trajectory optimization satisfying waypoint and no fly zone constraints[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2009, 32(2): 551-572.

[6] 谢愈, 刘鲁华, 汤国建, 等. 多约束条件下高超声速滑翔飞行器轨迹优化[J]. 宇航学报, 2011, 32(12): 2499-2504.  
Xie Y, Liu L H, Tang G J, et al. Trajectory optimization for hypersonic glide vehicle with multi-constraints[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(12): 2499-2504 (in Chinese).

[7] Zhao J, Zhou R. Reentry trajectory optimization for hypersonic vehicle satisfying complex constraints[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(6): 1544-1553.

[8] Zhao J, Zhou R, Jin X L. Reentry trajectory optimization based on a multistage pseudospectral method[J]. Scientific World Journal, 2014, 878193: 1-13.

[9] 雍恩米, 钱炜祺, 唐伟, 等. 考虑禁飞圆的滑翔式机动弹道与气动特性参数耦合设计[J]. 航空学报, 2013, 34(1): 66-75.  
Yong E M, Qian W Q, Tang W, et al. Coupled design of maneuver glide reentry trajectory and aerodynamic characteristic parameters considering no-fly zone[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(1): 66-75 (in Chinese).

[10] 张科南, 周浩, 陈万春. 高超声速飞行器多约束多种机动突防模式弹道规划[J]. 弹道学报, 2012, 24(3): 85-90.  
Zhang K N, Zhou H, Chen W C. Trajectory planning for hypersonic vehicle with multiple constraints and multiple maneuvering penetration strategies[J]. Journal of Ballistics, 2012, 24(3): 85-90 (in Chinese).

[11] Xie Y, Liu L H, Tang G J, et al. Highly constrained entry trajectory generation[J]. Acta Astronautica, 2013, 88(1): 44-66.

[12] Xue S B, Lu P. Constrained predictor-corrector entry guidance[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2010, 33(4): 1273-1281.

[13] 王青, 莫华东, 吴振东, 等. 基于能量的高超声速飞行器再入混合制导方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(5): 580-585.  
Wang Q, Mo H D, Wu Z D, et al. Energy-based hybrid reentry guidance for hypersonic vehicles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(5): 580-585 (in Chinese).

[14] Zhao J, Zhou R, Jin X L. Gauss pseudospectral method applied to multi-objective spacecraft trajectory optimization[J]. Journal of Computational and Theoretical Nanoscience, 2014, 11(10): 2242-2246.

[15] Lu P, Xue S B. Rapid generation of accurate entry landing footprints[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2010, 33(3): 756-767.

## Predictor-corrector reentry guidance satisfying no-fly zone constraints

ZHAO Jiang<sup>1</sup>, ZHOU Rui<sup>\*1</sup>, ZHANG Chao<sup>2</sup>

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. National Key Laboratory of Experimental Physics and Computational Mathematics, Beijing 100076, China)

**Abstract:** To enforce the lateral maneuverability of the reentry gliding flight, a predictor-corrector guidance method satisfying the no-fly zone constraints was proposed for the lifting hypersonic reentry vehicles. First, the longitudinal guidance was developed by the prediction of the landing error and the correction of the guidance command. The downrange was modified in real time by updating the magnitude of the bank angle. Then, a new handoff mechanism for the bank angle reversal logic was designed for the lateral guidance. The maneuver of the lateral motion was performed by employing the heading angle error corridor and the heading angle orienting area. Based on the CAV-H model, the numerical simulations show that the no-fly zone constraints can be satisfied by the predictor-corrector guidance method which is independent of the standard reentry trajectory. The Monte Carlo simulation results of the reentry gliding guidance with random initial dispersions and errors also demonstrate the robustness of the proposed algorithm.

**Key words:** hypersonic vehicles; reentry guidance; predictor-corrector; no-fly zone; bank angle reversal

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0501



# 网络图中边集束优化问题

姚中华<sup>1</sup>, 吴玲达<sup>\*1,2</sup>, 宋汉辰<sup>2</sup>

(1. 装备学院 复杂电子系统仿真实验室, 北京 101416; 2. 国防科学技术大学 信息系统工程重点实验室, 长沙 410073)

**摘 要:** 网络规模增大和复杂度提高造成的节点遮挡覆盖和边交叉阻塞等问题成为网络可视化研究的热点. 针对网络中出现的视觉凌乱问题, 以空间位置和群组关系为出发点, 从网络中独立的边和群组两个层次, 以边汇合的角度研究边集束技术, 将网络中临近的边集聚成束以降低视觉复杂度, 提出和改进了分段力导引算法(FDA)简化模型和群组边相容的网络图边集束模型. 其中分段集束模型, 提出以二次样条曲线表示网络边, 通过样条控制点进行迭代汇聚的方法, 实现了网络中边的集束; 针对分段集束模型中部分连线过度弯曲问题, 提出通过CNM聚类算法将网络进行群组划分, 在群组结构的基础上对组内连线应用边相容原则, 根据连线的匹配系数计算其集束程度的方法, 网络图集束后曲线扭曲变形减少, 曲线过渡更加平滑. 选取国内航空网络作为案例, 通过两种边集束模型进行网络图简化, 分析结果表明, 国内机场的群组结构具有地理属性的相近性, 航空网络在整体上呈现出明显的十字脉络, 东西走向和南北走向的航线分别汇聚集束成束, 表现了航空网络建设在南北和东西方向的总体趋势. 本集束简化算法适用性广, 绘制的网络图具有良好的视觉效果和可读性.

**关键词:** 网络可视化; 边集束; 分段力导引算法; 聚类算法; 集束简化算法

**中图分类号:** TP391

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)05-0871-08

网络图绘制主要展现网络中节点和节点之间连线关系这两个基本元素, 根据不同应用背景, 产生了很多基于点布局、边布局等网络图绘制方法. 力导引(Force-Directed Algorithm, FDA)布局算法由于其简洁高效易于理解, 目前被广泛应用于信息可视化, 由Eades提出<sup>[1]</sup>以及据此发展出的各种改进算法构成, 包括KK算法<sup>[2]</sup>、DH算法<sup>[3]</sup>、FR算法<sup>[4]</sup>等. 主要思想将图看成顶点为小球、边为弹簧组成的物理系统, 系统被赋予初始状态以后, 节点在弹力和节点间受力的作用下移动, 直到系统总能量减少到最小值时运动停止, 认为系统达到稳定状态.

随着网络规模增大带来节点和边数量的剧增, 严重的边交叉和遮挡造成的视觉凌乱问题, 是影响网络图可读性和信息可达性及有效性的重要原因. Ellis等<sup>[5]</sup>从空间变形、外观、时序3个角度总结现有的简化策略, 本文重点利用边集束从空间变形研究网络图简化技术.

边集束改变连接节点的边为平滑曲线, 其核心思想是将相邻接的边收拢集束, 然后在端点分散开<sup>[6]</sup>, 能够集束局部阻塞的边, 提高网络可读性和信息可达性, 使网络图更加简洁高效. Chung等将集束应用于分子研究领域, 发掘微管相关蛋白与神经系统之间的关联<sup>[7]</sup>. Gansner和Koren给

收稿日期: 2014-04-08; 录用日期: 2014-08-11; 网络出版时间: 2014-12-01 16:01

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0501.html

基金项目: 国家自然科学基金(61103081)

作者简介: 姚中华(1989—), 男, 安徽阜阳人, 博士研究生, visworker07@163.com

\* 通讯作者: 吴玲达(1962—), 女, 上海人, 教授, wld@nudt.edu.cn, 研究方向为多媒体信息系统与虚拟现实技术、系统集成、网络可视化、信息可视化.

引用格式: 姚中华, 吴玲达, 宋汉辰. 网络图中边集束优化问题[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 871-878.

Yao Z H, Wu L D, Song H C. Problems of network simplification by edge bundling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 871-878 (in Chinese).

出改进的圆形布局算法<sup>[8]</sup>,边被布局在外圆或内圆表面,通过层次化边聚类使内圆的边集束以实现空间利用率的优化.对层次布局进行改进,Gansner等又提出适合于大型网络的多层次边集束方法<sup>[9]</sup>,使用最少的像素表示网络中的边,同时对曲线的曲度进行限制.Phan等提出基于层次聚类的流图布局技术<sup>[10]</sup>,边通过层次树结构进行集束,合并通往相同根节点的分支以减少视觉凌乱.Holten吸收这种思想,提出层次边集束法<sup>[6]</sup>,集束相邻边,将层次以树形结构体现,适用于表现具有层次关系的结构数据.Holten等又提出基于力导引的边集束<sup>[11]</sup>,通过启发式算法插入中间点的方式将边分割为独立线段,度量相互作用的边进行集束.该方法能够在保持网络图节点位置不变的前提下显著减少视觉杂乱,大大降低图形的视觉复杂度,适用于一般性网络图.Cui等则通过建立控制网格<sup>[12]</sup>,计算网格区域内适合聚集合并的边,根据边的方向完成合并.这种方法依赖控制网格的优劣,适用于主体脉络清晰的网络.Lambert等<sup>[13]</sup>根据节点位置生成网格,利用网格分割平面,计算边的最短路由,根据路径使用频率进行集束.Ozan等提出基于中间轴的边集束<sup>[14]</sup>,将网络中的边聚类分组,计算各组轮廓形状,集束组内的边,使其向中间轴靠拢.中间轴对获取和理解网络拓扑结构有启发性意义,但其生成边的变形不易控制,会造成部分边的过度扭曲.Wong等提出将网络图中杂乱部分移出用户关注区域的EdgePlucking<sup>[15]</sup>和EdgeLens<sup>[16]</sup>技术.EdgePlucking通过交互的方式拖拽阻塞区域的边,从而实现减少局部杂乱.EdgeLens将用户关注点区域阻塞的边通过鱼眼技术“推开”.这两种技术都能够解决局部关注区域的交叉问题,但不能解决网络图整体的视觉杂乱问题,并且依赖用户的参与.Zhou等描述了边集束的具体应用并对其有效性等进行了评估研究<sup>[17]</sup>.

## 1 基于群组相容的分段FDA集束简化

### 1.1 分段FDA的集束模型

力导引算法(Force Directed Algorithm, FDA)针对网络可视化中的节点布局,主要思想将图看成节点为小球、边为弹簧组成的物理系统,系统被赋予初始状态以后,节点在弹力和节点间受力的作用下移动,控制迭代过程,直到系统总能量减少到最小值时运动停止,认为系统达到稳定状态.FDA算法提供了网络布局的有效方法,但布局完成后的网络图采用直线连接的方式,仍然可能因

为边的重叠造成二义性问题,为网络图的理解带来困难.

因此,本文对FDA加以改进,将网络中的边通过插值点进行分割,然后再对插值点迭代运算,利用插值点控制生成集束曲线.这种方法能够在不改变节点初始位置的同时,减少二义性的产生.

#### 1.1.1 基于分段FDA的物理模型

对基本FDA模型加以改进,并将其应用到节点具有地理属性的网络图中.初始输入为一般网络图的节点连接图,即有关联的节点对之间采用直线连接,节点带有坐标属性,位置固定,具有不可改变性,为实现节点对之间连线的集束,通过为线段插入插值点的方式将连线分割为多个折线段.如图1所示,相互影响的两条边 $P$ 和 $Q$ 各自插入4个插值点被均分为5个片段,其中每条边的起始点 $P_0$ 、 $P_1$ 、 $Q_0$ 和 $Q_1$ 位置固定. $P$ 边上插值点 $p_1$ 受到邻接插值点 $p_0$ 和 $p_2$ 、弹力 $F_s$ 以及边 $Q$ 上对应插值点 $q_1$ 的引力 $F_g$ 作用,其中 $F_s$ 和 $F_g$ 均为矢量.

同一条边上,任意相邻两个插值点(包括起始点)之间存在相互吸引的线性弹力 $F_s$ ,并且弹力大小和两点之间的距离成正比,当两点之间距离为0时,弹力也为0,每条边的弹性系数 $k_p$ 由弹性常量 $K$ 和插值点所在边的长度决定,表达式为

$$k_p = \frac{K}{|P|} \quad (1)$$

式中: $|P|$ 为边 $P$ 的初始长度, $||$ 表示的是进行距离计算; $K$ 弹性常量.

弹性常量 $K$ 通过决定集束的强度被用来控制网络中集束数量,由于网络中的边的初始长度一般不同,因此将其划分为折线段之后,通过上述公式计算,则任意一条边都具有不同的局部弹性系数 $k_p$ .

根据物理模型,分割片段上的插值点均为相互吸引的带电小球,引力 $F_g$ 被施加在相互影响的两条边上对应的插值点对之间,如图1所示,引力存在于 $p_0$ 和 $q_0$ 、 $p_1$ 和 $q_1$ 、 $p_2$ 和 $q_2$ 以及 $p_3$ 和 $q_3$ 之间.引力大小反映插值点之间影响程度,由于逆平方模型相对逆线性模型能够产生更强以及更加局部化的集束,采用逆平方模型计算两插值点之间引力,使得引力和两个插值点的距离成反相关,即两插值点之间越接近,距离越短,则引力越大,距离越远,则引力越小.

每一步迭代过程中,位于边 $P$ 上的插值点 $p_i$ ,需要计算邻接插值点 $p_{i-1}$ 和 $p_{i+1}$ 施加的弹力 $F_s$ 以

及其他所有边上对应插值点施加的引力  $F_e$ , 最终插值点  $p_i$  收到的合力  $F_{pi}$  为两者矢量相加之和, 即  $F_{pi} = F_s + F_e$ , 其中

$$F_s = k_p \cdot (\|p_{i-1} - p_i\| + \|p_i - p_{i+1}\|) \quad (2)$$

$$F_e = \sum_{q \in E} \frac{1}{\|p_i - q_i\|^{1/2}} \quad (3)$$

式中:  $k_p$  为插值点所在边  $P$  的局部弹性系数;  $E$  为除了插值点所在边  $P$  的所有边集合;  $\| \cdot \|$  表示的是进行矢量计算, 结果为矢量。

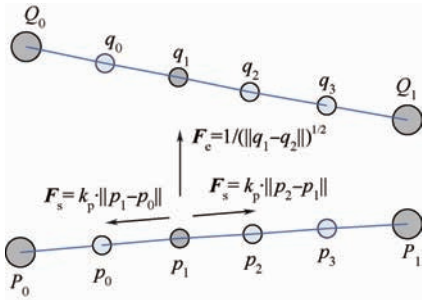


图1 分段FDA物理模型

Fig.1 Segmental FDA physical model

### 1.1.2 基于模拟退火算法的迭代策略

分段FDA模型包括物理模型以及迭代过程两部分, 其中物理模型给出节点之间相互作用力模型, 迭代过程则依据物理模型迭代运算节点之间的作用力, 计算节点在力的作用下移动距离, 更新节点位置, 直到达到终止条件。

从退火算法中得到启发, 进行  $N$  轮迭代, 随着迭代次数的增加, 逐次减少迭代步长, 判断是否符合迭代终止条件, 如果不符合则进行下一轮迭代, 否则将终止迭代运算。每一轮迭代过程中, 边的插值点数量  $P$  逐次增加, 迭代次数  $I$  以及迭代步长  $\lambda$  逐次减少, 其中, 第  $i$  轮迭代过程:

$$P_i = 2^{i-1} \quad (4)$$

$$I_i = \frac{2 \cdot I_{i-1}}{3} \quad (5)$$

每步迭代过程, 插值点的位置都将在所受合力的作用下朝合力的方向前进一定距离, 步长为  $\lambda$ , 第  $i$  轮迭代的步长为  $\lambda_i$ 。

### 1.1.3 样条曲线集束模型

根据分段FDA模型将网络中的边分割划分, 计算其相互之间作用力, 经过一定次数迭代之后, 系统达到稳定状态, 终止迭代, 即认为找到插值点的理想位置, 然后将连线的起始点以及插值点作为B样条曲线生成的控制点, 生成集束曲线。随着曲线阶数的增大, 高阶样条曲线受控制点影响过度, 曲线和B样条特征多边形体现出高相似度, 弯曲程度变得“僵硬”, 难以看到曲线的明显

变化, 并且由于阶次的影响, 高阶样条曲线可能会产生多余的摆, 因此本文生成二次B样条曲线。

图2(a)为国内航空网络节点连接子图, 对单个节点的细节展示更加清晰, 图2(b)是应用分段FDA集束简化后, 网络图的绘制能够实现边的汇聚, 更有利于展现网络整体连接模式, 生成的曲线降低了追踪连线的难度, 从而减少视觉杂乱。因此在网络相对稀疏的情况下, 节点连接图能够发挥直线指向性强的特点, 易于表现连线的方向以及两点之间的连接关系; 而集束后的曲线方法则易于展现聚类的群组以及揭示网络的整体结构特点。

集束后的网络图仍然存在部分连线过度弯曲变形的问题, 如图2(c)、图2(d)所示, 分别为图2(a)、图2(b)右上角的局部细节展示。部分节点周围曲线出现了过度弯曲, 导致变形现象。汇聚的曲线都由控制点控制生成, 而控制点则由分段FDA算法迭代运算中的插值点生成, 因此连线对应插值点之间的引力是造成集束曲线弯曲变形的主要原因, 需要对模型进一步修改。

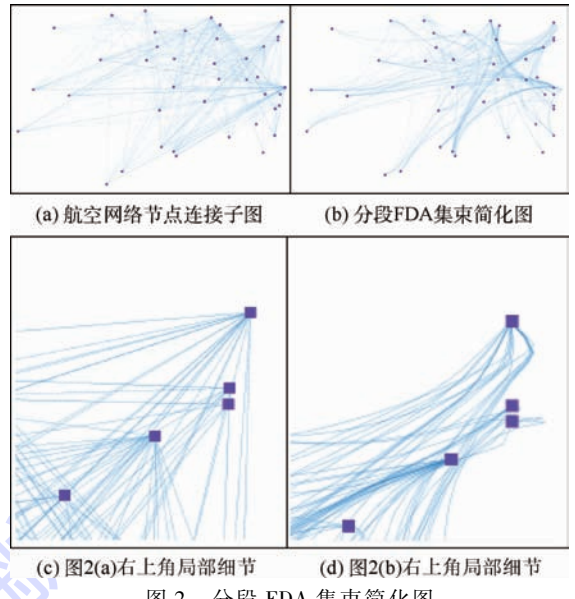


图2 分段FDA集束简化图

Fig.2 Segmental FDA bundling simplification

### 1.2 群组边相容集束模型

近年来, 研究人员通过对城市道路交通网络拓扑结构<sup>[18]</sup>、机场航线网络<sup>[19-20]</sup>、人口迁移网络流<sup>[21]</sup>等复杂网络进行研究分析, 发现了网络一般都具有一个共同性质——群组结构, 即网络是由若干个“群组”或“类别”组成, 群组内部节点之间的相互连接紧密, 而群组和群组之间的连接则相对稀疏<sup>[22]</sup>。

因此, 考虑改进分段FDA集束模型, 首先将网络中的节点通过群组发现算法进行聚类, 以群组内节点关系强连接和群组间节点关系弱连接为

约束条件,挖掘网络中的群组结构. 针对群组内节点连接密度高的特点,对组内连线引入边相容原则,计算连线之间的匹配系数,利用匹配系数衡量边与边之间相似度,通过相似度量边之间集束程度,进而调整网络中边与边之间的相互作用,最后修改 FDA 物理模型.

### 1.2.1 CNM 群组划分

目前使用最多的群组发现算法是基于模块度(Q)的算法,基本思路是把群组发现问题转化为网络优化问题,将搜索网络中最优群组结构作为目标约束条件. CNM 算法<sup>[23]</sup>由 Clauset、Newman 和 Moore 等于 2004 年提出,它以 Newman 快速算法<sup>[24]</sup>为基础,由于采用基于堆的数据结构计算和更新网络模块度的方法,算法复杂度从  $O(n^3)$  降低到  $O((m+n) \cdot n)$ ,实现算法效率的大幅提高;另一方面,CNM 算法在迭代过程中合并多对群组以防止网络过早地收缩到少数较大的群组,能使网络群组均匀分布,因此采用 CNM 算法对网络中的节点进行聚类.

CNM 算法基于模块度增量矩阵,基本思路是将网络看成点集,每个节点各自单独构成群组,再合并相互间具有强连接关系的节点对,使其成为一个较大的群组,然后重复搜索并合并具有强连接性的群组. 整个流程形成了一个自下而上的树状图,如图 3 所示,不同合并层次就对应着一种群组划分结构,不同颜色代表不同的群组划分.

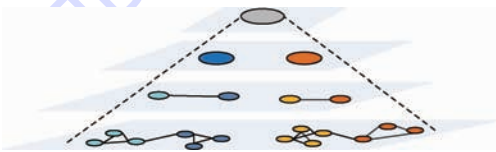


图 3 CNM 算法流程  
Fig. 3 CNM algorithm flow

### 1.2.2 群组边相容原则

群组内部节点密度高,相互连线密集,位于同一个组内的节点之间构成强连接关系,在分段 FDA 集束模型中,不考虑任意两条边之间关系直接计算其相互作用,造成插值点偏移抖动,影响以插值点作为控制点生成的样条曲线,导致部分连线过度弯曲. 因此,考虑引入一定的匹配参数,度量组内边的相似程度,从而决定其在何种程度进行集束.

针对群组内节点连接密度高的特点,对组内连线应用边相容原则,通过相容性滤除相关性较低的边. 计算连线之间的匹配系数,利用匹配系数衡量边与边的相似度,通过相似度量边之间的集束程度,进而调整网络中边与边之间的相互作用,最后对 FDA 模型进行修改. 为度量任意两条边

的相容性,根据 Holten 提出的匹配原则从角度、尺度、位置、视觉这 4 个方面考虑<sup>[11]</sup>(见图 4).

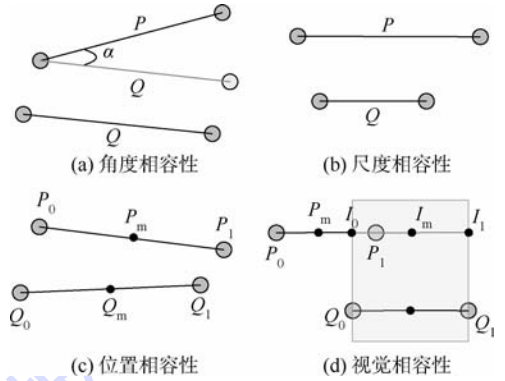


图 4 边相容原则

Fig. 4 Edge consistent principle

#### 1) 角度相容性原则.

从边的延伸方向考虑度量两条边之间的相似性,计算他们之间的夹角,认为夹角越小,越能够体现出他们在网络中朝着相同方向延伸发展,有相似的趋势,汇聚在一起的程度越高.

几乎垂直的两条边在网络中具有截然不同的延伸方向,不应该通过集束汇聚在一起,因此,引入角度相容性系数  $C_a(P, Q) \in [0, 1]$  来度量,其中

$$C_a(P, Q) = |\cos \alpha| \quad (6)$$

$$\alpha = \arccos\left(\frac{P \cdot Q}{|P||Q|}\right) \quad (7)$$

如图 4(a) 角度相容性示意图,边 P 与 Q 之间的角度相差越大,则其相容系数  $C_a(P, Q)$  越小,当  $C_a(P, Q)$  为 0 时, P 与 Q 垂直,当  $C_a(P, Q)$  为 1 时, P 与 Q 相互平行,此时角度相容性系数最大,从延伸方向的角度考虑,边 P 与 Q 应具有较高的集束程度.

#### 2) 尺度相容性原则.

从尺寸考虑边的相似性,计算两者之间的尺寸差异,这一原则主要为避免长度较小的边为适应和长度较大的边进行集束而发生过度弯曲,因此尺寸大小越相似,其汇聚程度越高.

图 5 为边扭曲变形示意图,主要由尺寸差异造成,其中两条边的原始线段以及受力弯曲后的曲线段分别用黑色和蓝色表示,两者之间存在的静电引力用橙色表示.

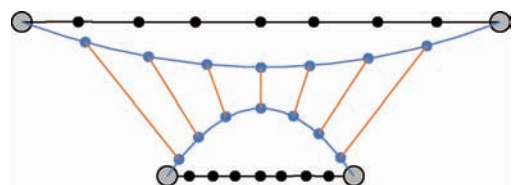


图 5 集束中边扭曲变形

Fig. 5 Curve distortion by bundling

引入尺度相容性系数  $C_s(P, Q) \in [0, 1]$ , 其中

$$C_s(P, Q) = \frac{2}{l_{avg} \cdot \min(|P|, |Q|) + \frac{\max(|P|, |Q|)}{l_{avg}}} \quad (8)$$

式中:  $l_{avg}$  为边  $P$  与  $Q$  长度之和的一半, 即

$$l_{avg} = \frac{|P| + |Q|}{2} \quad (9)$$

如图 4(b) 所示, 当  $P$  与  $Q$  长度相等时, 尺度相容系数  $C_s(P, Q)$  为 1, 两者汇聚程度最高; 当较长的边和较短的边长度之比趋向无穷大时, 尺度相容系数  $C_s(P, Q)$  趋向于 0, 两者具有较低的汇聚程度。

### 3) 位置相容性原则.

位置相容性从边所在位置考虑, 尽量避免网络中相聚过远的边集束, 减少其影响程度. 以两条边中心的距离衡量两条边的距离, 进而度量两者之间的位置相容性, 相容性系数  $C_p(P, Q) \in [0, 1]$  计算公式如下:

$$C_p(P, Q) = \frac{l_{avg}}{l_{avg} + |P_m - Q_m|} \quad (10)$$

式中:  $P_m$  和  $Q_m$  分别为边  $P$  与  $Q$  的中心点.

如图 4(c) 所示, 如果  $P_m$  和  $Q_m$  重合, 则  $C_p(P, Q)$  等于 1, 如果  $P_m$  和  $Q_m$  趋向于无穷大, 则  $C_p(P, Q)$  趋近于 0.

### 4) 视觉相容性原则.

从视觉的角度度量两条边之间的匹配性, 即使两条边同时满足以上 3 个原则, 它们也可能具有较低的集束相容性. 图 4(d) 所示中将一条边竖直平移, 则构成的相互平行的两条边, 其节点起始位置差异较大, 故应具有较小的相容性, 视觉相容性  $C_v(P, Q) \in [0, 1]$  计算公式如下:

$$C_v(P, Q) = \min(V(P, Q), V(Q, P)) \quad (11)$$

$$V(P, Q) = \max\left(1 - \frac{2|P_m - I_m|}{|I_0 - I_1|}, 0\right) \quad (12)$$

式中:  $I_m$  为  $I_0$  与  $I_1$  中点. 图 4(d) 为  $P$  至  $Q$  的视觉相容性系数示意图,  $C(P, Q)$  决定于由边  $Q$  延伸出的长度与边  $P$  的交叉部分, 计算在边  $P$  上交叉点  $I_0$  与  $I_1$ . 当  $P_m$  与交叉部分中点  $I_m$  相重合 (理想情况下), 视觉相容性系数等于 1; 当两条边的平行延伸没有重合部分时, 视觉相容性系数等于 0.

根据边相容原则进行调整之后, 对 FDA 模型进行适度修正, 综合以上 4 种相容性系数, 定义任

意两条边  $P$  与  $Q$  的相容性系数  $C_e(P, Q) \in [0, 1]$  为

$$C_e(P, Q) = C_a(P, Q) \cdot C_s(P, Q) \cdot C_p(P, Q) \cdot C_v(P, Q) \quad (13)$$

边  $P$  与  $Q$  的整体相容性系数  $C_e(P, Q)$  由 4 种相容性系数相乘求得, 任意一个相容性系数较低都将对整体相容性系数造成较大影响. 对应到网络图中即为, 任意两条具有较高汇合程度的边必须对以上 4 条原则同时具有较高的切合度, 结合上文推导的任意一点所受合力重新定义为

$$F_{pi} = k_p \cdot (\|p_{i-1} - p_i\| + \|p_i - p_{i+1}\|) + \sum_{Q \in E} \frac{C_e(P, Q)}{\|p_i - q_i\|^{1/2}} \quad (14)$$

即当  $P$  与  $Q$  两条边相容性系数为 0 时, 它们之间作用力也为 0, 即不考虑  $P$  与  $Q$  相互之间作用.

## 1.3 群组边相容集束简化

应用 CNM 聚类, 建立网络的群组结构, 对组内节点之间的连线, 应用边相容原则, 计算连线之间的相容性系数, 利用相容性系数修改算法模型, 迭代更新插值点作为样条曲线控制点, 生成样条曲线, 完成网络的绘制.

图 6 中从节点发出的连线两两之间角度差异细微, 连线的延伸方向相似度高, 认为它们应该具有较高的集束显著性, 图 6(a) 应用分段 FDA 集束模型, 图 6(b) 为应用群组边相容进行改进. 对比两者, 曲线汇聚的集束都能够表现网络中显著的连接脉络, 而图 6(b) 中的曲线过渡更加平滑, 在节点周围以及边密集区域发生的抖动现象较少, 应用群组边相容后能够改善集束产生的连线扭曲变形, 达到优化网络图绘制的目的.

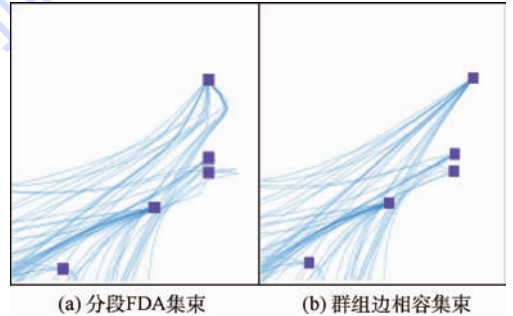


图 6 群组边相容后集束对比

Fig. 6 Bundling comparison by group edge consistent

## 2 典型实例验证分析

全球航班数据, 采集世界各地机场间往来航班, 由于航班具有往返特性, 航线构成的网络图具

有无向性. 为能清晰显示网络布局效果, 便于对比分析算法效果, 实验中过滤后保留国内航班数据对集束简化模型进行实验验证分析, 节点数目为 152, 航班次数为 1167, 网络直径为 4, 平均网络距离为 2.15, 网络密度为 0.102.

### 2.1 群组结构分析

基于 CNM 算法将网络进行聚类, 将航空网络划分为 4 个群组, 群组内集束连接示例图 7(a) ~ 图 7(d) 分别对应于群组划分的  $G_1 \sim G_4$  组, 由图可知各分组内节点能基本保持地理相近,  $G_1$  和  $G_2$  组节点连接关系相对密集,  $G_3$  和  $G_4$  组则相对薄弱. 群组内网络半径为 3 ~ 4, 即网络中任意两点最多需要经过 3 个中间点即可相互到达, 划分的 4 个群组内平均网络距离都接近 2, 即对每个节点平均需要经过 1 个中间点到达另外一个节点.

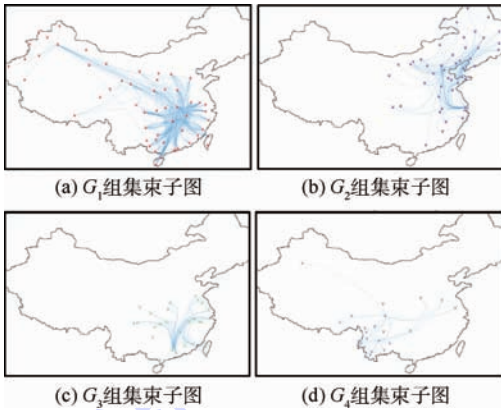


图 7 群组内集束连接  
Fig. 7 Bundling within group

### 2.2 视觉凌乱度分析

基于边集束的网络图绘制共有的一个特征是使用曲线绘制网络中的边, Holten 在层次边集束技术中使用了三次 B 样条曲线<sup>[6]</sup>, 通过调整曲线的控制点, 样条曲线能够生成清晰明了、条理清楚的集束. Zhou 在基于能量的网络图层次聚类中则使用了 Bezier 曲线和 Catmull-Rom 样条曲线<sup>[25]</sup>. Holten 等在基于力导引的边集束<sup>[11]</sup>以及 Cui 等在基于几何的网络图边聚类中都使用平滑多边形的方式<sup>[12]</sup>, 根据多边形生成平滑曲线.

直线图于节点连线之间的指向性更加清晰准确, 易于表现连线的方向以及两点之间的连接关系; 而曲线则易于展现聚类的簇, 以及揭示网络整体结构. 曲线的表现形式能够使其更加利于追踪, 同时带来视觉上的良好体验, 实验中采用二次样条曲线绘制, 图 8 中对比节点连接图和集束简化图, 可以看出集束后的网络图整体结构更加清晰, 视觉凌乱现象得到减少.

比较图 8(b) 和图 8(c), 分段 FDA 集束简化

图的集束汇聚程度过高, 导致网络边集中在少数几个条带中, 导致边在局部区域过度集中, 为曲线追踪造成困难. 考虑分组和边相容原则后, 应用 CNM 聚类边相容集束模型后, 网络中集束相对宽松, 汇聚的条带空间利用率更高. 同时整体呈现出十字型交叉脉络, 边汇聚形成的东西方向集束构成十字型横边, 南北方向集束构成十字型竖边, 由集束后的网络图能够挖掘出网络脉络和连接模式.

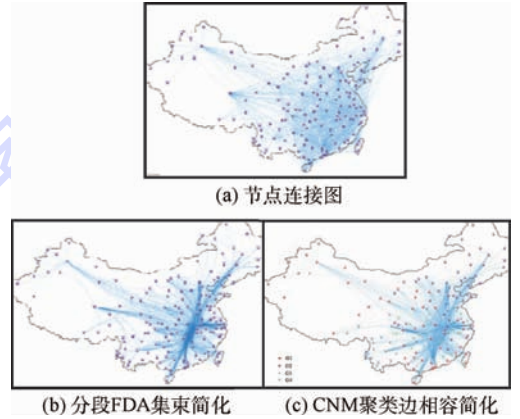


图 8 集束简化模型对比

Fig. 8 Bundling simplification model comparison

### 2.3 连接模式分析

对国内航空网络, 按照节点地理位置所处群组, 分别从群组中各自挑选出度数较高的 5 个节点, 重点关注群组中关注点在网络中的连接情况, 并将其高亮显示, 获得了网络中节点的连接模式, 示例图如图 9 所示.

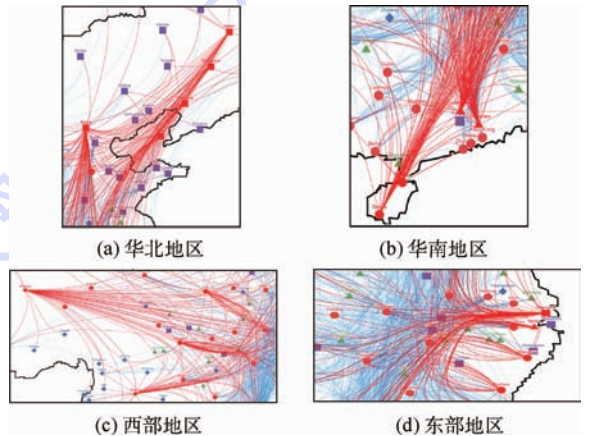


图 9 连接模式分析

Fig. 9 Connection mode analysis

图 9 为航空网络中高度数节点的分布和连接, 具有两大特点: 行政性和地理性. 行政性, 节点大多属于省会城市, 政治、经济资源集中; 地理性, 处于沿海或交通便利的内陆. 表明资源的集中和地理位置的便利使其与网络中的其他节点交流频

繁,对网络有较强影响力。

分析节点连接,发现其呈现一定连接模式。图9(a)、图9(b)节点实际位置对应于华北地区和华南地区,对比两图可以观察到南北连线形成强烈的汇聚,集束结果表明南北跨地域间交流呈枢纽型发展。图9(c)、图9(d)对应于西部地区和东部地区,对比两图观察到东西部之间连线汇聚性表现不明显,表明东西跨地域间交流呈发散性发展。这种连接模式从总体上体现了国家航空网络建设的发展趋势,南北经济发达地区资源集中,交通便利,在网络中起到枢纽作用,相互交流密集,东西部地区经济相对薄弱、资源匮乏,与其他区域交流更加广泛。

### 3 结 论

本文针对网络中的视觉凌乱,以国内航线数据为实验对象绘制航空网络,提出了两种集束简化的改进方法,经实验验证表明:

1) 算法具有一定准确性和有效性,分析结果表明本文的简化模型能够在一定程度上减少视觉凌乱,使网络的拓扑结构和连接特点更加清晰可见。

2) 算法对网络进行信息挖掘,发现了航空网络的群组结构和整体上呈现十字脉络连接模式,东西和南北走向的航线分别汇聚集结成束,表明交流的密集性。

3) 集束简化模型适用性广,绘制的网络图具有良好的视觉效果和可读性。

本文重点关注挖掘网络的整体连接模式,针对复杂网络分析仍需提供关于节点底层细节信息,有待进一步研究。

#### 参考文献 (References)

- [1] Eades P. A heuristic for graph drawing[J]. *Congressus Numerantium*, 1984, 42(1): 149-160.
- [2] Kamada T, Kawai S. An algorithm for drawing general undirected graphs[J]. *Information Processing Letters*, 1989, 31(1): 7-15.
- [3] Davidson R, Harel D. Drawing graphs nicely using simulated annealing[J]. *ACM Transactions on Graphics*, 1996, 15(4): 301-331.
- [4] Fruchterman T M J, Reingold E M. Graph drawing by force-directed placement[J]. *Software: Practice and Experience*, 1991, 21(11): 1129-1164.
- [5] Ellis G, Dix A. A taxonomy of clutter reduction for information visualization[J]. *IEEE Transactions on Visualization and Computer Graphics*, 2007, 13(6): 1216-1223.
- [6] Holten D. Hierarchical edge bundles: visualization of adjacency relations in hierarchical data[J]. *IEEE Transactions on Visualization and Computer Graphics*, 2006, 12(5): 805-812.
- [7] Chung P J, Deek J, Feinstein H E, et al. A structure-function study of map Tau; analyzing distinct map Tau domains in mediating microtubule assembly and bundling using synchrotron SAXS[J]. *Biophysical Journal*, 2012, 102(3): 700a.
- [8] Gansner E R, Koren Y. Improved circular layouts[C]// *Graph Drawing, 14th International Symposium, GD 2006*. Berlin: Springer-Verlag, 2006: 386-398.
- [9] Gansner E R, Hu Y F, North S, et al. Multilevel agglomerative edge bundling for visualizing large graphs[C]// *Proceedings of the 2011 IEEE Pacific Visualization Symposium*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 187-194.
- [10] Phan D, Xiao L, Yeh R, et al. Flow map layout[C]// *Proceedings of IEEE Information Visualization Symposium*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005: 219-224.
- [11] Holten D, Van J J W. Force-directed edge bundling for graph visualization[J]. *Computer Graphics Forum*, 2009, 28(3): 983-990.
- [12] Cui W, Zhou H, Qu H, et al. Geometry based edge clustering for graph visualization[J]. *IEEE Transactions on Visualization and Computer Graphics*, 2008, 14(6): 1277-1284.
- [13] Lambert A, Bourqui R, Auber D. Winding roads: routing edges into bundles[J]. *Computer Graphics Forum*, 2010, 29(3): 853-862.
- [14] Ozan E, Christophe H, Fernando P, et al. Graph edge bundling by medial axes[J]. *Visualization and Computer Graphics*, 2011, 17(12): 2364-2383.
- [15] Wong N, Cpendale S. Using edge plucking for interactive graph exploration[C]// *IEEE Information Visualization Symposium, Poster Compendium*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005: 51-52.
- [16] Wong N, Cpendale S, Greenberg S. EdgeLens: an interactive method for managing edge congestion in graphs[C]// *IEEE Information Visualization Symposium*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2003: 51-58.
- [17] Zhou H, Xu P P, Yuan X R, et al. Edge bundling in information visualization[J]. *Tsinghua Science and Technology*, 2013, 18(2): 145-156.
- [18] 李树彬, 吴建军, 高自友, 等. 基于复杂网络的交通拥堵与传播动力学分析[J]. *物理学报*, 2011, 60(5): 1-9.
- [19] Li S B, Wu J J, Gao Z Y, et al. The analysis of traffic congestion and dynamic propagation properties based on complex network[J]. *Acta Physica Sinica*, 2011, 60(5): 1-9 (in Chinese).
- [20] Bagler G. Analysis of the airport network of India as a complex weighted network[J]. *Elsevier*, 2008, 387(12): 2972-2980.
- [21] Li W, Cai X. Statistical analysis of airport network of China[J]. *Physical Review E*, 2004, 69(2): 1-6.
- [22] Guo D. Flow mapping and multivariate visualization of large spatial interaction data[J]. *IEEE*, 2009, 15(6): 1041-1048.
- [23] 汪小帆, 李翔, 陈关荣. 复杂网络理论及其应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2006: 162-163.
- [24] Wang X F, Li X, Chen G R. *Complex network theory and application* [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2006: 162-163 (in Chinese).
- [25] Clauset A, Newman M E J, Moore C. Finding community struc-

- ture in very large networks [ J ]. Physical Review E, 2004, 70(6):66111.
- [24] Newman M E J. Fast algorithm for detecting community structure in networks [ J ]. Physical Review E-Statistical, Nonlinear, and Soft Matter Physics, 2004, 69(6):066133-1-5.
- [25] Zhou H, Yuan X R, Cui W W, et al. Energy-based hierarchical edge clustering of graphs [ C ] // IEEE Pacific Visualisation Symposium 2008. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 55-62.

## Problems of network simplification by edge bundling

YAO Zhonghua<sup>1</sup>, WU Lingda<sup>\*1,2</sup>, SONG Hanchen<sup>2</sup>

(1. Science and Technology on Complex Electronic System Simulation Laboratory, Equipment Academy, Beijing 101416, China;

2. Science and Technology on Information Systems Engineering Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** Node occlusion and edge congestion problems, which are caused by the increment of network scale and complexity, had become a hot spot in network visualization research. To solve the visual clutter problem in network, edges close to each other in network were bundled by curving them. The bundling started from node position and group division, laying emphasis on edge bundling technique through edge convergence, edges bundled close to each other in network to reduce visual complexity. A segmental forced directed algorithm (FDA) simplification model and a group based consistent edge bundling network model were proposed and improved. In segmental FDA bundling model, quadratic spline was used to display line in network, control points of spline were produced by iteration to implement edge bundling. To solve the problem of excessive bending of some edges in segmental FDA bundling model, network was divided into different groups by CNM cluster algorithm. Lines in the same group were applied with edge consistent principle on basement of network group structure, and bundling level was calculated by the matching coefficient of edges. After edge bundling, the phenomena of curve's distortion decreased and curves became smoother. Domestic airline network data was chosen as experimental subject, and the network was simplified by two bundling models, and then the simplification result was analyzed. Experimental result shows that positions of nodes in the same group stand close to each other, and airline network shows distinct crossing skeleton. Airlines have north-south and west-east orientation bundle independently, which reveals the whole trends of airline network construction in these two directions. The bundling simplification algorithm introduced mentioned above has a wide applicability, and network visualized by this algorithm has good visual effect and readability.

**Key words:** network visualization; edge bundling; segmental force directed algorithm; cluster algorithm; bundling simplification algorithm

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0320

# 复合材料应用对客机 DOC 影响的分析方法

尹海莲<sup>1,2</sup>, 余雄庆<sup>\*2</sup>

(1. 南京航空航天大学 无人机研究院, 南京 210016; 2. 南京航空航天大学 飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京 210016)

**摘 要:** 在飞机总体方案设计阶段需要评估复合材料应用对客机直接运营成本 (DOC) 的影响. 以客机总体方案综合分析和优化系统为基础, 对复合材料应用带来的质量减轻和成本增加进行了分析, 给出了质量和成本的修正估算模型, 提出了一种复合材料在客机应用中的效益定量评估方法. 以 150 座级客机为例, 首先分析了客机复合材料全机用量质量百分比对 DOC 的影响, 然后以此优化结果为基准, 分析了油价上涨、飞机价格和维修成本的变化对 DOC 的影响. 结果表明: 随复合材料全机用量百分比增加, 客机的 DOC 呈下降趋势; 随航空燃油价格的上涨, 复合材料在客机中的应用能带来较为显著的经济效益; 复合材料机体制造成本和维修成本的降低, 可使复合材料客机 DOC 的下降更显著.

**关键词:** 飞机设计; 复合材料; 客机; 成本; 直接运营成本

**中图分类号:** V221+.92

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)05-0879-06

在飞机总体设计阶段, 确定采用哪些先进技术是一项十分重要的决策<sup>[1]</sup>. 判断一项新技术是否值得应用, 需要评估这项新技术是否能够提高飞机的经济性, 以及能在多大程度上提高其经济性. 这是因为经济性是决定民机市场竞争力的最重要因素<sup>[2]</sup>, 是评估民机总体技术方案的一个重要判据.

复合材料具有高比强度、高比刚度、较好的抗疲劳性和耐腐蚀性等优点<sup>[3]</sup>. 机体结构采用复合材料可有效地减轻结构质量, 是一种先进的民机结构设计技术方案<sup>[4]</sup>. 但复合材料结构的设计成本和制造成本相对较高, 可能对提高飞机经济性产生不利影响. 因此, 在飞机总体设计阶段就必须综合评估复合材料技术应用对民机经济性的影响.

直接运营成本 (Direct Operating Cost, DOC) 是民机经济性的一个重要指标<sup>[5]</sup>. 飞机总体设计阶段面临的一个难题是如何评估复合材料技术应

用对飞机 DOC 的影响. 目前还鲜见有公开发表的文献来回答这个问题. 本文以客机总体方案论证为背景, 给出一种分析复合材料技术应用对客机 DOC 影响的方法, 可定量评估复合材料在全机设计中的用量质量百分比对客机 DOC 的影响.

## 1 客机总体方案综合分析和优化

从客机总体设计和 DOC 分析的角度来看, 复合材料应用带来的主要影响包括: ①机体结构质量减轻, 相应的飞机起飞质量减轻, 可导致机翼设计参数 (平面形状和面积) 发生变化, 从而有可能减少飞行油耗和燃油成本; ②设计和制造成本的增减, 进而会影响飞机的售价; ③复合材料结构维修周期和维修方式不同于金属结构, 机体维修成本会发生变化.

由于复合材料的应用对飞机质量、油耗、机翼

收稿日期: 2014-06-04; 录用日期: 2014-12-05; 网络出版时间: 2014-12-23 10:29

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141223.1029.002.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金 (NS2015098)

作者简介: 尹海莲 (1979—), 女, 江苏徐州人, 博士研究生, yinhailian@nuaa.edu.cn

\* 通讯作者: 余雄庆 (1965—), 男, 重庆人, 教授, yxq@nuaa.edu.cn, 主要研究方向为飞行器多学科设计优化.

**引用格式:** 尹海莲, 余雄庆. 复合材料应用对客机 DOC 影响的分析方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41 (5): 879-884.

Yin H L, Yu X Q. Evaluation of impact of use of composite materials on direct operating costs of airliners [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41 (5): 879-884 (in Chinese).

形状和面积、成本等诸多因素产生影响,因此,只有通过客机总体方案综合分析和优化设计的途径,才能合理地评估复合材料应用对客机经济性的影响.

客机总体方案综合分析和优化程序是评价其复合材料应用效益的基础.南京航空航天大学与中国商飞合作,开发了一套客机总体方案综合分析与优化设计系统<sup>[6]</sup>.该程序系统的架构如图1所示,综合分析模型包括推进、几何、质量、气动、性能、DOC等专业的分析模型.各专业的分析模

型主要采用工程算法(解析表达式和统计数据)构建.利用该程序系统,设计人员可进行客机总体方案的评估、总体参数敏感性分析和优化设计<sup>[7]</sup>.总体参数优化设计通过优化软件平台(iSIGHT或OPTIMUS)集成客机总体方案综合分析程序来实现.通过中短期客机总体设计应用研究表明,总体分析与优化方法具有计算速度快、分析精度高、架构清晰以及运行方式灵活等特点,适合于完成客机总体设计阶段的总体分析与优化任务<sup>[8]</sup>.

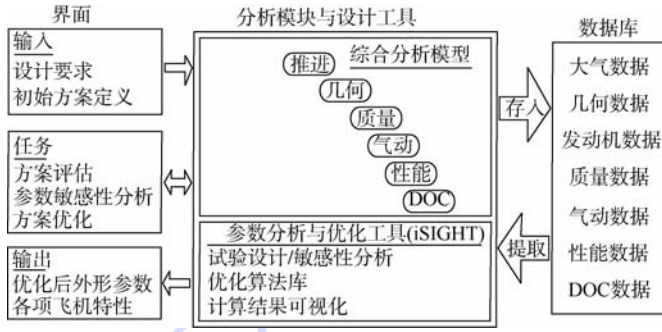


图1 客机总体方案综合分析与优化系统的架构

Fig.1 Framework for synthesized analysis and system optimization of overall design of airliners

上述客机总体方案综合分析系统是针对全金属材料飞机开发形成的.对于采用复合材料技术的飞机,必须对其中的质量模块和DOC模块进行修正.

## 2 估算模型的修正

### 2.1 质量估算模型的修正

质量分析模型包括机体结构质量、系统质量、燃油质量、使用项目质量、商载等.复合材料的应用可使飞机结构质量明显减轻,根据文献[9],与全金属机体结构相比,采用复合材料的机体减重因子为0.75.基于这一减重因子,可根据复合材料全机用量质量百分比对机体结构质量模型进行修正,从而得到复合材料应用的客机质量分析模型.机体结构质量计算公式修正为

$$m_{AFMC} = (1 - 0.25P_{Com}) \times m_{AFMA} \quad (1)$$

式中: $m_{AFMC}$ 为复合材料飞机的机体结构质量; $m_{AFMA}$ 为全金属飞机的机体结构质量; $P_{Com}$ 为复合材料全机用量质量百分比.

### 2.2 DOC估算模型的修正

DOC是指使用一架飞机所支付的费用,通常有3种定量表述方式:①每轮档小时成本;②每航次成本;③每座每公里成本.

DOC的组成项目分为两类<sup>[10]</sup>:所有权成本和现金成本.所有权成本包括利息、折旧费和保险费3项;现金成本包括空勤组费用、燃油费用、维修费用、运行费用和旅客餐食费用5项.其中空勤

组费用包括飞行员费用和客舱乘务员费用;运行费用包括飞机起降服务费、地面服务费、航路费.DOC的构成关系如图2所示.其中,折旧费主要取决于飞机价格、发动机价格、机体备件成本、发动机备件成本、折旧年限和残值等因素.

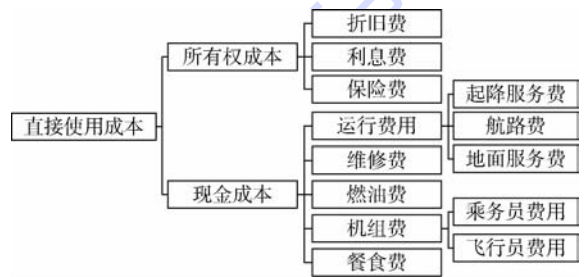


图2 DOC的构成关系

Fig.2 DOC components

客机机体结构采用复合材料后,对其机体结构设计成本、制造成本和维修成本产生直接影响.因此,在DOC估算模型中,应根据复合材料全机用量质量百分比来修正飞机价格估算模型和维修成本估算模型.

#### 2.2.1 含复合材料的客机价格估算方法

机体成本估算方法包括3类:

1) 基于整机特征参数的机体成本估算方法,适用于飞机概念设计阶段<sup>[11]</sup>.输入数据只需包括飞机质量、复合材料全机用量质量百分比、复合材料全机用量质量百分比相关的成本因子、最大飞行速度、飞机产量、工时成本等参数.

2) 基于部件结构特征和制造技术的机体成本估算方法,适用于飞机初步设计阶段<sup>[12]</sup>。已知机体所采用的材料类型、各类材料应用的质量百分比、劳动力价格等因素,即可采用基本计算模型估算出机体的人工成本。如能进一步确定所有零件的几何复杂程度及制造工艺方法等,则可用修正后的人工成本估算模型估算出更为精确的机体人工成本,利用此种模型还可分析不同制造方法对机体成本的影响。

3) 基于制造过程的成本估算方法,适用于详细设计阶段<sup>[13]</sup>。该类方法需已知各零部件的几何特征(面积、周长、装配长度等)、制造工艺方法和部件装配方法等更详细的信息,才能进行成本估算,其估算过程比第1)类和第2)类方法更加详细和准确,尤其适用于采用新的技术和工艺的设计。

本文主要采用第1)类方法对含复合材料的飞机价格进行估算,其中复合材料全机用量质量百分比相关的成本因子的确定较为关键。文献[11]中的全机复合材料用量质量百分比与成本因子的关系图表达的是90年代复合材料的设计与制造水平对机体价格的影响关系,随着近20年来复合材料制造与设计水平的飞速发展及复合材料在大型客机上的广泛应用,复合材料用量和价格关系发生了本质的改变。本文采用基于部件结构特征和制造技术的机体成本估算方法<sup>[14]</sup>,对全金属飞机及复合材料全机用量质量百分比分别为7.67%、10%、14.98%、20%、24.92%、30%、36.24%、40%、45%、50%的11种方案分别进行机体成本估算,得到复合材料全机用量质量百分比相关的成本因子结果,然后采用三次多项式拟合,得出修正的复合材料全机用量质量百分比相关的成本因子关系图,如图3所示。可以看出采用三次多项式完全可以描述复合材料全机用量质量百分比相关的成本因子变化趋势。

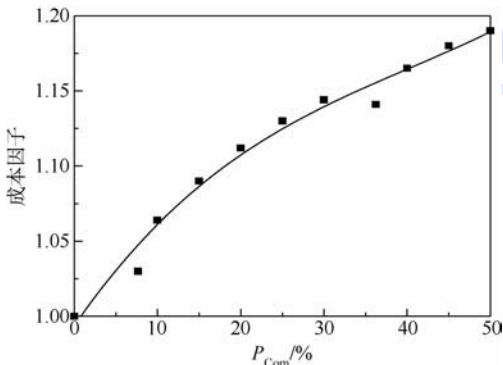


图3 复合材料用量与成本因子的关系图

Fig.3 Relationship of amount of use of composite materials and cost factor

## 2.2.2 含复合材料的客机维修费用估算

总维修费用是直接维修费用和已分配维修间接费用的总和。直接费用由机体维修费、发动机维修费构成,包括每飞行小时和每飞行航次劳动力成本及材料成本。间接维修费一般以直接费用为基准来计算。

文献[15]在研究复合材料应用对机体维修成本影响时,通过对大量机型进行零部件级的调研和分析,收集了大量与维修零部件类型及维修工时等相关的维修数据信息,认为机体易损的主要部件有3类:蒙皮、可拆卸口盖、可活动门板。且此3个部件一般均采用先进复合材料制造,因此,研究复合材料应用对机体维修成本的影响可简化为研究复合材料应用对这三大部件的维修成本的影响。运用数学模型,可得出复合材料机体相对于常规铝合金材料机体的劳务工时成本因子 $R_1$ 和维修材料成本因子 $R_c$ ,量化先进复合材料应用对飞机维修成本的影响。因此,对全金属飞机维修成本计算公式<sup>[16]</sup>进行修正,得出复合材料客机的机体维修成本的计算公式。

机体劳务工时成本修正为

$$A_L = R \times [(0.09 \times W_{af} + 6.7 - 350 / (W_{af} + 75)) \times (0.8 + 0.68 \times (t - 0.25)) / t] \times R_1 \quad (2)$$

式中: $R$ 为劳务工时费,元/人; $W_{af}$ 为机体质量,t; $t$ 为任务轮档时间,h。

机体维修材料成本修正为

$$A_M = D_{ac} \times [4.2 + 2.2 \times (t - 0.25) \times (A_{DP} - E_{FP} \times N_e) / t] \times R_c \quad (3)$$

式中: $D_{ac}$ 为考虑机体工业成本上涨的紧缩指数; $A_{DP}$ 为飞机价格,元; $E_{FP}$ 为发动机价格,元; $N_e$ 为发动机台数。

## 3 算例

### 3.1 复合材料用量对DOC的影响

以150座级的单通道客机作为研究对象,应用上述方法评估复合材料全机用量质量百分比对客机DOC的影响。该算例实施过程如下:

1) 假设复合材料全机用量质量百分比为一确定值。

2) 应用图1所示的客机总体方案分析和优化系统,以DOC最小为优化目标,通过客机总体参数的优化设计,获得最优方案的客机总体参数和性能数据。

3) 通过对优化结果的分析,得出复合材料用量质量百分比对客机DOC的影响。

总体参数优化设计问题表述为:优化目标为客机设计航程的 DOC 最低;设计变量为机翼面积、展弦比和燃油质量,其取值范围见表 1;设计约束为性能要求,见表 2. 复合材料全机用量质量百分比的情况假定为:0%、10%、20%、30%、40%、50%. 其中 0% 表示客机机体为全金属结构.

表 1 设计变量取值范围

Table 1 Design of value range of variables

设计变量	取值范围
机翼面积/ $m^2$	110 ~ 130
展弦比	8.5 ~ 10.5
燃油质量/kg	10 000 ~ 17 000

表 2 设计约束及其取值范围

Table 2 Design of value range of constraints

设计约束	数值
设计航程/km	4 100
起飞场长/m	$\leq 2 200$
第 2 阶段爬升梯度(单发失效)	$\geq 2.4\%$
巡航高度的最大爬升率/ $(m \cdot s^{-1})$	$> 1.5$
抖振升力系数的余量系数	$> 1.3$
着陆场长/m	$\leq 2 200$
进场速度/ $(m \cdot s^{-1})$	$\leq 70.5$
油箱容积 - 最大燃油量所需体积	$> 0$

在优化计算中给定的条件包括:巡航马赫数 0.785;巡航高度 10 688 m;机身宽 3.35 m;机身长 37 m;机翼 1/4 弦线后掠角  $25^\circ$ ;机翼相对厚度 0.14. 在 DOC 计算中,假设航空燃油价格为 8 元/kg.

采用多岛遗传算法和序列二次规划算法相结合的策略进行问题寻优,其中多岛遗传算法的参数设置为:种群数目为 20,岛数为 10,遗传代数 10.

优化后的机翼面积和展弦比、燃油质量、使用空重、DOC 相对值见表 3. 由表可知,随复合材料全机用量质量百分比的增大,机翼参考面积减小,展弦比增大,客机使用空重减小,飞机价格增大. 当复合材料全机用量质量百分比为 50% 时,客机的轮档小时成本较全金属飞机减小约 1.35%.

表 3 优化后的设计变量、约束和目标值

Table 3 Optimization results of design variables, constraints and target values

$P_{Com}/\%$	机翼面积/ $m^2$	展弦比	燃油质量/t	使用空重/t	飞机价格相对值	DOC 相对值
0	121.6	9.4	11.53	45.64	1	1
10	120.7	9.9	11.25	45.02	1.0202	0.9983
20	120.1	10.3	11.11	44.43	1.0327	0.9958
30	119.3	10.5	10.97	43.75	1.0354	0.9928
40	118.0	10.5	10.91	43.05	1.0321	0.9895
50	116.6	10.5	10.80	42.34	1.0302	0.9865

### 3.2 油价对 DOC 的影响

假设未来油价上涨 1 倍,即油价上涨到 16 元/kg,再对上述不同复合材料用量质量百分比设计方案的 DOC 进行评估,评估结果见表 4. 由表可知,当复合材料全机用量质量百分比为 50% 时,DOC 减小约 2.63%. 因此,随着航空燃油价格的上涨,复合材料在客机中的应用能带来较为显著的经济效益.

表 4 油价上涨 1 倍后复合材料用量对 DOC 的影响

Table 4 Impacts of use of composite materials on DOC if oil prices double

$P_{Com}/\%$	0	10	20	30	40	50
DOC 相对值	1	0.9931	0.9868	0.9818	0.9777	0.9737

### 3.3 制造和维修成本变化对 DOC 的影响

随着复合材料机体的加工技术和检测维修技术的进步,可以预期复合材料机体的生产成本及维修成本也将大大降低<sup>[17]</sup>. 针对本文算例机型,假设将来复合材料机体制造成本和维修成本可降低 15% 或 30%,得出 4 种组合情况,如表 5 所示. 对表 5 中 4 种可能的情况,考察不同复合材料用量质量百分比的技术方案对客机 DOC 的影响,分析计算结果如图 4 所示.

表 5 关于复合材料机体成本的 4 种假设情况

Table 5 Four scenarios for costs of airframe of composite materials %

情况	复合材料机体制造成本降低百分比	复合材料机体维修成本降低百分比
1	15	15
2	15	30
3	30	15
4	30	30

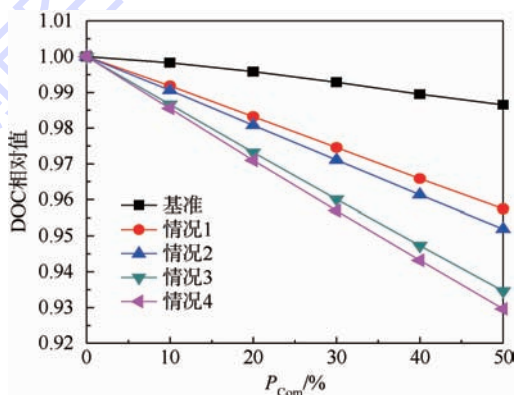


图 4 复合材料用量百分比对 DOC 的影响

Fig. 4 Impacts of percentage of use of composite materials on DOC

由图 4 可知,随复合材料应用的客机价格和维修成本的降低,DOC 呈现快速减小的趋势,其

中,客机价格对成本的影响更为明显.因此,可以判定,维修成本对复合材料客机的 DOC 较为敏感;而客机价格(复合材料机体制造成本)对成本更为敏感.当复合材料全机用量质量百分比为 50% 时,情况 1~4 的客机轮档小时成本较全金属飞机分别减小约 4.2%、4.8%、6.5%、7.0%.

## 4 结 论

1) 提出一种定量评估复合材料全机用量质量百分比对客机 DOC 影响的方法.

2) 应用复合材料技术后,通过总体参数优化设计,机翼面积稍有减小,展弦比增大.

3) 当复合材料全机用量质量百分比为 50% 时,DOC 下降的幅度较小,仅下降 1.35%.若油价上涨 1 倍,DOC 下降的幅度明显增大,下降约 2.63%.

4) 以目前复合材料机体制造和维修技术为基础,通过技术进步,若能使复合材料机体制造成本和维修成本均下降 30%,当复合材料全机用量质量百分比为 50% 时,DOC 将明显减小,约为 7.0%.

需要补充说明的是,随着复合材料在客机中用量的增加,一方面会带来设计、制造和维修等成本的增加,另一方面其应用技术风险也在增大.本文研究重点是从飞机总体设计和 DOC 分析的方向出发,对复合材料应用对客机经济性产生的影响进行方法评估,给出一种复合材料在客机应用中的效益评估方法,其中,复合材料结构制造和维修成本估算模型还需通过以后实际型号数据积累进一步修正和完善,进一步的工作还将研究复合材料用量增加引起的技术风险对客机 DOC 的影响.

## 参考文献 (References)

- [1] Torenbeek E. Advanced aircraft design: conceptual design, analysis and optimization of subsonic civil airplanes [M]. United Kingdom: John Wiley & Sons Ltd, 2013: 15-18.
- [2] Moore M D, Huynh L C, Waters M H, et al. Economic optimization of an advanced subsonic transport, AIAA-1997-5545 [R]. Reston: AIAA, 1997.
- [3] 杜善义. 先进复合材料与航空航天 [J]. 复合材料学报, 2007, 24(1): 1-12.  
Du S Y. Advanced composite materials and aerospace engineering [J]. Acta Materialia Composita Sinica, 2007, 24(1): 1-12 (in Chinese).
- [4] Acosta D M, Guynn M D, Wahls R A, et al. Next generation civil transport aircraft design considerations for improving vehicle and system-level efficiency, AIAA-2013-4286 [R]. Reston: AIAA, 2013.
- [5] 叶叶沛. 民用飞机经济性 [M]. 成都: 西南交通大学出版社, 2013: 76-95.  
Ye Y P. Civil aircraft economy [M]. Chengdu: Southwest Jiaotong University Press, 2013: 76-95 (in Chinese).
- [6] 俞金海, 周琳, 李晨, 等. 喷气客机总体参数优化计算环境的开发 [J]. 航空工程进展, 2011, 2(2): 163-168.  
Yu J H, Zhou L, Li C, et al. A framework for optimization of civil jet conceptual design [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(2): 163-168 (in Chinese).
- [7] 张帅, 余雄庆. 中短程客机总体参数敏感性分析 [J]. 航空学报, 2013, 34(4): 809-816.  
Zhang S, Yu X Q. Sensitivity analysis of primary parameters in preliminary design of a short/medium-haul airliner [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(4): 809-816 (in Chinese).
- [8] 张帅. 客机总体综合分析与优化及其在技术评估中的应用 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.  
Zhang S. Integrated analysis and optimization in conceptual design of airliners with applications to technology assessment [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012 (in Chinese).
- [9] Sobieski J. Recent experiences in multidisciplinary analysis and optimization, Part 2, NASA-CP-2327-PT-2 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1984.
- [10] Jenkinson L R, Simpkin P, Rhodes D. Civil jet aircraft design [M]. London: Arnold, 1999: 302-318.
- [11] Burns J W. Aircraft cost estimation methodology and value of a pound derivation for preliminary design development applications [C] // SAWE paper. Long Beach: Society of Aired Weight Engineering, 1994: 5-16.
- [12] Younossi O, Kennedy M, Graser J C. Military airframe costs: the effects of advanced materials and manufacturing processes, MR-13TO-AF [R]. Santa Monica: Rand Corp, 2001.
- [13] Yin H L, Yu X Q. Integration of manufacturing cost into structural optimization of composite wings [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23(6): 670-676.
- [14] 尹海莲, 余雄庆. 基于 CAD 模型的复合材料机翼成本快速估算 [J]. 复合材料学报, 2009, 26(4): 176-180.  
Yin H L, Yu X Q. Rapid cost estimation for composite wings based on CAD model [J]. Acta Materialia Composita Sinica 2009, 26(4): 176-180 (in Chinese).
- [15] Raman R, John C, Younossi G O. The effects of advanced materials on airframe operating and support, 0-8330-3297-6 [R]. Santa Monica: RAND, 2003.
- [16] 飞机设计手册编委会. 飞机设计手册第 22 册: 技术经济设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2001: 67-71.  
The Editorial Committee of Handbook of Aircraft Design. Handbook of aircraft design 22 copies: Technical and economic design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001: 67-71 (in Chinese).
- [17] 唐见茂. 航空航天材料发展现状及前景 [J]. 航天器环境工程, 2013, 30(2): 115-121.  
Tang J M. A review of aerospace materials [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2013, 30(2): 115-121 (in Chinese).

## Analysis of impact of use of composite materials on direct operating costs of airliners

YIN Hailian<sup>1,2</sup>, YU Xiongqing<sup>\*2</sup>

(1. Research Institute of Unmanned Aircraft, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The impact of the use of composite materials on the direct operating cost (DOC) of airliners needs to be evaluated at the preliminary stage of aircraft design. An analysis of the influence of the use of composite materials on aircraft cost and weight was carried out. A revised model for airliner weight and cost estimation was developed. An evaluation method was proposed to quantify the benefits of the use of composite materials in airliner design. A 150-seat airliner was used as a case for study. The impact of the percentage of the use of composite materials on DOC was evaluated for airliner design. The impacts of the fluctuation of aircraft price, fuel price and maintenance cost on DOC were investigated. The results show that the DOC of airliners declines with the increase of the percentage of the use of composite materials. With the increase of fuel prices, application of composite materials in aircraft design can bring remarkable economic benefits as the reduction of the costs of manufacturing and maintenance of the airframe of composite materials can lead to a significant decrease of the DOC of aircrafts of composite materials.

**Key words:** aircraft design; composite material; airliner; cost; direct operating cost (DOC)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0331

## 胸鳍摆动推进模式机器鱼深度控制



马宏伟, 毕树生, 蔡月日\*, 牛传猛

(北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100191)

**摘 要:** 提出一种基于专家 PID 和模糊控制的双闭环深度控制方法,用于实现胸鳍摆动推进模式机器鱼的定深控制.通过控制机器鱼的尾舵摆动角度,可以使机器鱼产生一定的俯仰力矩,从而改变机器鱼的俯仰姿态,实现上浮或下潜运动.给出了机器鱼的相关定深实验,并分析了不同目标深度下俯仰角度初始变化范围存在差异的原因.实验结果表明:本文提出的定深控制方法能够使机器鱼比较准确地稳定在目标深度,以及能够改善机器鱼到达目标深度后稳态游动时的俯仰稳定性,能够较好地实现机器鱼的深度控制.

**关键词:** 仿生机器鱼; 摆动推进; 模糊控制; 深度控制; 俯仰稳定

**中图分类号:** TP24

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)05-0885-06

经过漫长的自然选择与环境适应过程,自然界的生物形成了近乎完美的身体结构,也发展出了相应的高效运动方式,尤其是鱼类利用流体获得动力的能力更是令人叹为观止<sup>[1-3]</sup>.鱼类在推进效率、机动性和稳定性等方面技能卓越.其游动尾迹少、高度适应复杂水环境并利用周围流体降低能耗的特点,对改进现有水下潜器的推进性能和研制稳定、高效、隐蔽、机动的新型水下航行器有重要的启发作用<sup>[4-6]</sup>.

按照鱼体结构和推进机制的不同,鱼类游动推进模式可以分为身体/尾鳍推进模式(Body and/or Caudal Fin, BCF)和中央鳍/对鳍模式(Median and/or Paired Fin, MPF)2类<sup>[5]</sup>.BCF推进模式主要由鱼体或尾鳍的波动产生推进力,胸鳍多起到辅助推进或掌控平衡与方向的作用<sup>[7]</sup>.MPF推进模式,以胸鳍或腹鳍为推进力主要来源,通过改变鳍的波形、波动幅度、频率以及两侧鳍上运动波的相差来控制推进力及转弯力矩<sup>[8]</sup>.相比尾鳍

推进模式,胸鳍摆动推进模式鱼类具有良好的机动性、稳定性和较小的环境扰动等优点<sup>[8-11]</sup>.而基于此推进原理的仿生机器鱼已经能够实现近乎零半径转弯及后退等高机动性能,此类仿生机器鱼的研究已经得到了各国科研工作者的重视<sup>[12-14]</sup>.

胸鳍摆动推进模式机器鱼具有扁平的机体,因此具备良好的稳定性.通过控制机器鱼的尾舵单元,实现机器鱼的上浮和下潜运动.本文中,以实现胸鳍摆动推进模式机器鱼的定深控制为主要目的,同时对不同深度下的机器鱼俯仰角度变化进行了分析.机器鱼处于水下环境时,其运动控制涉及到流体动力学问题.因此机器鱼成为一个非线性的复杂控制对象.研究人员难以建立数学模型对机器鱼进行精确控制.而模糊控制可以有效实现人的控制策略和经验,并且不需要确定被动对象的数学模型即可实现较好的控制.模糊控制方法已经被比较广泛地用于机器鱼的运动控制,并获得了较好的运动性能<sup>[15-18]</sup>.因此本文基于模

收稿日期: 2014-06-06; 录用日期: 2014-07-25; 网络出版时间: 2014-09-05 16:42

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0331.html

基金项目: 国家自然科学基金(51205011); 中国博士后科学基金(2013T60049)

作者简介: 马宏伟(1987—),男,吉林安图人,博士研究生, mahongwei1987@yeah.net

\* 通讯作者: 蔡月日(1983—),男,河北承德人,讲师, caiyueri2008@126.com, 主要研究方向为仿生机构、仿生鱼、柔性机构.

**引用格式:** 马宏伟, 毕树生, 蔡月日, 等. 胸鳍摆动推进模式机器鱼深度控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 885-890.  
Ma H W, Bi S S, Cai Y R, et al. Depth control of robotic fish propelled by oscillating paired pectoral fins[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 885-890 (in Chinese).

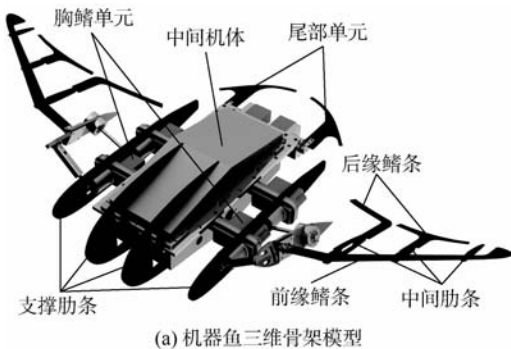
糊控制理论,建立模糊控制器,用于对机器鱼的俯仰姿态进行控制,同时建立专家PID控制器,用于根据深度误差生成期望的俯仰角度信号.2种控制器构成双闭环控制系统,用于实现机器鱼的定深控制.在北京航空航天大学机器人所的实验泳池进行了相关定深实验.实验结果表明,机器鱼能够较快地稳定在目标深度上,由此验证了本文提出的定深控制方法的有效性.

# 1 机器鱼机械结构与控制系统

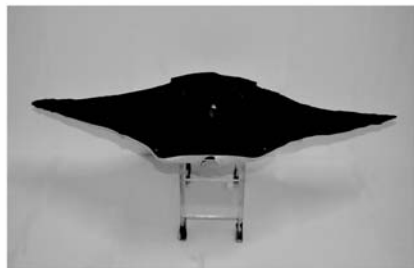
## 1.1 机械结构

机器鱼三维骨架结构如图1(a)所示,主要包括3个部分:中间机体、胸鳍单元和尾部单元.机器鱼骨架附着蒙皮后如图1(b)所示,机器鱼具有扁平外形结构,可以在水平方向上增加与水流的接触面积,使机器鱼具备较好的俯仰稳定性.两侧胸鳍单元由主动变形机构和被动变形骨架构成.仿生胸鳍的主动变形机构为两自由度空间并联机构,由两组舵机驱动.被动变形骨架根据鲭形鱼类的胸鳍生物学构造进行设计,主要包括前缘鳍条、中间弦向肋条和后缘鳍条.前缘鳍条沿翼尖方向逐渐变窄,以增加仿生胸鳍的展向被动变形能力.后缘鳍条柔性小于前缘鳍条,以增加仿生胸鳍的弦向变形能力.中间弦向肋条截面采用NACA0012标准翼型,具有较强的刚度,起连接前后缘鳍条和支撑蒙皮的作用,同时增加胸鳍的弦向刚度,以模仿鲭形鱼类胸鳍的钙化区域.

舵机直接驱动尾部鳍条的上下摆动构成机器鱼尾部单元的运动,通过尾部单元的摆动运动可使机器鱼产生一定的俯仰力矩,用于实现机器鱼的深度控制.机器鱼鱼体截面也采用了NACA0012标准翼型截面,以实现机器鱼外形的平滑过渡,减小机器鱼机体阻力,如图1(a)中所指的支撑肋条.



(a) 机器鱼三维骨架模型



(b) 附着蒙皮之后

图1 仿生样机

Fig.1 Bionic prototype

## 1.2 控制系统

控制系统硬件部分主要由主控制器、通信系统、传感器信号采集系统和供电系统4个部分组成,如图2所示.机器鱼具有2种工作模式:遥控控制方式、定深游动方式.在遥控工作模式下,无线接收器可接收遥控器发来的信号,经主控制器处理后得到胸鳍摆动频率、幅度、相差、尾舵控制信息,控制机器鱼游动.在定深模式下,主控制器和上位机通过无线串口模块进行通信,获得目标深度指令,主控制器通过采集传感器信号,并利用定深控制算法,输出PWM波控制6组舵机,实现胸鳍单元和尾部单元的摆动,通过控制尾部单元的摆动角度,实现机器鱼的俯仰运动,进而实现机器鱼的定深控制.

在本文中,机器鱼的俯仰角度信息主要由荷兰Xsens公司的MTI微型AHRs系统获得,MTI微

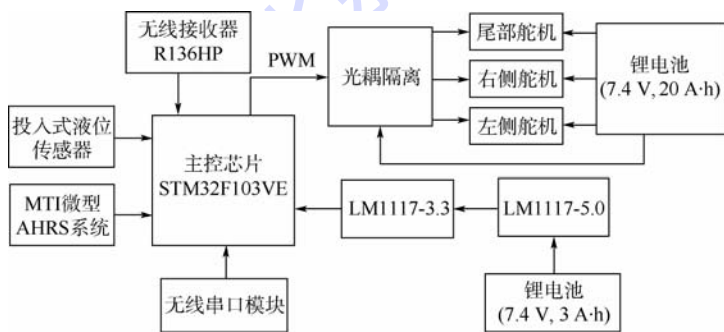


图2 机器鱼控制系统硬件结构

Fig.2 Hardware architecture of control system for robotic fish

型 AHRS 内部采用三维陀螺仪快速跟踪被测对象的姿态,同时利用加速度传感器和磁强计进行姿态校核,具有较高的精度,测量俯仰角度的动态精度为  $0.5^\circ$ ,能够满足实验中测量机器鱼运动过程中俯仰角度的要求.同时机器鱼的深度信息通过投入式液位传感器获取,量程为  $0 \sim 2\text{ m}$ ,精度为  $0.2\%$ ,满足测量深度要求.

## 2 机器鱼定深控制

### 2.1 定深控制器设计

定深控制的目标是实现机器鱼在游动过程中能够根据任务要求到达并稳定在目标深度,并能根据控制要求改变游动深度.胸鳍摆动推进模式机器鱼主要通过尾部单元中舵机的摆动角度改变俯仰姿态,进而改变游动深度.

目前,机器鱼定深控制大多数采用深度误差为输入,舵机角度为输出的 PID 控制方法<sup>[19]</sup>,这种控制方法能够较好地实现机器鱼的深度控制,

但是不能保证机器鱼到达目标深度后的俯仰稳定性.具体说明:机器鱼到达目标深度后,如果此时俯仰角度较大(对于胸鳍摆动推进模式机器鱼来说,这种情况比较常见),但深度误差能够满足稳态游动的条件,此时尾部摆动角度输出为 0,如果不通过俯仰角度的反馈检测,就不能够保证机器鱼稳态游动的俯仰稳定性,故以深度误差为输入,尾部摆动角度输出的 PID 控制方法不能够保证机器鱼稳态游动的俯仰稳定性.因此需要加入对机器鱼俯仰角度的检测,以便形成另一个控制闭环,用于保证机器鱼稳定游动的俯仰稳定性.

基于以上分析,构建机器鱼双闭环定深控制系统如图 3 所示.其中,基于专家 PID 的控制器构成控制外环,用于根据深度误差生成期望的俯仰角度信号.模糊控制器构成控制内环,用于根据给定俯仰角度实时调整机器鱼的俯仰姿态.同时能够减小环境扰动对机器鱼到达目标深度后稳态游动的影响.

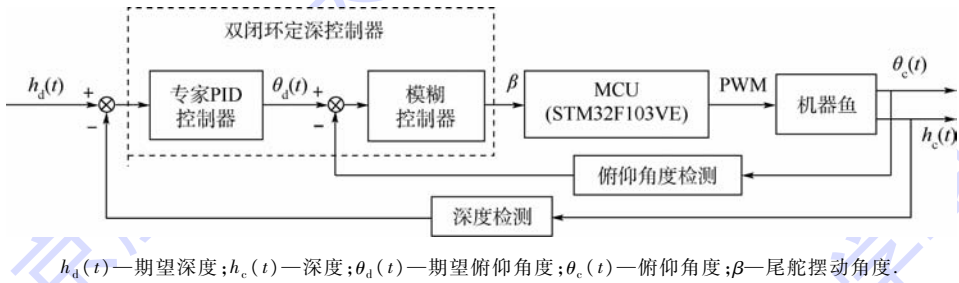


图3 双闭环定深控制系统

Fig. 3 Double closed-loop depth control system

#### 2.1.1 专家 PID 控制器设计

设当前采样时刻机器鱼的实际深度为  $h_c(k)$ ,期望深度为  $h_d(k)$ ,则深度误差为  $e_k = h_d(k) - h_c(k)$ .前两个时刻的深度误差分别表示为  $e(k-1)$ ,  $e(k-2)$ ,由此定义:  $\Delta e(k) = e(k) - e(k-1)$ ,  $\Delta e(k-1) = e(k-1) - e(k-2)$ .根据深度误差及其变化,按以下 5 种情况设计专家 PID 控制器:

1) 当  $|e(k)| \geq H_1$  时,表明误差绝对值非常大,控制器输出极值(最大或最小),控制机器鱼以最快的速度调整深度,此时专家 PID 控制器的输出为

$$\theta_d(k) = \text{sgn}(e(k)) \theta_{\max} \quad (1)$$

式中:  $\theta_{\max}$  为机器鱼尾部单元允许调节的最大摆动角度.

2) 当  $e(k) \Delta e(k) > 0$  时,表明误差绝对值在逐渐增大.若  $|e(k)| \geq H_2$ ,则误差较大,控制器给出较强的控制作用,即

$$\theta_d(k) = \theta_d(k-1) + K_1(K_p \Delta e(k) +$$

$$K_I e(k) + K_D(\Delta e(k) - \Delta e(k-1))) \quad (2)$$

若  $|e(k)| < H_2$ ,说明虽然误差绝对值在逐渐增大,但误差本身较小,控制器可实施普通的控制作用,即

$$\theta_d(k) = \theta_d(k-1) + K_p \Delta e(k) + K_I e(k) + K_D(\Delta e(k) - \Delta e(k-1)) \quad (3)$$

3) 当  $e(k) \Delta e(k) < 0$  且  $\Delta e(k) \Delta e(k-1) > 0$  或  $e(k) = 0$  时,说明此时深度误差在不断减小或已处于平衡状态,控制器保持输出不变.

$$\theta_d(k) = \theta_d(k-1) \quad (4)$$

4) 当  $e(k) \Delta e(k) < 0$  且  $\Delta e(k) \Delta e(k-1) < 0$  时,说明此时深度误差处于极值状态.若具有较大的误差绝对值,即  $|e(k)| \geq H_2$ ,则控制器实施较强的控制作用,即

$$\theta_d(k) = \theta_d(k-1) + K_1 K_p e_k(k) \quad (5)$$

若为较小的误差绝对值,即  $|e(k)| < H_2$ ,则控制器实施较弱的控制作用,即

$$\theta_d(k) = \theta_d(k-1) + K_2 K_p e_k(k) \quad (6)$$

5) 当  $|e(k)| \leq \xi$  时,说明误差绝对值非常小,

控制器的输出为0,机器鱼处于俯仰稳定控制阶段.

以上各式中, $k$ 为控制周期序号; $e_k(k)$ 为误差 $e$ 的第 $k$ 个极值; $\theta_d(k)$ 为第 $k$ 次控制器的输出, $\theta_d(k-1)$ 为第 $k-1$ 次控制器的输出; $K_1(K_1 > 1)$ 为增益放大系数; $K_2(0 < K_2 < 1)$ 为抑制系数; $H_1, H_2(H_1 > H_2 > 0)$ 为设定的误差界限; $\xi$ 为任意小的正实数; $K_p, K_i, K_d$ 为PID控制器的3个参数值.具体参数取值在定深控制器参数设计部分给出.

2.1.2 模糊控制器设计

胸鳍摆动推进模式机器鱼稳态游动时,控制尾部单元摆动一定角度便可以利用流体的反作用力施加给自身一定的俯仰力矩,从而改变原有的俯仰姿态,实现机器鱼的上浮或下潜运动.下面对

模糊控制器的设计进行详细说明.

模糊控制器的结构如图4所示.控制器的输入为期望俯仰角 $\theta_d$ 与当前俯仰角 $\theta_c$ 的偏差 $e$ 及偏差变化 $e_c$ ,输出为尾舵摆动角度 $\beta$ .在某一时刻 $t, e = \theta_d(t) - \theta_c(t), e_{c,t} = e_t - e_{t-1}$ .规定机器鱼抬头时的俯仰角为正,反之为负;尾部单元向上摆动时摆角为正,反之为负.根据实验室已做的机器鱼上浮下潜及俯仰控制实验,设定模糊控制器输入变量的变化范围为: $-\pi/6 \leq e_\theta \leq \pi/6, -\pi/36 \leq e_{c_\theta} \leq \pi/36, -\pi/9 \leq \beta \leq \pi/9$ .输入变量 $E, E_c$ 及输出变量 $U$ 的论域均定义为 $[-4, 4]$ ,即 $\{-4, -3, -2, -1, 0, 1, 2, 3, 4\}$ .在这里,量化因子 $K_{\theta_1} = 4/(\pi/6) = 24/\pi, K_{\theta_2} = 4/(\pi/36) = 144/\pi$ ,比例因子 $K_{\theta_3} = \pi/9/4 = \pi/36$ .

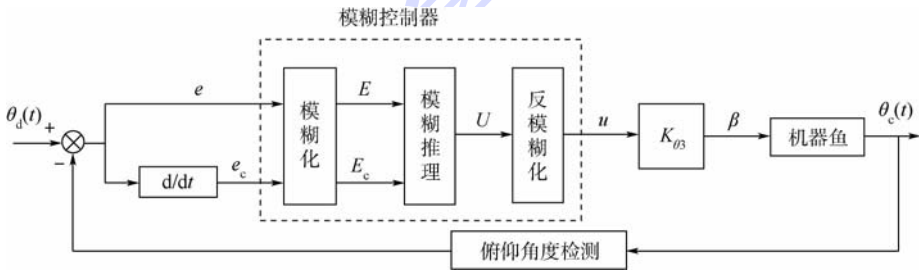


图4 模糊控制器结构

Fig.4 Structure of fuzzy controller

经过模糊化后,俯仰角度偏差 $E$ 、偏差变化率 $E_c$ 和控制量 $U$ 均被分为5档,分别与语言变量NB(负大)、NS(负小)、Z(零)、PS(正小)、PB(正大)相对应,且隶属度函数均采用三角函数,如图5所示.设 $\hat{E}, \hat{E}_c, \hat{U}$ 分别表示 $E, E_c, U$ 的集合.在模糊规则评估阶段,根据大量实验得出的经验,归纳出25条模糊控制规则,见表1.在归纳过程中,If-Then规则被采用,形式如下:

If  $E$  is  $\hat{E}_i$  and  $E_c$  is  $\hat{E}_{c_j}$ , then  $U$  is  $b_{ij} (i = 1, 2, \dots, 5; j = 1, 2, \dots, 5)$

式中: $\hat{E}_i$ 是集合中 $\hat{E}$ 的第 $i$ 个元素; $\hat{E}_{c_j}$ 是集合 $\hat{E}_c$ 中的第 $j$ 个元素, $b_{ij}$ 是经过模糊推理后集合 $\hat{U}$ 中的一个元素.

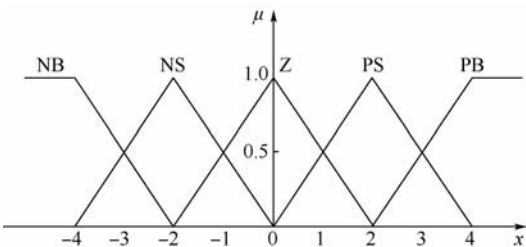


图5 各语言变量的隶属度函数

Fig.5 Membership function for linguistic variables

表1 模糊控制规则

Table 1 Rule for the fuzzy control

U	偏差变化 $E_c$				
	NB	NS	Z	PS	PB
NB	NB	NB	NB	NS	Z
NS	NB	NB	NS	Z	Z
偏差 E	Z	NS	NS	Z	PS
PS	Z	Z	Z	PS	PB
PB	Z	PS	PB	PB	PB

在反模糊化阶段,采用中心值平均法求得对应的输出量为

$$u = \frac{\sum_{i,j} u_{ij} b_{ij}}{\sum_{i,j} u_{ij}} \quad (7)$$

式中: $u_{ij}$ 为通过 Mamdani 推理方法求得的隶属度函数值.

最后,在实际控制机器鱼俯仰运动时,还需要乘以相应的比例因子 $K_{\theta_3}$ ,最后得到尾部单元的摆动角度 $\beta$ .

2.2 定深控制参数设计

在进行机器鱼的定深实验时,为了排除航向扰动对定深控制的影响,设定机器鱼不进行航向控制,两侧胸鳍以相同运动参数摆动,摆动频率为

0.5 Hz, 摆动幅度为  $20^\circ$ , 两侧胸鳍的鳍条相差均为  $20^\circ$ , 机器鱼通过调节尾部单元的摆动角度控制游动深度. 为便于对比, 进行了两组实验, 目标深度分别为 0.3 m 和 0.6 m. 设定每组实验的初始深度为 0.1 m, 采样时间为 0.3 s. 具体的定深控制参数见表 2.

表 2 定深控制参数

Table 2 Depth control parameters

参数	$H_1$	$H_2$	$K_1$	$K_2$	$K_P$	$K_I$	$K_D$	$\xi$	$\theta_{max}/(^{\circ})$
数值	0.4	0.2	1.8	1.2	25	2	10	0.01	20

### 3 实验结果及分析

图 6 和图 7 分别为机器鱼定深控制实验时深度和俯仰角度随时间的变化曲线, 由目标深度曲线(图 6)可以看出, 在双闭环控制系统作用下, 机器鱼能以较快的速度稳定在目标深度上, 稳态误差约为  $\pm 0.008$  m, 即使初始深度与目标深度较大时(目标深度为 0.6 m), 机器鱼仍能以较快的速度稳定在目标深度上. 由俯仰角度变化曲线(图 7), 当目标深度与实际深度存在偏差时, 在双闭环控制系统作用下, 机器鱼能快速调整自身俯仰角度以调节游动深度. 当游动深度趋于稳定时, 机器鱼俯仰角度也趋于稳定, 稳态误差约为  $\pm 3^\circ$ . 由于胸鳍摆动推进模式机器鱼通过胸鳍摆动产生推力的同时还会产生周期变化的升力, 因此机器鱼在稳态运动过程中, 俯仰角度会在一个小范围内波动.

同时发现目标深度越大, 俯仰角度初始变化范围越大, 这是因为目标深度较大时, 根据专家 PID 控制器的设计准则, 此时控制器的输出为最大值, 因此机器鱼初始时的俯仰角度变化会有一个较大的波动范围.

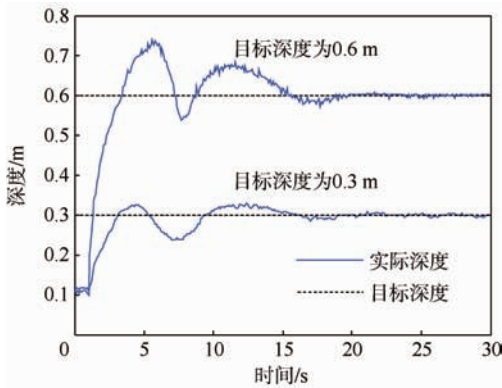
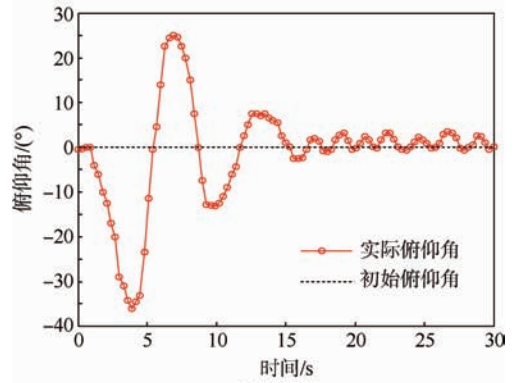
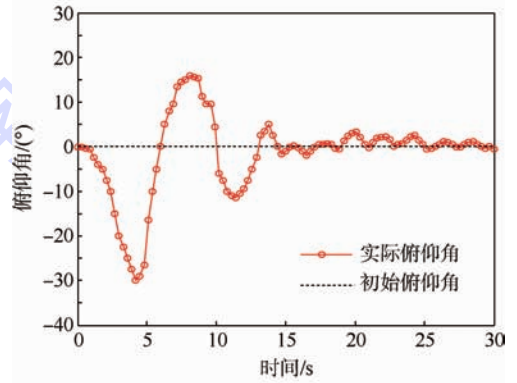


图 6 机器鱼深度随时间变化曲线

Fig. 6 Relationship between depth and time for robotic fish



(a) 目标深度 0.6 m



(b) 目标深度 0.3 m

图 7 机器鱼俯仰角度随时间变化曲线

Fig. 7 Relationship between pitching angle and time for robotic fish

### 4 结论

本文利用专家 PID 和模糊控制方法实现了机器鱼的深度控制.

1) 胸鳍摆动推进模式机器鱼在双闭环定深控制系统作用下可以比较准确地稳定在目标深度.

2) 通过尾舵的俯仰控制能够改善机器鱼到达目标深度后稳态游动时的俯仰稳定性, 稳态游动过程中的俯仰角度误差约为  $\pm 3^\circ$ , 能够较好地实现深度和俯仰稳定控制.

3) 通过实验发现, 目标深度不同时, 机器鱼的俯仰角度变化范围随着目标深度的增加而增大. 说明在本文建立的定深控制系统下, 机器鱼能够在初始运动时尽快接近目标深度, 以减少达到稳定游动状态的时间.

下一步工作将针对机器鱼的航向控制进行研究, 胸鳍摆动推进模式机器鱼的游动方向通过两侧胸鳍的协同运动来实现. 通过嵌入到机体中的 MTI 微型 AHRS 系统实时检测机器鱼的航向角度变化, 并利用本文中的定深控制方法, 实现机器鱼的航向控制. 未来的工作也会结合深度和航向控制, 并加入避障传感器、水下摄像头, 使胸鳍摆动推进模式机器鱼能够具备一定的自主游动能力.

## 参考文献 (References)

- [1] Domenici P, Blake R. The kinematics and performance of fish fast-start swimming[J]. *Journal of Experimental Biology*, 1997, 200(8):1165-1178.
- [2] Taylor G. Analysis of the swimming of long and narrow animals [J]. *Proceedings of the Royal Society of London, Series A, Mathematical and Physical Sciences*, 1952, 214(1117):158-183.
- [3] Dickinson M H, Farley C T, Full R J, et al. How animals move: an integrative view[J]. *Science*, 2000, 288(5463):100-106.
- [4] Triantafyllou M S, Triantafyllou G S, Yue D K P. Hydrodynamics of fishlike swimming[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2000, 32(1):33-53.
- [5] Sfakiotakis M, Lane D M, Davies J B C. Review of fish swimming modes for aquatic locomotion[J]. *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, 1999, 24(2):237-252.
- [6] Triantafyllou M S, Hover F S, Techet A H, et al. Review of hydrodynamic scaling laws in aquatic locomotion and fishlike swimming[J]. *Applied Mechanics Reviews*, 2005, 58(4):226-237.
- [7] Anderson J M, Kerrebrock P A. The vorticity control unmanned undersea vehicle (VCUUV)-an autonomous vehicle employing fish swimming propulsion and maneuvering[C]//*Proceedings of 10th International Symposium on Unmanned Untethered Submersible Technology*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1997: 189-195.
- [8] Rosenberger L J. Pectoral fin locomotion in batoid fishes: undulation versus oscillation[J]. *Journal of Experimental Biology*, 2001, 204(2):379-394.
- [9] Suzuki H, Kato N, Suzumori K. Load characteristics of mechanical pectoral fin[J]. *Experiments in Fluids*, 2008, 44(5):759-771.
- [10] Fontanella J E, Fish F E, Barchi E I, et al. Two-and three-dimensional geometries of batoids in relation to locomotor mode [J]. *Journal of Experimental Marine Biology and Ecology*, 2013, 446:273-281.
- [11] Liu X, Iwasaki T, Fish F. Dynamic modeling and gait analysis of batoid swimming[C]//*Proceedings of the 2013 American Control Conference*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013:566-571.
- [12] 王田苗, 杨兴帮, 梁建宏. 中央鳍/对鳍推进模式的仿生自主水下机器人发展现状综述[J]. *机器人*, 2013, 35(3):352-362.
- Wang T M, Yang X B, Liang J H. A survey on bionic autonomous underwater vehicles propelled by median and/or paired fin mode[J]. *Robot*, 2013, 35(3):352-362 (in Chinese).
- [13] Yang S B, Qiu J, Han X Y. Kinematics modeling and experiments of pectoral oscillation propulsion robotic fish[J]. *Journal of Bionic Engineering*, 2009, 6(2):174-179.
- [14] Cai Y, Bi S, Low K H, et al. Posture analysis and application of a bionic pectoral foil[C]//*Proceedings of the 2011 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011:1783-1788.
- [15] Lee P J, Lee M S, Wang R C. A fuzzy control based robotic fish with multiple actuators[J]. *International Journal of Fuzzy Systems*, 2012, 14(1):45-53.
- [16] Lee P J, Yen C H, Chan C L, et al. Implementation of a fuzzy control based intelligent robot fish[J]. *International Journal of Fuzzy Systems*, 2009, 11(4):287-297.
- [17] Na S Y, Shin D, Kim J Y, et al. Fuzzy information and engineering[M]. Berlin: Springer, 2007:337-344.
- [18] Niu C, Zhang L, Bi S, et al. Development and depth control of a robotic fish mimicking cownose ray[C]//*Proceedings of the 2012 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012:814-818.
- [19] 周超, 曹志强, 王硕, 等. 仿生机器鱼俯仰与深度控制方法[J]. *自动化学报*, 2008, 34(9):1215-1218.
- Zhou C, Cao Z Q, Wang S, et al. Study on the pitching and depth control of biomimetic robot fish[J]. *Acta Automatica Sinica*, 2008, 34(9):1215-1218 (in Chinese).

## Depth control of robotic fish propelled by oscillating paired pectoral fins

MA Hongwei, BI Shusheng, CAI Yueri\*, NIU Chuanmeng

(School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** The double-closed loop depth control method based on expert PID and fuzzy control was proposed, which was used to realize the depth control of robotic fish propelled by oscillating pectoral fins. The pitching moment acting on the robotic fish was produced by the oscillating angle control of the robotic fish's tail rudder. Then the pitch attitude of the robotic fish was changed, and it could achieve the up-and-down motion. Related depth control experiments of the robotic fish were also carried out. The reason that initial ranges of pitching angle under different target depth are different was analyzed. The experimental results show that the proposed depth control method can make the robotic fish reach the target depth accurately. After the robotic fish arrives in the target depth, the proposed method can also improve the pitching stability when the robotic fish swims in the target depth. The proposed control method can better realize the depth control of the robotic fish.

**Key words:** bionic robotic fish; oscillating propulsion; fuzzy control; depth control; pitching stability

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0376

# 航天器表面污染物质沉积变化和控制因子评估



唐萍<sup>1,2</sup>, 朱光武<sup>\*1</sup>, 秦国泰<sup>1</sup>, 李永平<sup>1</sup>, 何玉梅<sup>1</sup>

(1. 中国科学院空间科学与应用研究中心, 北京 100190; 2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘

要: 航天器进入空间环境以后, 空间环境分子污染和颗粒污染形成了航天器表面污染层, 从而对航天器的各技术分系统产生不同的负面影响. 介绍了中外中轨道航天器表面污染物质沉积变化在轨探测结果, 并对污染物质沉积量变化和控制因子做初步评估. 结果表明, 污染物质沉积量在航天器入轨初期的 1~2 年内受航天器自身出气物质质量、放气速率、表面温度及所处的气流方向等因子所控制. 初期沉积量大, 正是受到航天器入轨后自身出气量大、放气速率较高的控制, 同时迎风面比背风面沉积量大. 入轨后期表面沉积量长期变化呈现出明显的降变或缓慢涨落, 而且具有全向性特征, 因此探讨了具有全向性影响能力的控制因子相关性, 其中高能粒子通量和太阳紫外辐射通量变化可能是主要控制因子.

关键词: 微质量计; 航天器表面污染; 质量沉积; MSX 卫星; 高能粒子通量

中图分类号: V123.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)05-0891-06

真空环境下, 航天器内部和表面所携带的随表面温度变化的出气物质以及航天器推力器调姿调轨产生的分子污染、自身携带上去的微尘以及羽流颗粒污染等污染物质会发生运输、扩散、解吸、分解、光化、氧化等物理和化学过程, 沉积在航天器表面, 在相应的表面和温度条件下形成沉积层<sup>[1-3]</sup>. 空间环境中诸多因素<sup>[4]</sup> (中性原子氧、高能粒子、太阳紫外辐射、空间碎片及微流星等) 在与航天器表面相互作用所产生的物质也是形成污染物质沉积层的根源, 同时相互作用时溅射、剥蚀等反应也可能是污染物质层耗散的主要控制因子<sup>[1-5]</sup>. 这种污染物质沉积层会造成航天器一些重要技术分系统 (如能源分系统、温控分系统以及光学遥感分系统等) 的表面材料性能衰减, 效率下降, 严重者可产生航天器在轨故障<sup>[5-9]</sup>, 降低航天器在轨使用寿命.

早在 1969 年, 美国 OGO-6 (Orbiting Geophysical Observatory) 航天器上应用石英晶体微量天平 (Quartz Crystal Microbalance, QCM) 进行了航天器表面污染的在轨监测<sup>[10-11]</sup>. 此后, 石英晶体微量天平被广泛地应用于航天器的在轨污染监测. 1996 年 4 月发射的 MSX (Midcourse Space Experiment) 卫星上搭载了多台 QCM, 通过长期在轨监测, 获得了典型的中轨道 (太阳同步轨道) 航天器表面污染物质沉积变化数据<sup>[12-16]</sup>. 2011 年后中国在中轨道航天器上也设置了自行研制“QCM”探测器, 同样获得了中轨道航天器表面污染物质沉积变化数据<sup>[17]</sup>.

本文将主要利用中国中轨道航天器表面污染物质探测数据, 同时结合美国“MSX”航天器的监测结果, 着重探讨中轨道航天器表面污染物质变化及其控制因子评估. 考虑到文中所涉及中轨道航

收稿日期: 2014-06-23; 录用日期: 2014-08-28; 网络出版时间: 2014-09-29 14:32

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0376.html

基金项目: 空间科学先导专项 (XDA04072000); 中国科学院空间科学战略性先导科技专项 (XDA04060202); 国家自然科学基金 (41204128)

作者简介: 唐萍 (1983—), 女, 湖北咸宁人, 博士研究生, tangping@nssc.ac.cn

\* 通讯作者: 朱光武 (1943—), 男, 江苏武进人, 研究员, zhugw@nssc.ac.cn, 主要研究方向为空间探测技术.

引用格式: 唐萍, 朱光武, 秦国泰, 等. 航天器表面污染物质沉积变化和控制因子评估[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 891-896. Tang P, Zhu G W, Qin G T, et al. Changes of contamination deposition on spacecraft surface and evaluation of control factors[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 891-896 (in Chinese).

器运行高度在 800 ~ 1200 km, 原子氧通量大概在  $10^{10}$  atom/( $\text{cm}^2 \cdot \text{s}$ ), 相对载人航天轨道高度原子量通量  $10^{14}$  atom/( $\text{cm}^2 \cdot \text{s}$ ) 影响基本可以忽略. 因此对表面污染物质沉积量变化的控制因子评估时, 避开了空间环境中原子氧与航天器相互作用的效应机制(包括原子氧对表面材料的剥蚀效应所产生的污染源和对航天器在轨运行中其表面沉积污染物质的剥蚀).

## 1 数据

### 1.1 中轨道航天器表面污染物质沉积量监测数据

#### 1) 中国中轨道航天器“QCM”在轨监测数据.

航天器轨道高度 1 200 km 左右, 于 2012 年 5 月开始在轨运行. QCM 传感器安装在卫星飞行方向侧面, 处于背阳面, 在轨温度为  $-10 \sim -5^\circ\text{C}$ , 在轨运行状态稳定, 迄今在轨运行约 2 年时间.

#### 2) 美国“MSX”航天器“QCM”在轨监测结果.

航天器轨道高度 906 km, 于 1996 年 4 月份开始开始在轨运行. QCM 传感器安装在卫星迎风面和尾流区, 在轨温度约为  $-50 \sim -40^\circ\text{C}$ , 在轨运行状态稳定, 一共运行了 8 年时间<sup>[18]</sup>.

### 1.2 空间环境数据

选用 NASA 空间环境中心发布的 1996—2013 年间质子能量  $E > 10$  MeV 质子日均通量、 $F_{10.7}$  (太阳 10.7 cm 射电辐射通量) 值数据. 期间正值太阳活动 23 周双峰高年和 2008—2011 年太阳活动程度极低水平年份. 两个航天器入轨初期空间环境均处于较为宁静状态.

## 2 结果与分析

### 2.1 入轨初期航天器表面污染物质沉积量变化

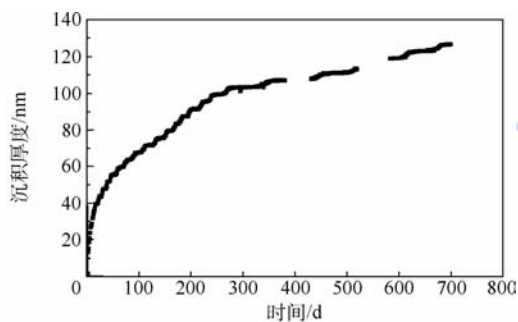
航天器入轨初期 (0 ~ 700 d 左右) 处于空间环境较为宁静期间, 太阳活动程度较低, 即中性原子氧日均通量值、高能粒子日均通量值以及太阳紫外辐射  $F_{10.7}$  值均处于较低水平, 因此空间环境因素与航天器表面相互作用所产生的污染物质源和对污染物质沉积层的剥蚀作用均会明显降低, 而中轨道航天器运行轨道高度较高, 相对载人航天轨道原子氧通量低好几个数量级, 原子氧的作用和影响明显减弱. 而高能粒子以及太阳紫外辐射等因素应予以重视. Tribble 在他的文章中指出: “在太阳同步轨道附近产生辐射的主要成分是质子, 同时试验证明, 1 个 10 MeV 的质子产生的损伤大约相当于 3 000 个 1 MeV 的电子产生的损伤”<sup>[4]</sup>. 因此试用  $E > 10$  MeV 质子日均通量探

测数据来与航天器表面污染物质沉积量变化作对比分析. 图 1 和图 2 分别表示了中轨道航天器和美国“MSX”航天器入轨后表面污染物质沉积量的变化.

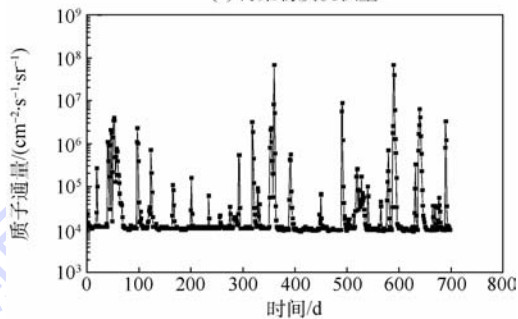
由图 1 和图 2 可知, 在空间环境较为宁静期间, 中轨道航天器入轨后在轨运行中污染物质沉积量呈现与在轨时间呈正相关关系, 即随时间增长沉积量呈增变, 增变趋势十分相近. 以在轨运行前 17 个月 (540 d) 所累积的污染物质沉积量而言, 中国中轨道航天器表面沉积厚度达 102.3 nm, 而美国“MSX”航天器表面沉积厚度较小仅为 13.6 nm.

表 1 列出了上述两种航天器表面污染物质的沉积速率和监测时 QCM 传感器晶体表面温度.

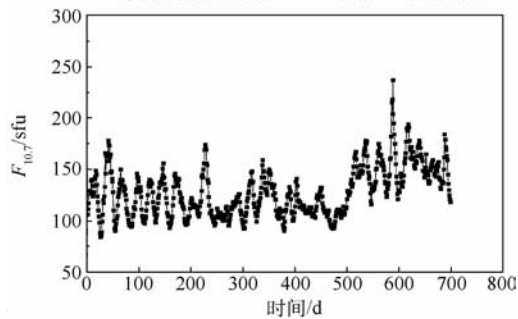
由表 1 可知, 两种航天器表面污染物质沉积速率均与在轨时间呈负相关关系, 即随在轨时间增加沉积速率逐渐下降, 但在此期间 QCM 传感器晶体表面均比较稳定在负温范围, 分别为  $-10 \sim -5^\circ\text{C}$  和  $-50 \sim -40^\circ\text{C}$ .



(a) 污染物质沉积量



(b) 同期能量大于 10 MeV 质子日均通量值



(c)  $F_{10.7}$  值

图 1 中国中轨道航天器表面污染物质沉积变量变化  
Fig. 1 Changes of contamination deposition variables on surface of MEO spacecraft in China

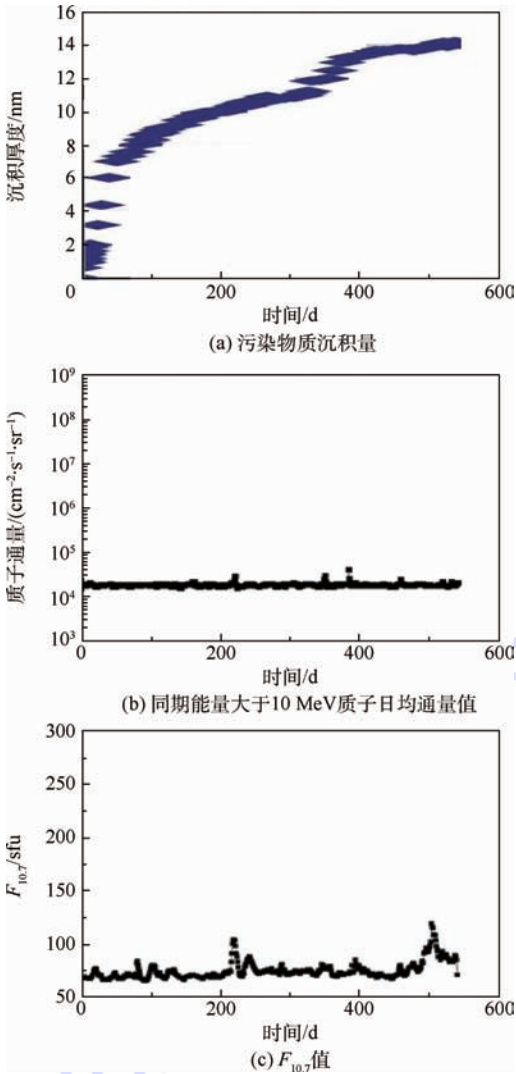


图2 “MSX”航天器表面污染物质沉积量变化

Fig. 2 Changes of contamination deposition variables on surface of “MSX” spacecraft

表1 中国中轨道航天器和美国“MSX”航天器表面污染物质沉积速率和 QCM 传感器晶体表面温度变化

Table 1 Contamination deposition rate and surface temperature change of QCM mounted on Chinese MEO spacecraft and American “MSX” spacecraft

航天器	沉积速率/(nm·d <sup>-1</sup> )			传感器晶体表面温度/℃
	在轨1个月	在轨2个月	在轨17个月	
中国中轨道航天器	1.57	0.393	0.043	-10 ~ -5
美国“MSX”航天器	0.15	0.050	0.012	-50 ~ -40

图1、图2和表1表明,在空间环境较为宁静期间入轨的中轨道航天器表面污染物质沉积量变化的主要控制因子是航天器内部和表面材料在真空环境中的出气状况,尤其是挥发性物质的出气率.在表面温度稳定和飞行状况相近状态下,出气率高则污染物质沉积速率较高,相同时间内航天器表面

污染物质沉积厚度愈厚.随着航天器在轨时间增长,出气率会逐渐下降,相应沉积速率也显著下降.

## 2.2 入轨长期航天器表面污染物质沉积量变化

太阳活动峰年和峰年向谷年转移期间,中轨道高度范围空间环境通常会处于较高的太阳紫外辐射通量和高能粒子日均通量(质子和电子等)状态,原子氧通量虽然也有明显增加,但远低于低轨高度的扰动影响.诸多空间环境因素通过与航天器表面相互作用,不仅能产生污染物质,影响污染程度,而且也会通过溅射、剥蚀等作用来耗散所沉积的污染物质层,由此可能出现沉积量的明显下降.当航天器表面温度或 QCM 传感器晶体表面维持在稳定的负温范围时,运行在太阳同步轨道及以上高度范围中轨道航天器表面污染物质沉积变化,主要是运行了 400 ~ 600 d 后的长期变化,做了与空间环境中高能质子通量变化的比对分析.“MSX”航天器经历了第 23 次太阳活动周峰年期(1998—1999 年第 1 峰期;2001—2002 年双峰期).图 3 列出了期间航天器表面污染物质沉积量变化、能量大于 10 MeV 质子日均通量值和  $F_{10.7}$  值的变化.

由图 3(a)可知,在第 23 太阳活动周第 1 峰期,“MSX”航天器表面沉积污染物质的变化,明显与在轨时间呈负相关关系,即随时间增加,沉积量显著下降.在此期间表面沉积厚度由 13.6 nm 逐渐下降至 5 nm 左右.

图 3(b)则表明在此期间,高能质子日均通量值显著上升,最高可高出宁静期间水平 3 个多数量级,考虑到高能质子对污染物质沉积层的溅射作用,同时此时航天器在轨运行已 2 年多,航天器内部和表面材料的出气速率已明显下降,因此期间如果表面温度(即 QCM 传感器晶体表面温度)保持稳定,则空间环境扰动因素有可能成为航天器表面污染物质沉积量变化的主要控制因子.

2000 年为第 23 周太阳活动双峰年之间较为平静的一年,高能质子通量也明显下降.由图 3 可知,期间航天器表面污染物质又开始呈现微弱的增变;2001—2003 年进入双峰年的第 2 个峰期,空间环境扰动程度增长,高能质子通量又进入强增长状态,航天器表面污染物质沉积量进入略有增长的起伏变化,此时这种变化可能是由于多因子综合控制,例如太阳紫外辐射对表面材料的光化反应引起污染源物质的增加,而高能质子的溅射作用又起着耗损污染物质沉积层的作用,使其沉积量降变.

### 2.3 在轨长期航天器表面污染物质沉积量变化呈全向性

航天器表面污染物质沉积量变化也与所处气流运动方向相关. 图 4(a) 和图 4(b) 分别表示了“MSX”航天器 QCM 传感器面向气流方向(迎风面)和背向气流方向(尾流区)在空间环境较为宁静期间和扰动期间的表面污染物质沉积量的长期变化. 由图 4(a) 可知, 航天器入轨初期(600 d 左右), 迎风面 QCM 监测到的污染物质厚度达 13.6 nm, 同期尾流区 QCM(传感器晶体表面温度相同)监测结果仅为 1 nm 左右, 这表明污染物质沉积量变化的源明显具有方向性, 通常尾流区的气体压力要比迎风面小 2 个数量级左右, 因此航天器表面所处气流方向也是沉积量变化的控制因子之一.

由图 4(b) 可知, 空间环境扰动期间, 迎风面和尾流区 QCM 所监测得到的污染物质质量降变明显呈全向性(即不受气流方向所限), 期间耗散厚度均在 8 nm 左右. 尾流区监测结果出现负耗损的现象, 可能与 QCM 传感器的晶体表面在发射前地面状态下就已经有污染物质沉积层有关. 结果表明表面污染物质质量降变的控制因子也应具有全向性特征, 即对航天器迎风面和尾流区表面沉积污染物质的作用和影响能力相近, 通常太阳紫外辐射、空间碎片和微流星粒子等对航天器表面污染物质沉积影响均具有方向性, 而高能粒子则在空间环境中具有全向性作用.

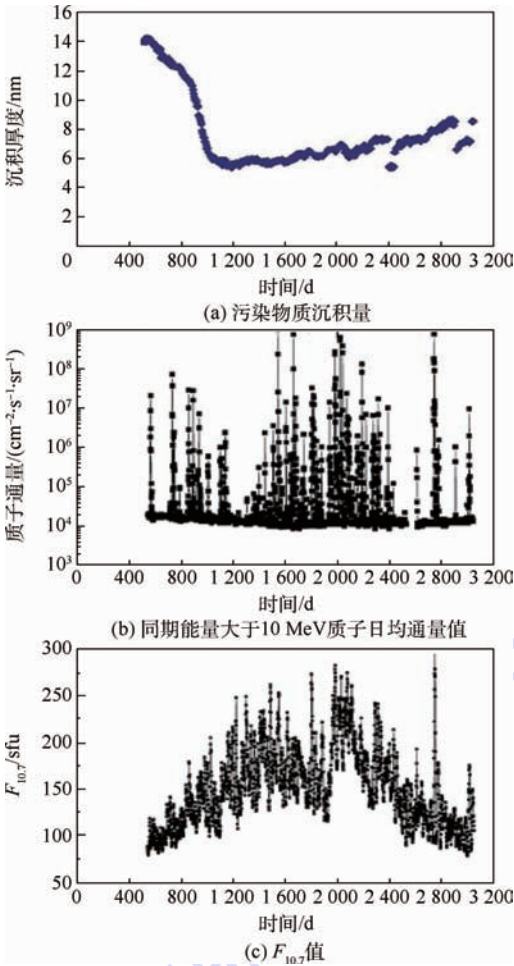


图 3 美国“MSX”航天器 1998—2005 年表面污染物质沉积变量变化

Fig. 3 Changes of contamination deposition variables on surface of “MSX” spacecraft

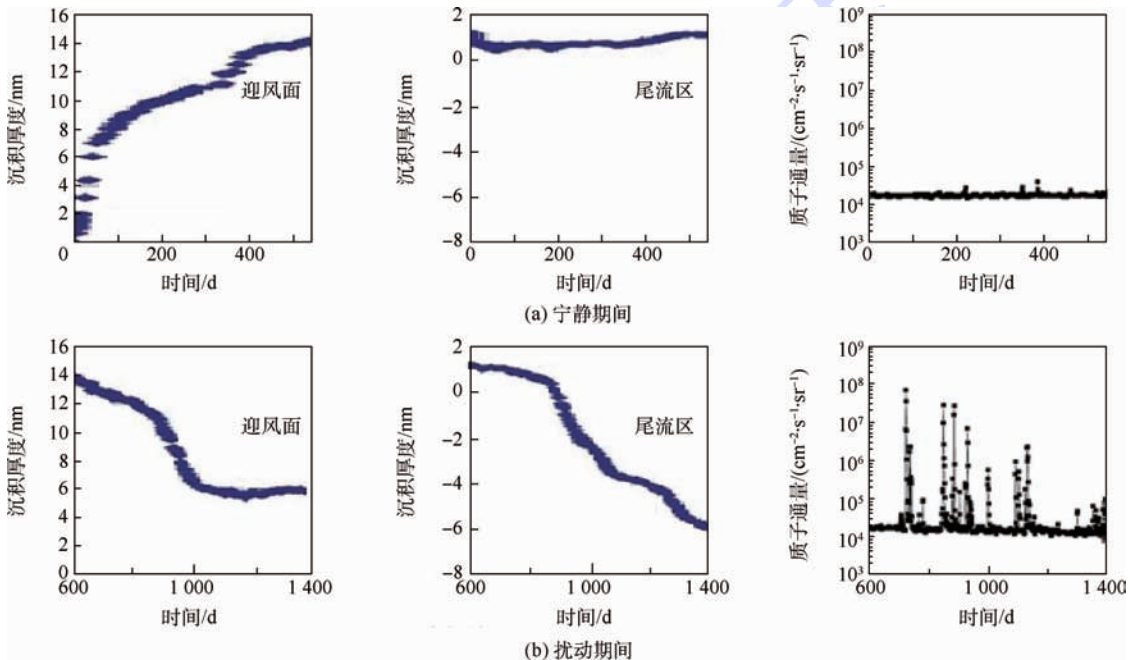


图 4 不同空间环境下迎风面和尾流区表面污染物质沉积量的变化

Fig. 4 Changes of contamination deposition on spacecraft surface in the windward and wake position in different space environment

### 3 结 论

综上所述和分析评估,可以得出以下结论:

1) 在空间环境较为宁静期间入轨的中轨道航天器表面污染物质沉积量与在轨时间呈正相关关系,控制这种变化的主要因子是航天器表面和内部材料的出气速率、航天器表面温度和表面所处气流方向.不同航天器会因出气速率不同,而表面污染物质沉积量有显著差异,如航天器在轨运行开始 90 d 内中国中轨道航天器表面污染物质沉积厚度为 99 nm,而美国“MSX”航天器迎风面和尾流区 QCM 监测结果分别是 13.6 nm 和 1 nm,显然这种变化与航天器出气量、出气速率以及表面所处气流方向有关.

2) 空间环境扰动期间,中轨道航天器表面污染物质沉积量会呈现出显著降变和涨落.美国“MSX”航天器巧遇太阳活动第 23 周双峰年和超低活动程度年份(2008—2010 年)状况,峰年期间航天器表面污染物质沉积量呈显著降变,沉积层厚度降变约为 8 nm,而且不同气流方向上 QCM 监测得到的降变值均相近,说明这种变化的控制因子具有全向性作用和长期变化性(如太阳活动周期).初步分析结果表明可能与中轨道高度上高能粒子尤其是质子日均通量强弱呈相应的相关关系,但也有待做更深入的机理分析和进一步验证大量探测数据.

3) 航天器长期在轨运行的中后期,航天器出气速率明显下降,在遇到空间环境剧烈扰动期间,高能质子通量和太阳紫外辐射强度等会同时起作用,航天器表面污染物质沉积量呈微弱增变和涨落现象.

#### 参考文献 (References)

- [1] Tribble A C, Boyadjian B, Davis J, et al. Contamination control engineering and design guidelines for the aerospace community-results, AIAA-1996-4375 [R]. Reston: AIAA, 1996.
- [2] Arnold G S. Spacecraft contamination model development [J]. SPIE, 1998, 3427: 272-289.
- [3] Barengoltz J. Molecular and particulate contaminants—a contamination data base within environment, AIAA-1988-0014 [R]. Reston: AIAA, 1988.
- [4] Tribble A C. The space environment: implications for spacecraft design [M]. Princeton: Princeton University Press, 1995: 183.
- [5] Thomas B S, Graham S A, David F H, et al. Photochemical spacecraft self-contamination: laboratory results and system impacts [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1989, 26 (5): 358-367.
- [6] Lorenz R D. Solar array degradation by dust impacts during cometary encounters [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1998, 35 (4): 579-582.
- [7] Bedingfield K L, Leach R D, Alexander M B. Spacecraft system failures and anomalies attributed to the natural space environment, NASA RP-1390 [R]. Alabama: MSFC, 1996.
- [8] Tribble A C, Haffner J W. Estimates of photochemically deposited contamination of the GPS satellites [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1991, 28 (2): 222-228.
- [9] 廖少英. 飞行环境污染对航天器的影响 [J]. 上海航天, 2002 (6): 29-32.  
Liao S Y. The effect of flight environment contamination to spacecraft [J]. Aerospace Shanghai, 2002 (6): 29-32 (in Chinese).
- [10] Rogers J F. AST-6 quartz-crystal microbalance [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1975, AES-11 (6): 1185-1186.
- [11] Naumann R J. Skylab induced environment, AIAA-1974-1225 [R]. Reston: AIAA, 1974.
- [12] Wood B E, Hall D F, Lesho J C, et al. Midcourse space experiment satellite flight measurements of contamination on quartz crystal microbalance [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1998, 35 (4): 533-538.
- [13] Mill J D, Romick G J, Uy O M, et al. Midcourse space experiment: introduction to the spacecraft, instruments, and scientific objectives [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1994, 31 (5): 900-907.
- [14] Uy O M, Benson R C, Erlandson R E, et al. Contamination lessons learned from midcourse space experiment [C] // Proceedings of SPIE—the International Society for Optical Engineering. California: SPIE, 1998, 3427: 28-43.
- [15] Wood B E, Bertrand W T, Lesho J C, et al. Midcourse space experiment (MSX) satellite measurements of contaminant films using QCMs—5 years in space, AIAA-2001-2956 [R]. Reston: AIAA, 2001.
- [16] Wood B E, Hall D F, Lesho J C, et al. On-orbit midcourse space experiment (MSX) satellite environment flight experiments, AIAA-1999-0252 [R]. Reston: AIAA, 1999.
- [17] 唐萍, 侯建文, 朱光武, 等. 航天器表面沉积污染物质质量探测 [J]. 中国科学: 技术科学, 2014, 44 (3): 280-285.  
Tang P, Hou J W, Zhu G W, et al. Detection of spacecraft surface contamination deposition [J]. Scientia Sinica: Technologica, 2014, 44 (3): 280-285 (in Chinese).
- [18] Wood B E, Bertrand W T, Uy O M, et al. Review of midcourse space experiment (MSX) satellite QCM contamination results after 8 years in space, AIAA-2005-67 [R]. Reston: AIAA, 2005.

## Changes of contamination deposition on spacecraft surface and evaluation of control factors

TANG Ping<sup>1,2</sup>, ZHU Guangwu<sup>\*1</sup>, QIN Guotai<sup>1</sup>, LI Yongping<sup>1</sup>, HE Yumei<sup>1</sup>

(1. Centre for Space Science and Application Research, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

**Abstract:** After spacecraft launched into space environment, molecule contamination and tiny particle contamination deposit on spacecraft surface and constitute the surface contamination layer. This contamination phenomenon has different levels of negative impacts on some technical systems. The on-orbit detection results of spacecraft surface contamination both in China and abroad were discussed. Surface contamination deposition changes and control factors were preliminarily evaluated. The result shows that deposition changes of surface contamination within the first 1 to 2 years after launch are controlled by the spacecraft outgassing mass by itself, outgassing rate, spacecraft surface temperature and air flow direction. The deposition mass within early period is larger, which is controlled by more surface outgassing by spacecraft itself within early period and higher deposition rate after launch. And the deposition mass is more in the ram area than in the yield area. The surface deposition in the later period shows obvious drop or slow fluctuations, and possesses omnidirectional characteristics. Some control factors with omnidirectional effect were discussed, among which high-energy particle flux and solar ultraviolet radiation flux may be the main control factors.

**Key words:** quartz crystal microbalance; spacecraft surface contamination; mass deposition; midcourse space experiment (MSE) satellite; high-energy particle flux

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0387



# 二元可变后缘翼型的鲁棒优化设计

郑宇宁<sup>1</sup>, 邱志平<sup>1</sup>, 黄仁\*<sup>1</sup>, 苑凯华<sup>2</sup>

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191; 2. 北京机电工程研究所, 北京 100074)

**摘 要:** 为了改善二元可变后缘翼型在外界条件变化时的气动稳定性, 提出了一种考虑不确定性的鲁棒性优化方法. 在类别形状函数变换(CST)方法的基础上, 建立了二元可变后缘翼型的参数化模型. 探讨了确定性优化方法与鲁棒性优化方法的区别. 充分考虑翼型几何形状和来流马赫数的不确定性, 进行了最大化升阻比均值、最小化升阻比标准差的鲁棒优化设计. 对于优化后的可变后缘翼型, 计算了变形所需的驱动能. 结果表明: 鲁棒性优化方法在提升翼型气动性能的同时降低了该性能对来流马赫数的敏感度, 鲁棒性优化翼型所需的驱动能有所减少.

**关键词:** CST方法; 变后缘; 不确定性; 鲁棒性优化; 驱动能

**中图分类号:** V211<sup>+</sup>.4

**文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-5965(2015)05-0897-07

传统的翼型由于几何外形基本确定不变, 随着来流马赫数的逐步增大, 气动性能退化明显. 与传统翼型相比, 可变后缘翼型能够实现后缘的连续光滑变形, 改善升阻特性, 具有较高的气动效率<sup>[1]</sup>. 已有研究中, “Mission Adaptive Wing”项目<sup>[2]</sup>的研究者通过光滑地改变翼型前缘和后缘弯度, 获得了巡航性能、机动性能等方面的改进; De Gaspari 和 Ricci<sup>[3]</sup>进行了可变后缘翼型气动与结构的协同优化, 获得了最优气动外形; 陈钱等<sup>[4]</sup>针对可变后缘翼型开展了数值与实验研究, 改善了传统刚性偏转翼型的气动特性和流动分离特性.

然而, 可变后缘翼型在设计和使用过程中也面临系统参数和使用环境在内等诸多不确定因素, 这些不确定因素的扰动会严重影响翼型的性能<sup>[5]</sup>. 针对这一问题, Huyse 等<sup>[6]</sup>提出了减小马赫

数随机波动对跨声速翼型气动性能影响的鲁棒优化设计方法; Padulo 等<sup>[7]</sup>从变量不确定传播的角度出发, 将一种兼顾效率和精度的随机方法应用于翼型的鲁棒优化设计中. 但是, 文献[6-7]的鲁棒优化设计仅针对传统翼型, 而研究可变后缘翼型优化设计的文献却十分有限, 并且主要集中在确定性领域<sup>[8]</sup>.

鉴于此, 本文将从二元可变后缘翼型的参数化建模方法出发, 在应用代理模型和遗传算法的基础上, 发展一种高效的鲁棒性优化设计方法, 获得综合性能优良的可变后缘翼型.

## 1 翼型的参数化方法

本文首先采用 CST (Class-Shape Function Transformation)<sup>[9]</sup>参数化方法对传统翼型进行建模, 在此基础上引入变形参数, 实现可变后缘翼型

收稿日期: 2014-06-30; 录用日期: 2014-09-19; 网络出版时间: 2014-11-27 09:08

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0387.html

基金项目: 国家自然科学基金(11372025, 11432002)

作者简介: 郑宇宁(1990—), 男, 陕西西安人, 博士研究生, ynzhen@buaa.edu.cn

\* 通讯作者: 黄仁(1986—), 男, 湖南怀化人, 博士, huangren@buaa.edu.cn, 主要研究方向为气动弹性力学.

引用格式: 郑宇宁, 邱志平, 黄仁, 等. 二元可变后缘翼型的鲁棒优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 897-903.

Zheng Y N, Qiu Z P, Huang R, et al. Robust design optimization of a two-dimensional airfoil with deformable trailing edge [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 897-903 (in Chinese).

的快速建模过程。

CST 参数化方法使用翼型几何参数(前缘半径、后缘角和后缘位置)作为部分控制参数,由于具有设计变量少、可调节、设计空间大等优点,适合与遗传算法相结合解决气动优化的问题。翼型的几何曲线可表示为

$$\frac{y}{c}\left(\frac{x}{c}\right) = C\left(\frac{x}{c}\right)S\left(\frac{x}{c}\right) + \frac{x}{c} \cdot \frac{z_{te}}{c} \quad (1)$$

式中: $x/c$ 为翼型弦向的无量纲坐标值; $C(x/c)$ 和 $S(x/c)$ 分别称为类别函数和形状函数; $z_{te}/c$ 为后缘点的初始位置。

$C(x/c)$ 一般可表示为

$$C\left(\frac{x}{c}\right) = \left(\frac{x}{c}\right)^{N_1} \left(1 - \frac{x}{c}\right)^{N_2} \quad 0 \leq \frac{x}{c} \leq 1 \quad (2)$$

式中:指数 $N_1$ 和 $N_2$ 的取值决定了几何外形的基本特征,对于翼型,取 $N_1 = 0.5, N_2 = 1$ 。

$S(x/c)$ 通常由 $n$ 阶 Bernstein 多项式加权作为形状函数表达式:

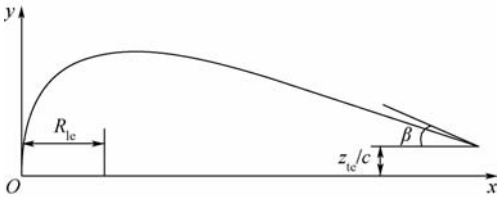
$$S\left(\frac{x}{c}\right) = \sum_{i=0}^n \left[ b_i \cdot \frac{n!}{i!(n-i)!} \cdot \left(\frac{x}{c}\right)^i \cdot \left(1 - \frac{x}{c}\right)^{n-i} \right] \quad (3)$$

式中: $b_i$ 为第 $i$ 阶 Bernstein 多项式系数。

翼型前缘半径和后缘点处切线倾角与形状函数在区间 $[0, 1]$ 端点处的极限值存在以下关系:

$$\begin{cases} S(0) = b_0 = \sqrt{\frac{2R_{te}}{c}} \\ S(1) = b_n = \tan\beta + \frac{z_{te}}{c} \end{cases} \quad (4)$$

翼型几何控制参数的定义如图 1 所示。



$R_{te}$ —翼型前缘半径; $\beta$ —上表面曲线在后缘处切线倾角;  
 $z_{te}/c$ —后缘点的初始位置。

图 1 翼型几何控制参数

Fig. 1 Parameters for airfoil geometry control

对于优化问题,为减小设计变量数目, Bernstein 多项式的阶数应该尽可能低。三阶 Bernstein 多项式的最大拟合误差在 $2.5 \times 10^{-4}$ 左右,可以很好地逼近原始翼型<sup>[10]</sup>。因此,本文采用三阶 Bernstein 多项式对 NACA0012 翼型进行拟合,拟

合结果如图 2 所示。

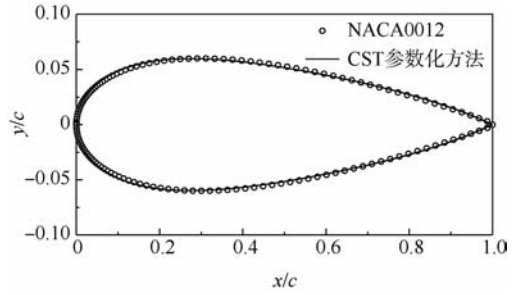
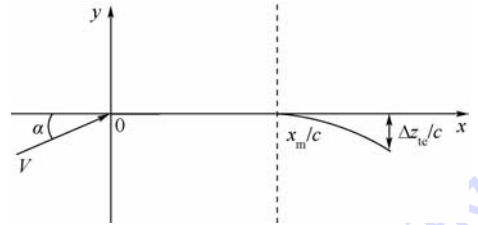


图 2 NACA0012 翼型的拟合结果

Fig. 2 Fitting result for NACA0012 airfoil

初始翼型的参数化建模完成后,为实现后缘的连续光滑变形,这里引入变形参数 $x_m/c$ 和 $\Delta z_{te}/c$ 。其中, $x_m/c$ 表征后缘变形的弦向起始位置, $\Delta z_{te}/c$ 表示后缘点的变形距离。图 3 所示为可变后缘操纵面简化模型。



$V$ —来流速度; $\alpha$ —迎角。

图 3 可变后缘操纵面简化模型

Fig. 3 Simplified model for the control surface of deformable trailing edge

图 3 中的曲线作如下定义:

$$\frac{\Delta y}{c}\left(\frac{x}{c}\right) = \begin{cases} 0 & 0 \leq x < x_m \\ \sum_{i=1}^4 \lambda_i \left(\frac{x}{c} - \frac{x_m}{c}\right)^i & x_m \leq x \leq c \end{cases} \quad (5)$$

已有研究表明,二阶曲线所表示的变后缘翼型不仅具有良好的气动特性,而且变形时所需的驱动能相对较小<sup>[11]</sup>,故本文选择二阶曲线来表示后缘的几何变形。结合图 3 所示的连续光滑变形边界条件,可计算得:

$$\begin{cases} \lambda_1 = \lambda_3 = \lambda_4 = 0 \\ \lambda_2 = \frac{\Delta z_{te}/c}{(1 - x_m/c)^2} \end{cases} \quad (6)$$

将式(1)中用 CST 方法得到的初始翼型曲线与式(5)中的变形曲线相结合,得到可变后缘翼型曲线 $y_m/c$ ,定义为

$$\frac{y_m}{c}\left(\frac{x}{c}\right) = \frac{y}{c}\left(\frac{x}{c}\right) + \frac{\Delta y}{c}\left(\frac{x}{c}\right) \quad (7)$$

图 4 所示为 $x_m/c = 0.6$ 及 $\Delta z_{te}/c = -0.05$ 时翼型后缘的变形情况。

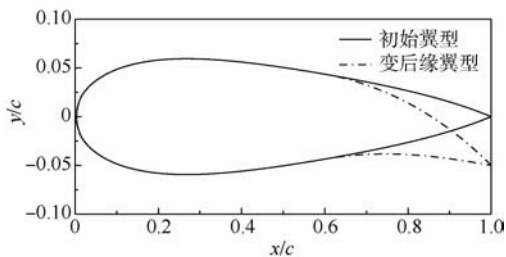


图4 可变后缘翼型示意图

Fig. 4 Schematic diagram of airfoil with deformable trailing edge

## 2 网格生成和流场求解

气动系数的计算应用 CFD 软件 FLUENT 完成,网格采用如图 5 所示的 C 型结构网格. 利用标准  $k-\varepsilon$  湍流模型和二阶迎风格式进行气动求解. 以  $Ma = 0.798, \alpha = 3.0243^\circ, Re = 6.0 \times 10^6$  条件下的 NACA0012 翼型来检验气动分析的结果. 图 6 给出了翼型压力系数  $C_p$  分布的计算结果和风洞试验结果<sup>[12]</sup>的对比,可见计算结果与风洞试验结果基本吻合,说明本文的气动分析是准确的.

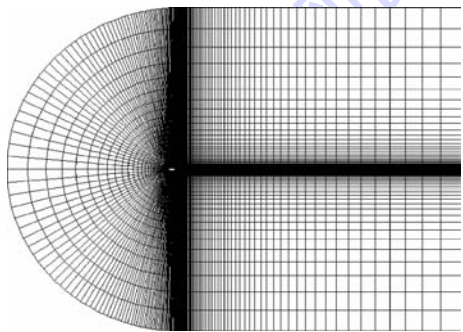


图5 C型结构网格

Fig. 5 C-type structured grid

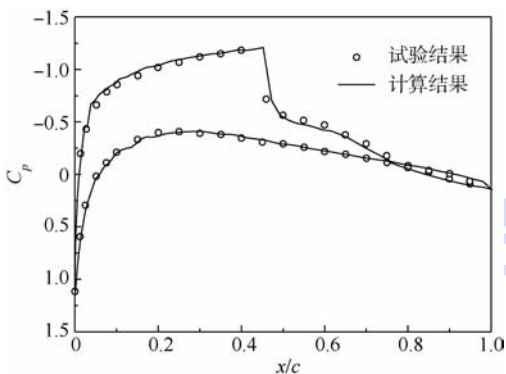


图6 压力分布计算结果和试验结果的对比

Fig. 6 Comparison of pressure distribution between experiment and CFD

## 3 优化设计方法

### 3.1 确定性优化设计方法

确定性优化设计方法是在给定的飞行条件

下,在设计变量区间内寻找满足约束条件的气动外形最优解. 可变后缘翼型由于后缘几何外形的改变,其升力系数  $C_L$  和阻力系数  $C_D$  波动明显<sup>[13]</sup>. 因此,选取反映综合气动特性的升阻比  $K$  作为优化对象,确定性优化目标是在给定马赫数和迎角条件下尽可能提高翼型的升阻比  $K$ .

### 3.2 鲁棒性优化设计方法

鲁棒性优化设计方法可以使翼型在一系列的飞行条件下保持足够稳定的气动特性. 鲁棒性优化目标是要在给定的马赫数变动区间内,尽可能提高所设计翼型的升阻比,同时尽可能减小升阻比的变动范围. 鲁棒性优化模型为

$$\left. \begin{aligned} & \max \mu(K) \\ & \min \sigma(K) \\ & \text{s. t. } \varphi \subseteq \varphi^0, G(\varphi) \subseteq G^0 \\ & Ma \subseteq [Ma, \overline{Ma}] \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

式中:  $\varphi$  为翼型几何形状的设计变量;  $\varphi^0$  为设计空间;  $G(\varphi)$  为翼型的几何形状;  $G^0$  为翼型的几何约束条件;  $Ma$  和  $\overline{Ma}$  分别为来流马赫数的下界和上界. 翼型气动特性求解过程的非线性程度很高,而且计算量大,要得到式(8)中升阻比均值  $\mu$  和标准差  $\sigma$  的真实结果非常困难. 鉴于此,本文在优化设计过程中采用蒙特卡罗法对马赫数进行随机抽样,再利用样本集的统计预测值来代替均值和标准差的真实值<sup>[14]</sup>.

$$\begin{aligned} \mu &= E(K) = \frac{1}{\overline{Ma} - Ma} \int_{Ma}^{\overline{Ma}} K(\varphi, Ma, \alpha) dMa \approx \\ & \frac{1}{N_s} \sum_{i=1}^{N_s} K(\varphi, Ma_i, \alpha) = \hat{\mu} \quad (9) \\ \sigma &= \frac{1}{\overline{Ma} - Ma} \int_{Ma}^{\overline{Ma}} (K - E(K)) dMa \approx \\ & \sqrt{\frac{1}{N_s} \sum_{i=1}^{N_s} (K(\varphi, Ma_i, \alpha) - \hat{\mu})^2} \quad (10) \end{aligned}$$

式中:  $N_s$  为试验次数;  $Ma_i$  ( $Ma \leq Ma_i \leq \overline{Ma}$ ) 为第  $i$  次抽样试验时所对应的马赫数.

### 3.3 基于代理模型的遗传算法

遗传算法是模拟生物在自然环境中遗传和进化过程而形成的一种自适应全局优化概率搜索算法<sup>[15]</sup>,其优点是不依赖于问题的具体区域,对问题的种类具有很强的鲁棒性. 由于遗传算法会产生庞大的计算量,为了提升优化效率,一般可以采用代理模型计算个体的适应度值. 文献[16]对多项式响应面模型、径向奇函数模型和 Kriging 模型的预测情况进行了比较,认为 Kriging 模型的预测精度最好,并且对于非线性问题能够提供较为精

确的逼近效果,适合本文中可变后缘翼型的鲁棒性优化.此外,采用均匀设计方法<sup>[17]</sup>来选取能够全面代表整体空间的代理模型样本点.

### 3.4 鲁棒性优化过程

综上,可变后缘翼型的鲁棒性优化设计流程如图7所示.



图7 翼型鲁棒优化设计流程图

Fig. 7 Flow chart of robust airfoil optimization

## 4 算例及结果分析

### 4.1 算例

本文以NACA0012为初始翼型,设计变量为 $(R_{lc}/c, \beta_1, \beta_2, z_{lc}/c, b_1, b_2, b'_1, b'_2, x_m/c, \Delta z_{lc}/c)$ ,其中 $\beta_1$ 和 $\beta_2$ 分别表示翼型上下表面曲线的后缘处切线倾角,分别为上下表面曲线的Bernstein多项式系数.为方便表示,这里引入变量 $\varphi$ ,令 $\varphi = (\varphi_1, \varphi_2, \dots, \varphi_{10}) = (R_{lc}/c, \beta_1, \dots, \Delta z_{lc}/c)$ .变量 $\varphi$ 的取值范围如下:

$$\left\{ \begin{array}{l} \varphi_1 \in [0.015, 0.020] \\ \varphi_2 \in [0.150, 0.200] \\ \varphi_3 \in [0.150, 0.200] \\ \varphi_4 \in [-0.001, 0.001] \\ \varphi_5 \in [0.130, 0.180] \\ \varphi_6 \in [0.100, 0.150] \\ \varphi_7 \in [-0.180, -0.130] \\ \varphi_8 \in [-0.150, -0.100] \\ \varphi_9 \in [0.500, 0.700] \\ \varphi_{10} \in [-0.050, 0.050] \end{array} \right. \quad (11)$$

约束条件为翼型最大厚度 $t_{max}/c \leq 0.12$ .优化过程中将 $\varphi_1 \sim \varphi_9$ 作为全局变量, $\varphi_{10}$ 则作为局部变量随马赫数变化.由于马赫数对气动特性的影响在跨声速区内表现得最为明显,因此假定马赫

数在 $[0.7, 0.8]$ 之间均匀分布<sup>[18]</sup>.遗传算法的控制参数设定为:种群规模(80),交叉概率(0.9),变异概率(0.1),最大进化代数(150).

对于确定性优化,将 $Ma = 0.75, \alpha = 3^\circ$ 作为设计点;对于鲁棒性优化,由于涉及多个目标,这里引入权重系数 $w$ ,将多目标优化问题转化为单目标优化问题,如式(12)所示.权重系数 $w$ 决定了搜索方向,设定不同的权值,可以得到权值变化时的Pareto前沿<sup>[19]</sup>.

$$\left. \begin{array}{l} \min: -w \cdot \mu(K) + (1-w) \cdot \sigma(K) \\ \text{s.t. } \varphi \subseteq \varphi^0, G(\varphi) \subseteq G^0 \\ Ma \in [0.7, 0.8], w \in [0, 1] \end{array} \right\} \quad (12)$$

### 4.2 优化结果分析

图8所示为确定性优化翼型与初始翼型NACA0012的压力分布和几何外形对比,可以看出优化后翼型具有良好的气动特性.翼型前后缘均产生较大的升力,从而降低了由于后缘变形所引起的附加低头力矩.上表面最大厚度位置向后移动,翼型前半部分变得相对平坦,激波位置后移,强度减弱,这使得优化后翼型具有较高的升阻比.

图9反映了鲁棒性优化结果的Pareto前沿.可以看出当 $w \leq 0.3$ 时翼型升阻比的均值较低,气

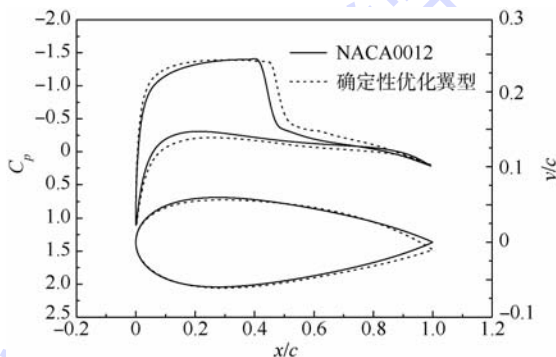


图8 翼型外形和压力分布对比

Fig. 8 Geometry profile and pressure distribution comparison

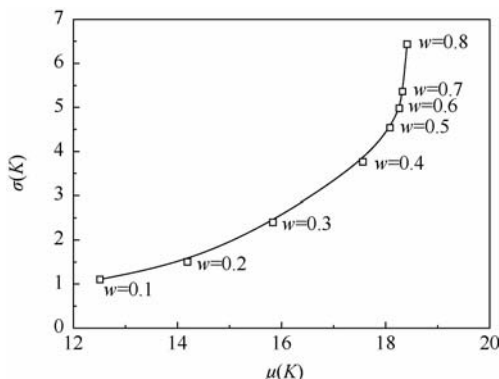


图9 权重系数变化时的Pareto前沿

Fig. 9 Pareto front varied with weight coefficient

动性能较差;当  $w \geq 0.5$  时翼型升阻比在整个马赫数区间内波动较大,缺乏持续稳定性. 相比之下,  $w = 0.4$  时翼型升阻比的均值保持在 17.5 左右,远大于  $w \leq 0.3$  时优化结果,且其标准差与  $w \geq 0.5$  时的翼型相比较小,在马赫数持续增大时升阻比的变化较小,能够保持稳定的气动特性,故将其作为本文的鲁棒性优化结果.

同时,为综合评价可变后缘翼型的设计性能,这里考虑比较后缘连续变形时所需输入的驱动能. 从二元可变后缘翼型的气动弹性方程出发,可以推导出驱动能的计算公式<sup>[20]</sup>为

$$\Delta E = \frac{1}{2} \int_{x_m}^c \Delta p(x) \cdot \Delta y(x) dx \quad (13)$$

式中:  $\Delta p$  表示变形前后翼型的表面压力增量;  $\Delta y$  为式(5)所表示的后缘变形曲线. 计算翼型后缘连续变形所需驱动能的外界条件为:  $Ma = 0.75$ ,  $P_\infty = 43\ 765\text{ Pa}$ ,  $c = 1\text{ m}$ . 表1给出了确定性优化翼型、鲁棒性优化翼型 ( $w = 0.4$ ) 与初始翼型的性能对比.

表1 确定性优化与鲁棒性优化结果比较

Table 1 Comparison between deterministic optimization and robust optimization

翼型	$\mu(K)$	$\sigma(K)$	$x_m/c$	$\Delta z_{ic}$	$\Delta E/J$
NACA0012	14.4129	4.3406			
确定性翼型	17.4048	4.9497	0.5040	-0.0113	1.3833
鲁棒性翼型	17.5594	3.5625	0.5370	-0.0121	1.0685

从表1可以看出,鲁棒性优化翼型升阻比的均值相比于确定性优化翼型有一定程度提升,而标准差有明显的减少,这表明鲁棒设计获得了更稳健的解. 从能量角度分析,鲁棒性优化翼型所需的驱动能较小,综合性能更优. 因此,不论是考虑气动特性,还是结合能量特性,鲁棒性优化结果均优于确定性优化结果.

图10所示为优化翼型与初始翼型的升阻比随来流马赫数的变化情况. 由图10可知,无论是在设计点还是非设计点上,确定性优化对初始翼型

都有很大改善. 鲁棒性设计结果对翼型升阻比的改善则表现为当马赫数在一定范围内变化时,升阻比的变化平缓,气动性能更加稳定. 虽然鲁棒性优化翼型在设计点附近的性能与确定性结果相比有所下降,但升阻比的变化范围相对较小,而且当马赫数变化时没有出现非设计点性能急剧恶化的情况,实现了可变后缘翼型鲁棒设计目标.

图11给出了原始翼型与  $Ma = 0.75$  时各优化翼型的几何形状对比. 可见,无论是确定性优化还是鲁棒性优化,翼型后缘均有明显的连续光滑变形,使得后缘产生了更大的升力. 相对而言,鲁棒性优化得到的翼型最大厚度位置较确定性优化稍稍前移,导致激波强度较确定性优化稍微偏大,波阻增加,这正是设计点处确定性优化翼型具有较大升阻比的原因.

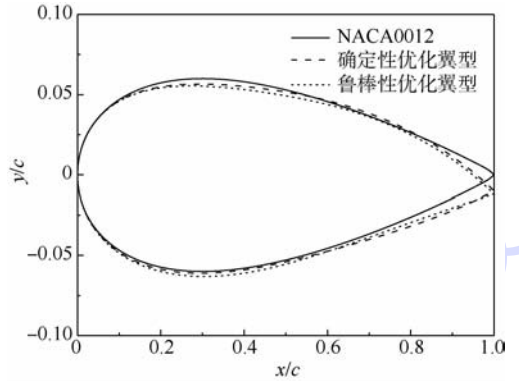


图11 翼型几何形状对比

Fig. 11 Comparison of airfoil geometry shape

图12所示为鲁棒性优化翼型几何形状随马赫数的变化情况. 可以看出,当马赫数较小时,翼型后缘变形量较大,由后缘所产生的附加升力使翼型升阻比得到改善. 但是,随着马赫数的升高,翼型升力增加的同时会使诱导阻力急剧增大,因此翼型后缘变形量将逐渐减少,以保持足够稳定的升阻比.

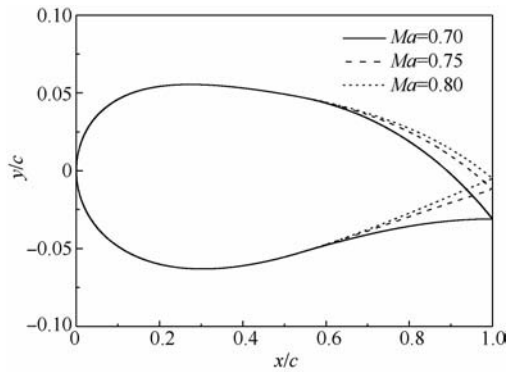


图12 鲁棒性翼型几何形状随马赫数的变化

Fig. 12 Robust airfoil geometry shape varied with Mach number

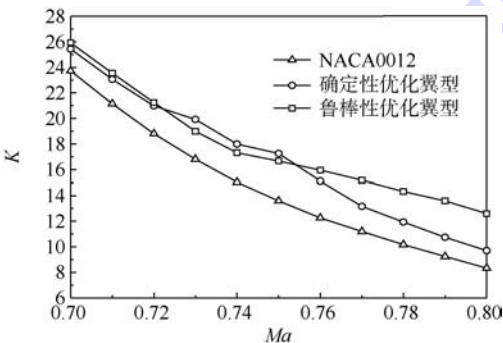


图10 翼型升阻比随马赫数的变化

Fig. 10 Lift to drag ratio varied with Mach number

从图 12 中也可以发现鲁棒优化得到的翼型上表面更加平坦,下表面后缘有明显的上凹区域,具有超临界翼型特性,这也是鲁棒性优化翼型在跨声速范围内保持良好气动性能的原因。

## 5 结 论

1) 在 CST 参数化建模方法基础上引入变形控制参数,可以实现用较少的设计变量表达变后缘翼型的气动外形,使得用遗传算法进行翼型优化设计成为可能。

2) 可变后缘翼型的优化结果表明,后缘的连续光滑变形改善了翼型的气动性能,而采用加权法处理多目标鲁棒优化问题,很好地均衡了性能优化和鲁棒性要求,在保持气动性能的基础上又改善了性能的稳定性。

3) 与确定性优化翼型相比,鲁棒性优化翼型后缘变形量将随马赫数变化,并且在相同马赫数条件下变形所需的驱动能更低。

## 参考文献 (References)

- [1] Stanewsky E. Aerodynamic benefits of adaptive wing technology [J]. *Aerospace Science Technology*, 2000, 4(7): 439-452.
- [2] Smith J W, Lock W P, Payne G A. Variable-camber systems integration and operational performance of the AFTI/F-111 mission adaptive wing [M]. Edwards: National Aeronautics and Space Administration, Office of Management, Scientific and Technical Information Program, 1992: 1-3.
- [3] De Gaspari A, Ricci S. Combining shape and structural optimization for the design of morphing airfoils [C] // 2nd International Conference on Engineering Optimization. Lisbon: ENGOPT, 2010: 6-9.
- [4] 陈钱, 白鹏, 尹维龙, 等. 可连续光滑偏转后缘的变弯度翼型气动特性分析 [J]. *空气动力学学报*, 2010, 28(1): 46-53.  
Chen Q, Bai P, Yin W L, et al. Analysis on the aerodynamic characteristics of variable camber airfoils with continuous smooth morphing trailing edge [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2010, 28(1): 46-53 (in Chinese).
- [5] Luckring J M, Hemsch M J, Morrison J H. Uncertainty in computational aerodynamics, AIAA-2003-0409 [R]. Reston: AIAA, 2003.
- [6] Huyse L, Padula S L, Lewis R M, et al. Probabilistic approach to free-form airfoil shape optimization under uncertainty [J]. *AIAA Journal*, 2002, 40(9): 1764-1772.
- [7] Padulo M, Campobasso M S, Guenov M D. Novel uncertainty propagation method for robust aerodynamic design [J]. *AIAA Journal*, 2011, 49(3): 530-543.
- [8] Kaul U K, Nguyen N T. Drag optimization study of variable camber continuous trailing edge flap (VCCTEF) using OVERFLOW, AIAA-2014-2444 [R]. Reston: AIAA, 2014.
- [9] Kulfan B M, Bussolletti J E. "Fundamental" parametric geometry representations for aircraft component shapes, AIAA-2006-6948 [R]. Reston: AIAA, 2006.
- [10] Kulfan B M. Universal parametric geometry representation method [J]. *Journal of Aircraft*, 2008, 45(1): 142-158.
- [11] Forster E, Sanders B. Modeling and sensitivity analysis of a variable geometry trailing edge control surface, AIAA-2003-1807 [R]. Reston: AIAA, 2003.
- [12] Ladson C L, Hill A S, Johnson Jr W G. Pressure distributions from high Reynolds number transonic tests of an NACA 0012 airfoil in the Langley 0.3-meter transonic cryogenic tunnel, NASA-TM-100526 [R]. Washington, D. C.: NASA Langley Research Center, 1987.
- [13] Andersen P B, Gaunaa M, Bak C, et al. A dynamic stall model for airfoils with deformable trailing edges [J]. *Wind Energy*, 2009, 12(8): 734-751.
- [14] 柳杨, 邱志平. 翼型气动性能鲁棒性优化设计 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2011, 37(1): 41-44.  
Liu Y, Qiu Z P. Airfoil robust design with uncertainty parameters [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2011, 37(1): 41-44 (in Chinese).
- [15] Whitley D. A genetic algorithm tutorial [J]. *Statistics and Computing*, 1994, 4(2): 65-85.
- [16] 穆雪峰, 姚卫星, 余雄庆, 等. 多学科设计优化中常用代理模型的研究 [J]. *计算力学学报*, 2005, 22(5): 608-612.  
Mu X F, Yao W X, Yu X Q, et al. A survey of surrogate models used in MDO [J]. *Chinese Journal of Computational Mechanics*, 2005, 22(5): 608-612 (in Chinese).
- [17] 方开泰. 均匀设计与均匀设计表 [M]. 北京: 科学出版社, 1994: 2-9.  
Fang K T. Uniform design and uniform design table [M]. Beijing: Science Press, 1994: 2-9 (in Chinese).
- [18] 丁继锋, 李为吉, 张勇, 等. 基于响应面的翼型稳健设计研究 [J]. *空气动力学学报*, 2007, 25(1): 19-22.  
Ding J F, Li W J, Zhang Y, et al. Robust airfoil optimization based on response surface method [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2007, 25(1): 19-22 (in Chinese).
- [19] Zingg D W, Elias S. Aerodynamic optimization under a range of operating conditions [J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(11): 2787-2792.
- [20] Forster E, Sanders B, Eastep F. Synthesis of a variable geometry trailing edge control surface, AIAA-2003-1717 [R]. Reston: AIAA, 2003.

## Robust design optimization of a two-dimensional airfoil with deformable trailing edge

ZHENG Yuning<sup>1</sup>, QIU Zhiping<sup>1</sup>, HUANG Ren<sup>\*1</sup>, YUAN Kaihua<sup>2</sup>

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Beijing Electron-Mechanical Engineering Institute, Beijing 100074, China)

**Abstract:** In order to improve the aerodynamic stability of a two-dimensional airfoil with deformable trailing edge during the change of external conditions, a robust optimization method considering the uncertainty was proposed. Based on class-shape function transformation (CST) method, a parametric model was established to represent the geometry of a two-dimensional airfoil with a deformable trailing edge. The differences between robust optimization method and deterministic optimization method were discussed. Taking into account the uncertain airfoil geometry and inlet Mach number, the robust optimization method was applied to maximize the mean value of the lift-to-drag ratio and minimize its standard deviation. The actuation power requirement of the optimized airfoil with a deformable trailing edge was calculated. The results show that the robust optimization method can help to improve the aerodynamic performance of morphing airfoil and reduce the sensitivity of this performance to inlet Mach number simultaneously and to reduce the actuation power requirement of the robust optimal airfoil.

**Key words:** class-shape function transformation (CST) method; deformable trailing edge; uncertainty; robust optimization; actuation power

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0464

# 基于眼动数据的网络搜索行为预测方法

卢万谔, 贾云得\*

(北京理工大学 计算机学院, 智能信息技术北京市重点实验室, 北京 100081)

**摘 要:** 预测用户的网络搜索行为对改进搜索引擎和提升用户体验十分重要. 现有大多数方法是基于用户的交互数据, 如查询、点击和鼠标移动等. 提出一种基于眼动数据的用户网络搜索行为预测方法. 通过眼动实验, 采集用户在网络搜索任务时的眼睛运动数据, 将这些数据转化成两种数据格式: 直方图和序列. 直方图数据描述用户注意力的分布情况, 序列数据呈现用户的扫视路径. 使用4种学习算法对用户决策或用户意图进行预测, 同时研究两种数据格式的性能. 结果显示, 两种数据格式均适合于预测用户决策, 而序列数据更适合于预测用户意图. 该结果表明, 利用眼动数据能够有效预测网络搜索行为.

**关键词:** 用户行为预测; 网络搜索; 眼动数据; 用户决策; 用户意图

**中图分类号:** TP391

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)05-0904-07

网络已经成为人们获取信息的主要来源, 网络搜索是用户在网上获取信息的重要手段. 理解用户如何进行网络搜索, 不但能够改进搜索引擎, 而且能够帮助设计更为人性化的人机交互方式, 从而提升用户体验. 因此, 网络搜索行为研究已经受到学术界和工业界的广泛关注, 尤其是网络搜索行为的预测研究<sup>[1-6]</sup>.

近年来, 有学者基于视觉行为与人的思维密切相关的基本事实, 利用用户的视觉行为数据预测其网络搜索行为. 例如将视觉行为作为隐变量进行处理<sup>[7]</sup>, 或者利用鼠标的移动代表用户目光的移动<sup>[8-10]</sup>. 隐变量方法是一种从概率的角度对用户的视觉行为进行估计的方法, 适用于群体行为预测, 不能用于个体行为预测. 鼠标移动是对用户目光移动的一种粗略估计, 在一些情况下是不准确的. 例如, 用户只在需要的时候移动鼠标, 即偶发式鼠标用法<sup>[11-12]</sup>, 显然, 此时鼠标移动不能用来估计目光移动. 一种更好地表示用户目光移

动的方式是使用眼动跟踪技术, 该技术能够捕捉用户在进行阅读、浏览和搜索等视觉行为时眼睛的运动数据(眼动数据), 例如目光停留的位置和持续的时间. 眼动数据已经广泛应用于许多研究领域, 例如隐式关联反馈<sup>[13]</sup>、决策因子提取<sup>[14]</sup>、推荐系统<sup>[15]</sup>、人机交互<sup>[16]</sup>和高层次上下文识别<sup>[17]</sup>等. 但是国内外将眼动数据用于预测网络搜索行为的研究还很少见.

本文主要研究基于眼动数据的网络搜索行为预测方法. 随着眼动仪不断向智能化和便携化方向发展, 眼动数据将与目前普遍使用的点击数据和交互数据一样, 成为分析和预测用户网络搜索行为的重要反馈信息. 因此, 探索如何利用眼动数据预测用户的网络搜索行为是十分必要的.

## 1 网络搜索行为预测相关研究

许多学者对用户的网络搜索行为进行建模和预测. 其中, 一些研究分析用户的点击数据<sup>[1-3]</sup>,

收稿日期: 2014-04-28; 录用日期: 2014-08-01; 网络出版时间: 2014-12-11 18:09

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141211.1809.001.html

基金项目: 高等学校博士学科点专项科研基金(20121101110035)

作者简介: 卢万谔(1986—), 男, 北京人, 博士研究生, luwanxuan@bit.edu.cn

\* 通讯作者: 贾云得(1962—), 男, 山西大同人, 教授, jiayunde@bit.edu.cn, 主要研究方向为计算机视觉、人机交互和智能系统等.

**引用格式:** 卢万谔, 贾云得. 基于眼动数据的网络搜索行为预测方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 904-910.

Lu W X, Jia Y D, Predicting web search behavior based on gaze data[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 904-910 (in Chinese).

另一些研究使用更为丰富的交互数据<sup>[4,6]</sup>。

Lee 等<sup>[1]</sup>通过用户研究对如何自动识别查询目标进行调查,发现多数查询存在可预测的目标,由此提出了基于用户点击行为和文本链接分布的查询目标自动识别方法. Li 等<sup>[2]</sup>介绍了一种基于点击图的查询意图分类方法,该方法利用半监督学习和点击图生成大量的训练数据,从而提升分类器的性能. Shen 等<sup>[3]</sup>使用稀疏隐动态条件随机场,为每一类用户意图学习一个子结构;这些子结构用来建模如计划旅行、购物或者娱乐等用户意图和用户的点击行为之间的动态特性.

有研究表明,引入更为丰富的交互数据能够显著提高网络搜索行为预测的结果. Agichtein 等<sup>[4]</sup>利用建模用户行为的方式,对网络搜索结果偏好进行预测. 他们发现,基于查询文本特征和浏览特征等交互数据的预测方法要好于基于点击数据的预测方法. Hassan 等<sup>[5]</sup>在建模用户行为时,考虑到查询、点击、驻留时间和查询重构等描述用户整个搜索过程的数据. 通过这种方式所生成的用户模型能够更好地判断用户是否成功完成搜索. Moshfeghi 和 Jose<sup>[6]</sup>从认知、情感和交互的角度对网络搜索的特点进行研究,发现不同搜索任务之间存在明显的差异. 他们利用机器学习方法,从用户的交互数据中学习用户模型,从而大幅提高预测搜索任务类型的正确率.

交互数据(或者说用户日志)能够在一定程度上描述用户的搜索过程,但 Wang 等<sup>[7]</sup>提出,用户日志只记录了能够被观测到的用户行为(例如点击和查询重构等),用户浏览搜索结果的过程是无法通过分析日志文件获得的;他们报告了一种部分可观测马尔科夫模型,将用户阅读和跳过搜索结果的行为作为隐状态处理,其模拟的用户浏览模式与眼动实验的结果高度一致,从而证明了模型的有效性. Guo 和 Agichtein<sup>[8]</sup>尝试用鼠标移动数据来推断查询意图,结果显示基于鼠标移动轨迹的查询意图预测方法要好于基于点击数据的方法;此后,他们将鼠标移动数据加入到用户行为建模中,以便分辨用户意图和预测广告点击行为<sup>[9]</sup>. Arguello<sup>[10]</sup>调查多种不同特征在预测搜索任务难易度时的作用,得到鼠标移动数据在预测首次查询的难易度时具有较好性能的结果.

与上述研究不同,本文使用眼动数据来预测用户的网络搜索行为. 相对于隐变量方法<sup>[7]</sup>和鼠标移动方法<sup>[8-10]</sup>,眼动数据能够精确反映用户的注视信息,得到的用户视觉行为可以认为是“真值”而不是估计值.

## 2 眼动实验

实验要求被试完成预定义的网络搜索任务. 被试的眼动数据用非接触式眼动仪记录,共获得 1 183 个搜索任务、28 613 个注视点的眼动数据.

### 2.1 实验任务

实验使用两类搜索任务(表 1):导航类和信息类<sup>[18]</sup>. 导航类搜索任务旨在找到特定网页;信息类搜索任务旨在找到特定信息,该信息可能出现在许多网页中. 每名被试完成 20 个任务,导航类和信息类各 10 个. 全部任务的搜索目标和搜索词均为预定义的,并且搜索引擎结果页面(Search Engine Results Page, SERP)均保存为本地 HTML 文档,以保证每名被试面对相同的 SERP.

表 1 搜索任务示例

Table 1 Examples of the search tasks

任务类型	搜索目标	搜索词
导航类	中国银行的首页	中国银行
信息类	人工智能的定义	人工智能 定义

### 2.2 实验被试

有偿招募被试 81 人,其中,4 人由于眼动仪校准问题或系统故障没有完成实验,17 人的眼动数据采样率相对较低(低于 50%). 为保证数据质量,只选取 60 人的眼动数据,其中 30 人为女性. 这 60 名被试均为来自同一所大学不同专业的本科生和研究生,视力正常或矫正视力正常,没有如色盲等眼睛问题. 被试年龄在 18 ~ 31 岁之间(均值为 23.9 岁,标准差 2.5 岁).

### 2.3 实验设备

实验使用瑞典 Tobii 公司的 T120 型眼动仪. 该眼动仪配有 17 英寸(1 英寸 = 2.54 cm)显示器,采样率为 120 Hz,精确度(视角)为 0.5°. 实验中将显示器分辨率设为 1 024 × 768 像素,放置在距离被试约 60 cm 的位置. 被试的眼动数据由眼动仪自带软件 Tobii Studio 记录. 实验在配有 IE 6 浏览器和 Windows XP 操作系统的计算机上完成.

### 2.4 实验过程

实验开始前,对每名被试用 9 点校正法校正眼动仪,并以文字形式向其介绍实验内容;然后,被试进行一组练习以熟悉实验流程.

每名被试完成全部 20 个搜索任务,任务之间有短暂的由被试控制的休息时间. 对每一个搜索任务,屏幕上会以文字的形式向被试说明搜索目标. 被试记下该目标之后点击“开始”按钮进入含有预定义搜索词的搜索引擎页面. 被试不允许改变搜索词,直接点击“搜索”按钮进入 SERP(这种

从搜索引擎页面到 SERP 的方式更符合被试在日常生活中的实际情况,因此其眼动数据更为真实).每个 SERP 中均含有 10 个搜索结果,一些 SERP 中还含有顶部广告.被试需要浏览 SERP 并点击最符合搜索目标的某个搜索结果或者顶部广告,以完成搜索任务.全部搜索任务完成之后,被试需要填写有关其背景信息的调查问卷.每名被试实验耗时约 30 min.

### 3 预测方法

通过眼动实验,采集到用户在网络搜索任务时的眼动数据.这些数据能够以“注视点”的形式导出,每个注视点包含许多数据项.本文只使用其中的 5 个数据项:时间戳(注视点发生的时间)、注视时间(注视点持续的时间)、横坐标、纵坐标和刺激名称(注视点所属网页的名称).这些原始的眼动数据将转化成两种描述被试注视模式的数据格式:直方图和序列.这些转化后的数据配合学习算法,用来对用户行为进行预测.

#### 3.1 数据转化

首先,依照刺激名称剔除属于 SERP 之外的注视点.其次,由于 SERP 中的注视点主要落在 10 个搜索结果和顶部广告上,因此将这些区域定义为兴趣区,如图 1 所示:10 个搜索结果定义为兴趣

区 1~10(绿色区域),顶部广告定义为兴趣区 11(蓝色区域).再次,利用横、纵坐标将各注视点映射到 11 个兴趣区中,剔除不属于任何兴趣区的注视点.最后,按照刺激名称和时间戳将属于同一被试、同一 SERP 的注视点整合,转化为直方图数据和序列数据,每个搜索任务的眼动数据对应一个直方图数据和一个序列数据.

直方图数据反映被试在 SERP 上的注意力分布情况,类似于认知心理学中分析眼动数据时使用的注视热点图.本文设计了 3 种形式的直方图数据:总注视次数形式(简称“总次数”),包含 11 个兴趣区各自注视点的总个数;总注视时间形式(简称“总时间”),包含 11 个兴趣区各自注视点持续时间的总和;总注视次数加总注视时间形式(简称“总次数+总时间”),包含 11 个兴趣区各自的总注视次数和总注视时间,即

$$H_1 = \{c_1, c_2, \dots, c_{11}\} \quad (1)$$

$$H_2 = \{d_1, d_2, \dots, d_{11}\} \quad (2)$$

$$H_3 = \{c_1, c_2, \dots, c_{11}, d_1, d_2, \dots, d_{11}\} \quad (3)$$

式中: $H_1$ 、 $H_2$  和  $H_3$  分别为“总次数”、“总时间”和“总次数+总时间”形式的直方图数据; $c_x$  为兴趣区  $x$  的总注视次数; $d_x$  为兴趣区  $x$  的总注视时间, $s$ .

序列数据反映被试在 SERP 上的扫视路径,由一系列按时间先后顺序排列的数据点构成,每个数据点表示一个注视点,类似于眼动数据分析中的眼动轨迹图.序列数据有两种不同形式:注视位置形式(简称“位置”),包含每个注视点所处的位置,用数字 1~11 表示 11 个兴趣区;注视位置加注视时间形式(简称“位置+时间”),包含每个注视点所处的位置和注视点持续的时间,即

$$S_1 = \{l_1, l_2, \dots, l_n\} \quad (4)$$

$$S_2 = \{(l_1, d'_1)^T, (l_2, d'_2)^T, \dots, (l_n, d'_n)^T\} \quad (5)$$

式中, $S_1$  和  $S_2$  分别为“位置”和“位置+时间”形式的序列数据; $l_x$  为第  $x$  个注视点的注视位置; $d'_x$  为第  $x$  个注视点的注视时间, $s$ .

#### 3.2 学习算法

直方图数据和序列数据能够描述被试在完成网络搜索任务时的视觉行为,如果给每一个数据以相应的标记,那么就可以应用学习算法进行建模,从而对用户行为进行预测.针对不同的预测目的,需要对数据进行不同的标记.本文分别对两类用户行为进行预测:用户决策或用户意图,详细的数据标记方法见第 4 节.

两种数据格式具有不同的数据长度,直方图为定长数据,序列为不定长数据,因此需要不同的



图 1 兴趣区示例

Fig. 1 An example of areas of interest

学习算法. 如果对每种数据格式只使用一种学习算法,那么当比较二者的性能时,不能分辨出性能优势是源于数据,还是源于学习算法的. 为此,本文采用了4种学习算法:支持向量机<sup>[19]</sup>、随机森林<sup>[20]</sup>、隐马尔科夫模型<sup>[21]</sup>和隐条件随机场<sup>[22]</sup>. 支持向量机和随机森林需要输入定长数据,因此用于3种形式的直方图数据. 其中,支持向量机使用3种不同的核函数:线性、多项式和径向基;随机森林将最小双亲数设为10;隐马尔科夫模型和隐条件随机场能够处理长度不一的输入数据,因此用于序列数据. 其中,隐马尔科夫模型将“位置”形式的序列数据作为观测,对每个标记(label)用离散隐马尔科夫模型单独训练;隐条件随机场用于“位置”和“位置+时间”形式的序列数据,并采用零初始化策略和拟牛顿法的优化策略.

## 4 实验结果

本文利用直方图数据和序列数据对用户决策或用户意图进行预测. 预测用户决策,是指预测用户对搜索结果和顶部广告的选择,即通过眼动数据预测点击行为. 预测用户意图,是指预测用户进行搜索任务的目的,即通过眼动数据预测搜索任务的类型(导航类任务或信息类任务). 两类用户行为预测均使用相同的眼动数据,其区别在于数据标记方式的不同:预测用户决策按照用户的点击位置对数据进行标记,预测用户意图按照搜索任务的类型对数据进行标记.

### 4.1 预测用户决策

在眼动实验中,眼动仪能够记录被试的点击数据,这些数据用来对被试的眼动数据(直方图和序列)进行标记:搜索结果1~10被标记为1~10,顶部广告被标记为11. 由此,将预测用户决策转换成一个多分类问题(11分类). 图2给出了11类数据的分布情况. 如果总是将所占比例最多的一类作为预测结果,即总认为被试会选择第一个搜索结果,那么预测正确率约为42%.

表2和表3为3层交叉验证(3-fold validation)的结果,即用40名被试的数据训练、20名被试的数据测试. 其中,隐马尔科夫模型和隐条件随机场的隐状态数目为3个;正确率(accuracy)的计算方法为正确预测的样本个数除以总测试样本个数. 需要指出,同一被试的全部数据只出现在训练集或测试集中,即对用户行为预测是用一些用户的行为进行学习,以便预测其他用户的行为. 这种方式特别适合于网络搜索行为预测,因为网络

用户数量庞大,无法获取全部用户的行为数据. 从表中可以看到,线性核函数支持向量机的性能在使用直方图数据的算法中是最好的;隐条件随机场的性能优于隐马尔科夫模型的性能.

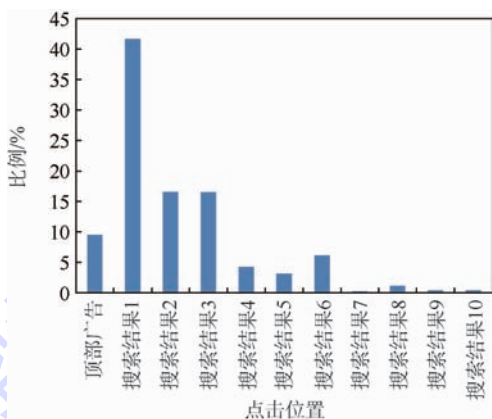


图2 用户决策分布

Fig. 2 Distribution of user decisions

表2 直方图数据的用户决策预测正确率

Table 2 Accuracy of user decision prediction using histogram data

算法	正确率/%		
	总次数	总时间	总次数+总时间
支持向量机(线性)	74.38	79.36	76.49
支持向量机(多项式)	71.51	66.44	73.29
支持向量机(径向基)	65.28	76.48	69.58
随机森林	72.03	74.55	75.23

表3 序列数据的用户决策预测正确率

Table 3 Accuracy of user decision prediction using sequence data

算法	正确率/%	
	位置	位置+时间
隐马尔科夫模型	52.17	无
隐条件随机场	74.64	74.29

图3为不同训练集大小下,各算法的预测正确率. 当使用10名被试的数据进行训练时,其余50名被试的数据则用来测试,反之亦然. 每种算法均采用表2和表3中正确率最高的组合(加粗字体,隐状态数目为3个). 随着训练数据的增加,预测正确率呈上升趋势. 此外,支持向量机的性能优于随机森林的性能,隐条件随机场的性能优于隐马尔科夫模型的性能.

图4为不同隐状态数目下,隐马尔科夫模型和隐条件随机场的预测正确率(基于3层交叉验证). 对于隐马尔科夫模型,预测正确率随隐状态数目的增加起伏变化较大. 对于隐条件随机场,随着隐状态数目的增加,预测正确率呈上升的趋势,并趋于稳定.

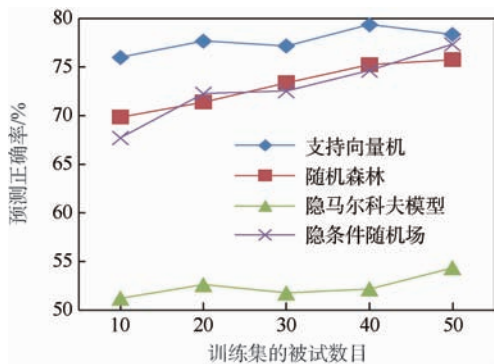


图3 不同训练集大小下的用户决策预测正确率

Fig. 3 Accuracy of user decision prediction under different training data sizes

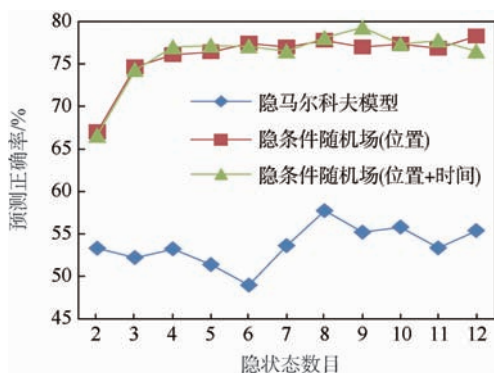


图4 不同隐状态数目下的用户决策预测正确率

Fig. 4 Accuracy of user decision prediction under different number of hidden states

为评价预测结果的性能,本文设计3种人工预测策略作为基线:最多注视、最长注视和最后注视策略。最多注视策略将注视次数最多的搜索结果或顶部广告作为预测结果;最长注视策略将注视时间最长的搜索结果或顶部广告作为预测结果;最后注视策略将最后一个注视点所属的搜索结果或顶部广告作为预测结果。最多注视和最长注视策略假定被试会选择花费最多注意力的搜索结果或顶部广告,相对来说比较直观。最后注视策略认为被试会点击最终注视的搜索结果或顶部广告,来源于人的行为规律:人们总是会利用眼睛来监督行为,因此当被试使用鼠标点击某个搜索结果的同时会注视该结果,从而使得注视点落于该结果上。这种策略是一种非常“严格”的基线,其预测正确率相对前两种基线要更高。

表4给出了各学习算法与3种人工策略的预测正确率(基于3层交叉验证)。可以看到,3种基线的预测正确率远高于“总是将所占比例最多的一类作为预测结果”的正确率(42%)。无论是采用直方图数据还是序列数据,学习算法的最佳预测正确率(加粗字体)均高于人工策略,尤其是极

其严格的最后注视策略,体现了本文方法在预测用户决策方面的优越性。同时,该结果还说明两种数据均适用于预测用户决策。

表4 各算法和策略的用户决策预测正确率

Table 4 Accuracy of user decision prediction using different methods and strategies

方法		正确率/%
学习算法	支持向量机	79.36
	随机森林	75.23
	隐马尔科夫模型	57.72
	隐条件随机场	79.29
人工策略	最多注视	64.24
	最长注视	67.71
	最后注视	75.99

#### 4.2 预测用户意图

在眼动实验中有两种搜索任务:导航类和信息类。按照任务类型对两种格式的眼动数据进行标记,将预测用户意图转换为二分类问题。其中,导航类搜索任务的比例为49.96%,信息类搜索任务的比例为50.04%。如果将所占比例最多的一类作为预测结果,则正确率约为50%。

表5和表6给出了3层交叉验证的结果(隐状态数目为3个)。其中,随机森林的预测正确率要高于支持向量机,并且采用“总次数+总时间”形式的直方图数据结果更好;隐条件随机场的预测正确率要高于隐马尔科夫模型,并且采用“位置+时间”形式的序列数据结果更好。

表5 直方图数据的用户意图预测正确率

Table 5 Accuracy of user intent prediction using histogram data

方法	正确率/%		
	总次数	总时间	总次数+总时间
支持向量机(线性)	60.52	61.03	62.04
支持向量机(多项式)	60.26	60.16	62.95
支持向量机(径向基)	65.66	65.92	67.44
随机森林	67.78	69.89	70.32

表6 序列数据的用户意图预测正确率

Table 6 Accuracy of user intent prediction using sequence data

方法	正确率/%	
	位置	位置+时间
隐马尔科夫模型	60.65	无
隐条件随机场	71.77	72.12

图5为不同训练集大小下,各算法的预测正确率(采用表5和表6中正确率最高的组合,隐状态数目为3个)。随着训练数据的增加,预测正确率呈上升趋势。此外,随机森林的性能要优于支持向量机的性能,隐条件随机场的性能要优于隐马尔科夫模型的性能。

图6为不同隐状态数目下,隐马尔科夫模型和隐条件随机场的预测正确率(基于3层交叉验证).随着隐状态数目的增加,两种算法的预测正确率基本上上升趋势.

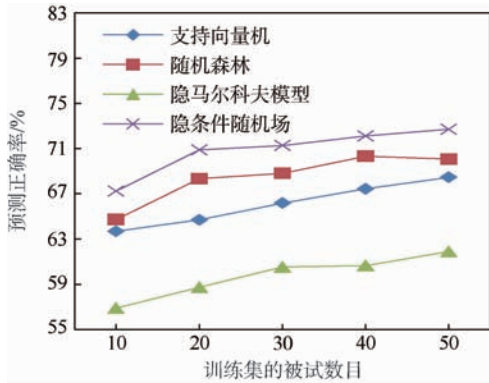


图5 不同训练集大小下的用户意图预测正确率

Fig. 5 Accuracy of user intent prediction under different training data sizes

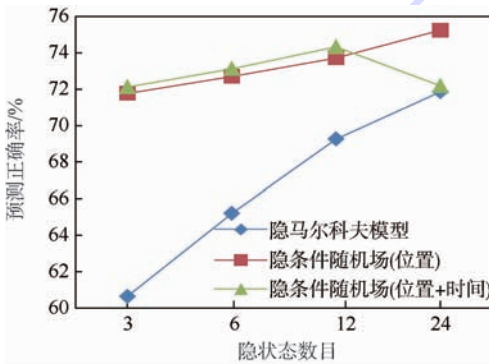


图6 不同隐状态数目下的用户意图预测正确率

Fig. 6 Accuracy of user intent prediction under different number of hidden states

为评价预测结果的性能,将本文方法与 Guo 和 Agichtein<sup>[8]</sup>的实验进行比较,结果见表7. Guo 和 Agichtein 的实验使用点击数据和鼠标移动数据分别对用户意图进行预测.其中,基于点击数据的预测方法使用决策树配合如点击率和平均考虑时间等较为简单的点击特征;基于鼠标移动数据的预测方法使用如鼠标的总移动长度、横向移动长度和纵向移动长度等特征.该实验的数据集由249个搜索任务组成,其中41%为导航类任务、59%为信息类任务.从表7中可以看出,基于点击数据的预测正确率约为68%,比59%的基线(总是预测为所占比例最大的那一类)高9%;基于鼠标移动数据的预测正确率约为70%,比基线高11%.本文实验数据集由1183个搜索任务组成,其中导航类和信息类各占50%.从表7中可以看到,基于眼动数据的用户意图预测正确率(加粗字体)约为75%,高于基于点击数据和鼠标移动

数据的正确率,并且比50%的基线高25%,从而体现出了本文方法在预测用户意图方面的优越性.此外,序列数据的预测正确率高于直方图数据的预测正确率,说明序列数据更适合于预测用户意图.

表7 各方法的 用户意图预测正确率

Table 7 Accuracy of user intent prediction using different methods

方法	正确率/%
支持向量机	67.44
随机森林	70.32
隐马尔科夫模型	71.86
隐条件随机场	75.23
基于点击数据 <sup>[8]</sup>	67.87
基于鼠标移动数据 <sup>[8]</sup>	70.28

## 5 结论

本文给出基于眼动数据的网络搜索行为预测方法,经实验验证表明:①该方法能够有效地预测用户的网络搜索行为,包括用户决策和用户意图;②两种数据(直方图和序列)均适用于预测用户决策,其性能高于人工策略的性能;③序列数据更适合于预测用户意图,其性能高于基于点击数据和鼠标移动数据的预测方法.

为使本文提出的方法取得更好的性能,如何选取合适的特征来表示用户的视觉行为,以及设计专门的建模学习算法将是下一步的工作内容.

**致谢** 感谢北京工业大学 WIC 研究院提供眼动仪及眼动实验中所有被试的参与.感谢腾鹏博士为本研究提供的建议,以及钦夏孟的帮助.

## 参考文献 (References)

- [1] Lee U, Liu Z, Cho J. Automatic identification of user goals in web search [C] // Proceedings of the 14th International Conference on World Wide Web. New York: ACM, 2005: 391-400.
- [2] Li X, Wang Y Y, Acero A. Learning query intent from regularized click graphs [C] // Proceedings of the 31st Annual International ACM SIGIR Conference on Research and Development in Information Retrieval. New York: ACM, 2008: 339-346.
- [3] Shen Y, Yan J, Ji L, et al. Sparse hidden-dynamics conditional random fields for user intent understanding [C] // Proceedings of the 20th International Conference on World Wide Web. New York: ACM, 2011: 7-16.
- [4] Agichtein E, Brill E, Dumais S, et al. Learning user interaction models for predicting web search result preferences [C] // Proceedings of the 29th Annual International ACM SIGIR Conference on Research and Development in Information Retrieval.

- New York: ACM, 2006: 3-10.
- [5] Hassan A, Jones R, Klinkner K L. Beyond dcg: user behavior as a predictor of a successful search [C] // Proceedings of the 3rd ACM International Conference on Web Search and Data Mining. New York: ACM, 2010: 211-230.
- [6] Moshfeghi Y, Jose J M. On cognition, emotion, and interaction aspects of search tasks with different search intentions [C] // Proceedings of the 22nd International Conference on World Wide Web. New York: ACM, 2013: 931-942.
- [7] Wang K, Gloy N, Li X. Inferring search behaviors using partially observable markov (pom) model [C] // Proceedings of the 3rd ACM International Conference on Web Search and Data Mining. New York: ACM, 2010: 211-220.
- [8] Guo Q, Agichtein E. Exploring mouse movements for inferring query intent [C] // Proceedings of the 31st Annual International ACM SIGIR Conference on Research and Development in Information Retrieval. New York: ACM, 2008: 707-708.
- [9] Guo Q, Agichtein E. Ready to buy or just browsing?: detecting web searcher goals from interaction data [C] // Proceedings of the 33rd International ACM SIGIR Conference on Research and Development in Information Retrieval. New York: ACM, 2010: 130-137.
- [10] Arguello J. Predicting search task difficulty [C] // Proceedings of the 36th European Conference on IR Research. Switzerland: Springer International Publishing, 2014: 88-99.
- [11] Rodden K, Fu X, Aula A, et al. Eye-mouse coordination patterns on web search results pages [C] // Proceedings of the CHI'08 Extended Abstracts on Human Factors in Computing Systems. New York: ACM, 2008: 2997-3002.
- [12] Guo Q, Agichtein E. Towards predicting web searcher gaze position from mouse movements [C] // Proceedings of the CHI'10 Extended Abstracts on Human Factors in Computing Systems. New York: ACM, 2010: 3601-3606.
- [13] Faro A, Giordano D, Pino C, et al. Visual attention for implicit relevance feedback in a content based image retrieval [C] // Proceedings of the 2010 Symposium on Eye-Tracking Research and Applications. New York: ACM, 2010: 73-76.
- [14] 施笑畏, 黄瑶佳, 胡鸿韬, 等. 眼动行为数据挖掘在提取网上购物决策因子中的应用 [J]. 上海海事大学学报, 2014, 35(1): 60-64.
- Shi X W, Huang Y J, Hu H T, et al. Application of eye movement behavior data mining in identifying decision factors on online shopping [J]. Journal of Shanghai Maritime University, 2014, 35(1): 60-64 (in Chinese).
- [15] Giordano D, Kavasidis I, Pino C, et al. Content based recommender systems by using eye gaze data [C] // Proceedings of the Symposium on Eye Tracking Research and Applications. New York: ACM, 2012: 369-372.
- [16] 秦林蝉, 钟宁, 吕胜富, 等. 一种融合视觉决策理论预测用户选择的方法 [J]. 计算机应用研究, 2013, 30(8): 2549-2551.
- Qin L C, Zhong N, Lv S F, et al. Visual decision making theory combined method to predict user choice [J]. Application Research of Computers, 2013, 30(8): 2549-2551 (in Chinese).
- [17] Bulling A, Weichel C, Gellersen H. Eyecontext: recognition of high-level contextual cues from human visual behavior [C] // Proceedings of the SIGCHI Conference on Human Factors in Computing Systems. New York: ACM, 2013: 305-308.
- [18] Border A. A taxonomy of web search [C] // SIGIR Forum. New York: ACM, 2002, 36(2): 3-10.
- [19] Chang C C, Lin C J. Libsvm: a library for support vector machines [J]. ACM Transactions on Intelligent System and Technology, 2011, 2(3): 27.
- [20] Breiman L. Random forests [J]. Machine Learning, 2001, 45(1): 5-32.
- [21] Murphy K. Hidden Markov model (HMM) toolbox for Matlab [CP/OL]. [2014-04-20]. <http://www.cs.ubc.ca/~murphyk/Software/HMM/hmm.html>.
- [22] Morency L P, Christoudias C M, Quattoni A, et al. HCRF 2.0b [CP/OL]. [2014-04-20]. <http://sourceforge.net/projects/hcrf>.

## Predicting web search behavior based on gaze data

LU Wanxuan, JIA Yunde\*

(Beijing Laboratory of Intelligent Information Technology, School of Computer Science, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

**Abstract:** Predicting user's web search behavior is important for search engine improvements and user experience enhancements. Most existing studies are based on user's interaction data, including queries, clicks, cursor movements, etc. The prediction of web search behavior using gaze data was presented. To capture user's eye movement data during web search tasks, an eye-tracking study was conducted and the data were transformed into two data formats: histogram and sequence. The histogram data describes the distribution of user's attention while the sequence data presents user's scan path. Four learning methods were used to predict user decision or user intent and investigate the performances of the two data formats at the same time. The results show that the two data formats are both suitable for user decision prediction, and the sequence data is more suitable for user intent prediction. The results also demonstrate the effectiveness of web search behavior prediction using gaze data.

**Key words:** user behavior prediction; web search; gaze data; user decision; user intent

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0325



# 空战中协同干扰、探测、攻击任务分配

冉华明<sup>1</sup>, 周锐<sup>\*1</sup>, 董卓宁<sup>1</sup>, 车军<sup>2</sup>

(1. 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 100191; 2. 中航工业西安飞行自动控制研究所, 西安 710065)

**摘 要:** 针对空战中协同干扰任务分配问题, 根据己方飞机的干扰功率、干扰工作频段、干扰样式, 敌方飞机雷达的工作功率、工作频段、抗干扰样式, 建立了干扰功率优势、干扰频率优势、干扰样式优势; 再考虑己方飞机的干扰作战能力以及敌我双方的空战能力指数建立了总的干扰优势, 建立了协同干扰任务分配模型. 根据干扰后敌方飞机的距离性能以及敌我双方的空战态势, 对己方飞机对敌方飞机的探测能力、攻击能力进行了研究, 建立了多机协同探测加攻击任务分配模型. 采用遗传算法对建立的任务模型问题进行优化求解. 仿真结果表明, 这些模型能够有效地完成协同干扰、探测加攻击任务分配.

**关键词:** 协同干扰; 干扰优势; 协同探测攻击; 探测攻击优势; 任务分配

**中图分类号:** V21

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)05-0911-08

雷达干扰作为电子战的一个重要组成部分, 在空战中发挥着越来越重要的作用. 雷达干扰对飞机突防的影响是学者们研究的一个重要方向. 文献[1-3]对飞机编队、单机在雷达电子对抗环境下的突防能力进行计算, 对自卫干扰对突防飞机的敏感性以及生存能力的影响进行了研究, 对雷达干扰对于空袭突防方的作战效能, 对地面警戒雷达的发现概率和探测距离的影响进行了分析. 文献[4-6]研究了针对地面雷达网络的多无人机协同距离欺骗干扰轨迹优化问题, 通过对地面雷达网络进行协同欺骗干扰来产生虚假轨迹. 文献[7]通过多架小型无人机的欺骗干扰产生虚假的目标.

未来空战是编队之间的对抗, 如何根据交战双方的态势、雷达、武器、干扰性能对干扰资源进行最优分配是一个重要的研究方向. 文献[8]提出了一种基于粒子群优化的多无人机协同干扰任务分配方法. 文献[9]提出雷达发现概率下降因

子来评价威胁度, 以此提出了一种考虑协同自卫有源压制电子干扰效果的多目标攻击目标分配算法. 文献[10]研究了多无人作战飞机协同干扰空战决策问题, 根据干扰效能评估指标建立了协同干扰优化模型.

本文建立了空战中多机协同干扰任务分配模型, 并建立了考虑干扰效果的多机协同探测加干扰任务分配模型.

## 1 协同干扰任务分配模型

影响飞机干扰性能的因素主要有干扰飞机与敌机雷达的功率、飞机与敌机的频段、飞机与敌机的干扰样式等, 因此干扰性能优势主要由干扰功率优势、干扰频段优势、干扰样式优势构成.

### 1.1 干扰功率优势

敌方飞机、己方被掩护目标、己方干扰机的干扰示意图如图 1 所示.

与敌机雷达距离为  $D_r$  的飞机到达敌机雷达

收稿日期: 2014-06-06; 录用日期: 2014-08-25; 网络出版时间: 2014-09-24 14:17

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0325.html

基金项目: 国家自然科学基金(61273349, 61175109, 61203223, 61333004); 航空科学基金(2013ZA18001)

作者简介: 冉华明(1990—), 男, 重庆人, 硕士研究生, ranhuaming7245@163.com

\* 通讯作者: 周锐(1968—), 男, 湖北钟祥人, 教授, zhr@buaa.edu.cn, 主要研究方向为飞行器自主控制、多飞行器协同控制.

**引用格式:** 冉华明, 周锐, 董卓宁, 等. 空战中协同干扰、探测、攻击任务分配[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 911-918.  
Ran H M, Zhou R, Dong Z N, et al. Cooperative jamming-detecting-attacking task allocation in air combat[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 911-918 (in Chinese).

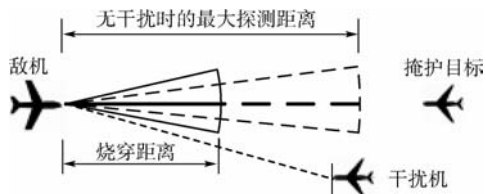


图1 干扰示意图

Fig.1 Schematic diagram of jamming

接收机的信号功率<sup>[11-12]</sup>为

$$S = P_T + 2G_{i,T} - 103 - 20\lg f_T - 40\lg D_T + 10\lg \sigma \quad (1)$$

式中: $P_T$ 为敌机雷达发射机功率,dBm; $G_{i,T}$ 为敌机雷达主瓣天线增益,dB; $f_T$ 为敌机雷达工作频率,MHz; $D_T$ 为己方飞机与敌机雷达的距离,km; $\sigma$ 为掩护目标的雷达截面积, $m^2$ .

一般地,干扰信号和所需的有用信号将从不同方向达到敌机雷达接收机,则敌机雷达它们方向上的天线增益也将不同.到达敌机雷达接收机输入端的干扰信号功率<sup>[11-12]</sup>为

$$J = P_j + G_j - 32 - 20\lg f_j - 20\lg D_j + G_{vj} \quad (2)$$

式中: $P_j$ 为干扰机发射机功率,dBm; $G_j$ 为干扰机天线增益,dB; $f_j$ 为干扰机频率,MHz,假设其与敌机雷达工作频率相同; $D_j$ 为干扰机与敌机雷达的距离,km; $G_{vj}$ 为敌机雷达在干扰机方向上的天线增益,dB.

干信比 $J/S$ 即为干扰信号强度与所需信号强度的比值<sup>[11-12]</sup>,由式(1)和式(2)可得干信比为

$$J/S = J - S = 71 + P_j + G_j + G_{vj} - P_T - 2G_{i,T} - 20\lg D_j + 40\lg D_T + 10\lg \sigma \quad (3)$$

将在某一虚警概率条件下雷达检测概率 $P_d$ 下降到0.1时的干信比称为雷达的干扰压制系数<sup>[11-12]</sup>:

$$K_j = (J/S)_{\min, P_d=0.1} \quad (4)$$

令干信比为压制系数,则式(3)变形得到:

$$40\lg D_T = -71 - P_j - G_j - G_{vj} + P_T + 2G_{i,T} + 20\lg D_j - 10\lg \sigma + K_j \quad (5)$$

烧穿距离<sup>[11]</sup>是指在干扰下,雷达刚好有足够的信号质量来探测跟踪目标的雷达到目标的距离,则由式(4)和式(5)可得烧穿距离为

$$D_T = 10^{[(-71 - P_j - G_j - G_{vj} + P_T + 2G_{i,T} + 20\lg D_j - 10\lg \sigma + K_j)/40]} \quad (6)$$

用干扰后敌机雷达探测距离减少的程度来表示干扰的效果,则可定义干扰功率优势:

$$T_{jp} = \frac{d_{\max} - D_T}{D_T} \quad (7)$$

式中: $d_{\max}$ 为雷达在无干扰时的最大探测距离.

## 1.2 干扰频段优势

工作频率是雷达工作的一个重要技术指标,频率因素也是干扰机能否成功干扰的重要因素<sup>[10,13]</sup>.设干扰机的工作频段为 $(f_{j1}, f_{j2})$ ,敌机雷达的工作频段为 $(f_{r1}, f_{r2})$ ,则干扰机工作频段与敌机雷达的工作频段的可能覆盖关系如图2所示.

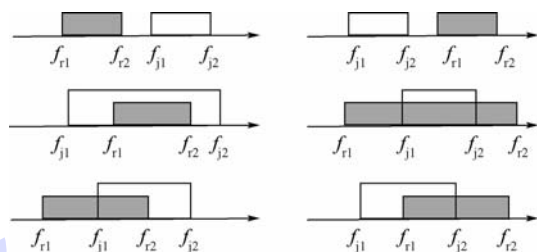


图2 干扰机与敌机雷达工作频段关系图

Fig.2 Radar frequency band relationship between jamming aircraft and enemy aircraft

干扰机的工作频段对敌机雷达的工作频段的瞄准程度越大,进入雷达接收机的干扰能量就越多,干扰效果就越好,反之则越差,则可定义干扰工作频段优势:

$$T_{jf} = \begin{cases} 0 & f_{j1} > f_{r2}, f_{j2} < f_{r1} \\ \frac{\min(f_{r2}, f_{j2}) - \max(f_{r1}, f_{j1})}{f_{r2} - f_{r1}} & f_{r1} < f_{j1} < f_{j2} < f_{r2}, \\ & f_{r1} < f_{j1} < f_{r2} < f_{j2}, \\ & f_{j1} < f_{r1} < f_{j2} < f_{r2} \\ 1 & f_{j1} < f_{r1} < f_{r2} < f_{j2} \end{cases} \quad (8)$$

## 1.3 干扰样式优势

只有当干扰机所具有的干扰样式与被干扰的敌机雷达体制相匹配时,才能取得较好的干扰效果<sup>[10,13]</sup>.对于某种干扰样式,若被干扰的敌机雷达具有相应的抗干扰措施,则这种干扰样式取得的干扰效果往往会很低;反之,若被干扰的敌机雷达没有相应的抗干扰措施,则这种干扰就很可能成功.

根据现在已知的一些典型的干扰样式对抗干扰样式的干扰效果,可得到干扰样式优势库.在实际干扰作战中,根据干扰机具有的干扰样式以及被干扰敌机雷达的抗干扰样式,选取优势库中对应的干扰样式优势组成该情形下的干扰样式优势矩阵 $W$ .根据模糊运算的最大最小运算算子,可定义干扰样式优势值为

$$T_{js} = \bigvee_{k=1}^K \left( \bigwedge_{i=1}^I w_{ik} \right) \quad (9)$$

式中: $K$ 为被干扰的敌机雷达具有的抗干扰措施的个数; $I$ 为干扰机具有的干扰样式的数目; $w_{ik}$ 为

当敌机雷达采用第  $k$  种抗干扰样式,干扰机采用第  $i$  种干扰样式时的干扰样式优势值.

### 1.4 干扰机干扰能力优势

干扰机干扰能力为飞机能执行干扰任务的能力,可根据干扰机的工作性能、飞机的航程等得到,并对其进行归一化处理.则可根据己方编队飞机的干扰能力的集合得到干扰能力优势函数:

$$T_{jc} = C_{ji} / \max \{ C_{ji} \} \quad (10)$$

式中:  $\{ C_{ji} \}$  为己方编队飞机的干扰能力集合.

### 1.5 干扰态势优势函数

只要干扰功率优势、干扰频段优势、干扰样式优势和干扰能力优势中有一种干扰优势为 0,则己方干扰机不能对敌机进行干扰,则由式(7)~式(10)可建立干扰态势优势函数为

$$T'_j = T_{jc} (T_{jp})^{\lambda_p} (T_{jf})^{\lambda_f} (T_{js})^{\lambda_s} \quad (11)$$

式中:  $\lambda_p$ 、 $\lambda_f$  和  $\lambda_s$  分别为干扰功率优势  $T_{jp}$ 、干扰频段优势  $T_{jf}$ 、干扰样式优势  $T_{js}$  在干扰态势优势中占的权重,  $0 \leq \lambda_p, \lambda_f, \lambda_s \leq 1$ ,  $\lambda_p + \lambda_f + \lambda_s = 1$ ,可根据对不同优势的重视程度选取,本文中取  $\lambda_p = 0.4$ ,  $\lambda_f = 0.4$ ,  $\lambda_s = 0.2$ .

### 1.6 空战效能优势函数

根据己方飞机空战能力指数  $C_F$ ,敌方飞机空战能力指数  $C_T$  [14],构建空战效能优势函数:

$$T_c = \begin{cases} 0 & C_F/C_T < 0.3 \\ 0.25 & 0.3 \leq C_F/C_T < 1 \\ 0.5 & C_F/C_T = 1 \\ 0.75 & 1 < C_F/C_T \leq 1.5 \\ 1 & C_F/C_T \geq 1.5 \end{cases} \quad (12)$$

### 1.7 总的干扰优势函数

根据己方干扰机以及敌机雷达的性能,则由式(7)~式(12)分别计算己方编队  $M$  架飞机相对敌方编队  $N$  架飞机的干扰功率优势、干扰频段优势、干扰样式优势以及空战效能优势,干扰功率优势矩阵  $T_{jp}$ 、干扰频段优势矩阵  $T_{jf}$ 、干扰样式优势矩阵  $T_{js}$ 、干扰态势优势矩阵  $T'_j$  及空战效能优势矩阵  $T_c$  都是  $M \times N$  的矩阵.

当己方飞机对敌方飞机的干扰态势优势为 0 时,认为该飞机对敌方飞机的总的干扰优势也为 0.综合考虑干扰态势优势矩阵和敌我双方的空战效能优势矩阵可得到总的干扰优势矩阵:

$$T_j = k_1 T'_j + k_2 T_c$$

$$T_j(m, n) = \begin{cases} T_j(m, n) & T'_j(m, n) \neq 0 \\ 0 & T'_j(m, n) = 0 \end{cases} \quad (13)$$

式中:  $k_1$  和  $k_2$  分别为干扰态势优势和空战效能优势在总的干扰优势中所占的权重,  $0 \leq k_1, k_2 \leq 1$ ,

$k_1 + k_2 = 1$ ,可根据对不同优势的重视程度选取,本文取  $k_1 = 0.8$ ,  $k_2 = 0.2$ .

### 1.8 干扰任务分配模型

根据干扰性能优势函数,建立多机协同干扰任务分配模型:

$$J_j = \max \left( \sum_{m=1}^M \sum_{n=1}^N z_{mn} \cdot T_{jmn} \right) \quad (14)$$

$$\text{s. t. } z_{mn} \in \{0, 1\} \quad (15)$$

$$\sum_{n=1}^N z_{mn} = 1 \quad (16)$$

$$\sum_{m=1}^M z_{mn} = 1 \quad (17)$$

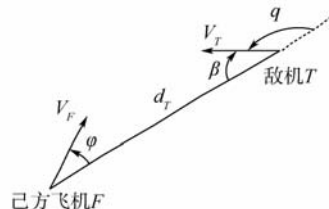
式中:式(14)表示使得编队整体干扰优势达到最大,约束条件式(15)表示我方第  $m$  架飞机是否执行对第  $n$  架敌机的干扰任务;约束条件式(16)表示我方飞机只能对一架敌机实施干扰;约束条件式(17)表示一架敌机最多由 1 架飞机干扰.

## 2 协同探测、攻击任务分配模型

### 2.1 干扰后敌机的距离性能

在对敌机实施干扰后,敌机雷达的最大探测距离减少为受干扰后的烧穿距离,若此时其导弹的最大发射距离、最大/最小不可逃逸距离大于烧穿距离,由于此时敌机探测能力的限制,它们都应该变为干扰后的烧穿距离.

由敌我双方的态势以及双方的性能,可得出探测、攻击优势,敌我双方态势图如图 3 所示 [15].



$d_T$ —敌机与飞机距离;  $V_F$ —己方飞机速度;  $V_T$ —敌机速度;  
 $\varphi$ —敌机方位角;  $q$ —敌机进入角;  $\beta$ —敌机航向角.

图 3 敌我双方态势图

Fig. 3 Situation for both sides

### 2.2 己方飞机对敌方飞机探测能力

根据敌机方位角和己方飞机的雷达的最大探测角  $\varphi_{F_{rmax}}$ ,构建探测方位角优势:

$$T_{det\varphi} = \begin{cases} 0 & |\varphi| > \varphi_{F_{rmax}} \\ e^{-\frac{|\varphi|}{\varphi_{F_{rmax}}}} & |\varphi| \leq \varphi_{F_{rmax}} \end{cases} \quad (18)$$

由脉冲多普勒雷达的探测特征 [16],根据敌机进入角,构建探测进入角优势:

$$T_{detq} =$$

$$\begin{cases} \cos(180 - |q|) e^{-\frac{\pi(180 - |q|)}{180}} & 90^\circ \leq |q| \leq 180^\circ \\ \frac{1}{2} \cos(|q|) e^{-\frac{\pi(|q|)}{180}} & 0^\circ \leq |q| < 90^\circ \end{cases} \quad (19)$$

根据双方的距离和己方机载雷达的最大探测距离  $D_{Fmax}$ , 构建探测距离优势:

$$T_{det} = \begin{cases} 0 & d_T > D_{Fmax} \\ e^{-\frac{3d_T}{D_{Fmax}}} & d_T \leq D_{Fmax} \end{cases} \quad (20)$$

则由式(18)~式(20)可得总的探测能力为

$$T'_{det} = ((T_{det\varphi})^{\gamma_1} (T_{detq})^{\gamma_2})^{u_1} (T_{detd})^{u_2} \quad (21)$$

式中:  $0 \leq \gamma_1, \gamma_2 \leq 1, \gamma_1 + \gamma_2 = 1, 0 \leq u_1, u_2 \leq 1, u_1 + u_2 = 1$ , 可根据对不同优势的重视程度选取, 在本文中取  $\gamma_1 = 0.5, \gamma_2 = 0.5, u_1 = 0.5, u_2 = 0.5$ .

### 2.3 己方飞机对敌方飞机攻击能力

根据敌机方位角, 己方导弹的最大攻击角度  $\varphi_{FMmax}$  和己方导弹不可逃逸区最大角度  $\varphi_{FMkmax}$ , 构建攻击角度优势:

$$T_{atc\alpha} = \begin{cases} 0 & |\varphi| > \varphi_{FMmax} \\ e^{-\frac{|\varphi| - \varphi_{FMkmax}}{\varphi_{FMmax} - \varphi_{FMkmax}}} & \varphi_{FMkmax} \leq |\varphi| \leq \varphi_{FMmax} \\ 1 & 0^\circ \leq |\varphi| \leq \varphi_{FMkmax} \end{cases} \quad (22)$$

根据双方的距离, 己方导弹最大攻击距离  $D_{FMmax}$ , 己方导弹最大/最小不可逃逸区距离  $D_{FMkmax}$  和  $D_{FMkmin}$ , 构建攻击距离优势:

$$T_{atcd} = \begin{cases} 0 & d_T > D_{FMmax} \\ e^{-\frac{d_T - D_{FMkmax}}{D_{FMmax} - D_{FMkmax}}} & D_{FMkmax} \leq d_T \leq D_{FMmax} \\ 1 & D_{FMkmin} \leq d_T \leq D_{FMkmax} \\ e^{-\frac{d_T - D_{FMkmin}}{D_{FMkmin}}} & 0 \leq d_T \leq D_{FMkmin} \end{cases} \quad (23)$$

根据敌方飞机速度  $V_T$ , 己方飞机速度  $V_F$ , 构建攻击速度优势:

$$T_{atcv} = \begin{cases} 0.1 & V_F \leq 0.5V_T \\ 1.5 - \frac{V_F}{V_T} & 0.5V_T < V_F < 1.5V_T \\ 1.0 & V_F \geq 1.5V_T \end{cases} \quad (24)$$

则由式(22)~式(24)可得总的攻击能力为

$$T'_{atc} = k_1 (T_{atc\alpha})^{\gamma_1} (T_{atcd})^{\gamma_2} + k_2 T_{atcv} \quad (25)$$

式中:  $0 \leq \gamma_1, \gamma_2 \leq 1, \gamma_1 + \gamma_2 = 1; 0 \leq k_1, k_2 \leq 1, k_1 + k_2 = 1$ , 可根据对不同优势的重视程度选取, 在本文中, 取  $\gamma_1 = 0.5, \gamma_2 = 0.5, k_1 = 0.85, k_2 = 0.15$ .

### 2.4 己方飞机受到的敌方飞机威胁度

根据敌机航向角, 敌机雷达最大搜索角度

$\varphi_{Tmax}$ , 敌方导弹的最大攻击角度  $\varphi_{TMmax}$ , 敌方不可逃逸区最大角度  $\varphi_{TMkmax}$ , 构建角度威胁因子:

$$T_{thra} = \begin{cases} 0 & |\beta| > \varphi_{Tmax} \\ 0.3 - \frac{|\beta| - \varphi_{TMmax}}{10(\varphi_{Tmax} - \varphi_{TMmax})} & \varphi_{TMmax} \leq |\beta| \leq \varphi_{Tmax} \\ 0.8 - \frac{|\beta| - \varphi_{TMkmax}}{2(\varphi_{TMmax} - \varphi_{TMkmax})} & \varphi_{TMkmax} \leq |\beta| \leq \varphi_{TMmax} \\ 1 & 0^\circ \leq |\beta| \leq \varphi_{TMkmax} \end{cases} \quad (26)$$

根据双方距离, 敌方飞机雷达最大搜索距离  $D_{Tmax}$ , 敌方导弹最大攻击距离  $D_{TMmax}$ , 敌方导弹最大/最小不可逃逸区距离  $D_{TMkmax}$  和  $D_{TMkmin}$ , 构建距离威胁因子:

$$T_{thrd} = \begin{cases} 0 & d_T > D_{Tmax} \\ 0.5 e^{-\frac{d_T - D_{TMmax}}{D_{Tmax} - D_{TMmax}}} & D_{TMmax} \leq d_T \leq D_{Tmax} \\ 2^{-\frac{d_T - D_{TMkmax}}{D_{TMmax} - D_{TMkmax}}} & D_{TMkmax} \leq d_T \leq D_{TMmax} \\ 1 & D_{TMkmin} \leq d_T \leq D_{TMkmax} \\ 2^{-\frac{d_T - D_{TMkmin}}{D_{TMkmin}}} & 0 \leq d_T \leq D_{TMkmin} \end{cases} \quad (27)$$

根据敌方飞机速度  $V_T$ , 己方飞机速度  $V_F$ , 构建速度威胁因子:

$$T_{thrv} = \begin{cases} 0.1 & V_T \leq 0.5V_F \\ 1.5 - \frac{V_T}{V_F} & 0.5V_F < V_T < 1.5V_F \\ 1.0 & V_T \geq 1.5V_F \end{cases} \quad (28)$$

则由式(26)~式(28)可得己方飞机受到的威胁度:

$$T_{thr} = k_1 (T_{thra})^{\gamma_1} (T_{thrd})^{\gamma_2} + k_2 T_{thrv} \quad (29)$$

式中:  $0 \leq \gamma_1, \gamma_2 \leq 1, \gamma_1 + \gamma_2 = 1; 0 \leq k_1, k_2 \leq 1, k_1 + k_2 = 1$ , 可根据对不同威胁因子的重视程度选取, 在本文中, 取  $\gamma_1 = 0.5, \gamma_2 = 0.5, k_1 = 0.85, k_2 = 0.15$ .

## 3 多机协同探测、攻击任务分配

### 3.1 总的探测、攻击优势矩阵

由式(12)、式(21)、式(25)和(29)分别计算己方编队  $M$  架飞机相对敌方编队  $N$  架飞机的空战效能优势, 探测态势优势、攻击态势优势以及威胁度. 从而得到敌我双方的空战效能优势矩阵  $T_c$ 、探测态势优势矩阵  $T'_{det}$ 、攻击态势优势矩阵  $T'_{atc}$  和威胁度矩阵  $T_{thr}$  和, 它们都是  $M \times N$  的矩阵.

本文以己方每架飞机受到的平均威胁度为已方飞机受到的威胁,即己方飞机受到的平均威胁度越大,其受到的威胁就越大,得到己方飞机的受到威胁矩阵:

$$\mathbf{T}_{\text{thrsd}}(m, n) = \sum_{n=1}^N \mathbf{T}_{\text{thr}}(m, n) / N \quad (30)$$

本文以敌方每架飞机对己方编队飞机的平均威胁度为地方编队飞机的价值,即敌方飞机对己方飞机的平均威胁度越大,则其价值就越大,得到敌方飞机的价值矩阵:

$$\mathbf{T}_{\text{thrz}}(m, n) = \sum_{m=1}^M \mathbf{T}_{\text{thr}}(m, n) / M \quad (31)$$

当己方飞机对敌方飞机的探测态势优势为 0 时,认为该飞机对敌方飞机的总的探测优势也为 0;当己方飞机对敌方飞机的攻击态势优势为 0 时,认为该飞机对敌方飞机的总的攻击优势也为 0. 综合考虑探测态势优势矩阵、受到的威胁度矩阵、敌方飞机价值矩阵和敌我双方的空战能力矩阵可得到总的探测优势矩阵、总的攻击优势矩阵:

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_{\text{det}} &= k_1 \mathbf{T}'_{\text{det}} + k_2 \mathbf{T}_{\text{c}} - k_3 \mathbf{T}_{\text{thrsd}} + k_4 \mathbf{T}_{\text{thrz}} \\ \mathbf{T}_{\text{det}}(m, n) &= \begin{cases} \mathbf{T}_{\text{det}}(m, n) & \mathbf{T}'_{\text{det}}(m, n) \neq 0 \\ 0 & \mathbf{T}'_{\text{det}}(m, n) = 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (32)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_{\text{atc}} &= u_1 \mathbf{T}'_{\text{atc}} + u_2 \mathbf{T}_{\text{c}} - u_3 \mathbf{T}_{\text{thrsd}} + u_4 \mathbf{T}_{\text{thrz}} \\ \mathbf{T}_{\text{atc}}(m, n) &= \begin{cases} \mathbf{T}_{\text{atc}}(m, n) & \mathbf{T}'_{\text{atc}}(m, n) \neq 0 \\ 0 & \mathbf{T}'_{\text{atc}}(m, n) = 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (33)$$

式中:  $0 \leq k_1, k_2, k_3, k_4 \leq 1, k_1 + k_2 + k_3 + k_4 = 1; 0 \leq u_1, u_2, u_3, u_4 \leq 1, u_1 + u_2 + u_3 + u_4 = 1$ , 可根据对不同优势的重视程度选取, 本文取  $k_1 = 0.6, k_2 = 0.1, k_3 = 0.1, k_4 = 0.2; u_1 = 0.6, u_2 = 0.1, u_3 = 0.1, u_4 = 0.2$ .

### 3.2 多机协同探测攻击任务分配模型

多机协同作战时,一方面要求探测优势最大,另一方面要求攻击优势最大,这是一个多目标优化问题,采用加权求和的方法将多目标决策问题转换为单目标优化问题,为各子目标函数赋予相应的权值,权值的大小体现了各子目标函数的重要程度. 建立多机协同探测、攻击任务分配模型:

$$\begin{aligned} J = & \max \left( w_{\text{det}} \sum_{m=1}^M \sum_{n=1}^N x_{mn} T_{\text{det}mn} + w_{\text{atc}} \sum_{m=1}^M \sum_{n=1}^N y_{mn} T_{\text{atc}mn} \right) \\ \text{s. t. } & x_{mn} \in \{0, 1\}, y_{mn} \in \{0, 1\} \\ & 0 \leq w_{\text{det}}, w_{\text{atc}} \leq 1, w_{\text{det}} + w_{\text{atc}} = 1 \end{aligned} \quad (34)$$

$$\text{s. t. } x_{mn} \in \{0, 1\}, y_{mn} \in \{0, 1\} \quad (35)$$

$$0 \leq w_{\text{det}}, w_{\text{atc}} \leq 1, w_{\text{det}} + w_{\text{atc}} = 1 \quad (36)$$

$$\sum_{n=1}^N x_{mn} \leq \max \det_m \quad (37)$$

$$\sum_{m=1}^M x_{mn} \leq \max \det_n \quad (38)$$

$$\sum_{n=1}^N y_{mn} \leq \max \text{atc}_m \quad (39)$$

$$\sum_{m=1}^M y_{mn} \leq \max \text{atc}_n \quad (40)$$

式中:式(34)表示要求己方相对敌方的总的探测和攻击优势最大;式(35)表示己方第  $m$  架飞机是否执行对第  $n$  架敌机的探测或者攻击任务;式(36)表示探测任务和攻击任务的着重程度;式(37)、式(39)表示我方第  $m$  架飞机最多探测  $\max \det_m$  架敌机、攻击  $\max \text{atc}_m$  架敌机;式(38)、式(40)表示一架敌机最多由  $\max \det_n$  架飞机探测、由  $\max \text{atc}_n$  架飞机攻击.

### 3.3 基于遗传算法的任务分配

多机协同干扰分配模型以及多机协同探测加干扰分配模型是典型的非线性规划模型,对于这种复杂的多变量非线性优化问题,可采用遗传算法来求解<sup>[17]</sup>. 与传统的匈牙利等传统矩阵操作计算方法相比,遗传算法可以求解己方飞机与敌机数量不等,以及己方一架飞机执行对多架敌机的任务或者一架敌机的任务需要多架己方飞机执行的分配问题.

本文中遗传算法采用二进制编码,图 4 为编码示意图,编码为长度是  $M \times N$  的一维数组,数组从前到后均匀地分为  $M$  段,每段有  $N$  个元素,每一段都表示一架飞机的任务分配情况,1 表示将该任务分配给该飞机,0 表示不分配.

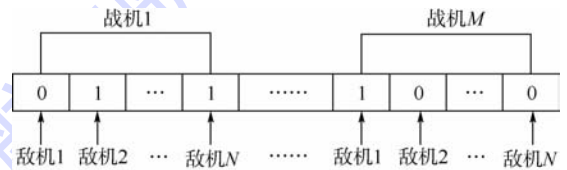


图 4 编码示意图

Fig. 4 Coding schematic diagram

本文中种群大小为 500,对多机协同干扰任务分配采用式(14)计算适应值,对多机协同探测攻击任务分配采用式(34)计算适应值,采用轮盘赌选择法进行选择,交叉算子取 0.8,变异算子取 0.1,最大进化代数取 100 代.

## 4 仿真结果与分析

己方由 5 架飞机组成空中编队,初始位置分别为  $(-20, 0)$  km、 $(-10, 10)$  km、 $(0, 0)$  km、 $(10, 10)$  km、 $(20, 0)$  km,  $x$  方向速度为  $0$  m/s,  $y$  方

向速度为 300 m/s;敌方由 5 架飞机组成空中编队,初始位置分别为 (-15, 120) km、(-5, 110) km、(-5, 120) km、(-5, 130) km、(5, 120) km, x 方向速度为 150 m/s, y 方向速度为 -200 m/s;敌我双方飞机处于同一水平高度匀速运动,双方的空战效能都为 1. 假设己方所有飞机的干扰能力都相同,己方每架飞机最多能执行探测、攻击任务的数目分别为 2、2;敌方每架飞机最多需要被 1 架飞机探测、被 1 架飞机攻击. 假设所有己方飞机的性能都相同,所有敌方飞机的性能都相同,参考典型第三代战机的性能数据,敌我双方飞机的性能如表 1 所示.

表 1 敌我双方飞机性能

Table 1 Aircraft performance of both sides

飞机归属	最大探测角/(°)	最大攻击角/(°)	不可逃逸角/(°)	雷达探测距离/km	最大发射距离/km	最大不可逃逸距离/km	最小不可逃逸距离/km
己方	90	50	30	200	120	70	30
敌方	70	35	20	160	80	50	30

本文中假设已知的干扰样式库中,己方存在 3 种干扰样式,敌机雷达存在 3 种抗干扰样式,且令敌机雷达不存在抗干扰样式时,己方的干扰样式得益为 1,干扰样式得益库如表 2 所示.

表 2 干扰样式得益库

Table 2 Database of jamming style effect

干扰样式	抗干扰样式			
	1:无	2:频率捷变	3:抗拖距	4:PD
1:瞄准	1	0.84	0.42	0.43
2:距离拖引	1	0.52	0.68	0.46
3:角度拖引	1	0.72	0.74	0.72

注:PD—脉冲式多普勒.

己方干扰机的干扰发射功率为 1 kW,干扰天线增益为 10 dB,雷达截面积为 5 m<sup>2</sup>;目标雷达的发射功率为 1 kW,天线主瓣增益为 20 dB,天线旁瓣增益为 0 dB,雷达干扰压制系数为 71 dB;己方飞机的其他干扰性能以及敌机雷达的其他性能如表 3 所示.

表 3 己方飞机干扰及目标雷达性能

Table 3 Performance of our jammer and target radar

飞机编号	己方飞机		敌方飞机	
	干扰样式	干扰工作频段/MHz	抗干扰样式	干扰工作频段/MHz
1	1,3	(5000,20000)	2,3,4	(4000,8000)
2	2	(6000,20000)	1	(5000,9000)
3	2,3	(7000,20000)	1,2,3	(6000,10000)
4	3	(8000,20000)	1,3,4	(7000,12000)
5	1,2	(9000,20000)	3,4	(8000,10000)

干扰任务分配结果如图 5 所示,黑色的箭头将己方飞机与它的干扰目标连接起来;干扰任务分配的优势直方图如图 6 所示,黑色直方图表示己方飞机对其干扰目标的干扰优势值.可以看出,分配结果使得协同干扰任务分配的整体优势最大.

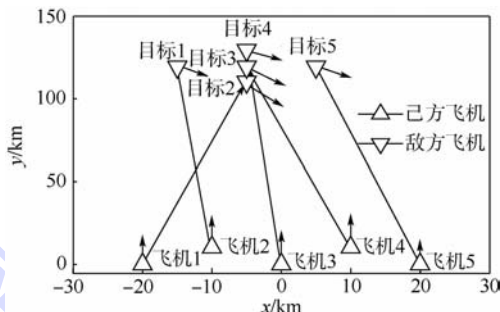


图 5 干扰任务分配结果

Fig. 5 Allocation results of jamming task

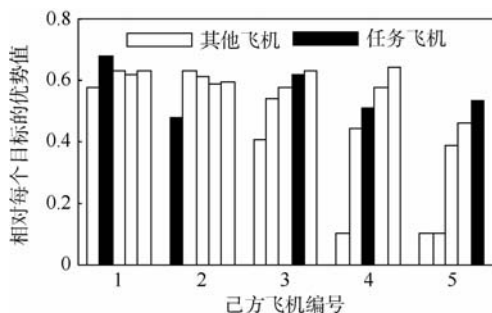


图 6 干扰优势直方图

Fig. 6 Histogram of jamming superiority

干扰后敌方飞机距离性能发生改变,如表 4 所示,干扰前后敌方飞机的雷达探测距离直方图如图 7 所示,其中黑色为干扰前的探测距离,白色为干扰后的探测距离,可以看出干扰后敌机雷达最大探测距离大幅度降低.

表 4 干扰后的敌方飞机参数

Table 4 Performance of enemy aircraft after jamming

敌机编号	雷达探测距离	最大发射距离	最大不可逃逸距离	最小不可逃逸距离
1	88.2395	80	50	30
2	88.6011	80	50	30
3	88.6011	80	50	30
4	95.9124	80	50	30
5	92.4733	80	50	30

考虑干扰后的探测任务和攻击任务分配见图 8、图 9,黑色箭头将己方飞机与任务目标相连接;探测任务分配和攻击任务分配的优势直方图见图 10、图 11,黑色直方图表示己方飞机对其任务目标的任务优势值.可以看出,任务分配结果使得整体的探测任务和攻击任务优势最大.

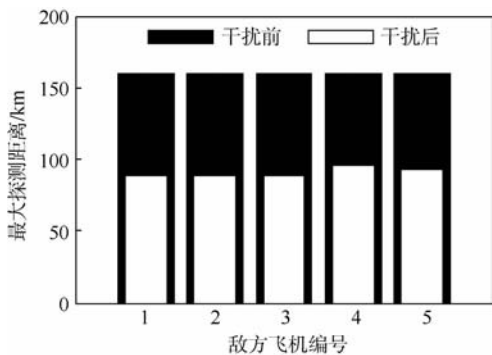


图7 敌方雷达最大探测距离直方图

Fig. 7 Histogram of enemy radar's maximum detection range

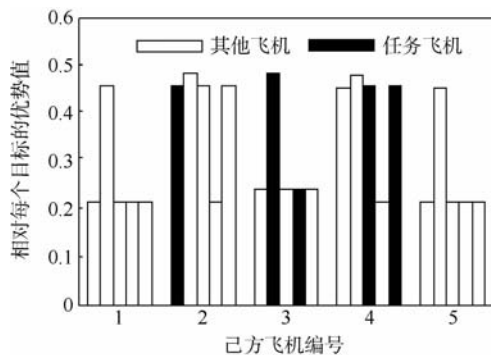


图11 攻击优势直方图

Fig. 11 Histogram of attacking superiority

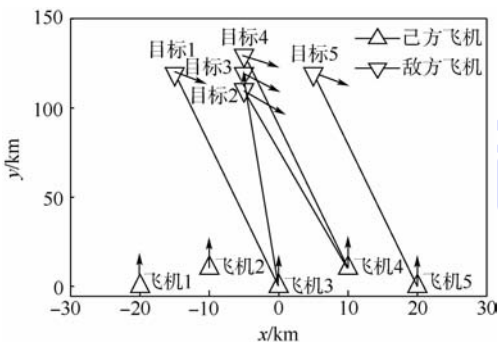


图8 探测任务分配结果

Fig. 8 Allocation results of detecting task

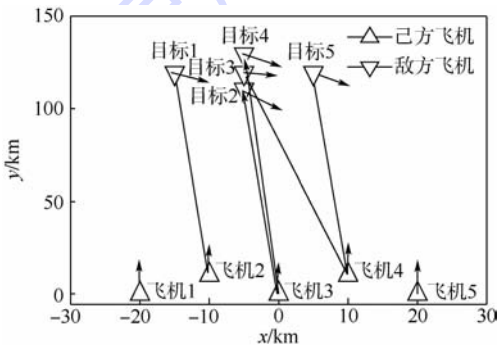


图9 攻击任务分配结果

Fig. 9 Allocation results of attacking task

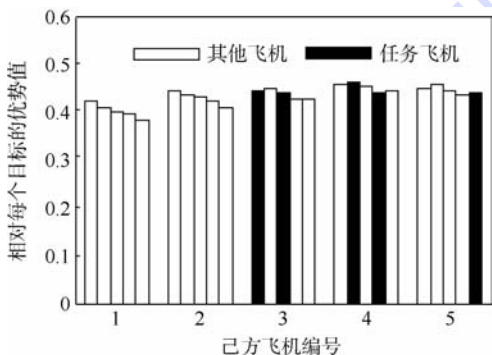


图10 探测优势直方图

Fig. 10 Histogram of detecting superiority

### 5 结论

- 1) 对空战中影响干扰的因素进行了建模与分析,建立了多机协同干扰优势模型,对多机协同干扰任务分配进行建模分析.
- 2) 在空战干扰效果的基础上,建立了多机协同探测、攻击优势模型,对多机协同探测、攻击任务分配进行了建模分析.
- 3) 未来空战双方位置可能存在垂直高度差,而研究考虑垂直高度差的多机协同干扰、探测、攻击任务分配具有重要的意义,是作者以后研究的重要方向.

### 参考文献 (References)

[1] Kim J, Hespanha J P. Cooperative radar jamming for groups of unmanned air vehicles [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2004, 1: 632-637.

[2] Anderson T J, Mathiasmeier K J. A strategy for assessing airborne electronic attack platform survivability [C] // Proceedings of the 49th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Reston: AIAA, 2008: 1-8.

[3] 郭凤娟, 张安, 曹璐. 自卫干扰对无人机敏感性的影响研究 [J]. 计算机工程与应用, 2011, 47(2): 220-222.

Guo F J, Zhang A, Cao L. Research on influence of SSJ on sensitivity of UAV [J]. Computer Engineering and Applications, 2011, 47(2): 220-222 (in Chinese).

[4] Lee I H, Bang H. Cooperative control of multiple electronic combat air vehicles for electronic attack [C] // Proceedings of the SICE Annual Conference 2008. Tokyo: Society of Instrument and Control Engineers (SICE), 2008: 2127-2130.

[5] Purvis K B, Astrom K J, Khammash M. Online control strategies for highly coupled cooperative UAVs [C] // Proceedings of the 2007 American Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 3961-3966.

[6] Xu Y, Basset G. Virtual motion camouflage based phantom track generation through cooperative electronic combat air vehicles [J]. Automatica, 2010, 46(9): 1454-1461.

[7] Ilaya O, Bil C, Evans M. Distributed and cooperative decision making for multi-UAV systems with application to collaborative

- electronic warfare[C] // Proceedings of the 7th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference. Reston: AIAA, 2007:1-13.
- [8] Cruz J B Jr, Chen G S, Li D X, et al. Particle swarm optimization for resource allocation in UAV cooperative control [C] // Proceedings of the 2004 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2004:2549-2559.
- [9] 耿涛, 张安. 考虑协同电子干扰效果的空战多目标分配[J]. 火力与指挥控制, 2012, 37(3):121-123.  
Geng T, Zhang A. Multi-target assignment based on cooperative electronic jamming effectiveness[J]. Fire Control & Command Control, 2012, 37(3):121-123 (in Chinese).
- [10] 薛羽, 庄毅, 张友益, 等. 基于启发式自适应离散差分进化算法的多UCAV协同干扰空战决策[J]. 航空学报, 2013, 34(2):343-351.  
Xue Y, Zhuang Y, Zhang Y Y, et al. Multiple UCAV cooperative jamming air combat decision making based on heuristic self-adaptive discrete differential evolution algorithm[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(2):343-351 (in Chinese).
- [11] Adamy D. EW101: 电子战基础[M]. 王燕, 朱松, 译. 北京: 电子工业出版社, 2009:177-185.  
Adamy D. EW101: a first course in electronic warfare[M]. Translated by Wang Y, Zhu S. Beijing: Electronic Industry Press, 2009:177-185 (in Chinese).
- [12] Adamy D. Introduction to electronic warfare modeling and simulation[M]. Boston: Artech House, 2003:91-99.
- [13] 王国玉, 汪连栋. 雷达电子战系统数学仿真与评估[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004:402-408.  
Wang G Y, Wang L D. Mathematical simulation and evaluation of radar EW system[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2004:402-408 (in Chinese).
- [14] 朱宝鑫, 朱荣昌, 熊笑非. 作战飞机效能评估[M]. 2版. 北京: 航空工业出版社, 2006:65.  
Zhu B L, Zhu R C, Xiong X F. Fighter plane effectiveness assessment[M]. 2nd ed. Beijing: Aviation Industry Press, 2006:65 (in Chinese).
- [15] 肖冰松, 方洋旺, 夏海宝, 等. 多机协同对空目标探测与攻击任务的最优分配[J]. 火力与指挥控制, 2011, 36(6):19-23.  
Xiao B S, Fang Y W, Xia H B, et al. Optimal allocation of aerial target detection and attack in cooperative multi-fighter air combat[J]. Fire Control & Command Control, 2011, 36(6):19-23 (in Chinese).
- [16] 崔晓宝, 李楠. 机载PD雷达对机动目标探测盲区计算模型研究[J]. 火控雷达技术, 2008, 37(3):36-40.  
Cui X B, Li N. Research on calculation models for detection blind zone of airborne PD radar against maneuvering targets[J]. Fire Control Radar Technology, 2008, 37(3):36-40 (in Chinese).
- [17] Shima T, Rasmussen S J, Sparks A G, et al. Multiple task assignments for cooperating uninhabited aerial vehicles using genetic algorithms[J]. Computers & Operations Research, 2006, 33(11):3252-3269.

## Cooperative jamming-detecting-attacking task allocation in air combat

RAN Huaming<sup>1</sup>, ZHOU Rui<sup>\*1</sup>, DONG Zhuoning<sup>1</sup>, CHE Jun<sup>2</sup>

(1. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. AVIC Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Xi'an 710065, China)

**Abstract:** To solve task allocation problem of cooperative jamming in air combat, according to jamming power, jamming frequency bands and jamming style of our aircraft together with radar working power, working frequency bands, anti-jamming style of enemy aircraft, advantage of jamming power, jamming frequency, and jamming style were established. Considering the jamming capability of our aircraft and air combat capability of both sides, the total jamming advantage was established, and cooperative jamming task allocation model was built. According to the distance performance of enemy aircraft after jamming and air combat situation for both sides, detecting capability and attacking capability of our aircraft to enemy aircraft were studied, and cooperative detecting and attacking task allocation model was set up. Genetic algorithm was used to optimize and solve those cooperative task allocation problems. The simulation results demonstrate that those models can accomplish cooperative jamming task allocation, cooperative detecting and attacking task allocation.

**Key words:** cooperative jamming; jamming advantage; cooperative detecting and attacking; detecting and attacking advantage; task allocation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0352

# LY12CZ 铝合金的代铬酸快速阳极氧化技术



姬振江, 朱立群, 刘慧丛\*, 李卫平

(北京航空航天大学 材料科学与工程学院, 北京 100191)

**摘 要:** 通过在 45 g/L 的硫酸溶液中添加有机酸添加剂及快速成膜缓冲剂, 以 15 ~ 25 V 的梯度电压方式对 LY12CZ 铝合金进行阳极氧化处理, 获得一种代替铬酸阳极氧化、硼酸-硫酸阳极氧化工艺的铝合金新型环保快速阳极氧化工艺. 对获得的氧化膜进行场发射扫描电子显微镜观察、耐点滴腐蚀试验、膜重试验以及疲劳性能测试. 结果表明: 有机酸、缓冲添加剂在铝合金硫酸阳极氧化成膜过程中可以缓冲硫酸对膜层的溶解, 提高氧化膜层的致密性和耐腐蚀性能, 同时降低了氧化过程对铝合金基体的疲劳损伤; 另外, 在 15 V 电压下氧化 5 min 再在 25 V 电压下氧化 5 min, 获得的氧化膜层性能与硼酸-硫酸工艺条件下 15 V 电压氧化 20 min 所获得的膜层性能相当, 其中的有机酸添加剂为 YP 添加剂, 快速成膜缓冲剂为 YJ 缓冲剂.

**关键词:** 铝合金; 代铬酸; 快速阳极氧化; 耐蚀性; 疲劳性能

**中图分类号:** TG146.2

**文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-5965(2015)05-0919-06

LY12 铝合金作为典型的硬铝合金具有良好的综合性能, 因而在航空航天等领域获得了广泛的应用<sup>[1]</sup>. 为提高其表面耐腐蚀性能, 通常对铝合金表面进行阳极氧化技术处理<sup>[2]</sup>. 其中, 传统的铬酸阳极氧化工艺使铝合金表面的薄膜层具有致密性好、耐腐蚀性能好、保持零部件的表面精度与粗糙度, 对铝合金基体的疲劳性能损伤小等优点, 但是由于铬酸阳极氧化溶液中使用了大量的六价铬离子, 造成的环境污染与对人体危害等问题使得该工艺被逐渐限制<sup>[3-4]</sup>.

近年已有许多学者研究了环保型的代替铬酸的铝合金阳极氧化技术, 并运用到航空产品的实际生产当中<sup>[5-7]</sup>, 如波音公司的硼酸-硫酸铝合金阳极氧化工艺专利<sup>[8]</sup>、空中巴士公司的硫酸-酒石酸阳极氧化工艺的专利等<sup>[9]</sup>, 这些氧化工艺可以

得到性能类似于铬酸阳极氧化工艺的膜层(膜层薄(2 ~ 4  $\mu\text{m}$ )、致密), 且对铝合金基体材料的疲劳性能损伤少<sup>[10]</sup>. 但是这些工艺仍然采用稀铬酸( $\text{Cr}^{6+}$  浓度 0.045 ~ 0.1 g/L, pH 3.2 ~ 3.8, 18 ~ 20 min) 对其氧化膜层进行封闭, 尽管铬酸浓度很低, 但仍然会对环境污染带来影响. 另外, 从知识产权角度出发, 用国外的阳极氧化专利技术, 需要支付相应的专利费用.

国内也有一些学者研究了硫酸 + 复合酸及低浓度硫酸 + 稀土盐的代铬酸阳极氧化工艺, 氧化膜层采用了沸水封闭, 可以完全避免铬酸的污染, 但是这些阳极氧化工艺对铝合金基体的疲劳损伤较铬酸或者硼酸-硫酸工艺的要大. 而且这些氧化工艺的阳极氧化时间较长(大于 20 min), 可能也会对铝合金基体的疲劳损伤带来不利的

收稿日期: 2014-06-13; 录用日期: 2014-07-17; 网络出版时间: 2014-08-11 15:20

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0352.html

基金项目: 国家自然科学基金(51101010)

作者简介: 姬振江(1990—), 男, 河南焦作人, 硕士研究生, buaajj@gmail.com.

\* 通讯作者: 刘慧丛(1975—), 女, 河北无极人, 副教授, liuhc@buaa.edu.cn, 主要研究方向为材料表面的功能性涂镀层材料及其功能防护层的腐蚀过程与机理.

**引用格式:** 姬振江, 朱立群, 刘慧丛, 等. LY12CZ 铝合金的代铬酸快速阳极氧化技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 919-924. Ji Z J, Zhu L Q, Liu H C, et al. Rapid anodizing technology replacing chromic acid for LY12CZ aluminum alloy[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 919-924 (in Chinese).

影响<sup>[11-13]</sup>.

为此,本文在铝合金低浓度硫酸溶液(45 g/L)阳极氧化的基础上,添加有机酸添加剂 YP(提高膜层致密性)及快速成膜缓冲剂 YJ(在快速成膜中起热效应缓冲作用)等成分改善铝合金阳极氧化成膜过程中对铝的溶解状态,增强氧化膜层的致密性.同时采用梯度加压的氧化方式,改善铝合金阳极氧化膜层的微观结构特性,在 10 min 内快速形成了与波音公司硼酸-硫酸阳极氧化获得的膜层耐腐蚀性能相当,对铝合金基材疲劳性能损伤较小的阳极氧化工艺,为这种代替铬酸、硼酸-硫酸的铝合金阳极氧化技术的工业应用打下基础.

## 1 试验

### 1.1 试验材料

试验材料为 LY12CZ 铝合金包铝板,试样尺寸为 100 mm × 20 mm × 2 mm. 成分质量分数为 Si 0.5%, Fe 0.5%, Cu 3.8% ~ 4.9%, Mn 0.3% ~ 0.9%, Mg 1.2% ~ 1.8%, Zn 0.3%, Ti 0.15%, Ni 0.1%, (Fe + Ni)0.5%, 其余成分为铝,表面覆盖有 1 层 1 ~ 2 μm 的包铝层(阳极氧化需去除包铝层).

### 1.2 阳极氧化工艺

阳极氧化工艺流程:去包铝→去离子水洗→酸洗出光→去离子水洗→阳极氧化→去离子水洗→封闭.

去包铝溶液成分为:NaOH 160 g/L,三乙醇胺 45 mL/L, Na<sub>2</sub>S 55 g/L,在 90 ~ 100℃ 下反应约 1 min 即可,多次试验结果表明,1 min 即可有效除去铝合金表面的包铝层.

标准的波音公司的硼酸硫酸阳极化溶液<sup>[8]</sup>:硫酸 45 g/L,硼酸 8 g/L. 氧化电压 15 V,温度 25℃;氧化时间 20 min.

快速阳极氧化溶液为:硫酸(45 ± 2) g/L, YP 添加剂(20 ± 2) g/L, YJ 缓冲剂(7.5 ± 1) g/L. 温度 25℃;在 15 ~ 25 V 范围内改变阳极氧化电压.

### 1.3 性能测试

采用 JSM7500 场发射扫描电子显微镜对氧化膜层截面的微观形貌进行观察.

根据美国试验材料学会标准 ASTM B137—95<sup>[14]</sup>,将阳极氧化后的试样不封孔,在温度高于 90℃ 的退膜液中溶解退除氧化膜,膜重(单位面积上的氧化膜质量)的计算公式为

$$\rho = \frac{m_1 - m_2}{A} \quad (1)$$

式中: $\rho$  为膜重(单位面积上氧化膜的质量), mg/dm<sup>2</sup>;  $m_1$  和  $m_2$  分别为氧化膜溶解前、后试样的质量, mg;  $A$  为试样的氧化膜总表面积, dm<sup>2</sup>.

MIL-A-8625F 标准对代替铬酸阳极氧化工艺的氧化膜的膜重要求<sup>[15]</sup>为:阳极氧化膜层重量范围是 21.5 ~ 73.5 mg/dm<sup>2</sup>,相当于氧化膜层的厚度在 2 ~ 4 μm 之间.

氧化膜的耐腐蚀性能采用点滴腐蚀试验,点滴腐蚀试验溶液由 25 mL 盐酸(相对密度 1.17), 3 g K<sub>2</sub>Cr<sub>2</sub>O<sub>7</sub> 和 75 mL 去离子水共同混合配制而成(SJ 1276—77 标准),记录氧化膜层表面点滴液由黄变绿的时间,点滴变色时间长的则表示阳极氧化得到的氧化膜层耐蚀性能好<sup>[16]</sup>.

由于铝合金阳极氧化成膜过程伴随着阻挡层的生成与溶解,最终形成阻挡层和多孔层的微观结构.氧化成膜过程对于铝合金基体的力学性能就表现在疲劳损伤方面.所以需要进行疲劳拉伸试验.

疲劳拉伸试样按照美国材料试验学会标准 ASTM E466—2007 制备<sup>[17]</sup>.试样经过不同的阳极氧化工艺处理后,在 Instron8871 液压伺服机上进行疲劳试验,利用 WaveMatrix 软件编写试验方法,具体参数为:频率 10 Hz,最大拉应力 300 MPa,应力比  $R=0.1$ .记录下不同阳极氧化工艺试样拉断时的疲劳循环次数,比较不同氧化工艺对于铝合金基体疲劳性能的影响.

阳极氧化铝合金材料的疲劳数据处理是先将疲劳寿命取对数,成组法中值对数疲劳寿命计算公式为

$$\lg N_{50} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \lg N_i \quad (2)$$

式中: $N_{50}$  为具有 50% 存活率的疲劳寿命,即中值疲劳寿命; $n$  为每组试验的试样个数; $N_i$  为每组试验中第  $i$  个试样的疲劳寿命.

## 2 结果与分析

通常认为,在电场的作用下,铝合金硫酸阳极氧化成膜是先在铝的界面溶解及析氧并生成氧化铝阻挡层,由于氧化液中硫酸对这层氧化铝阻挡层的溶解,使其成为多孔层,所以一般认为铝合金阳极氧化包含了氧化铝的阻挡层生成与氧化铝溶解形成的多孔层这样两个动态反应过程,从而使阳极氧化膜层不断生长增厚.另外整个阳极氧化过程还是一个放热过程,所以在阳极氧化中要注意控制阳极氧化溶液的温度要保持在 25℃ 左右<sup>[18]</sup>.

表1是在波音公司的铝合金硼酸-硫酸阳极氧化溶液中获得氧化膜膜重及氧化膜耐点滴腐蚀试验结果.由表1可知,发现在标准阳极氧化工艺参数的15 V下氧化20 min,获得的氧化膜膜重可以满足 MIL-A-8625F 标准中对代铬酸阳极氧化工艺要求的最大值(73.5 mg/dm<sup>2</sup>);从点滴腐蚀试验的结果看出,经稀铬酸封闭(波音公司采用的封闭方式)的氧化膜层耐点滴腐蚀时间要优于沸水封闭,这可能是由于 Cr<sup>6+</sup> 在膜层封闭过程当中形成的铬铝化合物,改善了氧化膜孔的微观结构,从而提高了阳极氧化膜层的耐腐蚀性能.

表1 硼酸-硫酸溶液阳极氧化膜膜重试验结果  
(15 V, 氧化 20 min)

Table 1 Coating mass of anodizing coatings formed in boric-sulfuric acid (15 V for 20 min)

硫酸浓度/ (g · L <sup>-1</sup> )	硼酸浓度/ (g · L <sup>-1</sup> )	膜重/ (mg · dm <sup>-2</sup> )	封闭 工艺	耐点滴腐蚀 时间/min
45	8	72 ~ 73	沸水	17 ~ 18
			稀铬酸	18 ~ 22

表2是在硫酸浓度为45 g/L的氧化溶液中,添加不同含量的YP添加剂(0~50 g/L),在15 V电压下氧化20 min获得的氧化膜膜重、耐点滴腐蚀试验的结果.可以看出随着YP添加剂浓度的增加,氧化膜的膜层重量变化并不明显,而氧化膜层的耐点滴腐蚀时间则有不同,当加入的YP添加剂为20 g/L时,所获得氧化膜的耐点滴腐蚀时间相对较长,可能是YP添加剂对铝合金阳极氧化成膜过程中膜溶解和生成反应产生了影响,增加了阳极氧化膜多孔层的致密性,缓解了溶解产生的缺陷,所以膜层的耐点滴腐蚀时间相对就长一些.

表2 加入不同浓度YP添加剂的硫酸氧化膜膜重及耐点滴腐蚀时间  
(15 V, 氧化 20 min, 沸水封闭)

Table 2 Coating masses and titrating time of anodizing coatings in sulfuric acid solution with different concentration of YP additive  
(15 V for 20 min, sealed in boiling water)

硫酸/ (g · L <sup>-1</sup> )	YP 添加剂/ (g · L <sup>-1</sup> )	膜重/ (mg · dm <sup>-2</sup> )	耐点滴腐蚀时间/ min
45	0	68 ~ 74	16.5 ~ 17.0
	10	66 ~ 70	15.0 ~ 19.5
	20	68 ~ 70	16.5 ~ 22.5
	30	65 ~ 77	10.0 ~ 19.5
	40	67 ~ 69	13.5 ~ 16.5
	50	71 ~ 72	12.0 ~ 16.5

氧化溶液中添加的有机酸是一种从植物中提取的有机酸,是一种对人体环境有利的生物体中主要的能源物质.在铝合金阳极氧化反应过程中,

铝合金作为阳极会发生以下反应:  $\text{Al} + 3\text{H}_2\text{O} - 3\text{e}^- \rightarrow \text{Al}(\text{OH})_3 + 3\text{H}^+$ ,  $2\text{Al}(\text{OH})_3 \rightarrow \text{Al}_2\text{O}_3 + 3\text{H}_2\text{O}$ . 电解液-氧化铝界面存在浓度较高的  $\text{H}^+$ ,  $\text{H}^+$  能使所形成的氧化膜发生溶解:  $\text{Al}_2\text{O}_3 + 6\text{H}^+ \rightarrow 2\text{Al}^{3+} + 3\text{H}_2\text{O}$ , 而 YP 添加剂作为一种有机酸,在溶液中存在电离平衡:  $\text{RH} \rightleftharpoons \text{R}^- + \text{H}^+$ , 有机酸根  $\text{R}^-$  的存在可使电离平衡向左移动,使界面的酸性降低,从而有效地减缓了解液对膜层的溶解,阻碍氧化膜中缺陷的发生与扩展,多孔层孔隙均匀而致密,从而使得阳极氧化膜层的耐腐蚀性能得到提高.当然这种有机酸根的影响范围是有限的,当进一步提高氧化溶液中 YP 添加剂的浓度,则阳极氧化膜层的耐点滴腐蚀时间反而会有所下降.所以 YP 添加剂的浓度选为 20 g/L.

将表1与表2的结果作对比,在硫酸浓度同样为45 g/L的情况下,分别加入8 g/L的硼酸或20 g/L的YP添加剂,在同样的阳极氧化电压、氧化温度、氧化时间、沸水封闭等工艺条件下,分别获得的膜重、氧化膜耐点滴腐蚀时间也基本相同.可见,在低浓度的硫酸氧化工艺中加入YP添加剂与加入硼酸的结果是相似的,在代替铝合金铬酸阳极氧化过程中的作用也可能是相似的.

图1是硼酸-硫酸氧化工艺、YP添加剂-硫酸氧化工艺获得的铝合金阳极氧化膜层的断面扫描电镜照片,从断面的微观形貌也可以看出,这两种氧化工艺获得的氧化膜层的微观结构相似,均为致密、均匀的多孔型氧化膜层.

进一步观察分析发现虽然这两种氧化工艺获得的多孔层孔径间隙的膜厚略有差别,但孔径大小相当,均约为9~10 nm,可以说明在硫酸浓度为45 g/L的情况下,分别加入YP添加剂和硼酸,在铝合金代替铬酸的氧化成膜过程中的作用与影响是相似的,都可以使氧化膜的多孔层的孔径均匀、孔隙减少,从而提高氧化膜层的耐腐蚀等性能.

在铝合金阳极氧化过程中,表面会溶解产生缺陷,氧化膜层的生成会产生一定内应力,这些都会损伤到铝合金基体的疲劳性能.表3是铝合金基材、经硼酸-硫酸阳极氧化、加入YP添加剂后的硫酸阳极氧化试样的疲劳试验结果,相对于铝合金基材来说,这两种阳极氧化工艺的疲劳循环次数都有降低,YP添加剂-硫酸阳极氧化对铝合金基材的疲劳性能损伤影响更小一些.说明在硫酸溶液中加入YP添加剂成分,对于抑制氧化成膜过程中产生的缺陷,减缓膜的内应力是有益处的,最终降低了阳极氧化对铝合金材料疲劳性能的损伤.

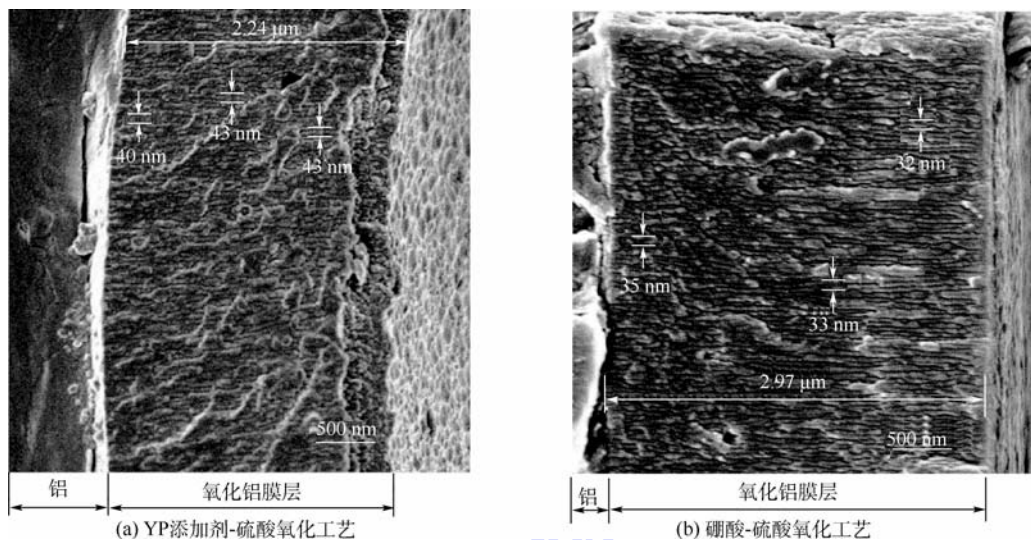


图1 两种不同代替铬酸阳极氧化工艺获得氧化膜的断面微观形貌

Fig. 1 Cross-section micrographs of anodizing coatings formed in two kinds of solutions

表3 不同阳极氧化工艺试样的疲劳测试结果

Table 3 Results of fatigue test for different anodizing samples

类型	疲劳循环周次	中值疲劳寿命	中值疲劳寿命与基材的对比
铝合金基材	136 604, 123 954, 142 906	134 253	1
硼酸-硫酸氧化工艺	105 244, 101 951, 132 240	112 370	0.837
YP 添加剂-硫酸氧化工艺	126 720, 138 262, 102 312	122 923	0.904

此外,研究中发现,在YP 添加剂-硫酸氧化溶液中,添加一种快速成膜缓冲剂 YJ(一种存在于植物中的有机羧酸)在 15 V 下氧化 20 min,获得的氧化膜层要薄(见表 4),膜重从 70 mg/dm<sup>2</sup> 降低为 50 mg/dm<sup>2</sup>,经过沸水封闭后膜层的耐点滴腐蚀时间与波音公司工艺获得的稀铬酸封闭的氧化膜、不加缓冲添加剂的氧化膜的耐点滴腐蚀时间相当或者是略好(见表 1、表 2、表 4 的结果).这可能是因为加入的 YJ 添加剂在铝合金阳极氧化过程中对快速成膜的热效应起缓冲作用,减缓了溶液对膜层的溶解速度,使阳极氧化膜层厚度增加缓慢,而多孔层的氧化膜和组织结构也相应发生了变化.

表4 YP 添加剂-硫酸溶液中 YJ 缓冲剂对氧化膜膜重、耐点滴腐蚀的影响(15 V, 20 min)

Table 4 Effect on coating masses and titrating time of buffering agent YJ for fast coating-forming in YP additive-sulfuric acid solution (15 V, 20 min)

硫酸/ (g · L <sup>-1</sup> )	YP 添加剂/ (g · L <sup>-1</sup> )	YJ 缓冲剂/ (g · L <sup>-1</sup> )	膜重/ (mg · dm <sup>-2</sup> )	封闭 工艺	耐点滴 腐蚀时间/ min
45	20	8	50 ~ 54	沸水	17 ~ 25

根据 YJ 缓冲剂的特点,可以考虑在膜层厚度及耐点滴腐蚀时间相当的情况下,变化不同氧化电压,缩短铝合金阳极氧化时间.表 5 是不同氧化电压下获得的铝合金氧化膜的膜重、耐点滴腐蚀

时间,可以看出,在保证氧化膜的膜重、耐点滴腐蚀时间相当的情况下,在 15 V 氧化 5 min 后提高氧化电压到 25 V 再氧化 5 min,整个氧化时间缩短到了 10 min. 第 1 步氧化的电压为电压 1,氧化时间为时间 1;第二步氧化电压为电压 2,氧化时间为时间 2.

表5 不同氧化电压获得的氧化膜的膜重、耐点滴腐蚀时间(沸水封闭)

Table 5 Results of coating masses and titrating times of anodizing coatings formed with different voltages (sealed in boiling water)

电压 1/ V	时间 1/ min	电压 2/ V	时间 2/ min	膜重/ (mg · dm <sup>-2</sup> )	耐点滴 腐蚀时间/ min
15	10	/	/	32 ~ 34	15 ~ 17
15	5	18	5	37 ~ 39	18 ~ 19
15	5	20	5	46 ~ 49	19 ~ 23
15	5	22	5	56 ~ 57	20 ~ 23
15	5	25	5	68 ~ 71	21 ~ 25

图 2 是 YP 添加剂-硫酸溶液中加入 YJ 缓冲剂获得的氧化膜断面形貌,可以看出所获得的氧化膜多孔层的孔径大小和孔间距发生了变化,在氧化溶液中以 15 V 电压氧化 20 min(见图 2(a)),得到的膜层厚度约为 2.2 μm,孔径大小和孔间距分别为 9 ~ 10 nm 和 40 ~ 44 nm,而在 15 V 电压下氧化 5 min 后提高氧化电压到 25 V 再氧化 5 min,整个氧化时间缩短到了 10 min,获得的

氧化膜厚度约为  $2.3\ \mu\text{m}$  (见图 2(b), 与  $15\ \text{V}$  氧化  $20\ \text{min}$  的膜层厚度基本相当), 可以发现, 由于阳极氧化电压的变化, 从  $15\ \text{V}$  氧化  $5\ \text{min}$  到  $25\ \text{V}$  再氧化  $5\ \text{min}$ , 获得的氧化膜断面微观形貌有了明显的差异, 图 2(b) 外层氧化膜是在  $15\ \text{V}$  下氧化得到的, 靠近基体的膜层是在  $25\ \text{V}$  较高电压下得到的, 外表面的氧化膜层孔径为  $8\sim 10\ \text{nm}$ , 孔间距约为  $40\sim 44\ \text{nm}$ , 而靠近铝合金基体一侧的氧化膜, 孔径为  $12\sim 14\ \text{nm}$ , 孔间距约为  $56\sim 59\ \text{nm}$ , 说明改变前后半段的氧化电压影响了获得的氧化膜层的多孔层结构 (孔径大小、孔间距), 氧化膜的生成是从表面向基体方向进行的, 氧化电压越高, 多孔层孔径越大, 孔间距越大。

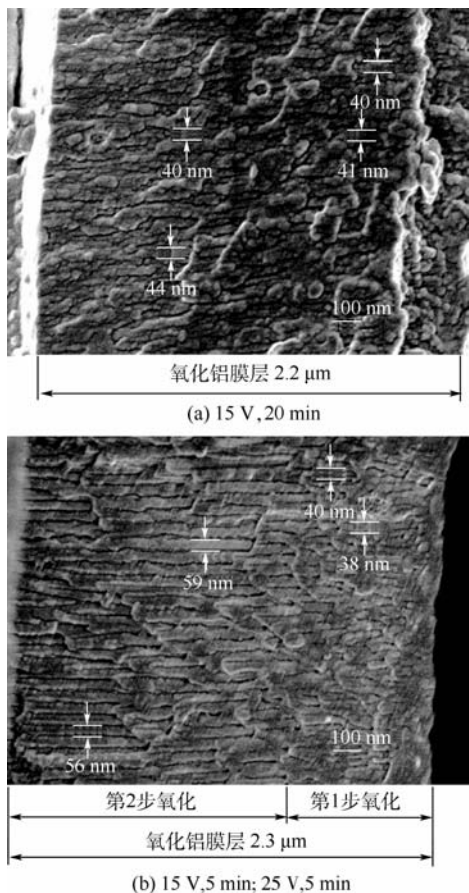


图 2 YP 添加剂-硫酸溶液中加入 YJ 缓冲剂获得氧化膜断面形貌

Fig. 2 Cross-section micrographs of anodizing coatings of two kinds anodizing processes in YP additive-sulfuric acid solution after adding YJ buffering agent

### 3 结 论

1) 在硫酸浓度为  $45\ \text{g/L}$  的氧化溶液中, 添加  $20\ \text{g/L}$  的 YP 添加剂, 在  $15\ \text{V}$  电压下对铝合金氧化  $20\ \text{min}$  获得的氧化膜膜重、耐点滴腐蚀试验时间与波音公司的铝合金硼酸-硫酸阳极氧化工艺获得的膜层性能相当。

2) YP 添加剂-硫酸阳极氧化对铝合金基材的疲劳性能的损伤比硼酸-硫酸阳极氧化工艺的影响更小。

3) 在 YP 添加剂-硫酸铝合金阳极氧化溶液中, 添加 YJ 缓冲剂, 以  $15\ \text{V}$  电压氧化  $20\ \text{min}$ , 获得的氧化膜膜重为  $50\ \text{mg}/\text{dm}^2$ ; 并且在保证氧化膜的膜重、耐点滴腐蚀时间相当的情况下, 在  $15\ \text{V}$  氧化  $5\ \text{min}$  后提高氧化电压到  $25\ \text{V}$  再氧化  $5\ \text{min}$ , 整个阳极氧化时间缩短到了  $10\ \text{min}$ 。

4) 对 YP 添加剂-硫酸铝合金阳极氧化获得的氧化膜采用沸水封闭可以代替硼酸-硫酸阳极氧化获得氧化膜层的稀铬酸封闭。

### 参考文献 (References)

- [1] 林钢, 林慧国, 赵玉涛. 铝合金应用手册 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2006: 1-10.  
Lin G, Lin H G, Zhao Y T. Application manual of aluminum alloys [M]. Beijing: China Machine Press, 2006: 1-10 (in Chinese).
- [2] 朱立群. 材料表面现代防护理论与技术 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2012: 282-284.  
Zhu L Q. Modern protection theory and technology of material surface [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2012: 282-284 (in Chinese).
- [3] 郑瑞庭. 铝及其合金铬酸阳极氧化 [J]. 电镀与精饰, 2003, 25(1): 3.  
Zheng R T. Anodizing of aluminum and its alloy in chromic acid solution [J]. Plating and Finishing, 2003, 25(1): 3 (in Chinese).
- [4] 王邈. 铬酸阳极化和化学氧化处理对铝合金疲劳性能影响研究 [J]. 上海涂料, 2011, 49(10): 12-14.  
Wang M. Study on influence of chromic acid anodizing and chemical conversion coating to fatigue property of aluminum alloy [J]. Shanghai Coatings, 2011, 49(10): 12-14 (in Chinese).
- [5] Critchlow G W, Yendall K A, Bahrani D, et al. Strategies for the replacement of chromic acid anodizing for the structural bonding of aluminium alloys [J]. International Journal of Adhesion and Adhesives, 2006, 26(6): 419-453.
- [6] 王帅星, 赵晴, 杜楠, 等. 铈盐对铝合金硼酸-硫酸阳极氧化膜的封闭效应 [J]. 中国有色金属学报, 2012, 22(4): 1132-1141.  
Wang S X, Zhao Q, Du N, et al. Sealing effect of cerium salt on boric-sulfuric acid anodic film of aluminum alloy [J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2012, 22(4): 1132-1141 (in Chinese).
- [7] 刘佑厚, 井玉兰. 铝合金硼酸-硫酸阳极氧化工艺研究 [J]. 电镀与精饰, 2000, 22(6): 4.  
Liu Y H, Jing Y L. Research of anodize process on aluminum alloys in boric acid-sulfuric acid [J]. Plating and Finishing, 2000, 22(6): 4 (in Chinese).
- [8] Wong C, Moji Y. Method for anodizing aluminum; US, 4894127 [P]. 1990-01-16.

- [9] Dattilo A, Romano C, Tamiro S. Anodizing process, with low environmental impact, for a woodpiece of aluminum or aluminum alloys; US, 20020157961 A1 [P]. 2002-10-31.
- [10] 蔡健平, 李斌, 刘明辉, 等. 阳极化对航空铝合金疲劳性能的影响[J]. 航空材料学报, 2007, 27(2):4. Cai J P, Li B, Liu M H, et al. Effect of anodizing on fatigue performance of aeronautic aluminum alloys [J]. Journal of Aeronautical Materials, 2007, 27(2):4 (in Chinese).
- [11] 赵军, 朱建龙, 薛花娟, 等. 阳极氧化对 7075 铝合金疲劳性能的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(3):412-416. Zhao J, Zhu J L, Xue H J, et al. Effects of anodizing methods on behavior of 7075 aluminum alloy [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(3):412-416 (in Chinese).
- [12] 刘建华, 刘洲, 于美, 等. 3 种溶液体系下铝合金阳极氧化膜的性能[J]. 中国有色金属学报, 2012, 22(7):2031-2039. Liu J H, Liu Z, Yu M, et al. Properties of aluminum alloy anodic films formed in three kinds of solutions [J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2012, 22(7):2031-2039 (in Chinese).
- [13] 李凌杰, 张胜涛. 稀土盐对铝合金阳极化过程的影响[J]. 中国稀土学报, 2001, 19(4):350-353. Li L J, Zhang S T. Effect of rare earth salts on anodizing of aluminum alloy [J]. Journal of The Chinese Rare Earth Society, 2001, 19(4):350-353 (in Chinese).
- [14] ASTM B137—95 Standard test method for measurement of coating mass per unit area on anodically coated aluminum [S]. West Conshohoken, PA: ASTM International, 2014.
- [15] MIL-A-8625F Military specification: Anodic coating for aluminum and aluminum alloys [S]. Washington, D. C.: Department of Defense, 1993.
- [16] SJ 1276—77 金属镀层和化学处理层质量检验技术要求 [S]. 1997. SJ1276—77 Metal plating and chemical treatment layer quality inspection technology requirements [S]. 1997 (in Chinese).
- [17] ASTM E466—2007 Standard practice for conducting force controlled constant amplitude axial fatigue tests of metallic materials [S]. West Conshohoken, PA: ASTM International, 2007.
- [18] 朱祖芳. 铝合金阳极氧化与表面处理技术 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2004: 94-116. Zhu Z F. Aluminum alloy anodic oxidation and surface treatment technology [M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2004: 94-116 (in Chinese).

## Rapid anodizing technology replacing chromic acid for LY12CZ aluminum alloy

JI Zhenjiang, ZHU Liquan, LIU Huicong\*, LI Weiping

(School of Materials Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Aluminum alloy anodizing coatings were prepared for LY12CZ in 45 g/L sulfuric acid solution through adding organic acid additive and buffering agent for fast film-forming, with the gradient voltage of 15 – 25 V, to replace the traditional chromic acid anodizing and boric-sulfuric acid anodizing. The field emission scanning electron microscope, titrating test, coating mass test and fatigue test were used to evaluate the properties of the anodizing coatings. The results show that organic acid additive and buffering agent for fast film-forming can relieve the dissolution of anodizing coatings, improve the compactness and corrosion resistance and reduce the fatigue damage during the anodizing process. Moreover, the properties of coatings anodized in the new anodizing solution of sulfuric acid, organic acid and buffering agent with the voltage of 15 V for 5 min and of 25 V for 5 min are equal to ones anodized in boric-sulfuric acid with the voltage of 15 V for 20 min. Organic acid additive is YP additive and buffering agent for fast film-forming is YJ additive.

**Key words:** aluminum alloy; replacing chromic acid; rapid anodizing; anti-corrosion; fatigue property

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0365

# 船身式水上飞机中高速静水滑行阻力估算



孙建军, 马东立\*

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

**摘 要:** 根据水上飞机起飞滑行阶段特殊的多介质环境,参考滑翔艇水面滑行阶段的阻力特性分析方法,提出一种考虑气动布局影响的估算船身式水上飞机中高速静水滑行阻力的半理论半经验公式;用此公式计算得到某船身式水上飞机中高速滑行阶段的水动阻力及俯仰角随体积弗劳德数变化曲线,并分析水动阻力及俯仰角变化的原因;根据得到的水动阻力及俯仰角,计算某船身式水上飞机起飞滑跑距离,计算结果与试验结果一致,间接验证了所提出阻力计算公式的有效性,同时也为计算船身式水上飞机起飞滑跑距离提供一种思路。

**关键词:** 船身式水上飞机;查结法;水动阻力;气动修正;起飞滑跑距离

**中图分类号:** V221+.6

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)05-0925-05

水上飞机是指可以在水上起飞、降落和停泊的飞机。水上飞机曾被广泛用于反潜、运输、巡逻、侦察和海上救援等任务。20世纪50年代以后,由于战争需求的减弱以及陆上起降飞机的崛起,水上飞机的发展进入了衰落期<sup>[1]</sup>。但是近年来随着通用航空的发展和新型水上飞机的提出,水上飞机的发展进入了复苏阶段。

水面起飞特性是水上飞机区别于其他陆上起降飞机的主要特性之一,研究水上飞机起飞特性关键是预报起飞滑行阶段的水动阻力。模型试验是水上飞机研制过程中主要使用的阻力研究方法<sup>[2-5]</sup>,也是最准确的阻力预报手段,但试验花费高,不适合初始总体设计阶段使用。随着计算机技术的发展,计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)方法也已经应用于初始设计阶段的阻力计算<sup>[6-7]</sup>,但是要涉及到自由液面和动网格的处理,计算时间会很长,甚至难以接受。工程估算<sup>[8-10]</sup>工作量小,相对准确,可以用于初始设计阶段,但由于之前相当长一段时间内水上飞机发展

的停滞,针对水上飞机水动阻力的理论研究很少,因此也没有专门针对船身式水上飞机水动阻力的工程估算公式。但是针对与船身式水上飞机机身外形相似的滑翔艇滑行阻力的理论研究相对比较多,得到了一些比较成熟的半理论半经验方法,如姆雷法、查结法和舒福德-勃朗法等。这些方法可以在短时间内作阻力特性分析,所以经常在滑翔艇初始设计阶段使用。本文基于查结法,通过气动修正,得到考虑气动布局影响的估算船身式水上飞机中高速静水滑行阻力的半理论半经验公式,应用此公式快速分析某船身式水上飞机的水动特性,并通过计算起飞滑跑距离验证公式的有效性。

## 1 水动阻力计算公式推导

查结法是由苏联流体动力中心提出的滑翔艇阻力估算方法<sup>[11]</sup>。船身式水上飞机在离水和接近离水的中高速滑行阶段运动状况与滑翔艇滑行阶段相似,所以可以通过查结法来估算水上飞机中高速滑行阶段的姿态和静水阻力。但是水上

收稿日期: 2014-06-18; 录用日期: 2014-08-25; 网络出版时间: 2014-09-05 16:02

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0365.html

作者简介: 孙建军(1989—),男,吉林延边人,硕士研究生, jianjun\_sun@163.com

\* 通讯作者: 马东立(1966—),男,山东郓城人,教授, madongli@buaa.edu.cn, 主要研究方向为飞机总体设计。

**引用格式:** 孙建军, 马东立. 船身式水上飞机中高速静水滑行阻力估算[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 925-929.

Sun J J, Ma D L. Resistance evaluation for flying boats sliding at medium and high speed in calm water[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 925-929 (in Chinese).

飞机气动升力和俯仰力矩对姿态和阻力的影响不能忽略,尤其是高速阶段,水上飞机的升沉和俯仰受气动升力和俯仰力矩的影响更大,对阻力的影响也更大;同样螺旋桨拉力(发动机推力)导致的俯仰力矩或在垂直方向的分力较大时,对水上飞机姿态和阻力的影响也不能忽略.所以应用查结法计算水上飞机滑行阻力必须考虑气动布局的影响,即需要对查结法进行气动修正.

只考虑船身式水上飞机的纵向运动,当俯仰角  $\alpha$  不大时,  $\cos \alpha \approx 1$ . 则根据垂直方向的受力平衡可得

$$L + L_0 = \Delta - F_a - F_e \sin(\alpha + \varphi) \quad (1)$$

式中:  $L_0$  为水静浮力, N;  $L$  为水动升力, N;  $\Delta$  为排水量, N;  $F_a$  为铅垂方向气动升力, N;  $F_e$  为螺旋桨拉力, N;  $\alpha$  为俯仰角(纵倾角), rad;  $\varphi$  为螺旋桨拉力线与水平基准之间的夹角, rad.

根据纵向的俯仰力矩平衡可得

$$\Delta \cdot \xi = M_1 + M_{p0} + M_a + M_e \quad (2)$$

式中:  $\xi$  为重心至断阶的水平距离, m;  $M_1$  为水动升力力矩, N · m;  $M_{p0}$  为水静浮力力矩, N · m;  $M_a$  为气动俯仰力矩, N · m;  $M_e$  为螺旋桨拉力力矩, N · m.

由文献[11]可得到经验系数修正后的  $L + L_0$ 、 $M_1$  和  $M_{p0}$  分别为

$$L + L_0 = \left( \frac{0.7\pi\lambda}{1 + 1.4\lambda} + \lambda^2 \frac{\lambda - 0.4}{\lambda + 0.4} \cdot \frac{1}{Fr_B^2} \right) \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 B^2 \alpha \quad (3)$$

$$M_1 = \frac{0.7\pi\lambda}{1 + 1.4\lambda} \left( 0.75 + 0.08 \frac{\lambda^{0.865}}{\sqrt{Fr_B}} \right) l \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 B^2 \quad (4)$$

$$M_{p0} \approx \frac{1}{2} \rho g B l^3 \alpha \left( \frac{\lambda - 0.8}{3\lambda + 1.2} \right) \quad (5)$$

式中:  $\rho$  为水密度, kg/m<sup>3</sup>;  $B$  为浸湿宽度, m;  $l$  为浸湿长度, m;  $\lambda = \frac{l}{B}$  为相当平板浸湿长宽比;  $V$  为滑行速度, m/s;  $Fr_B = \frac{V}{\sqrt{gB}}$  为宽度弗劳德数.

联立式(1)~式(5),可得到考虑气动布局影响的,即考虑气动升力和俯仰力矩以及螺旋桨拉力影响的半理论半经验公式如下:

$$\frac{\Delta}{\frac{1}{2} \rho V^2 B^2 \alpha} = \frac{0.7\pi\lambda}{1 + 1.4\lambda} + \lambda^2 \frac{\lambda - 0.4}{\lambda + 0.4} \cdot \frac{1}{Fr_B^2} + \frac{F_a + F_e \sin(\alpha + \varphi)}{\frac{1}{2} \rho V^2 B^2 \alpha} \quad (6)$$

$$m_\Delta = \left[ \frac{1}{2} \rho V^2 B^3 \frac{0.7\pi\lambda^2 \alpha}{1 + 1.4\lambda} \left( 0.75 + 0.08 \frac{\lambda^{0.865}}{\sqrt{Fr_B}} \right) + 1/2 \rho g B^4 \lambda^3 \alpha \frac{\lambda - 0.8}{3\lambda + 1.2} + M_a + M_e \right] / (\Delta \cdot B) \quad (7)$$

式中:  $m_\Delta = \frac{\xi}{B}$  为重心至断阶处的相对距离.

联立式(6)和式(7)即可计算一定速度下船身式水上飞机的俯仰角  $\alpha$  和浸湿长宽比  $\lambda$ .

考虑底部斜升角  $\beta$ , 进行  $\beta$  角修正, 根据文献[11], 修正后的浸湿长宽比  $\lambda_\beta$  和俯仰角  $\alpha_\beta$  如下:

$$\lambda_\beta = \lambda^{0.8} \frac{1}{\cos \beta} [1 - 0.29(\sin \beta)^{0.28}] \cdot \left[ 1 + 1.35(\sin \beta)^{0.44} \frac{m_\Delta}{\sqrt{Fr_B}} \right] \quad (8)$$

$$\alpha_\beta = \alpha + \frac{0.15(\sin \beta)^{0.8}}{Fr_B^{0.3}} \cdot \frac{1 - 0.17\sqrt{\lambda_\beta \cos \beta}}{\sqrt{\lambda_\beta \cos \beta}} \quad (9)$$

根据式(8)和式(9),可得气动修正后的水动阻力计算公式如下:

$$R = [\Delta - F_a - F_e \sin(\alpha_\beta + \varphi)] \tan \alpha_\beta + (C_f + \Delta C_f) \frac{1}{2} \rho V^2 S_\beta \quad (10)$$

式中:  $S_\beta = \lambda_\beta B^2$  为考虑  $\beta$  修正的浸湿面积, m<sup>2</sup>;  $C_f = \frac{0.075}{(\lg Re - 2)^2}$  为摩擦阻力系数,  $Re = \frac{\rho V l_\beta}{\mu} = \frac{V l_\beta}{\nu}$  为雷诺数,  $l_\beta$  为考虑  $\beta$  修正的浸湿长度,  $\mu$  为水动力黏性系数,  $\nu$  为水运动黏性系数;  $\Delta C_f$  为摩擦阻力表面粗糙度修正系数,一般可取  $0.4 \times 10^{-3}$ .

## 2 计算方法与流程

计算通过 MATLAB 软件编程实现<sup>[12]</sup>, 计算流程如下:

1) 通过 CFD 计算得到考虑地效的不同速度和迎角下的全机气动升力、阻力和俯仰力矩, 建立气动数据库.

2) 以水上飞机排水量  $\Delta$ 、速度  $V$ 、浸湿宽度  $B$  和重心至断阶的水平距离  $\xi$  为计算输入, 首先得到宽度弗劳德数  $Fr_B$  和重心纵向位置系数  $m_\Delta$ .

3) 由式(6)~式(8)得到  $\beta$  角修正后的浸湿长宽比  $\lambda_\beta$  和俯仰角  $\alpha_\beta$ .

4) 根据式(10)计算水动阻力  $R$ .

## 3 某船身式水上飞机中高速滑行阶段水动特性分析

应用推导得到的水动阻力估算公式, 进行某

小型船身式无人水上飞机中高速滑行阶段水动特性分析,表1是某船身式水上飞机的部分主要总体参数.

表1 某水上飞机主要参数

Table 1 Main parameters of the flying boat

参数	数值
翼展/m	3.2
机身长度/m	2.3
断阶宽度/m	0.3
断阶处横向斜升角/(°)	20

滑行艇起滑过程,可分为3个阶段:排水航态,体积弗劳德数  $Fr_V < 1$ ,船体基本靠静浮力支持;过渡航态,  $1 < Fr_V < 3$ ,此过程中船体呈现明显的尾倾现象(头部抬高,尾部下沉),动升力不断增加,阻力成分复杂;滑行航态,  $Fr_V > 3$ ,此时航速较高,船体基本上靠动升力托起. 查结法主要适用于滑行状态的阻力估算.

船身式水上飞机的起飞过程划分可以参考滑行艇的划分方法,当  $Fr_V > 3$  以后,水上飞机基本进入滑行状态,机体主要靠水动升力和气动升力支持,此时水上飞机的速度处于中高速范围,因此本文中的中高速是指  $Fr_V > 3$  的速度. 本节即进行  $Fr_V > 3$  以后水上飞机水动力特性计算和分析,具体速度范围是  $V = 5 \sim 13 \text{ m/s}$ ,其中水上飞机抬前轮速度为  $13 \text{ m/s}$ ,离水速度为  $15 \text{ m/s}$ .

### 3.1 俯仰角随体积弗劳德数变化规律

水上飞机水面滑行阶段俯仰角随体积弗劳德数变化曲线如图1所示.

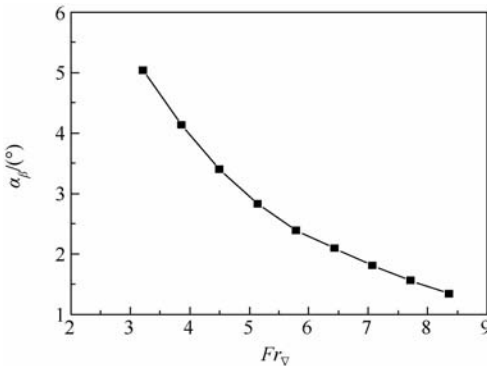


图1 俯仰角随体积弗劳德数变化曲线

Fig. 1 Pitch angle varying with the volume Froude number

速度为  $5 \text{ m/s}$  时,俯仰角达到最大  $5.1^\circ$ ,这与滑行艇过渡阶段出现尾倾现象一致. 随着速度增加,俯仰角不断减小,主要原因是进入高速滑行阶段,机身尾部离水,断阶导致的分离区消失,分离引起的负升力消失,相当于断阶后的正升力增加,全机抬头力矩减小而产生低头运动;用于计算分析的水上飞机由于特殊性能需要采用高置螺旋桨布局,

整个起飞过程都产生很大的低头力矩,速度不够高或不加操纵时水动和气动力矩不能完全将飞机配平,而使飞机保持有一定的低头运动,所以全机俯仰角在不断减小. 俯仰角降低逐渐变得缓慢,正是水动力和气动力产生的抬头力矩增加而导致的.

### 3.2 水动阻力随体积弗劳德数变化规律

水上飞机水面滑行阶段水动阻力随体积弗劳德数变化曲线如图2所示.

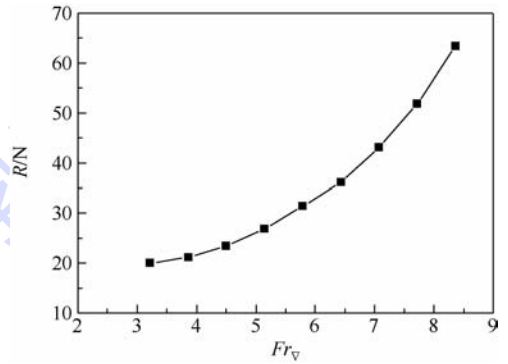


图2 水动阻力随体积弗劳德数变化曲线

Fig. 2 Hydrodynamic resistance varying with the volume Froude number

滑行阶段的水动阻力包括摩擦阻力和剩余阻力,剩余阻力包括兴波阻力、飞溅阻力和黏压阻力. 随着滑行速度的增加,各阻力在总阻力中所占的比例不同. 阻力与速度的平方成比例,一般随速度增加而增加,不同构型的滑行艇水动阻力随速度(或  $Fr_V$ )变化趋势不同. 本文计算的船身式无人水上飞机后机身离水后,滑行状态接近无断阶的尖艏型滑行艇,尖艏型滑行艇在  $Fr_V > 3$  以后,阻力随  $Fr_V$  增加近似直线增加,在文献[11,13]中都有分析. 本文通过所推导半理论半经验公式得到的水动阻力是总阻力,在飞机抬前轮之前,随着滑行速度的增加,水动阻力增加,是因为计算的水上飞机因高置螺旋桨布局等原因导致俯仰角始终随速度增加而减小,使得前机身浸入水中面积增加;虽然全机水线在中高速阶段随速度增加而不断下降,使全机浸湿面积有减小趋势,但在升沉运动和俯仰运动的综合作用下全机浸湿面积随速度变化较小,因此摩擦阻力始终随速度增加较快,总阻力始终增加.

## 4 水面滑跑距离计算

根据估算得到的俯仰角和建立起来的气动数据库,可以得到相应速度状态下的气动阻力,并且估算得到了水动阻力,从而可以计算某船身式水上飞机水面起飞滑跑距离.

对于纵向运动,考虑水动阻力,可以得到适用于水上飞机起飞滑跑距离的计算方程<sup>[14-15]</sup>:

$$\begin{cases} \frac{\Delta}{g} \cdot \frac{dV}{dt} = F_c \cos(\alpha_\beta + \varphi) - D_a - D_w \\ d_{t_0} = \int V dt \end{cases} \quad (11)$$

式中: $D_a$ 为水平方向空气阻力,N; $D_w$ 为水平方向水动阻力,N; $d_{t_0}$ 为起飞滑跑距离,m.

由方程(11)可以得到:

$$\begin{cases} d_{t_0} = \frac{\Delta}{g} \int_0^V F(V) dV \\ F(V) = \frac{V}{F_c \cos(\alpha_\beta + \varphi) - D_a - D_w} \end{cases} \quad (12)$$

式中: $F_c \cos(\alpha_\beta + \varphi) - D_a - D_w$ 是水平方向的剩余拉力,根据估算结果可以得到 $F(V)$ 在中高速阶段随速度变化曲线.但是在后机身离水前的低速阶段( $V = 0 \sim 5$  m/s),以及抬前轮到离水阶段( $V = 13 \sim 15$  m/s), $F(V)$ 无法通过经验公式估算,本文以线性关系代替,则 $F(V)$ 在整个速度范围内随速度变化曲线如图3所示.

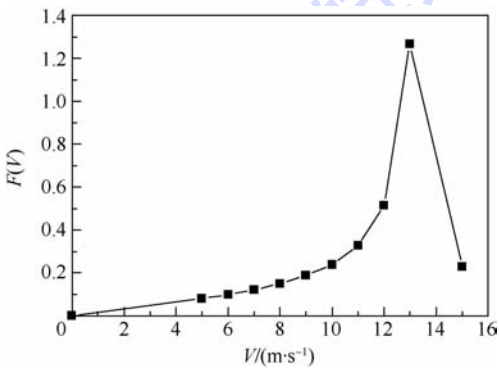


图3  $F(V)$ 随速度变化曲线

Fig. 3  $F(V)$  varying with velocity change

通过式(12)得到起飞滑跑距离为60.1 m.飞机实际试飞得到的起飞滑跑距离约为60 m,与通过计算得到的起飞滑跑距离一致,从而间接证明了本文提出的考虑气动布局影响的计算船身式水上飞机中高速静水滑行阻力的方法是可行的,同时也为船身式水上飞机起飞滑跑距离计算提供了一种思路.

当然,本文计算滑行距离时, $F(V)$ 在低速阶段和抬前轮到离水阶段都直接使用直线代替实际曲线,会对滑行距离计算造成一定误差.但是低速阶段的滑行距离短,同时不同阶段的误差可能相互抵消,所以起飞滑跑距离计算值与试验值基本相同.

## 5 结 论

本文创新性地将滑翔艇水动阻力计算方法经

气动修正后应用到船身式水上飞机静水滑行阻力估算中,并进行了某船身式水上飞机水动阻力特性研究,所得结论如下:

1) 基于计算滑翔艇滑行阻力的查结法,推导出计算船身式水上飞机静水滑行阻力的半理论半经验公式,公式中考虑了水上飞机气动布局影响,适用于中高速滑行阶段.

2) 通过编写计算程序,计算了某船身式水上飞机中高速阶段水动特性,得到了俯仰角和水动阻力随体积弗劳德数变化曲线,俯仰角和水动阻力变化趋势可以理论解释,并与试验过程相符.

3) 根据中高速滑行阻力的计算结果,以及对 $F(V)$ 适当的近似,得到了某船身式水上飞机起飞滑跑距离,计算结果与实际试飞得到的起飞滑跑距离相符,间接证明了本文提出的计算船身式水上飞机中高速静水滑行阻力的半理论半经验公式的有效性,也为水上飞机起飞滑跑距离计算提供了一种思路.

## 参考文献 (References)

- [1] 褚林塘,叶树林.水上飞机文集[M].北京:航空工业出版社,2011:77-95,96-108.  
Zhu L T, Ye S L. Collected works of seaplane[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2011: 77-95, 96-108 (in Chinese).
- [2] Truscott S, Parkinson J B, Ebert J W, et al. Hydrodynamic and aerodynamic tests of models of flying-boat hulls designed flow aerodynamic drag-NACA models 74, 74-A, and 75, NACA-TN-668[R]. Washington, D. C.: NACA, 1938.
- [3] Parkinson J B, Olson R E, House R O. Hydrodynamic and aerodynamic tests of a family of models of seaplane floats with varying angles of dead rise-NACA models 57-A, 57-B, and 57-C, NACA-TN-716[R]. Washington, D. C.: NACA, 1939.
- [4] Davidson K S M, Locke F W S. General tank tests on the hydrodynamic characteristics of four flying-boat hull models of differing length-beam ratio, NACA-ARR-4F15[R]. Washington, D. C.: NACA, 1944.
- [5] Parkinson J B, Olson R E, Dreley E C, et al. Aerodynamic and hydrodynamic tests of a family of models of flying-boat hulls derived from a streamline body: NACA model 84 series, NACA-ARR-3H15[R]. Washington, D. C.: NACA, 1943.
- [6] Qiu L J, Song W B. Efficient decoupled hydrodynamic and aerodynamic analysis of amphibious aircraft water takeoff process[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(5): 1369-1379.
- [7] 倪崇本,朱传仁,缪国平,等.计及航行姿态变化的高速多体船阻力预报[J].水动力学研究与进展A辑,2011,26(1): 101-107.  
Ni C B, Zhu C R, Miao G P, et al. The resistance prediction for high speed multi-hull vessels with consideration of hull gesture variation during voyage[J]. Chinese Journal of Hydrodynamic, 2011, 26(1): 101-107 (in Chinese).

- [8] 董文才,吴晓光,夏飞,等.一种考虑动升力影响的高速艇迎浪纵向运动的数学模型[J].海军工程大学学报,2005,17(4):32-37.  
Dong W C, Wu X G, Xia F, et al. Mathematical model on longitudinal motion of high speed craft in heading sea considering effect of hydrodynamic lift[J]. Journal of Naval University of Engineering, 2005, 17(4): 32-37 (in Chinese).
- [9] Zhu Y G, Fan G L, Yi J Q. Modeling longitudinal aerodynamic and hydrodynamic effects of a flying boat in calm water [C] // Proceedings of the 2011 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 2039-2044.
- [10] 武庆威,高霄鹏,吴彬.水上飞机滑行阶段静水阻力的一种估算方法[J].航海工程,2013,42(3):154-157.  
Wu Q W, Gao X P, Wu B. A method to evaluate the resistance of seaplane sliding in still water [J]. Ship & Ocean Engineering, 2013, 42(3): 154-157 (in Chinese).
- [11] 赵连恩,谢永和.高性能船舶原理与设计[M].北京:国防工业出版社,2009:255,263-266.  
Zhao L E, Xie Y H. The principle and design of high performance ships [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2009: 255, 263-266 (in Chinese).
- [12] 张乔斌,尹成彬,吴开峰.滑行艇阻力近似计算方法对比研究[J].中国舰船研究,2012,7(3):25-29.  
Zhang Q B, Yin C B, Wu K F. Comparison between “ЦАГИ” method and SIT method for resistance prediction of planning crafts [J]. Chinese Journal of Ship Research, 2012, 7(3): 25-29 (in Chinese).
- [13] 李云波.船舶阻力[M].哈尔滨:哈尔滨工程大学出版社,2005:120-123.  
Li Y B. Ship resistance [M]. Harbin: Harbin Engineering University Press, 2005: 120-123 (in Chinese).
- [14] 方振平,陈万春,张曙光.航空飞行器飞行动力学[M].北京:北京航空航天大学出版社,2005:71-72.  
Fang Z P, Chen W C, Zhang S G. Aviation aircraft flight dynamics [M]. Beijing: Beihang University Press, 2005: 71-72 (in Chinese).
- [15] 许震宇,成航,李沙.地效飞行器水面起飞滑跑距离估算方法[J].飞机设计,2011,31(5):12-14.  
Xu Z Y, Cheng H, Li S. The estimated method of the takeoff distance of a WIG on water [J]. Aircraft Design, 2011, 31(5): 12-14 (in Chinese).

## Resistance evaluation for flying boats sliding at medium and high speed in calm water

SUN Jianjun, MA Dongli\*

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Considering the unique multimedia condition during take-off process of a flying boat and referring to the method of studying the resistance performance of a planning boat in the sliding process, a formula, to evaluate the resistance of a flying boat at medium and high speed in calm water, was proposed. The formula combines theoretical analysis and empirical correction and also includes the effect of aerodynamic distribution. With this formula, graphs illustrating hydrodynamic resistance and pitch angle varying with the volume Froude number were obtained and the reasons for the varying were analyzed. Take-off running distance was calculated with the hydrodynamic resistance and pitch angle that calculated from the formula. As the calculated take-off running distance is in consistent with experimental results, the validation of the formula was verified indirectly. And a method to calculate the take-off running distance of a flying boat was also proposed at the same time.

**Key words:** flying boat; “ЦАГИ” method; hydrodynamic resistance; aerodynamic correction; take-off running distance

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0454

# 协同交互情境下双视图耦合的多用户身份识别

杨玉辉<sup>1</sup>, 王伟杰<sup>2</sup>, 万华根<sup>\*2</sup>

(1. 浙江大学 现代教育技术中心, 杭州 310027; 2. 浙江大学 计算机辅助设计与图形学国家重点实验室, 杭州 310058)

**摘 要:** 针对目前协同交互情境下,因遮挡和接触等因素引发的多人协作身份识别错误问题,提出一种双视图耦合的多用户身份识别方法.借助深度相机,分别通过骨骼运动跟踪和卡尔曼滤波建立双视图运动跟踪.利用双视图的用户运动跟踪数据构建相互关联的耦合有限状态机,对耦合关系中的具体运动状态进行分析,建立规则算法;引入实时正误标记值进行多用户身份识别的实时监控与耦合矫正.所提方法与基于单视图的多用户身份识别方法进行对比实验,结果表明,在协同交互情境下所提方法对多用户身份识别更具有鲁棒性.

**关 键 词:** 协同交互; 身份识别; 卡尔曼滤波; 运动跟踪; 有限状态机(FSM)

**中图分类号:** TP391.4

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-5965(2015)05-0930-11



计算机支持协同工作(Computer Supported Cooperative Work, CSCW)是指在计算机支持的环境中,一个群体协同工作完成一项共同的任务.它改善了人们信息交流的方式,提高了群体工作的质量和效率<sup>[1]</sup>.协同交互指在计算机支持协同工作中所使用的人机交互技术.当前多人协同交互情景普遍存在,如体感游戏中多人协同游戏交互、基于桌面的多人多点触摸系统等<sup>[2-3]</sup>.协同交互情景中都会遇到多用户的身份识别问题,如果身份识别不稳定将会导致多用户身份冲突、身份错误引发的分工混乱、授权重复,乃至整个协作任务失败的灾难性问题<sup>[4]</sup>.如何在协同交互情景中健壮地识别用户身份是当前人机交互领域的重要研究方向之一.

当前人机交互中多用户的身份识别方法依其采用的装置主要可分为2大类.

1) 基于单一装置的多用户身份识别方法.这类方法依其具体技术路线主要可分为以下3个子类.

① 基于单视图骨骼运动跟踪的多用户身份识别方法:这类方法以 Gall 等提出的基于骨骼点跟踪和外表评估的运动捕捉方法<sup>[5]</sup>和 Matt 提出的基于骨骼跟踪的多用户身份管理方法<sup>[6]</sup>为代表.其优势在于可以解决多用户之间的部分接触问题,不足在于难以处理多用户之间因遮挡造成的身份识别错误.

② 基于单视图图像运动跟踪的多用户身份识别方法:Salvi 等提出利用单相机跟踪目标的图像比例和运动速度,推导物体的运动轨迹,进行用户身份识别<sup>[7-8]</sup>.张彦超等提出遮挡目标的跟踪处理方法,用于解决运动跟踪中用户的部分遮挡问题<sup>[9-10]</sup>.其优势在于对未接触和未完全遮挡的多用户识别较好,不足在于无法辨别完全遮挡的用户身份和接触状态的多用户身份.

③ 基于单视图人体特征点匹配的多用户身份识别方法:Qin 等提出利用移动深度相机采集用户脸部、外观、骨骼数据存储数据库,将当前用户的信息与数据库进行比对,根据可信度结合运

收稿日期: 2014-04-28; 录用日期: 2014-07-31; 网络出版时间: 2014-12-11 19:47

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141211.1947.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(61272299); 浙江省教育厅项目(Y201225600); 浙江省卫生厅项目(2012KYB064)

作者简介: 杨玉辉(1984—),男,河南洛阳人,硕士研究生,工程师, zju\_edu@zju.edu.cn

\* 通讯作者: 万华根(1968—),男,浙江杭州人,副教授, hgwan@cad.zju.edu.cn, 主要研究方向为自然人机交互、增强现实及应用.

**引用格式:** 杨玉辉, 王伟杰, 万华根. 协同交互情境下双视图耦合的多用户身份识别[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 930-940. Yang Y H, Wang W J, Wan H G. Multi-user identification based on double views coupling in cooperative interaction scenarios[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 930-940 (in Chinese).

动跟踪进行用户识别<sup>[11-13]</sup>. 其优势在于多用户身份特征明显的情况下识别准确率较高,不足之处在于信息匹配可信度低的情况下容易出现身份识别错误.

2) 基于多装置组合跟踪的多用户身份识别方法. Meng 等提出了利用智能手机的陀螺仪、加速度计等,结合深度相机的运动跟踪进行身份识别<sup>[14-15]</sup>. 此类方法的优势在于可以解决多用户遮挡后,身份的重新识别,但是不能解决遮挡过程中用户的身份识别和交互控制.

以上方法常常采用单相机视图,大多涉及到骨骼跟踪、人体特征点匹配、Camshift、卡尔曼滤波、粒子滤波等运动跟踪算法<sup>[16-17]</sup>,虽然在一定程度上实现了协同交互情境下多用户身份识别,但是针对多用户存在的不同干扰因素,如多用户完全遮挡、部分接触、特征点匹配失败、跟踪丢失等没有做出很好的处理,鲁棒性仍有待提高.

本文提出一种协同交互情景下的多用户身份识别方法,它是一种双视图运动跟踪的耦合方法,通过骨骼运动跟踪和卡尔曼滤波建立双视图身份耦合,对耦合关系中的具体运动建立有限状态机(Finite-State Machine, FSM)描述,设定规则算法并引入实时正误标记值,按照有限状态机的指导对各个视图中多用户身份识别进行实时监控与矫正,从而提高协同交互情境下多用户身份识别的鲁棒性.

## 1 基于单视图的多用户身份识别

该部分介绍了前视图和顶视图中本文采用的运动跟踪方法,对各个单视图的多用户身份识别优势和不足进行分析.

### 1.1 基于前视图的多用户身份识别

骨骼运动跟踪已经有了很多相关的研究,比较流行的如 Gall 和 Shotton 等<sup>[5,18]</sup>的骨骼运动跟踪. 本文在前视图中采用了 Shotton 的骨骼运动跟踪方法,利用人体识别和人体的骨骼特征匹配进行骨骼 ID 的分配,提取用户的头部骨骼点为跟踪点,对每个用户 ID 进行身份标记,从而实现用户的身份运动跟踪. 骨骼跟踪可以有效地解决多用户的部分接触问题,保证用户跟踪的正确性,但是无法解决用户遮挡引起的用户身份跟踪错误,造成多用户的跟踪丢失,使用用户的身份识别出现错误.

### 1.2 基于顶视图的多用户身份识别

卡尔曼滤波运动跟踪是常用的运动跟踪方

法,通常采用区域连通算法进行多跟踪目标的分割,Meanshift 聚类算法或 Camshift 自适应漂移算法确定多目标的跟踪点,最后使用卡尔曼滤波进行多目标的运动跟踪<sup>[19]</sup>. 常规的区域连通算法,依据连通阈值形成一个连通决策树,排除重复连通点从而将跟踪目标分割开来<sup>[20]</sup>. 本文对区域连通算法进行了简单改进,增加深度阈值协助多目标分割.

通常区域连通算法采用种子点对相同或近似颜色的相邻像素点进行连通,排除重复像素点形成一个决策树,从而实现目标的分割. 但是当跟踪目标之间发生遮挡时,算法视遮挡目标为一体,会出现分割错误(图 1(a)). 本文采用深度相机增加深度阈值  $\sigma$ , 计算相邻像素之间深度值的欧氏距离,如果相邻像素的欧氏距离小于  $\sigma$ , 则视为连通,否则视为非连通区域. 本文设定  $\sigma = 30 \text{ mm}$ ,  $D_1$  和  $D_2$  为相邻两像素的空间坐标.

$$\text{connected} = \begin{cases} 1 & (|Z_1 - Z_2| < \sigma) \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (1)$$

本文在二维空间区域连通的基础上采用深度相机增加判定条件式(1),变量 connected 的值代表相邻点是否连通,若相邻两像素的深度距离小于  $\sigma$ , connected = 1 则认为相邻两像素在三维空间中连通,为 0 则不连通. 由于遮挡目标之间深度距离限制,可有效地避免遮挡目标被视为一体的分割(图 1(b)),有助于后续运动跟踪的鲁棒性.

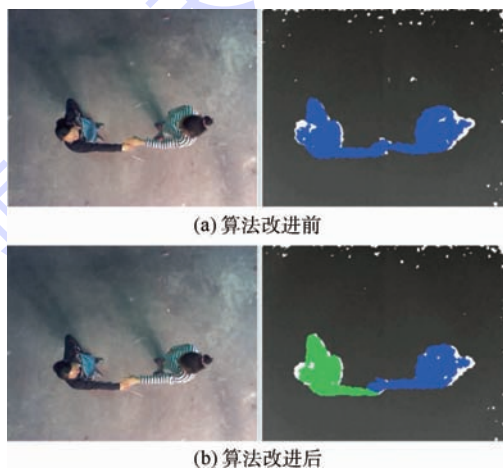


图1 区域连通算法改进前后的人物分割  
Fig.1 Character segmentation of original and improved regional connected algorithm

需要指出的是,虽然改进连通区域计算后结合卡尔曼滤波能够有效地对多目标进行运动跟踪,但是在解决多目标的部分接触问题时仍然会出现跟踪错误.

## 2 方法概述

### 2.1 双视图布局

单视图多用户识别方法在一定程度上实现了对多用户的身份识别,但是无法有效地解决多用户之间因遮挡、接触和跟踪错误,造成的多用户身份识别错误. 本文认为,采用双视图合理布局,建立耦合,通过实时正误标记,实现双视图之间相互矫正,可以有效避免多用户之间因遮挡、交叉等因素造成的用户身份识别错误. 具体双视图布局组合如图 2 所示.

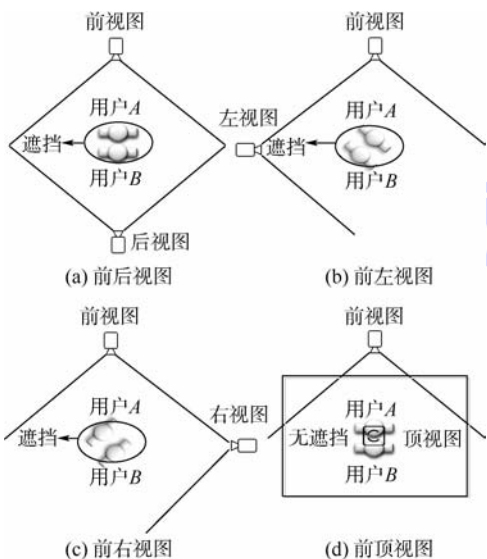


图 2 双视图的布局组合

Fig. 2 Distribution and combination of double views

图 2(a) ~ 图 2(c) 所示的布局方式都会不可避免地出现多用户的遮挡问题,如黑色椭圆圈所示,容易引发因遮挡造成的多用户身份识别错误. 因此,本文采用图 2(d) 所示的前视图和顶视图的布局方式,因为相对于前 3 种双视图布局方式,这种双视图布局能更好地避免多用户之间的相互遮挡.

### 2.2 方法流程

如图 3 所示,所提出的方法主要分为 3 个部分:①骨骼运动跟踪视图. ②卡尔曼滤波运动跟踪视图. ③双视图耦合身份识别与矫正.

运动跟踪部分:前视图和顶视图分别采用了骨骼运动跟踪和卡尔曼滤波运动跟踪的方法,根据用户骨骼跟踪和分割用户跟踪点建立各自的身份标记映射,进行基于身份识别的多用户运动跟踪.

双视图耦合部分:依据双视图的运动跟踪建立耦合有限状态机,依据多用户的运动情况进行状态切换. 对多用户的有限运动状态进行分析,结合各自前后关键帧的运动跟踪状况,分别计算双

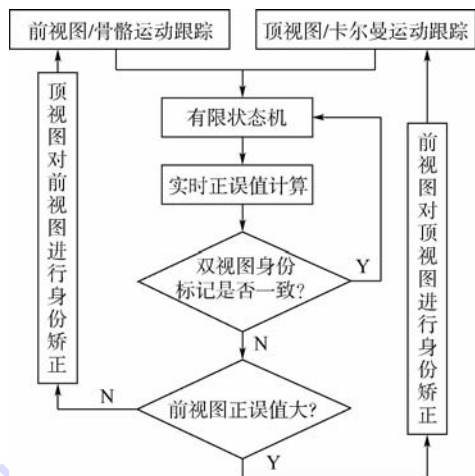


图 3 方法流程图

Fig. 3 Approach procedure chart

视图运动跟踪的实时正误标记值. 匹配当前双视图用户身份标记是否一致,并根据各自正误标记值的大小建立耦合指导矫正关系. 如双视图的实时正误标记值符合有限状态机跟踪的正确条件,双视图中身份标记一致时,返回继续监测下一帧的运动跟踪. 如果身份标记不一致,比较双视图的实时正误标记值的有效性和大小,实时正误标记值大的对实时正误标记值小的视图进行身份识别矫正.

## 3 基于双视图耦合多用户身份识别

本文提出的基于双视图耦合的多用户身份识别方法,首先在双视图的各个视图中分别进行用户身份识别,并进行正误判定,为耦合的有限状态机提供指导. 然后,通过分析耦合前的有限状态机,建立双视图耦合的有限状态机模型. 最后,借助耦合有限状态机模型,建立双视图耦合实时身份矫正的规则算法,实现对错误状态的多用户身份的实时矫正.

### 3.1 双视图中多用户身份识别正误判定

首先对双视图中各个视图的实时身份识别结果进行量化,计算各视图中多用户身份识别的实时正误判定指标. 身份识别准确度研究主要针对连续采样的平均准确度,本文的方法主要分析当前身份识别状态多用户身份识别的实时正误标记值  $\varphi$ . 用户跟踪正确设定  $\varphi = 1$ ,跟踪丢失、跟踪错误和跟踪无效设定  $\varphi = 0$ .

#### 3.1.1 前视图身份识别正误判定

前视图的骨骼运动跟踪中,针对每个用户的身份分配唯一的跟踪 ID,当跟踪正常时每个用户对应的跟踪 ID 不变,用户跟踪出现大面积接触、丢失或者遮挡引发的跟踪错误会导致跟踪 ID 发生变化. 依据跟踪状态的前后关系匹配,建立前视

图的正误判断规则,跟踪正确的用户数为  $\alpha$ , 用户骨骼的实时正误标记值  $W_r = 1$ ; 骨骼跟踪丢失或错误的用户数为  $\beta$ , 实时正误标记值  $W_e = 0$ , 则前视图多用户身份识别正误判定为跟踪用户的平均实时正误标记值  $W_f$ :

$$W_f = \frac{\sum_{i=1}^{\alpha} W_r + \sum_{j=1}^{\beta} W_e}{\alpha + \beta} \quad (2)$$

式中:  $W_f$  的取值范围为  $0 \sim 1.0$ . 式(2)的主要作用是对前视图的骨骼运动追踪正误程度进行评估, 为顶视图耦合身份识别实时矫正提供指导. 通过  $W_f$  的值可以判断前视图中当前运动跟踪的准确程度, 如视图中总人数  $\alpha + \beta = 5$ ,  $W_f = 0.8$ , 由此可知前视图中 4 名用户跟踪正确, 1 名用户跟踪丢失或错误, 根据用户标记可以确定到跟踪错误的用户.

### 3.1.2 顶视图身份识别正误判定

顶视图中卡尔曼滤波的多目标运动跟踪, 采

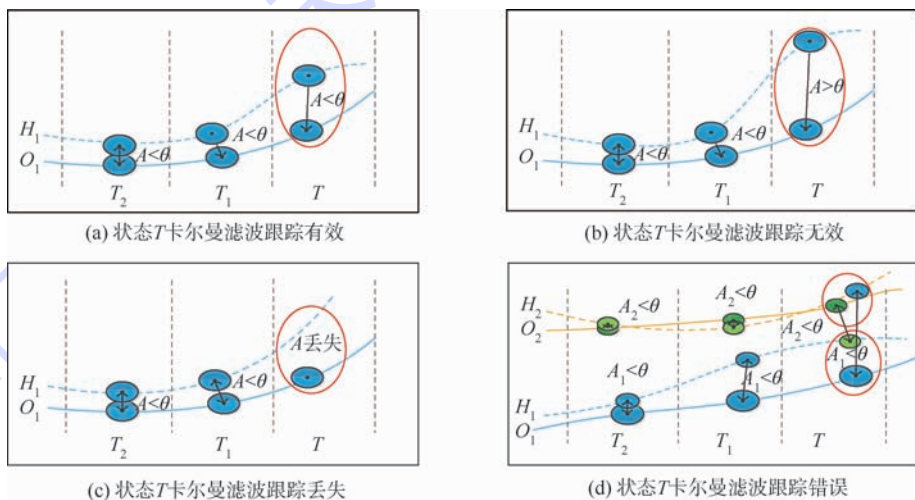


图4 卡尔曼滤波跟踪状态分析图

Fig. 4 Analysis diagram of Kalman filtering tracking status

图4(a)状态  $T$ , 卡尔曼运动跟踪预测位置  $H_1$  和实际位置  $O_1$  的跟踪误差为  $A_T$ ,  $A_T < \theta$  则运动误差在有效距离之内, 运动跟踪预测有效, 实时正误标记值  $\varphi = 1$ ; 图4(b)状态  $T$ , 卡尔曼运动跟踪预测的误差  $A_T > \theta$ , 如椭圆圈内所示, 则运动跟踪预测无效, 实时正误标记值  $\varphi = 0$ ; 图4(c)状态  $T$ , 卡尔曼运动跟踪出现跟踪丢失, 此时跟踪误差  $A_T$  不存在, 因此当前状态的运动跟踪错误, 实时正误标记值  $\varphi = 0$ ; 图4(d)状态  $T$ , 多用户的运动跟踪, 虽然多用户的跟踪误差  $A_T$  都在有效距离  $\theta$  之内, 但是根据前后运动预测状态可知,  $T_1$  预测位置同  $T$  预测位置轨迹发生交叉.  $T_1$  实际位置同  $T$  实际位置轨迹无交叉点, 造成预测位置同实际位置的最小欧氏距离映射错误  $(O_2, H_1)$ 、 $(O_1, H_2)$ .

用预测位置与实际位置的最小欧氏距离来评价运动跟踪的误差. 假设当前帧  $T$  时刻, 滤波预测空间坐标为  $H_T(X_H, Y_H, Z_H)$ , 实际位置向量为  $O_T(X_O, Y_O, Z_O)$ , 滤波的误差距离为

$$A_T = \sqrt{(X_H - X_O)^2 + (Y_H - Y_O)^2 + (Z_H - Z_O)^2} \quad (3)$$

式(3)中  $A_T$  越小运动跟踪的精度越高, 针对当前状态  $T$ , 根据多用户实际运动跟踪设定有效误差距离阈值为  $\theta$ , 设定跟踪的正误标记值为  $\varphi$ , 进行跟踪结果正误量化. 卡尔曼运动跟踪中, 对当前状态  $T$  可能出现的各种常见形式进行分析, 并给出跟踪正误标记的量化计算. 假定  $O_i$  和  $H_i$  分别为运动跟踪中的实际位置和预测位置, 其中  $i$  用于区分跟踪用户, 从而建立实际位置与预测位置的对应映射如  $(O_1, H_1)$ 、 $(O_2, H_2)$  等, 不同用户运动跟踪的误差距离分别为  $A_1$  和  $A_2$  等, 具体运动跟踪形式如图4所示.

图4(d)椭圆圈内所示, 错误跟踪用户的身份识别实时正误标记值  $\varphi = 0$ .

依据跟踪状态的前后关系匹配, 建立顶视图身份识别的正误判断规则, 跟踪正确的用户数为  $\alpha$ , 实时正误标记值  $W_{Ti} = 1$ ; 用户跟踪丢失或错误的用户数为  $\beta$ , 实时正误标记值  $W_{Tj} = 0$ , 则顶视图卡尔曼滤波身份识别正误判定为跟踪用户的平均实时正误标记值  $W_T$ :

$$W_T = \frac{\sum_{i=1}^{\alpha} W_{Ti} + \sum_{j=1}^{\beta} W_{Tj}}{\alpha + \beta} \quad (4)$$

式中:  $W_T$  的取值范围为  $0 \sim 1.0$ . 式(4)的主要作用是对顶视图卡尔曼滤波运动追踪的正误程度进行评估, 为前视图耦合身份识别实时矫正提供指

导.通过  $W_T$  的值可以判断顶视图中实时运动跟踪的准确程度,根据用户标记可以具体到所有用户的跟踪正误,便于双视图的耦合.

### 3.2 双视图耦合有限状态机

针对两个视图中不同的用户识别方法,本文提出采用五元组  $M = (Q, \Sigma, \delta, q_0, F)$ ,建立双视图有限状态机模型.其中  $Q$  为非空有限状态集,  $\Sigma$  为接受状态集合,  $\delta$  为转移函数,  $q_0$  为初始状态,  $F$  为最终状态集合.

假设已知场景中用户数为  $N$ ,  $W_T$  和  $W_F$  分别为顶视图和前视图的实时正误标记值,则双视图有限状态机的状态转移表如表 1 所示.

表 1 双视图有限状态转移表

Table 1 Finite state conversion table based on double view

条件	状态 $Q_1$ :	状态 $Q_2$ :	状态 $Q_3$ :	状态 $Q_4$ :
	双视图跟踪正确	前视图跟踪异常	顶视图跟踪异常	双视图跟踪异常
$\delta_1 (W_F = 1, W_T = 1)$	状态 $Q_1$	状态 $Q_1$	状态 $Q_1$	状态 $Q_1$
$\delta_2 (W_F < 1, W_T = 1)$	状态 $Q_2$	状态 $Q_2$	状态 $Q_2$	状态 $Q_2$
$\delta_3 (W_F = 1, W_T < 1)$	状态 $Q_3$	状态 $Q_3$	状态 $Q_3$	状态 $Q_3$
$\delta_4 (W_F < 1, W_T < 1)$	状态 $Q_4$	状态 $Q_4$	状态 $Q_4$	状态 $Q_4$

表 1 中,  $Q_1$  状态,双视图跟踪正确,通常体现为多用户之间非遮挡和非接触的运动跟踪;  $Q_2$  状态,前视图正误标记值  $W_F < 1$ ,顶视图正误标记值  $W_T = 1$ ,通常体现为前视图因用户之间遮挡造成用户跟踪丢失,以及遮挡后引发的跟踪错误;  $Q_3$  状态,前视图正误标记值  $W_F = 1$ ,顶视图正误标记值  $W_T < 1$ ,通常体现为顶视图因用户之间的部分接触造成用户跟踪丢失和接触结束后引发的跟踪错误;  $Q_4$  状态,双视图的正误标记值都小于 1,双视图都出现跟踪错误或丢失情况,通常体现为多用户之间出现既接触又遮挡的情况或大面积接触造成的多用户人数合并.

表 1 是一个理论的状态转移表,由于  $Q_4$  状态因为大面积接触、跟踪错误、跟踪丢失等因素造成的双视图异常.双视图的低正误标记值,难以推导出状态转移条件  $\delta_1$ 、 $\delta_2$  和  $\delta_3$  对其状态转移进行指导,本文采用初始化算法进行状态转化.由双视图有限状态转移表,结合耦合前的有限状态机模型(图 5(a))分析,建立双视图耦合的有限状态机模型(图 5(b)),并指导双视图进行耦合的多用户身份识别.

图 5(a)是双视图耦合前的有限状态机模型,所有状态之间通过条件  $\delta$  相互转化,异常状态  $Q_2$ 、 $Q_3$  和  $Q_4$  由于缺乏耦合的正确指导,身份识别的异常状态持续存在并能够相互转移;图 5(b)为双视图耦合后的有限状态机模型,通过耦合对异

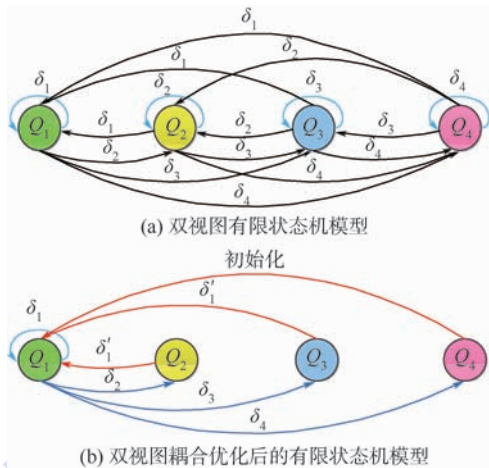


图 5 双视图耦合有限状态机模型

Fig. 5 Coupling finite-state machine model based on double views

常状态  $Q_2$ 、 $Q_3$  和  $Q_4$  进行身份识别的矫正指导.  $Q_2 \rightarrow Q_1$  状态转移中,因  $Q_2$  状态正误标记值  $W_F < 1$ ,  $W_T = 1$ ,所以  $\delta'_1$  为顶视图对前视图进行指导,指导后的效果等同于  $\delta_1 (W_F = 1, W_T = 1)$ ,并趋向转化为  $Q_1$  状态,然后由等同的  $Q_1$  状态再转化为其他状态.同理  $Q_3$  的转化过程也是一个耦合指导的过程,而  $Q_4$  状态难以推导出  $\delta_1 (W_F = 1, W_T = 1)$  指导条件,因此采取初始化算法重新跟踪进行身份识别.

从以上描述不难看出,所提出的双视图耦合有限状态机模型是一个指导、矫正和匹配模型,是指导双视图中状态机的异常错误状态向正确状态推导转化的过程模型.

### 3.3 双视图耦合多用户身份识别矫正

通过对顶视图和前视图运动的跟踪正误量化,实现双视图的运动跟踪耦合.建立基于双视图跟踪正误标记值的耦合机制,依据双视图耦合的有限状态机模型,对单个视图中的用户身份标记进行矫正,从而提高协同交互情景下的用户身份识别能力.具体耦合机制为

$$W = \begin{cases} W_F & W_F = 1, W_T < 1 \\ W_T & W_F < 1, W_T = 1 \\ W_F = W_T & W_F = 1, W_T = 1 \\ 0 & W_F < 1, W_T < 1 \end{cases} \quad (5)$$

式(5)中,当前视图正误标记值  $W_F = 1$  且顶视图正误标记值  $W_T < 1$  时,双视图耦合的正误标记值采用前视图,说明顶视图发生身份跟踪异常.根据有限状态机判断当前的运动状态,双视图用户标记不一致时,利用前视图对顶视图用户身份进行矫正.

当前视图正误标记值  $W_F < 1$  且顶视图正误标记值  $W_T = 1$  时,双视图耦合的正误标记值采用

顶视图,说明前视图发生身份跟踪异常,根据有限状态机判断当前的运动状态,双视图用户标记不一致时,顶视图对前视图用户身份进行矫正。

当前视图正误标记值  $W_F = 1$  且顶视图正误标记值  $W_T = 1$  时,根据有限状态机判断当前的运动状态,通常  $W_F = W_T = 1$ ,双视图跟踪正确。

当前视图正误标记值  $W_F < 1$  且顶视图正误标记值  $W_T < 1$  时,双视图跟踪均出现异常,根据有限状态机判断当前的运动状态,此时重启算法,重新进行用户跟踪。

## 4 实验结果

实验硬件环境为 CPU: Intel 酷睿, i7-3770 3.4 GHz, 显卡: 技嘉 N660OC-2GD, 显存 2 GB, 内

存: G. SKILL RipjawsX DDR3 1 600, 容量 8 GB; 双 Kinect 相机; 软件环境为 Kinect SDK1.6, Microsoft Visual Studio 2010; 空间环境为前视图 Kinect 相机高度 1.5 m, 顶部 Kinect 相机高度 3.7 m. 实验内容为: 实验对有限状态机模型中状态  $Q_1$ 、 $Q_2$ 、 $Q_3$  和  $Q_4$  对应的常见身份识别类型为无接触和遮挡多用户身份识别、多用户遮挡的身份识别、多用户部分接触的身份识别、多用户大面积接触和接触与遮挡并存的身份识别, 进行状态间相互转化的身份识别实验。

### 4.1 无接触和遮挡的身份识别

采用双视图耦合的多用户身份识别方法, 对双视图跟踪正常状态即多用户之间无遮挡和接触的运动跟踪进行实验, 如图 6 所示。

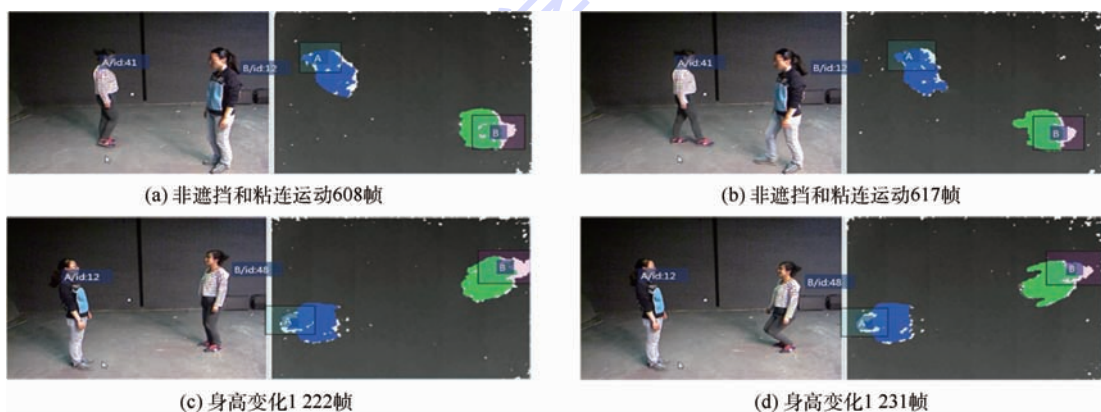


图 6 双视图耦合无接触和遮挡的身份识别效果

Fig. 6 Identification effect of double views coupling without contact and occlusion

图 6(a) 和图 6(b) 为截取连续图像中 608 帧和 617 帧的跟踪结果, 多用户之间无遮挡和接触的运动跟踪, 双视图中用户身份标记 A、B 一致, 且前后 608 帧和 617 帧的多用户身份也识别一致; 图 6(c) 和图 6(d) 为截取连续图像中 1222 帧和 1231 帧的跟踪结果, 虽然用户的身高发生变化, 但双视图中用户身份标记 A、B 一致, 且前后 1222 帧和 1231 帧的多用户身份识别也一致. 608 ~ 617 帧和 1222 ~ 1231 帧每帧对应的实时正误标记值均为 1, 前视图和顶视图连续每帧的正误标记值均为 1, 用户身份识别正确无需矫正, 双视图耦合效果等同于单视图。

### 4.2 遮挡身份识别

在用户遮挡因素的干扰下, 双视图耦合与单视图的多用户身份识别效果如图 7 所示, 左侧为遮挡干扰下的单相机前视图实验效果, 右侧为耦合的双视图实验效果, 耦合过程相关变量数据如表 2 所示。

图 7(a) ~ 图 7(c) 为单视图的前视图实验,

RGB 图像和深度图身份识别效果, 因为用户间的遮挡容易发生识别错误. 图 7(b) 用户之间发生遮挡, 导致被遮挡用户跟踪丢失. 图 7(c) 遮挡结束后引发身份 ID 发生变化, 从而导致用户身份标记 A/B 发生错误; 图 7(d) ~ 图 7(f) 为双视图耦合的用户身份识别效果, 462 ~ 478 帧前视图 RGB 图像中, 用户 ID 虽然发生变化, 但是用户身份标记仍然映射正确, 同顶视图用户标记识别一致. 表 2 中  $T$  和  $F$  分别为顶视图和前视图实时监测场景中用户数,  $W_T$  和  $W_F$  分别为顶视图和前视图的实时正误标记值,  $W$  为双视图耦合实时正误标记值. 表 2 中 464 ~ 476 帧前视图监测到场景中人数为 1, 顶视图为 2 可知前视图中出现遮挡情况, 用户 ID 发生变化, 引发跟踪丢失, 实时准确度降低, 而顶视图跟踪实时正误标记值均为 1,  $W_T > W_F$  顶视图对前视图进行耦合矫正 (图 8)。

图 8(a) 即耦合矫正前, 前视图用户 A 对用户 B 发生遮挡, 从而造成遮挡后用户 A 和用户 B 身份的跟踪错误。

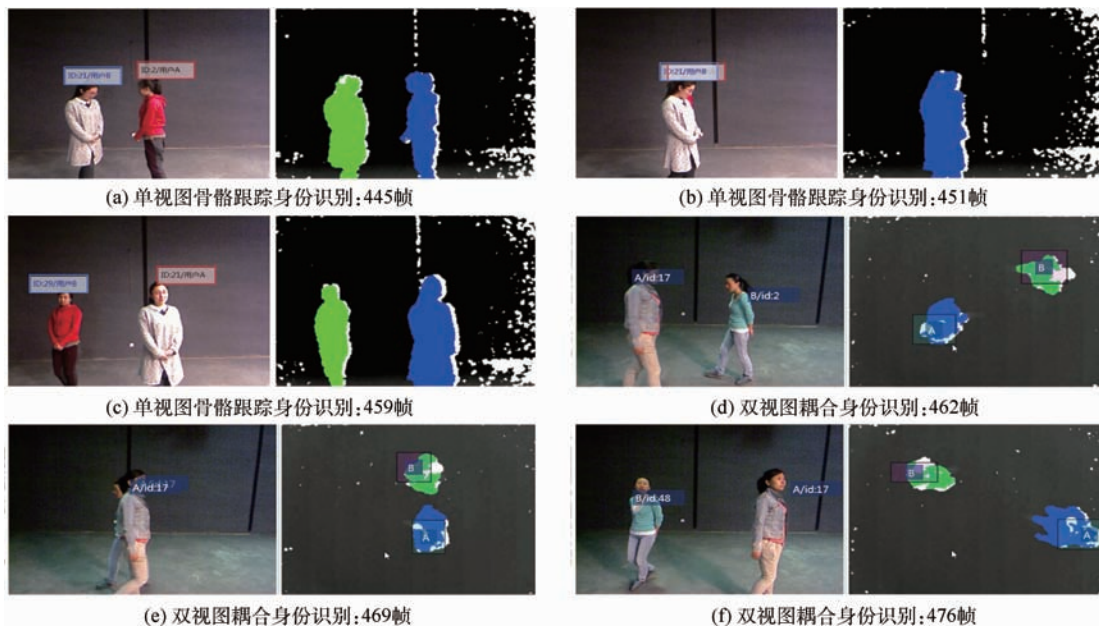


图7 遮挡干扰下耦合双视图与单视图的多用户身份识别效果

Fig. 7 Identification effect of coupling double views and single view by interfering with occlusion

表2 遮挡干扰下的双视图耦合过程变量数据

Table 2 Variable data of double views coupling process by interfering with occlusion

数据帧	$T$	$F$	身份一致	$W_F$	$W_T$	$W$
462	2	2	YES	1.00	1.00	1.00
463	2	2	YES	1.00	1.00	1.00
464	2	1	NO	0.50	1.00	1.00
465	2	1	NO	0.50	1.00	1.00
466	2	1	NO	0.50	1.00	1.00
467	2	1	NO	0.50	1.00	1.00
468	2	1	NO	0.50	1.00	1.00
469	2	1	NO	0.50	1.00	1.00
470	2	1	NO	0.50	1.00	1.00
471	2	1	NO	0.50	1.00	1.00
472	2	1	NO	0.50	1.00	1.00
473	2	1	NO	0.50	1.00	1.00
474	2	1	NO	0.50	1.00	1.00
475	2	1	NO	0.50	1.00	1.00
476	2	1	NO	0.50	1.00	1.00
477	2	2	YES	1.00	1.00	1.00
478	2	2	YES	1.00	1.00	1.00

由图8(b)顶视图中用户A和用户B运动轨迹可知,顶视图不受用户A和用户B前视图遮挡的影响.图8(c)为顶视图依据表2数据对前视图进行耦合矫正后的结果,从图8(c)前视图用户A和B的运动轨迹可知,耦合矫正后A和B用户跟踪正确.

### 4.3 部分接触的身份识别

在用户部分接触因素的干扰下,双视图耦合与单视图的多用户身份识别效果如图9所示,双视图身份识别的耦合过程相关变量数据见表3.

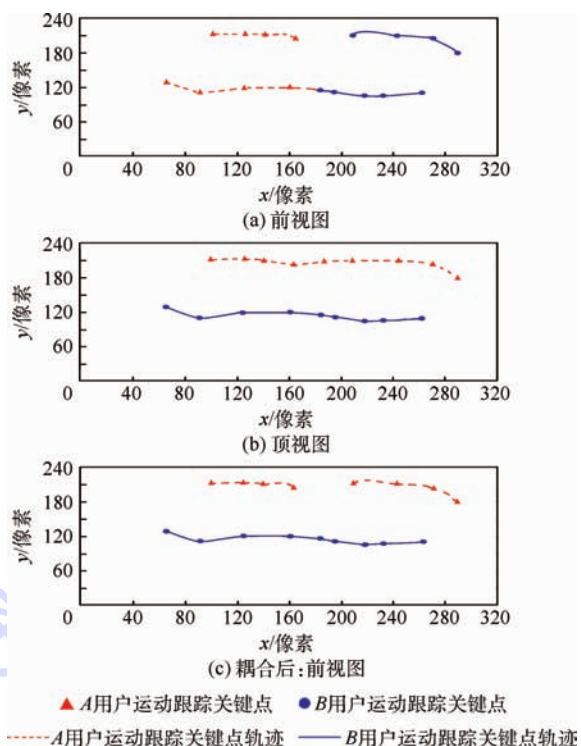


图8 遮挡干扰下多用户身份识别的双视图耦合矫正过程

Fig. 8 Double views coupling corrections process of multi-user identification by interfering with occlusion

图9(a)~图9(c)为单视图的顶视图实验,RGB图像和深度图跟踪效果.图9(b)发生用户之间的部分接触,导致顶视图用户难易分割,从而引发出用户身份标记A或B出现丢失,接触结束后用户身份标记A或B发生跟踪错误(图9(c));

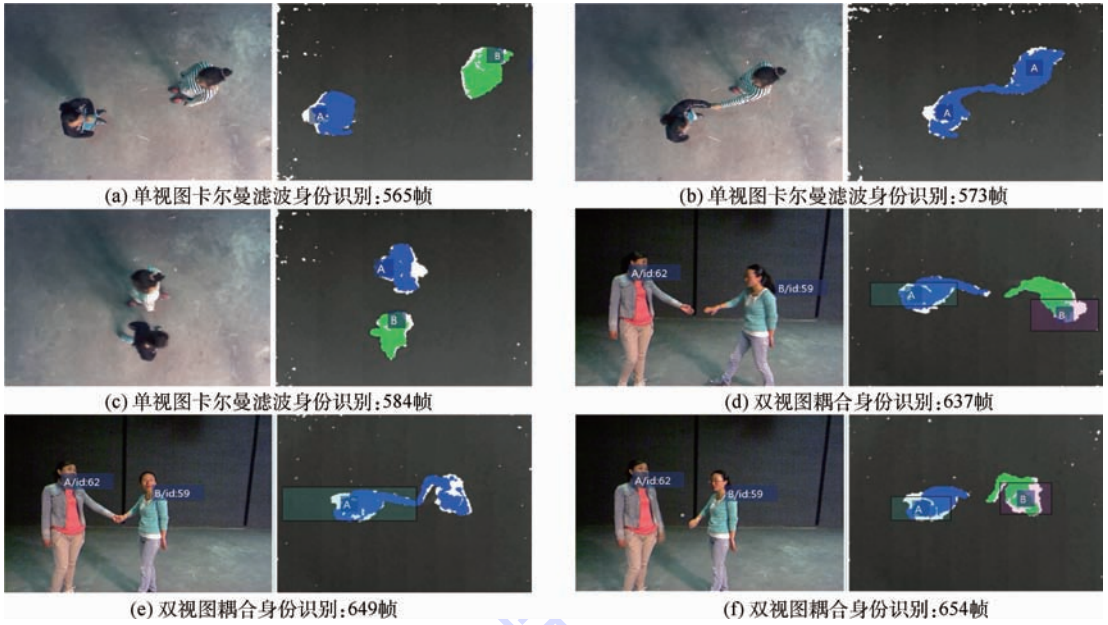


图9 部分接触干扰下耦合双视图与单视图的多用户身份识别效果

Fig.9 Identification effect of coupling double views and single view by interfering with partial contact

图9(d)~图9(f)为双视图耦合的用户身份识别效果,637~654帧顶视图深度图像中,虽然用户之间出现接触导致用户分割错误,但是接触结束后顶视图深度图像中用户身份标记仍然正确,同前视图RGB图像中用户标记识别一致。

表3 部分接触干扰下的双视图耦合过程变量数据

Table 3 Variable data of double views coupling process by interfering with partial contact

数据帧	$T$	$F$	身份一致	$W_F$	$W_T$	$W$
637	2	2	YES	1.00	1.00	1.00
638	2	2	YES	1.00	1.00	1.00
639	2	2	YES	1.00	1.00	1.00
640	2	2	YES	1.00	1.00	1.00
641	1	2	NO	1.00	0.50	1.00
642	1	2	NO	1.00	0.50	1.00
643	1	2	NO	1.00	0.50	1.00
644	1	2	NO	1.00	0.50	1.00
645	1	2	NO	1.00	0.50	1.00
646	1	2	NO	1.00	0.50	1.00
647	1	2	NO	1.00	0.50	1.00
648	1	2	NO	1.00	0.50	1.00
649	1	2	NO	1.00	0.50	1.00
650	1	2	NO	1.00	0.50	1.00
651	1	2	NO	1.00	0.50	1.00
652	2	2	YES	1.00	1.00	1.00
653	2	2	YES	1.00	1.00	1.00
654	2	2	YES	1.00	1.00	1.00

表3中641~651帧顶视图监测到场景中人数为1,前视图为2,可知用户之间出现部分接触情况,造成顶视图用户难以分割,引发跟踪错误,实时准确度降低,而前视图跟踪正误标记值均为1,  $W_T < W_F$  前视图对顶视图进行耦合矫正(图10)。

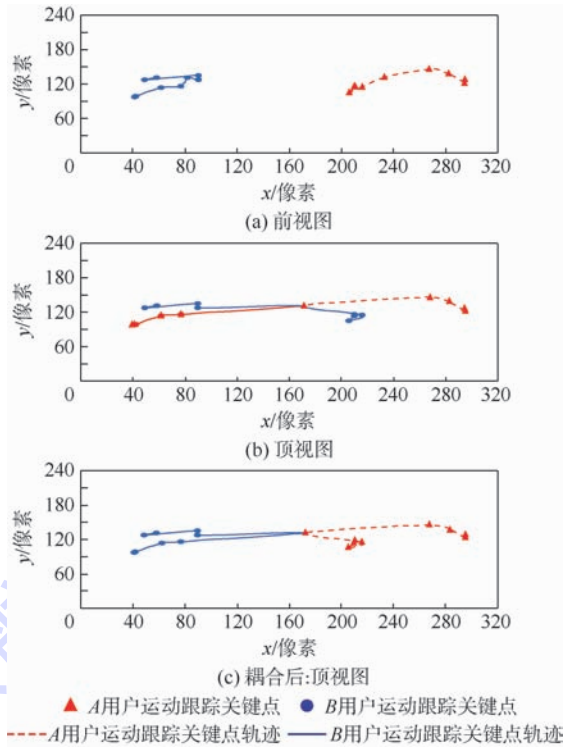


图10 部分接触状态多用户身份识别的双视图耦合矫正过程

Fig.10 Double views coupling corrections process of multi-user identification by interfering with partial contact

由图10(a)前视图中用户A和用户B运动轨迹可知,前视图不受用户A和用户B前视图部分接触的影响.图10(b)即耦合矫正前,顶视图用户A和用户B发生部分接触,从而造成接触后用户A和用户B身份的跟踪错误.图10(c)为前视图依据表3数据对顶视图进行耦合矫正后的结果,

从图 10(c) 顶视图用户 A 和 B 的运动轨迹可知, 耦合矫正后 A 和 B 用户跟踪正确.

#### 4.4 大面积接触和遮挡并存的身份识别

当多用户大面积接触或接触与遮挡并存时, 前视图骨骼运动跟踪将大面积接触的用户视为同体. 大面积接触和遮挡容易引发用户跟踪丢失以及接触和遮挡结束后的跟踪错误, 从而造成前视图的跟踪异常  $W_F < 1$ ; 顶视图卡尔曼滤波运动跟踪的前期很难将接触的用户分割开来, 视大面积接触的用户为同体, 出现跟踪丢失以及接触结束后的跟踪错误, 从而造成顶视图  $W_T < 1$ . 此时双视图很难建立耦合的指导关系, 因此初始化算法便于重新开始身份识别.

#### 4.5 双视图耦合多用户身份识别准确度

实验分别对有限状态机的  $Q_1$ 、 $Q_2$  和  $Q_3$  状态转化, 以及 3 个状态连续转化的用户身份识别准确性进行测试. 人数为 3 人, 每组状态转化运行 40 次. 由于人体运动速度的可变性, 难以控制每次的运动速度相等, 因此采用人体运动的正常速

度, 控制每个状态运行转化速度为 100 帧. 双视图耦合的用户身份识别效果, 与单视图的前视图 (骨骼运动跟踪) 和顶视图 (卡尔曼滤波) 进行对比, 如图 11 和表 4 所示, 并利用 SPSS 卡方检验效果对比的显著性差异. 图 11 左侧和右侧分别为 3 个用户部分粘连前后和遮挡前后的跟踪效果.

表 4 各视图多用户身份识别效果

Table 4 Identification effect of various views for multi-user

视图	人数	状态	正/误次数	准确度
顶视图	3	$Q_1-Q_1$	40/0	1.00
顶视图	3	$Q_1-Q_2-Q_1$	40/0	1.00
顶视图	3	$Q_1-Q_3-Q_1$	18/22	0.53
顶视图	3	$Q_1-Q_2-Q_1-Q_3-Q_1$	24/16	0.67
前视图	3	$Q_1-Q_1$	40/0	1.00
前视图	3	$Q_1-Q_2-Q_1$	23/17	0.77
前视图	3	$Q_1-Q_3-Q_1$	38/0	1.00
前视图	3	$Q_1-Q_2-Q_1-Q_3-Q_1$	21/19	0.70
双视图	3	$Q_1-Q_1$	40/0	1.00
双视图	3	$Q_1-Q_2-Q_1$	40/0	1.00
双视图	3	$Q_1-Q_3-Q_1$	40/0	1.00
双视图	3	$Q_1-Q_2-Q_1-Q_3-Q_1$	40/0	1.00

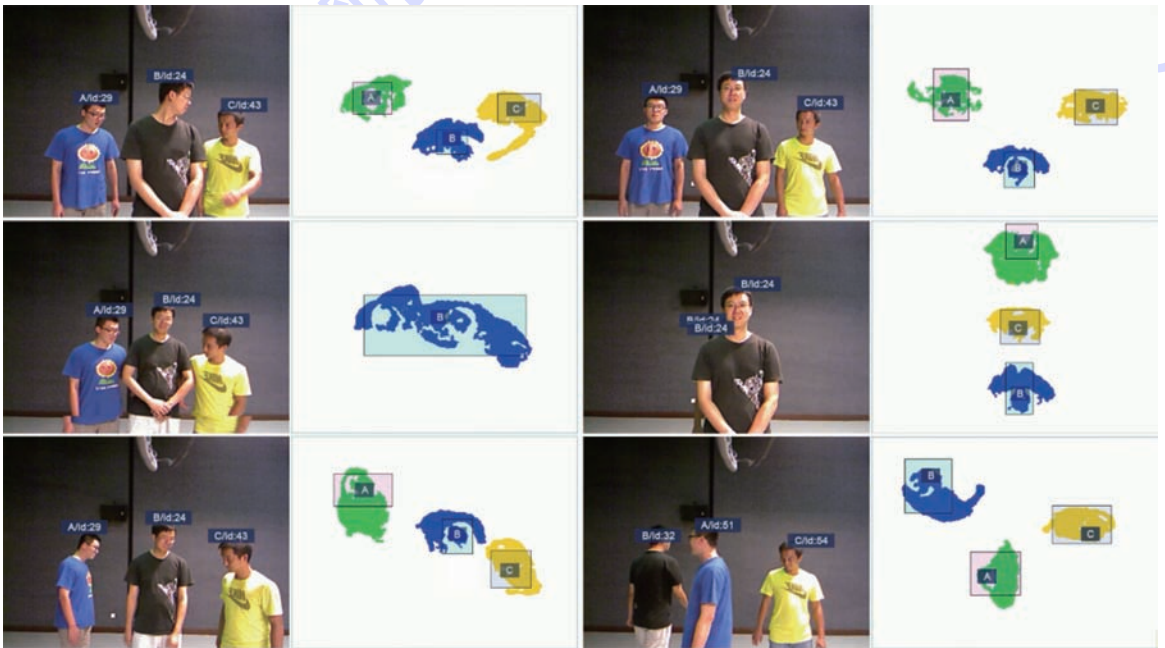


图 11 3 个用户的双视图耦合识别效果

Fig. 11 Identification effect of coupling double views for three users

由表 4 所示, 在  $Q_1$  (用户无遮挡和粘连) 自身转化状态中, 双视图耦合的身份识别准确性与单视图的前视图和顶视图相比无明显差别; 在  $Q_1-Q_2-Q_1$  (用户遮挡) 状态转化中, 双视图耦合的身份识别准确性与单视图的顶视图相比无明显差别, 但与单视图的前视图相比准确度大于前视图, 卡方检验  $P(0.032) < 0.05$ ; 在  $Q_1-Q_3-Q_1$  (用户遮挡) 状态转化中, 双视图耦合的身份识别准确性

与单视图的前视图相比无明显差别, 但与单视图的顶视图相比准确度大于前视图, 卡方检验  $P(0.004) < 0.05$ ; 在  $Q_1-Q_2-Q_1-Q_3-Q_1$  (用户遮挡) 完整状态转化中, 双视图耦合的身份识别准确性, 与单视图的顶视图和前视图相比准确度大于单视图, 且卡方检验  $P$  分别为 0.046 和 0.015, 均小于 0.050. 以上分析可以看出, 双视图耦合与单视图骨骼跟踪和卡尔曼滤波相比多用户身份识别更具

有鲁棒性.

## 5 结 论

通过实验分析表明,基于双视图耦合的多用户身份识别方法具有良好的稳定性,可以实现双视图的识别信息融合和相互纠错,有效地解决用户遮挡引发的多用户身份识别错误以及处理用户部分接触造成的多用户身份识别错误.实验数据表明,在3人数的40次无遮挡和粘连、遮挡、粘连的完整转化状态下,该方法的准确度为1.0,明显高于传统的单视图卡尔曼滤波方法0.67和骨骼运动跟踪方法0.7,具有很好的准确度,有效可行.

但是,该方法依赖正确数据的耦合和矫正,在解决用户之间大面积接触、多用户之间既遮挡又接触状态的身份识别方面,容易造成多个视图识别的数据错误,从而降低准确度.因此,在双视图异常情况下,如何提高协同交互情境中用户多重遮挡与接触并存的多用户身份识别鲁棒性问题是日后的工作重点和方向.

**致谢** 感谢程萌萌、张慕华、郑颖和杨进中博士为实验过程提供的大力帮助.

### 参考文献 (References)

- [1] Grudin J, Poltrock S. Taxonomy and theory in computer supported cooperative work[M]. Kozlowski S W J. The Oxford Handbook of Organizational Psychology. Oxford: Oxford University Press, 2012: 1323-1348.
- [2] Navarro P, Johns M L, Lu T H, et al. Webz of war: a cooperative exergame driven by the heart[C] // 2013 IEEE International Games Innovation Conference. Vancouver, BC: IEEE, 2013: 187-190.
- [3] 迟健男,刘丛丛,朱博,等.多人多点触摸系统多用户协同交互触点归属问题研究[C] // 第25届中国控制与决策会议论文集.沈阳:东北大学出版社,2013:3478-3485.  
Chi J N, Liu C C, Zhu B, et al. Research on the ownership of user touch points of multi-user cooperative interaction in multi-user multi-touch system [C] // Control and Decision Conference (CCDC), 2013 25th Chinese. Shenyang: Northeastern University Press, 2013: 3478-3485. (in Chinese)
- [4] Hocking C G, Furnell S M, Clarke N L, et al. Co-operative user identity verification using an authentication aura[J]. Computers & Security, 2013, 39(8): 486-502.
- [5] Gall J, Stoll C, De Aguiar E, et al. Motion capture using joint skeleton tracking and surface estimation[C] // 2009 IEEE Computer Society Conference of Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE, 2009: 1746-1753.
- [6] Matt. Managing multiple players with kinect in C#[EB/OL]. Matt Crouch-WebDeveloper (2012-06-10) [2014-05-15]. <http://mattcrouch.net/blog/2012/06/managing-multiple-players-with-kinect-in-c/>.
- [7] Salvi D, Waggoner J, Temlyakov A, et al. A graph-based algorithm for multi-target tracking with occlusion[C] // Proceedings of the 2013 IEEE Workshop on Applications of Computer Vision. Washington, D. C.: IEEE, 2013: 489-496.
- [8] Choi W, Pantofaru C, Savarese S. Detecting and tracking people using an RGB-D camera via multiple detector fusion[C] // Proceedings of the 2011 IEEE International Conference on Computer Vision Workshops. Piscataway, NJ: IEEE, 2011: 1076-1083.
- [9] 张彦超,许宏丽.遮挡目标的分片跟踪处理[J].中国图象图形学报,2014,19(1):92-100.  
Zhang Y C, Xu H L. Fragments tracking under occluded target [J]. Journal of Image and Graphics, 2014, 19(1): 92-100 (in Chinese).
- [10] 赵龙,肖军波.一种改进的运动目标抗遮挡跟踪算法[J].北京航空航天大学学报,2013,39(4):517-520.  
Zhao L, Xiao J B. Improved algorithm of tracking moving objects under occlusions[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(4): 517-520 (in Chinese).
- [11] Qin B, Wan N C. PANOPTICON: person recognition and tracking through occlusion using extended Kalman[EB/OL]. New York: Cornell University, 2011 [2014-05-30]. [http://www.cs.cornell.edu/Courses/cs4758/2011sp/final\\_projects/spring\\_2011/Qin\\_Wan.pdf](http://www.cs.cornell.edu/Courses/cs4758/2011sp/final_projects/spring_2011/Qin_Wan.pdf).
- [12] Harvey E R, Ouellet J N, Echevarria J, et al. Computer vision application using the Kinect sensor for the identification and tracking of users interacting with a surface computing platform [C] // Proceedings of the 2012 Applied Vision and Robotics Workshop. Montreal: [s. n.], 2012: 74-86.
- [13] Barbosa I B, Cristani M, Del Bue A, et al. Re-identification with RGB-D sensors [C] // Proceedings of the 12th European Conference on Computer Vision. Heidelberg, Berlin: Springer, 2012, 7583: 433-442.
- [14] Meng R, Isenhower J, Qin C, et al. Can smartphone sensors enhance kinect experience [C] // Proceedings of the thirteenth ACM international symposium on Mobile Ad Hoc Networking and Computing. New York: ACM, 2012: 265-266.
- [15] Ackad C, Clayphan A, Maldonado R M, et al. Seamless and continuous user identification for interactive tabletops using personal device handshaking and body tracking[C] // Proceedings of CHI'12 Extended Abstracts on Human Factors in Computing Systems. New York: ACM, 2012: 1775-1780.
- [16] 王伟,郭毓,俞信.基于卡尔曼滤波的多区域关联运动目标跟踪[J].计算机应用,2012,32(11):3174-3177.  
Wang W, Guo Y, Yu X. Moving object tracking with related multi-regions based on Kalman filter[J]. Journal of Computer Applications, 2012, 32(11): 3174-3177 (in Chinese).
- [17] 陈志敏,薄煜明,吴盘龙,等.基于自适应粒子群优化的新型粒子滤波在目标跟踪中的应用[J].控制与决策,2013,28(2):193-200.  
Chen Z M, Bo Y M, Wu P L, et al. Novel particle filter algorithm based on adaptive particle swarm optimization and its application to radar target tracking [J]. Control and Decision, 2013, 28(2): 193-200 (in Chinese).
- [18] Shotton J, Fitzgibbon A, Cook M, et al. Real-time human pose

recognition in parts from single depth images[C]//Proceedings of the 2011 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Computer Society, 2011: 1297-1304.

[19] Salhi A, Jammoussi A Y. Object tracking system using camshift, meanshift and Kalman filter[J]. World Academy of Sci-

ence, Engineering and Technology, 2012, 64(6): 674-679.

[20] 史倩, 吴开华. 区域生长的轮对图像分割[J]. 中国图象图形学报, 2012, 17(9): 1122-1127.

Shi Q, Wu K H. Image segmentation for wheel set measurement based on region growing[J]. Journal of Image and Graphics, 2012, 17(9): 1122-1127 (in Chinese).

## Multi-user identification based on double views coupling in cooperative interaction scenarios

YANG Yuhui<sup>1</sup>, WANG Weijie<sup>2</sup>, WAN Huagen<sup>\*2</sup>

(1. Modern Educational Technology Center, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China;

2. State Key Laboratory of Computer Aided Design and Computer Graphics, Zhejiang University, Hangzhou 310058, China)

**Abstract:** An approach of multi-user identification based on double views coupling was proposed for the problem of identification error in cooperative multiplayer caused by occlusion and contact, in cooperative interaction scenarios. Double views motion tracking was established by the method of skeletons motion tracking and Kalman filter, with the depth cameras. Correlative finite-state machine was build using the motion tracking data of double views, to analyze the specific user motion status of coupling relationship and set up algorithms, the value of true or false tag was introduced to monitor and coupling correct multi-user identity in real-time. The new approach was compared with that of multi-user identity based on single view by experimentation, it is indicated that, the approach of multi-user identification based on double views coupling in cooperative interaction scenarios is more robust.

**Key words:** cooperative interaction; identification; Kalman filter; motion tracking; finite-state machine (FSM)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0345

# 基于多岛遗传算法的二维翼型吸气减阻优化

赵德建, 王延奎\*, 周平, 李乾

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)



**摘 要:** 针对吸气减阻技术吸气质量较大的缺点, 采用多岛遗传算法与计算流体力学(CFD)相结合的方法, 对吸气减阻技术进行了优化. 数值计算采用 E387 二维翼型, 将吸气开口位置和吸气质量通量作为优化参数, 通过寻找上翼面最佳的吸气开口位置, 使翼型阻力和吸气质量最小. 结果表明: 多岛遗传算法能够有效地优化吸气开口位置和吸气质量; 当吸气开口位于最佳位置时, 吸气质量达到了寻优区间下限, 而翼型减阻效果可达 8.3%; 吸气没有延缓流动转捩的发生, 翼型阻力减小的原因主要是由于压差阻力的减小.

**关键词:** 多岛遗传算法; 翼型; 吸气; 减阻; 数值模拟

**中图分类号:** V211.41<sup>+</sup>2

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)05-0941-06

随着地球环境的不断恶化, 人们的环保意识逐渐觉醒, 减少能源消耗和污染气体的排放的呼声越来越高<sup>[1]</sup>. 航空业也希望降低飞行器的燃料消耗以降低运营成本, 提高飞行经济性. 减少阻力是降低飞行器燃料消耗、提高经济性的重要手段之一. 若保持航程不变, 大型民用客机减少一个阻力点( $\Delta C_D = 0.0001$ ,  $C_D$  为阻力系数)可以增加 8 名乘客; 以 B747 为例, 减少 1% 的阻力相当于每年减少 10 000 加仑(1 加仑 = 3.78 L(美))的航空燃油消耗<sup>[2]</sup>.

边界层吸气是目前研究比较广泛的减阻方法. 边界层吸气可将边界层内低能量气体吸除, 减少飞行器的压差阻力<sup>[3]</sup>. 边界层吸气也可抑制边界层内的扰动发展, 延迟边界层转捩, 增加飞行器层流面积, 减少飞行器摩擦阻力<sup>[4]</sup>. 吸气位置与吸气质量是影响边界层吸气减阻效果的关键因素. 然而边界层吸气位置的确定大多是靠经验或者实验, 随意性很大. 如果吸气位置设置不恰当, 在相同的减阻目标下, 吸气质量会大大增加, 甚至边界层吸

气技术根本没有减阻效果. 大量吸气消耗过多的能量, 阻碍了边界层吸气技术的实际应用. 如何确定最适宜的吸气位置, 提高吸气的利用效率, 减少边界层吸气总量, 成了一个亟待解决的问题.

本文研究的目的是寻找最佳的吸气位置, 在吸气质量最少的情况下使边界层吸气减阻效果最好, 提高边界层吸气减阻的效率, 减少吸气减阻技术的能量消耗, 促进边界层吸气技术的实际应用. 遗传算法是一类模拟生物界适者生存、优胜劣汰进化规律演化而来的随机化搜索算法. 由于其寻优能力强、鲁棒性强等特点, 遗传算法被广泛应用于多个领域. 本文将多岛遗传算法与计算流体力学相结合, 将吸气开口位置与吸气质量作为优化变量, 以最小化翼型阻力系数与吸气质量为目标, 对边界层吸气减阻技术优化进行数值研究.

## 1 研究方法

### 1.1 多岛遗传算法

遗传算法是模拟生物在自然环境中的遗传和

收稿日期: 2014-06-12; 录用日期: 2014-09-12; 网络出版时间: 2014-11-25 09:49

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0345.html

基金项目: 国家自然科学基金(11272035); 航空科学基金(2011ZA51003)

作者简介: 赵德建(1989—), 男, 山东德州人, 硕士研究生, zhaodjlf@163.com

\* 通讯作者: 王延奎(1967—), 男, 山东潍坊人, 教授, wangyankui@buaa.edu.cn, 主要研究方向为大迎角空气动力学.

**引用格式:** 赵德建, 王延奎, 周平, 等. 基于多岛遗传算法的二维翼型吸气减阻优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 941-946. Zhao D J, Wang Y K, Zhou P, et al. Optimization of drag-reduction by suction using multi-island genetic algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 941-946 (in Chinese).

进化过程而形成的一种自适应全局优化概率搜索算法<sup>[5]</sup>. 遗传算法对决策变量的编码, 即“染色体”, 进行选择、交叉、变异等操作, 搜索具有最佳目标值的遗传“个体”. 由于遗传算法鲁棒性强和方便使用的优点, 其被广泛应用于自动控制、图像处理及机器学习等领域. 传统遗传算法流程图见图 1.

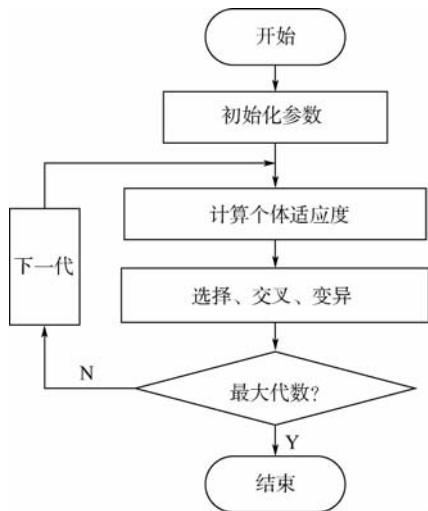


图 1 传统遗传算法流程图

Fig. 1 Process of traditional genetic algorithm

多岛遗传算法是由传统遗传算法发展而来的一种基于群体分组的并行性遗传算法. 与传统遗传算法的不同之处在于, 多岛遗传算法将整个种群划分为若干子群, 并将子群互相隔绝于不同的“岛屿”上, 各个子群独立地进化, 而不是全部种群采用相同的进化机制, 并且各个“岛屿”间以一定的时间间隔进行“迁移”操作, 使各个“岛屿”间进行信息交换. 多岛遗传算法能够有效地提高运算速度, 并且若干独立进化的子群提高了整个种群的遗传多样性, 所以其还可以回避传统遗传算法的早熟现象, 有利于找到全局最优解.

在本文吸气减阻优化中, 优化变量并不是单一的, 而是存在两个优化变量, 即吸气开口位置和吸气质量, 翼型阻力随二者的变化规律会比单一优化变量时复杂得多. 若使用传统遗传算法, 极有可能使种群陷入局部最优解, 从而无法找到全局最优解. 为避免上述问题, 将多岛遗传算法应用于本文吸气减阻优化中是十分必要的.

## 1.2 物理模型与数值方法

物理模型选用 E387 翼型, 其弦长为 6 m. 吸气开口位于上翼面, 宽度为 61.5 mm. 吸气开口位置由其与翼型后缘的相对距离  $L/S$  定义, 其中  $L$  为吸气开口沿着上翼面到翼型后缘的曲线距离,  $S$  为整个上翼面曲线长度,  $W$  为吸气开口的宽度, 见图 2.



图 2 E387 翼型吸气减阻模型示意图

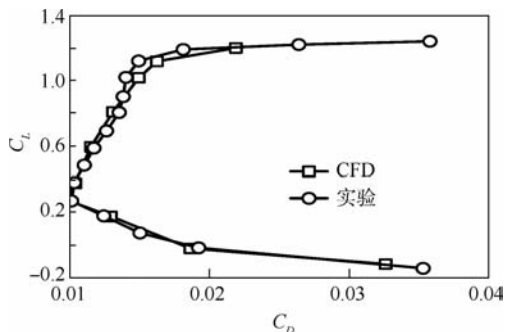
Fig. 2 Schematic diagram of suction model for E387 airfoil

翼型的阻力包括压差阻力与摩擦阻力, 为了准确预测翼型阻力, 数值计算采用 Transition SST 转捩模型. Transition SST 转捩模型由 Menter 等<sup>[6]</sup>于 2002 年提出, 将其  $k-\omega$  SST 湍流模型与基于两个转捩输运方程的  $\gamma-Re_\theta$  转捩模型结合, 实现对转捩现象的模拟. Transition SST 转捩模型可以很好地融入现有的 CFD 程序, 对并行计算及相对较为复杂的外形具有较好的适应性. 关于 Transition SST 转捩方程的更多介绍, 可参见文献[7].

离散方程采用有限体积法, 扩散项采用中心差分格式, 对流项采用二阶迎风格式, 求解方法采用 SIMPLE 算法. 远场采用压力远场条件, 物面满足无滑移边界条件, 吸气开口采用质量入口条件, 指定吸气开口的质量通量, 吸气方向垂直于壁面. 计算风速为 30 m/s, 基于弦长的雷诺数为  $1.12 \times 10^6$ , 翼型迎角为  $4^\circ$ . 为保证计算的准确性, 第 1 层网格尺寸满足  $y^+ < 1$ .

## 2 数值方法验证

E387 翼型有比较丰富的实验数据, 所以计算验证仍然采用此翼型. 计算验证采用 Selig<sup>[8]</sup>的实验数据, 实验条件为: 机翼弦长为 1ft, 即 0.3048 m, 基于弦长的雷诺数为  $2 \times 10^5$ , 风洞湍流强度小于 0.1%. 图 3 为翼型极曲线的计算结果(正方形)与实验结果(圆形)对比. 由图中数据可见, 计算结果与实验结果吻合较好, 说明计算方法是可行的, Transition SST 转捩模型对阻力预测结果可信.

图 3 E387 翼型极曲线计算与实验结果对比  
( $Re = 2 \times 10^5$ )Fig. 3 Comparison between CFD and experimental result for the drag polar of E387 ( $Re = 2 \times 10^5$ )

### 3 优化算法设置

#### 3.1 变量的编码

本次优化所采用的变量编码方法为格雷码.格雷码编码方法是二进制编码方法的一种变形,但其与二进制编码方法相比,能够增强遗传算法的局部搜索能力,便于对连续函数进行局部空间搜索.

对于一个吸气开口,相应的变量总共有两个,即吸气开口的位置及吸气质量.吸气开口的位置由  $L/S$  定义,吸气质量则由其质量通量  $\varphi$ ,  $\text{kg} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{s}^{-2}$  定义.变量编码即将  $L/S$  与  $\varphi$  分别编码为 16 位的格雷码.

#### 3.2 优化目标与参数设置

本次优化目的是既能减少翼型阻力也能降低吸气消耗,即

$$\text{Minimize } C_D \text{ and } \varphi_{\text{sum}}$$

阻力系数  $C_D$  与吸气总量  $\varphi_{\text{sum}}$  同时最小化意味着多目标优化问题,而多岛遗传算法为单目标优化算法,故本文采用归一化方法对多目标适应度函数进行处理.加权法是多目标归一化算法的代表算法之一,把多个目标转化为单一目标,指定权重系数,即可通过成熟单目标优化方法求解,即

$$\text{Minimize } \sum_{i=1}^N w_i f_i(x)$$

式中:  $w_i$  为权重因子;  $f_i(x)$  为优化目标参数.

加权法归一化算法的好处在于可以通过调整权重因子的值突出某一参数在目标函数中的重要性.则本次优化的目标函数为

Minimize  $w_1 \cdot C_D + w_2 \cdot \varphi_{\text{sum}}$ , when  $w_1 = 3, w_2 = 1$   
 $w_1 = 3$  与  $w_2 = 1$  的取值原因,是由于在两个优化目标中优先考虑减阻效果,所以阻力系数的权重因子较大.

在遗传算法中,适应度表示个体所代表解的优良程度,适应度越高,个体所对应的解越好.个体适应度定义为目标函数的倒数,即

$$\text{Fitness} = \frac{1}{3 \cdot C_D + \varphi_{\text{sum}}}$$

可见,目标函数越小,适应度越大.

本次优化中,吸气开口的数目只有一个,相应的变量包括两个:  $L/S$  和  $\varphi$ .

优化目标为

$$\text{Maximize } \frac{1}{3 \cdot C_D + \varphi_{\text{sum}}}$$

约束条件为

$$\begin{cases} C_D \leq \gamma \cdot C_{D0} & \gamma = 0.95 \\ C_L \geq C_{L0} \\ L/S \in [0, 0.98] \\ \varphi \in [1 \times 10^{-4}, 1] \end{cases}$$

多岛遗传算法的参数选择见表 1.

表 1 多岛遗传算法参数

Table 1 Parameters of multi-island genetic algorithm

参数	数值
进化代数	45
岛屿个数	5
岛屿上的个体数	10
迁移间隔	4
交叉概率	0.8
变异概率	0.03
迁移概率	0.4

### 4 结果分析

#### 4.1 优化结果

优化的最终结果见表 2,与没有吸气时相比,翼型阻力系数减小 8.3%,吸气口的质量通量达到了  $1 \times 10^{-4}$ ,其为约束条件的下限,最优吸气开口位置  $L/S$  为 47.28%.

表 2 优化结果

Table 2 Results of optimization

参数	$C_D$	$L/S$	$\varphi$
数值	0.0122	47.28%	$1 \times 10^{-4}$

适应度与进化代数关系曲线如图 4 所示.当前最优适应度表示进化到当前代的种群中最优个体的适应度(图中三角形),而种群平均适应度则是进化到当前代的种群中全部个体的平均适应度(图中正方形).第 1 代种群中的个体是随机生成的,其种群平均适应度为 1.73,而当前最优适应度为 20.12,说明随机产生的种群整体适应度表现不好,且个体间适应度相差较大.由图可见,当前最优适应度在第 2 代突增到 25.77,从第 2 代到第 12 代,当前最优适应度缓慢增加至 26.18,与之相比,在前 12 代中种群平均适应度逐渐由 1.73 增大至 5.52,说明种群整体在不断地进化中.在第 13 代时,当前最优适应度和种群平均适应度都出现突增,之后当前最优适应度缓慢地由 27.49 增加至 27.83,增加了 1.2%.虽然当前最优适应度变化不大,但种群平均适应度则出现剧烈波动,这说明种群没有停止进化,各个影响参数仍在进行优化.

当前最优吸气开口位置与进化代数的关系曲线如图 5 所示.当前最优吸气质量与进化代数的

关系曲线如图6所示.当前最优阻力系数与进化代数的关系曲线如图7所示.由图5~图7可见,当前最优个体分散在一定的范围内,并且吸气开口位置与阻力系数波动的幅度较大,这说明吸气开口位置与阻力系数是影响个体适应度的主要参数;也进一步说明相同吸气质量的情况下,吸气开口位置决定着吸气减阻的效果.在第25代之后,吸气开口位置( $L/S$ )、吸气质量通量( $\varphi$ )和阻力系数已经接近不变,说明种群在第25代之后已经基本成熟.

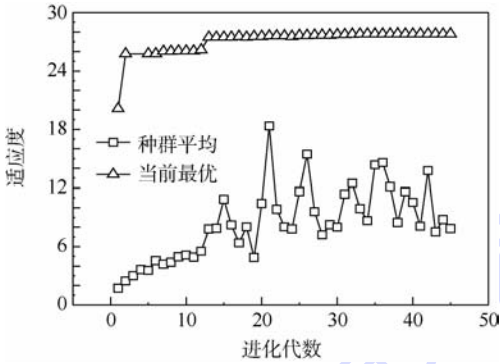


图4 种群进化收敛过程

Fig.4 Population evolve convergence history

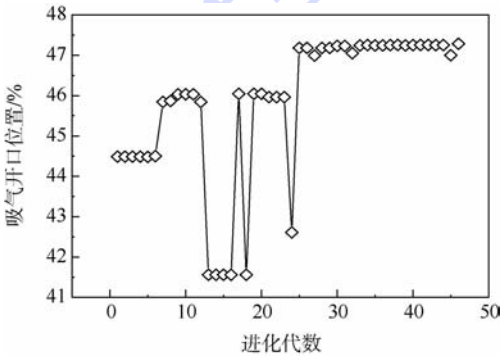


图5 最优个体吸气开口位置与进化代数曲线

Fig.5 Suction location of best individual versus population with generation

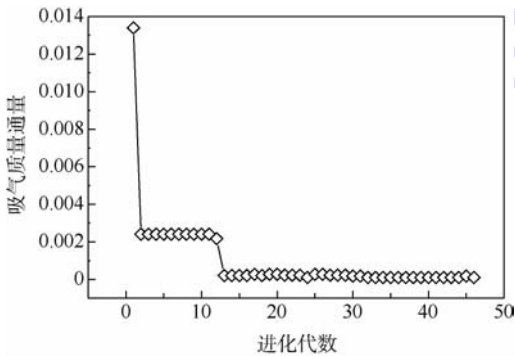


图6 最优个体吸气质量通量与进化代数曲线

Fig.6 Mass flux of best individual versus population with generation

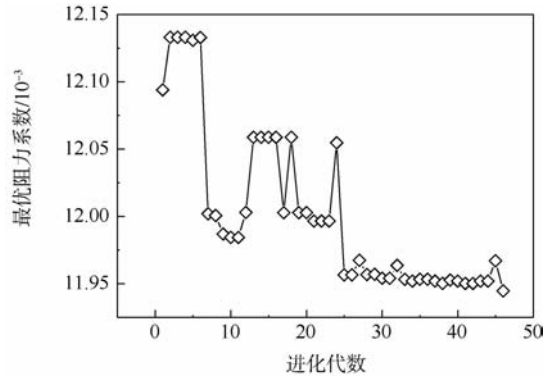


图7 最优个体阻力系数与进化代数曲线

Fig.7 Airfoil drag coefficient of best individual versus population with generation

### 4.2 流动分析

表3为吸气与未吸气时的翼型阻力组成.由表中数据可见,在吸气的情况下,压差阻力显著减少,而摩擦阻力基本不受影响,说明压差阻力的减少是翼型阻力减小的根本原因.

表3 翼型阻力组成

Table 3 Components of the airfoil drag

情况	压差阻力/ $10^{-3}$	摩擦阻力/ $10^{-3}$
未吸气	5.24	8.06
吸气	4.14	8.05

翼型上翼面摩擦阻力系数和湍流强度分别见图8和图9.由图可见,除吸气开口附近,两种情况下的上翼面摩擦阻力系数  $C_f$  和湍流强度完全重合,均在弦向位置  $x/c=0.1$  时,开始转捩流动.这说明吸气所能影响的区域非常有限,没有延缓流动转捩的发生,也证明本次优化结果中翼型摩擦阻力没有减少.

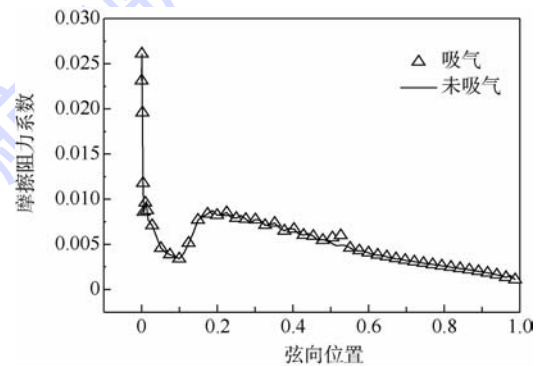


图8 上翼面摩擦阻力系数比较

Fig.8 Comparison of skin friction coefficient for upper airfoil

图10为吸气时翼面压力系数减去未吸气时翼面压力系数的差.可见,除前缘外,下翼面  $\Delta C_p$  接近于0,说明吸气对下翼面没有影响;对于上翼面,吸气开口位置前  $\Delta C_p$  相对较大,且在靠近吸

气开口前缘的位置出现压差峰值. 这说明吸气改变了翼型表面的压力分布, 主要是吸气开口之前上翼面的压力分布, 且距离吸气开口越近所受影响越大.

气开口质量流量达到寻优区间下限, 即  $1 \times 10^{-4}$ , 而吸气减阻效果可达 8.3%.

3) 优化后的吸气开口位于转捩点之后, 吸气不能延缓流动转捩, 翼型层流面积没有增加, 故摩擦阻力没有减少, 翼型阻力的减小主要是由于压差阻力的减小.

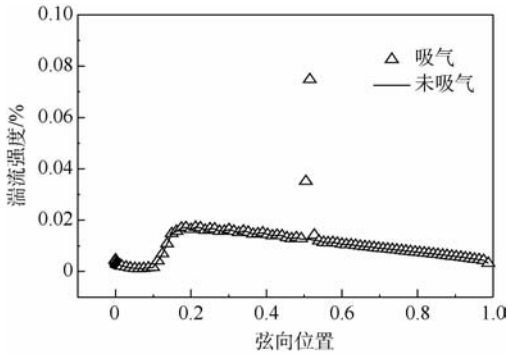


图9 上翼面湍流强度比较

Fig. 9 Comparison of turbulent intensity for upper airfoil

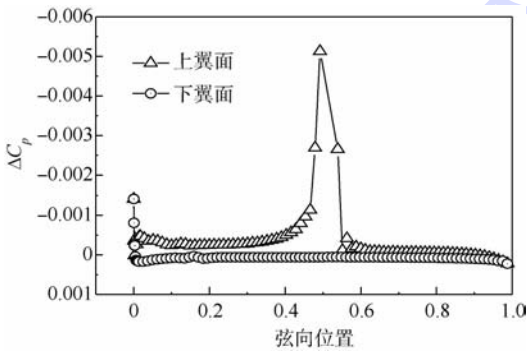


图10 翼型表面压力系数差分布曲线

Fig. 10 Differential pressure coefficient distribution on airfoil

## 5 结论

1) 多岛遗传算法能够优化边界层吸气减阻技术的吸气位置参数和吸气量参数. 吸气开口位置最优时, 只需很少的吸气质量就能够达到很好的减阻效果.

2) 优化结束后吸气开口位置为最优, 此时吸

## 参考文献 (References)

- [1] Abbas A, de Vicente J, Valero E. Aerodynamic technologies to improve aircraft performance [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 28(1):100-132.
- [2] 马汉东, 崔尔杰. 大型飞机阻力预示与减阻研究 [J]. *力学与实践*, 2007, 29(2):1-7.  
Ma H D, Cui E J. Drag prediction and reduction for civil transportation aircraft [J]. *Mechanics in Engineering*, 2007, 29(2):1-7 (in Chinese).
- [3] Schlichting H. *Boundary layer theory* [M]. 7th ed. New York: McGraw Hill Book Company, 1979:380-381.
- [4] 段会申, 刘沛青, 何雨薇, 等. 二维翼型微吸吹气减阻控制新技术数值研究 [J]. *航空学报*, 2009, 30(7):1220-1226.  
Duan H S, Liu P Q, He Y W, et al. Numerical investigation of drag-reduction control by micro-suction-blowing on airfoil [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(7):1220-1226 (in Chinese).
- [5] 周明, 孙树栋. *遗传算法原理及应用* [M]. 北京: 国防工业出版社, 1999:4.  
Zhou M, Sun S D. *Genetic algorithms: theory and applications* [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1999:4 (in Chinese).
- [6] Menter F R, Esch T, Kubacki S. Transition modelling based on local variables [C] // *Proceedings of the 5th International Symposium on Engineering Turbulence Modelling and Measurements*. Amsterdam: Elsevier, 2002:555-564.
- [7] Langtry R B, Menter F R. Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes [J]. *AIAA Journal*, 2009, 47(12):2894-2906.
- [8] Selig M S, McGranahan B D. Wind tunnel aerodynamic tests of six airfoils for use on small wind turbines, AIAA-2004-1188 [R]. Reston: AIAA, 2004.

## Optimization of drag-reduction by suction using multi-island genetic algorithm

ZHAO Dejian, WANG Yankui\*, ZHOU Ping, LI Qian

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** To overcome the drawback of large suction mass requirement, the suction control for drag reduction was optimized. Computational fluid dynamics (CFD) in conjunction with multi-island genetic algorithm was employed as the tool to achieve the optimization. E387 airfoil was employed as the physical model. The suction location and mass flux of slot were set as the design optimization variables. The goal was to minimize both the airfoil drag and suction mass requirement by identifying the optimal suction location on the upper airfoil surface. The results show that the suction location and the suction mass requirement could be optimized by multi-island genetic algorithm. When the suction location is optimal, the mass flux of slot reaches the lower limit of the optimization interval with the airfoil drag reduced up to 8.3%. The occurrence of transition is not delayed by suction control so that friction drag is not reduced and the airfoil drag reduction is mainly due to the reduction in pressure drag.

**Key words:** multi-island genetic algorithm; airfoil; suction; drag reduction; numerical simulation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0322

## 准光系统中椭球面反射镜面截取方法



刘大伟\*, 吴正勋, 吴铮, 刘凯

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100191)

**摘 要:** 为了改善准光学馈电网络在气象卫星中的应用效果,提出了一种应用于准光学馈电网络中新的椭球镜面截取方法,该方法能够有效降低椭球镜面产生的损耗,并减小镜面面积. 椭球镜是准光学馈电网络中用于波束传输的重要器件,经过分析高斯波束传播模型发现常规截取方法设计的椭球镜会导致额外的能量损耗,影响系统整体的电气性能. 针对该问题,通过建立椭球镜面传播高斯波束模型,优化了常规镜面截取方法——根据高斯波束传播至镜面对应的束腰半径将镜面作相应平移. 经过仿真发现,优化后镜面边缘的最大电平从-30 dB降低到-35 dB以下,并且镜面尺寸减小10%~30%. 改进的镜面设计方法更有利于系统的紧凑布局和良好的电气特性,提高了系统信噪比,能保证微弱气象信号在传输过程中的能量维持,对改善准光系统的性能有很大意义.

**关键词:** 椭球面反射镜; 准光系统; 高斯波束理论; 镜面截取; 能量损耗

**中图分类号:** V474.2

**文献标识码:** A **文章编号:** 1001-5965(2015)05-0947-06

在气象遥感领域,微波辐射计具有常规红外和光学探测器不具备的优势,如不受云层影响、全天候、全天时探测等. 此外,由于大气及地表物体的热辐射信号落在微波波段<sup>[1]</sup>,微波辐射计<sup>[2]</sup>可以通过被动接收大气以及地表物体的热辐射信号获得相关观测数据. 地球静止轨道卫星微波辐射计能够实现大气和地面的长期不间断观测,在气象灾害的预报监测等领域有着不可替代的优势. 所以研制搭载于地球静止轨道卫星上的微波辐射计有着极其重要的应用价值<sup>[3]</sup>. 同时,由于地球静止轨道气象卫星属于高轨道卫星,需要采用毫米波/亚毫米波的探测器(或遥感器)进行探测,以满足辐射计空间分辨率的需求. 然而,在毫米波和亚毫米波段,传统的波导传输系统会带来较大的传输损耗<sup>[4-5]</sup>.

与传统的导波系统相比,准光系统<sup>[4]</sup>结构紧凑,整体尺寸较小,传输损耗低,易于实现超宽带传输<sup>[6]</sup>. 并且,不同于常规的焦平面馈源阵列排布方式,准光系统能够使多通道的波束共用主反射面天线的焦点,使波束空间指向一致,真正实现共视轴传输.

一般而言,准光系统通常使用椭球面金属反射镜实现波束汇聚、改变波束方向以获得紧凑的系统布局. 由于反射镜面材料为良导体金属,镜面的反射率较高,热损耗极低. 因此,如果镜面截取面积足够大,该器件产生的损耗很小. 通常,椭球面反射镜的半径按照2倍波束半径的原则进行截取,保证了较低的截断损耗<sup>[2,7]</sup>. 本文利用高斯波束理论,分析了常规的椭球面反射镜面截取方法,找出了该方法对准光系统中波束能量传播和边缘锥削效应产生

收稿日期: 2014-06-05; 录用日期: 2014-07-25; 网络出版时间: 2015-01-09 16:55

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150109.1655.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(41105007)

\* 通讯作者: 刘大伟(1977—),男,吉林通化人,副教授,david\_liu863@163.com,主要研究方向为微波遥感理论与技术、电磁散射与辐射测量技术、理论模型基础的遥感图像参数反演和遥感图像处理.

**引用格式:** 刘大伟, 吴正勋, 吴铮, 等. 准光系统中椭球面反射镜面截取方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 947-952.  
Liu D W, Wu Z X, Wu Z, et al. Study on the ellipsoidal reflector interception methods for quasi-optical systems [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 947-952 (in Chinese).

不利影响的原因,并提出了一种新的镜面截取方法,降低了传输过程中的能量损耗,同时减小了镜面的尺寸,更有利于准光系统的紧凑型布局<sup>[8]</sup>.

## 1 高斯波束理论

### 1.1 高斯波束的定义

准直波束传输特性以近轴波动方程为基础,即亥姆霍兹(Helmholtz)波动方程在满足近轴条件下的一种近似.近似包括两个基本假设:①在第一段与波长可比拟的距离内,场分量 $u$ 在传播方向上的变化(由于波束的衍射引起)很小;②场分量 $u$ 在传播方向上的变化小于其横向变化.根据直角坐标系中的亥姆霍兹方程,结合这两个假设,可得

$$\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} - 2jk \frac{\partial u}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

式中: $x$ 、 $y$ 、 $z$ 分别为直角坐标系的3个方向; $j$ 为虚数; $k = \frac{2\pi}{\lambda}$ 为自由空间中的波数, $\lambda$ 为波长; $u$ 为一个复标量方程用于表征准直波束中的非平面部分.满足上述近似波动方程的解的波束称为高斯波束.这种波束是设计、分析准光系统的基础<sup>[9-10]</sup>.

### 1.2 高斯波束的求解

设波束的传播方向为 $z$ , $w$ 定义为场强下降到轴向最大值 $\frac{1}{e}$ 时的半径,称为波束半径.

解高斯波束方程式(2):

$$E(r, z) = \frac{w_0}{w} \exp\left(-\frac{r^2}{w^2} - jkz - \frac{j r^2 \pi}{\lambda R} + j\phi_0\right) \quad (2)$$

式中: $w_0$ 为波束在 $z=0$ 处的波束半径,称为束腰半径,也是最小的波束半径; $R$ 为球面波的等相面曲率半径; $\phi_0$ 为高斯波束的相位偏移; $r$ 为柱坐标系的第一个坐标值;可得

$$R = z + \frac{1}{z} \left(\frac{\pi w_0^2}{\lambda}\right)^2 \quad (3)$$

$$w = w_0 \left[1 + \left(\frac{\lambda z}{w_0^2 \pi}\right)^2\right]^{0.5} \quad (4)$$

$$\tan \phi_0 = \frac{\lambda z}{w_0 \pi} \quad (5)$$

令 $z_c = \frac{w_0^2 \pi}{\lambda}$ , $z_c$ 被称为高斯波束的共焦距离

或共焦参数,则式(3)~式(5)可简化为

$$R = z + \frac{z_c^2}{z} \quad (6)$$

$$w = w_0 \left[1 + \left(\frac{z}{z_c}\right)^2\right]^{0.5} \quad (7)$$

$$\tan \phi_0 = \frac{z}{z_c} \quad (8)$$

## 2 边缘锥削和波束截断

在高斯波束传播中,由式(2)可知,在横向平面内电场为高斯分布,在传播方向上有最大电场幅度值,且平面内不同位置处的电场值与轴向最大电场值之比为

$$\frac{|E(r, z)|}{|E(0, z)|} = \exp\left[-\left(\frac{r}{w}\right)^2\right] \quad (9)$$

因此可得不同位置处的功率密度与最大的功率密度之比为

$$\frac{P(r)}{P(0)} = \frac{|E(r, z)|^2}{|E(0, z)|^2} = \exp\left[-2\left(\frac{r}{w}\right)^2\right] \quad (10)$$

式中: $P(r)$ 为坐标 $r$ 处的功率密度.

定义高斯波束的边缘锥削 $T_e$ 为半径 $r_e$ 处的相对功率密度,则

$$T_e = \frac{P(r_e)}{P(0)} = \exp\left(-\frac{2r_e^2}{w^2}\right) \quad (11)$$

式(11)中得到的边缘锥削 $T_e$ 为线性单位,但 $T_e$ 通常以dB为单位表示,且线性单位与dB之间有如下的转换关系: $T_e(\text{dB}) = -10\lg T_e$ .图1给出了不同位置处的相对功率密度曲线<sup>[8]</sup>,图1(a)中纵坐标具有线性单位,图1(b)中纵坐标单位为dB.由式(12)可知,不同边缘锥削 $T_e$ (以dB为单位时)对应的边缘半径 $r_e$ 与波束半径 $w$ 之间的关系为

$$\frac{r_e}{w} = 0.3393 T_e^{0.5} \quad (12)$$

当边缘半径与波束半径之比为0.58时,波束的边缘锥削为3dB,这表明高斯波束携带能量的一半集中在直径为 $1.175w$ 的圆形区域内.当边缘半径与波束半径的比值为2时,波束的边缘锥削为34.7dB,即波束携带能量的99.97%集中在半径为 $2w$ 的区域内.

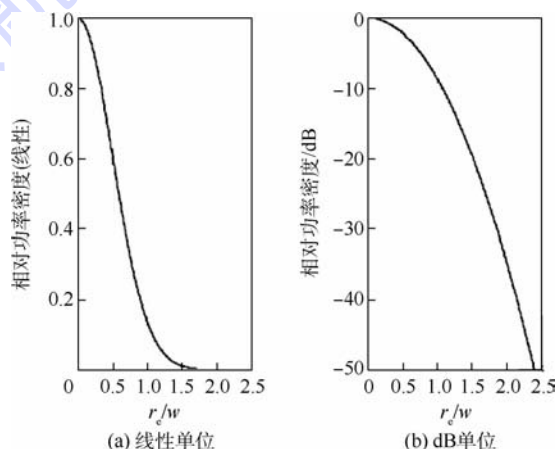


图1 相对功率密度与相对半径的关系<sup>[8]</sup>

Fig. 1 Relation between relative power density and relative radius<sup>[8]</sup>

### 3 椭球反射镜面设计

#### 3.1 现行设计方法

由第 2 节对波束变形及边缘切削现象的分析,可以得到椭球反射镜面的设计原则是使镜面半径等于 2 倍的波束半径. 此时波束的边缘切削为 34.7 dB,集中了波束携带能量的 99.97%<sup>[8-9,11]</sup>.

然而,随着高斯波束的传播,波束半径随之增大(如图 2 所示),由于镜子的偏轴放置,波束斜入射至椭球镜,导致椭球镜左右两端与波束束腰间距离不同,造成镜面的左端与右端波束宽度的差异. 因为椭球反射镜面是一个三维结构,镜面各点的纵向镜面尺寸需要通过将各点对应的波束半径代入波动方程分别计算,这将给设计带来极大困难.

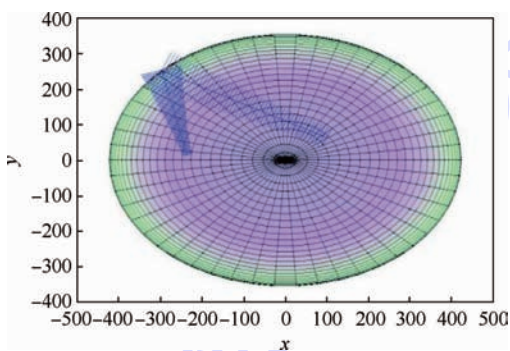


图 2 高斯波束在椭球形反射镜面中传播仿真示意图  
Fig. 2 Simulation of transmission of Gaussian beam in an ellipsoidal reflector

因此,现行的截取方法为了规避大运算带来的不便,选择忽略镜面各点对应波束半径差异. 设波束中轴到达椭球面时的波束半径  $w$ ,取椭球面上到达波束轴线为  $2w$  的两点,过两点的连线做两焦点及所取的任意一点的椭圆的垂面,该垂面所截椭球体表面(小椭球面部分)便是所需要的椭球面镜,如图 3 所示. 利用现行的截取方法得到的椭球镜面形状仿真结果如图 4 所示.

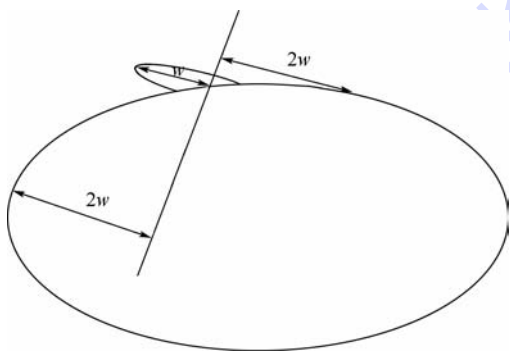


图 3 现行椭球面反射镜面截取方式示意图  
Fig. 3 Schematic diagram of intercepting an ellipsoidal reflector with traditional method

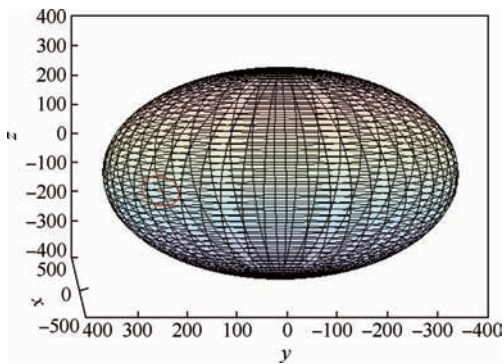


图 4 现行截取方式下椭球面反射镜仿真结果  
Fig. 4 Simulation of intercepting an ellipsoidal reflector with traditional method

#### 3.2 现行设计方法评估

本文对上述截取方案进行了仿真. 利用高斯波束方程与椭球体方程联立求解交点坐标,即镜面边缘坐标,利用式(11)得到现行截取方案中镜面边缘的相对功率密度(相对衰减值)与波束边缘相对半径的关系. 通过图 5 可知,椭球面反射镜的边缘存在局部衰减值仅为 30 dB 的情况,并不满足 34.7 dB 的衰减要求<sup>[12]</sup>. 这将引起反射波能量缺失和波束的变形,后者将会导致波束的准直性下降.

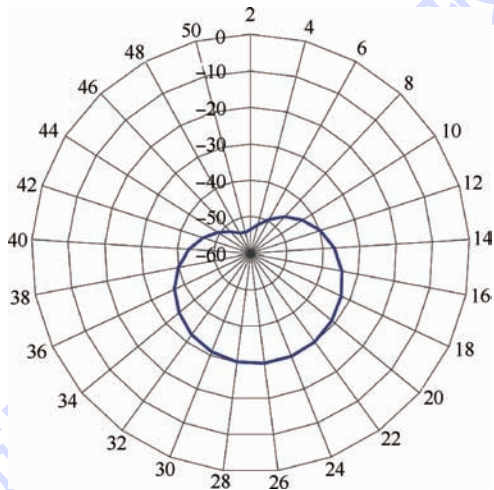


图 5 现行椭球面反射镜截取方式边缘衰减值  
Fig. 5 Radar map of the loss of power on edge of ellipsoidal reflector with traditional method

#### 3.3 现行设计缺陷分析

根据如图 5 所示的边缘相对功率密度图,在区间  $(150^\circ, 200^\circ)$ ,镜面的衰减值约为 30 dB,而区间  $(0^\circ, 40^\circ)$  对应的衰减值大于 40 dB. 这表明现行截法所得到的镜面在局部超过衰减要求,而在局部却不足衰减要求,进而整个镜面满足最适衰减量的部分所占比重很小,降低了镜面效率.

根据第 2 节的边缘切削原理,边缘衰减值 35 dB 对应的镜面半径为 2 倍对应波束半径,此时可以理解为镜面恰好将整个波束都包含在内. 边缘

衰减量大于 35 dB 意味着镜面半径大于对应波束半径的 2 倍,此时镜面将整个波束包含在内且仍有盈余;而边缘衰减量小于 35 dB 意味着镜面半径小于对应波束半径的 2 倍,此时镜面只包含了部分波束.

椭球镜有了较小的偏移,直观上看面积更小,这将更有利于紧凑型布局.

### 4 椭球反射镜面设计方法改进

结合图 5,可以分析得到:现行截法截取得到的镜面尺寸在左端点出现盈余现象而在右端点出现不足现象.如图 6 所示,  $B$  点位于波束轴线上,  $B$  点的波束半径为  $w$ ,而  $A$  点与波束轴线的距离为  $2w$ .从而造成  $A$  点处衰减小于理论的 35 dB.同理可知由于  $D$  点所对应的波束半径小于  $B$  点对应的波束半径,相应的衰减量也就大于 35 dB.而实际对应的 35 dB 点应为  $A'$ 和  $D'$ .通过  $A'D'$ 的垂面截取出的椭球面反射镜应该更符合设计指标.

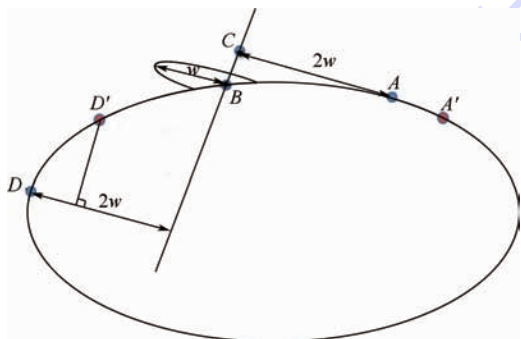


图 6 改进方案示意图

Fig. 6 Schematic diagram of improvement plan

#### 4.1 设计方法仿真

以波束入射线为轴线,以衰减量最小点  $A$  和衰减量最大点  $D$  对应的波束半径为半径分别做两个圆柱体,与椭圆柱体相交得到  $A'$ 点和  $D'$ 点,从而得到修正后的椭球面反射镜,如图 7 所示.

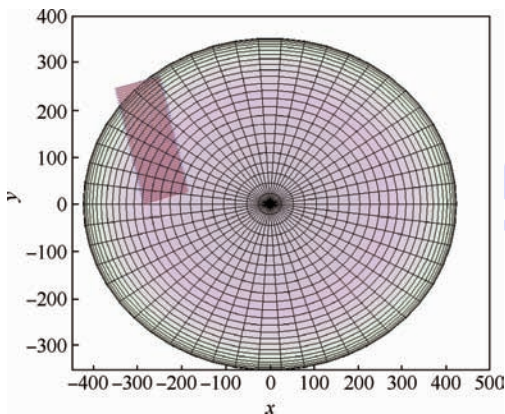


图 7 修正椭球反射镜面截取示意图

Fig. 7 Schematic diagram of intercepting an ellipsoidal reflector with improved method

如图 8 所示,两镜面分别是利用现行截法与改进截法得到的椭球镜,可以看到经过修正后的

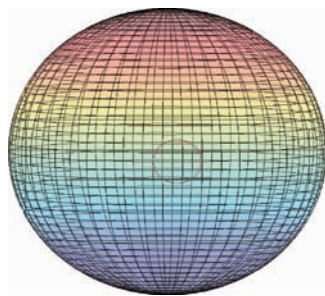


图 8 两种截取方式得到的镜面尺寸仿真结果  
Fig. 8 Simulation results of reflectors' sizes with two methods

表 1 列出了截取前 118 通路中的 3 个镜面 ( $E_{118}$  镜面,  $E_2$  镜面,  $E_1$  镜面) 面积与截取后的镜面面积,可见新的截取方法明显减小了镜面面积.

表 1 截取前后镜面面积对比

Table 1 Comparison of reflectors' sizes between two methods

截取方法	面积/ $m^2$		
	$E_{118}$	$E_2$	$E_1$
现行方法	2 441.00	572.82	9 266.97
改进方法	1 854.83	504.87	7 677.08

#### 4.2 设计方法改进的评估

图 9 是改进截取方式与现行截取方式的相对功率密度对比图.通过图 9 可以清晰地观察到改进面截取方法(虚线)很好地修正了原截取方法(实线)对称的两端一面大于 35 dB 另一面小于 35 dB 的缺陷,很好地贴合于 35 dB 线上,使整个镜面的效率提高.这不仅保证了高斯波束在传播过程中的低损耗,同时也保持了较好的准直特性,波束变形较小.

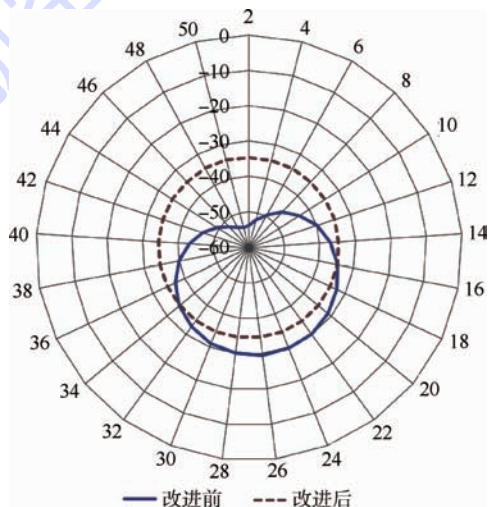


图 9 两种截取方式反射镜相对功率密度边缘衰减对比  
Fig. 9 Comparison of relative power density loss on the edge of reflectors between two methods

## 5 结 论

通过对准光系统中椭球面反射镜镜面边缘衰减的分析,主要得到了以下结论:

1) 椭球面反射镜镜面边缘相对功率不完全达到 35 dB 衰减标准的原因因为现行设计方法仅考虑波束入射点处对应的波束半径,却忽略了波束半径随着传播距离的变化. 这种不恰当的近似导致了按这种方法设计出的镜面将呈现出—端衰减量大于 35 dB,另一端衰减量不足 35 dB 的结果.

2) 改进了现行镜面设计方法. 在利用现行设计方法得到镜面左右边界后,将边界沿椭球面进行适当的移动,该移动量可以由波束半径随传播距离的变化规律计算得到. 从两种方式的镜面边缘衰减量对比中,可以看出改进的方法能明显地改善衰减量不对称的情况,得以满足镜面边缘整体达标的目的. 同时,改进设计方法将使镜面尺寸进一步减小.

### 参考文献 (References)

- [1] 董金明,林萍实. 微波技术 [M]. 北京:机械工业出版社,2003.  
Dong J M, Lin P S. Microwave technology [M]. Beijing: China Machine Press, 2003 (in Chinese).
- [2] 张升伟,姜景山,王振占,等. 神舟四号飞船多频段微波辐射计及其应用 [J]. 遥感技术与应用, 2005, 20(1): 68-73.  
Zhang S W, Jiang J S, Wang Z Z, et al. Multi-frequency microwave radiometer on "SZ-4" spaceship and its applications [J]. Remote Sensing Technology and Application, 2005, 20(1): 68-73 (in Chinese).
- [3] 张升伟,李靖,姜景山,等. 风云三号卫星微波湿度计的系统

- 设计与研制 [J]. 遥感学报, 2008, 12(2): 199-207.  
Zhang S W, Li J, Jiang J S, et al. Design and development of microwave humidity sounder for FY-3 meteorological satellite [J]. Journal of Remote Sensing, 2008, 12(2): 199-207 (in Chinese).
- [4] Benson F A. Millimeter and submillimeter waves [M]. London: Iliffe Press, 1969.
  - [5] Stumper U. Six-port and four-port reflectometers for complex permittivity measurements at submillimeter wavelengths [J]. IEEE Transactions on Microwave Theory and Techniques, 1989, 37(1): 222-230.
  - [6] Veruttipong W, Chen J C, Bathker D A. Gaussian beam and physical optics iteration technique for wideband beam waveguide feed design [C] // Antennas and Propagation Society International Symposium. Piscataway, NJ: IEEE, 1991, 2: 1007-1010.
  - [7] Thompson D, Miles R E, Pollard R D. Complex permittivity measurements using a quasi-optical multistate reflectometer [C] // Terahertz Electronics Proceedings, IEEE 6th International Conference on. Piscataway, NJ: IEEE, 1998: 163-165.
  - [8] 张勇芳,苗俊刚,姜景山. 毫米波亚毫米波多通道准光复用系统研究 [D]. 北京:北京航空航天大学, 2013.  
Zhang Y F, Miao J G, Jiang J S. Research on the millimeter and submillimeter wave multi-channel quasi-optical multiplexer [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013 (in Chinese).
  - [9] Candotti M, Baryshev A M, Trappe N. Quasi-optical assessment of the ALMA band 9 front-end [J]. Infrared Physics & Technology, 2009, 52(5): 174-179.
  - [10] Bondo T, Sorensen S B. Quasi-optical beam waveguide analysis using frame based Gaussian beam expansion [C] // Proceedings 13th International Symposium on Space Terahertz Technology. Cambridge, Massachusetts: Harvard University, 2002: 271-276.
  - [11] Imbriale W A. Large antennas of the deep space network [M]. New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2005.
  - [12] Goldsmith P F. Quasioptical systems: Gaussian beam quasioptical propagation and applications [M]. New York: Wiley-IEEE Press, 1998.

## Study on the ellipsoidal reflector interception methods for quasi-optical systems

LIU Dawei<sup>\*</sup>, WU Zhengxun, WU Zheng, LIU Kai

(School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** For quasi-optical system, in order to improve the application performance of quasi-optical system on weather satellites, a new method of intercepting ellipsoidal reflectors that can effectively reduce extra energy loss in transmission and decrease the sizes of reflectors was proposed. Ellipsoidal reflectors are important optical elements for light beam transmission in quasi-optical system. The traditional method of intercepting ellipsoidal reflectors would introduce extra energy loss which deteriorates the performance of the whole system. To solve this problem, by building a Gaussian beam transmission model, traditional method of designing ellipsoidal reflectors was improved—translating ellipsoidal reflectors according to the beam waist radius. Simulations reveal that improved method performs better than traditional method—it not only reduces the maximal electrical level from  $-30$  dB to  $-35$  dB but also decreases the size of mirror by 10% to 30% which will benefit the electrical performance of quasi-optical system as a whole. All in all, improved method makes for decreasing the size and increasing signal-to-noise ratio (SNR) of the whole system, which ensures energy maintenance of weak meteorological signals during transmission process and improved method is of great significance to improve the properties of the quasi-optical system.

**Key words:** ellipsoidal reflector; quasi-optical system; Gaussian beam theory; reflector interception; energy loss

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0380

# 多因素影响下的起落架收放系统性能分析



印寅, 聂宏\*, 魏小辉, 倪华近

(南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016)

**摘 要:** 起落架收放系统是集机、电、液的混合复杂系统, 影响收放性能的因素也呈多样性. 针对目前大多研究并未较好地将收放各部分系统综合考虑的研究现状, 提出了一套结合理论分析、多学科仿真技术及试验验证的分析方法, 为起落架收放系统提供了较准确的分析手段. 首先采用功率键合图法详细地推导了起落架收放系统动力学方程; 在理论模型的基础上, 建立了结合起落架动力学和液压系统的多学科协同仿真模型, 并用试验结果对虚拟样机模型进行验证; 最后详细讨论了混合系统中各关键参数对起落架收放性能的影响. 研究结果表明, 联合仿真模型的压力曲线与试验实测数据吻合良好, 同时侧风、摩擦阻力、阻尼孔、液弹、油液泄漏等关键参数对收放性能都有不同程度的影响, 分析结果可用于指导起落架收放参数设计、收放故障分析及可靠性研究.

**关键词:** 起落架; 收放系统; 动力学; 联合仿真; 试验

**中图分类号:** V226

**文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-5965(2015)05-0953-08

起落架收放系统是飞机的重要组成部分<sup>[1-2]</sup>, 其性能的好坏直接影响飞机的飞行安全. 而频发的收放事故使得对起落架收放系统的研究极为重要<sup>[3]</sup>. 收放故障模式多种多样, 较为常见的故障原因有系统气塞、管路堵塞、油液泄漏、结构卡滞等<sup>[4-6]</sup>. 针对这些故障原因展开系统分析, 并对起落架收放性能进行评估具有重要工程意义. 目前对于故障的诊断和研究大多还是依靠经验和地面试验<sup>[7]</sup>, 这带来了诸多困难和经济问题. 随着计算机仿真技术的发展, 通过虚拟仿真对起落架收放性能进行分析成为趋势, 而如何准确地模拟收放系统则成为研究的关键<sup>[8]</sup>.

在起落架收放系统性能仿真分析方面, 国内外学者做了较多研究, 但在适用方面也都有其优缺点. Noel 等基于 ADAMS 建立了某起落架的动

力学模型, 并优化了阻尼孔参数, 但模型将收放液压流量控制简化处理为作动筒两端设置节流孔, 不够准确<sup>[9]</sup>; Schmelzer 等对收放液压系统模型作了理论分析, 为了计算方便同样作了不少简化处理<sup>[10]</sup>. 在国内, 黄方略等建立了起落架的收放动力学模型, 并求解得出了影响收放效率的参数变化关系, 但模型完全忽略了液压系统<sup>[11]</sup>; 吴亚峰和郭军基于 AMESim 对起落架收放液压系统进行了深入研究, 但未结合起落架收放动力学模型进行分析研究<sup>[12]</sup>; 吉国明等结合力学模型和液压模型作了分析研究, 但其液压系统过于简化, 液压元件对系统压力的影响考虑不够<sup>[13-14]</sup>; 朱武峰等基于 AMESim 建立了起落架收放液压系统动力学模型, 详细考虑液压系统参数对收放性能的影响, 但收放动力学部分考虑不够, 作动筒外载简单处理

收稿日期: 2014-06-24; 录用日期: 2014-09-05; 网络出版时间: 2014-09-28 15:12

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0380.html

基金项目: 国家自然科学基金(51105197, 51075203); 江苏高校优势学科建设工程

作者简介: 印寅(1986—), 男, 江苏泰州人, 博士研究生, yinyinjordan@163.com

\* 通讯作者: 聂宏(1960—), 男, 安徽宣城人, 教授, hnie@nuaa.edu.cn, 主要研究方向为飞行器起落装置设计.

**引用格式:** 印寅, 聂宏, 魏小辉, 等. 多因素影响下的起落架收放系统性能分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(5): 953-960. Yin Y, Nie H, Wei X H, et al. Retraction system performance analysis of landing gear with the influence of multiple factors [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(5): 953-960 (in Chinese).

为定值<sup>[15]</sup>.

上述研究并未较好地起落架收放动力学和液压系统结合起来考虑,不能很好地模拟起落架收放的真实情况.本文采用功率键合图法详细地推导了起落架收放系统动力学方程,建立了结合收放液压系统和动力学的虚拟样机模型,并用试验结果验证了仿真模型的准确性.基于该模型研究了侧风风速、阻尼孔尺寸、液容、摩擦阻力等关键参数对起落架收放性能的影响,并给出了几个重要结论,结果可用于起落架收放参数设计、收放故障分析及可靠性研究.

## 1 起落架收放动力学模型

### 1.1 起落架收放原理

该起落架结构形式为民机典型的三维收放机构,如图1所示,上、下阻力杆为主要承力构件,锁撑杆为起落架提供下位锁定装置.液压收放系统如图2所示,由锁油缸进行解锁,收放油缸推动支柱进行收放,收放过程中所荷载荷包括:气动力、起落架重力、结构惯性力、摩擦力、液压作动力.

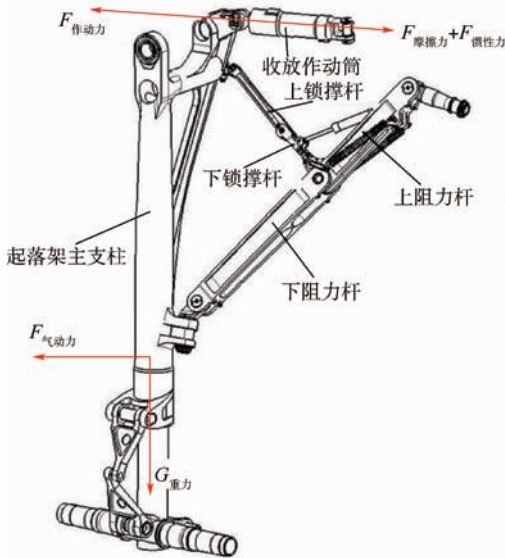


图1 起落架结构及其受载示意图

Fig.1 Mechanism and load diagram of landing gear

### 1.2 收放系统动力学方程推导

功率键合图法是一种可面向多种范畴的系统动力学建模方法,广泛应用于机械、电气、液压和热力学等工程技术领域的动态分析与研究.其优点在于,功率键合图能够充分且完备地描述出系统各部分间的影响关系和有关规律,据此便可有有条不紊地推导出相应的系统动力学方程.

本文基于液压系统原理以及起落架结构收放

受力形式,采用功率键合图法建立相互受力关系,建立起落架收放系统动力学模型,如图3所示.

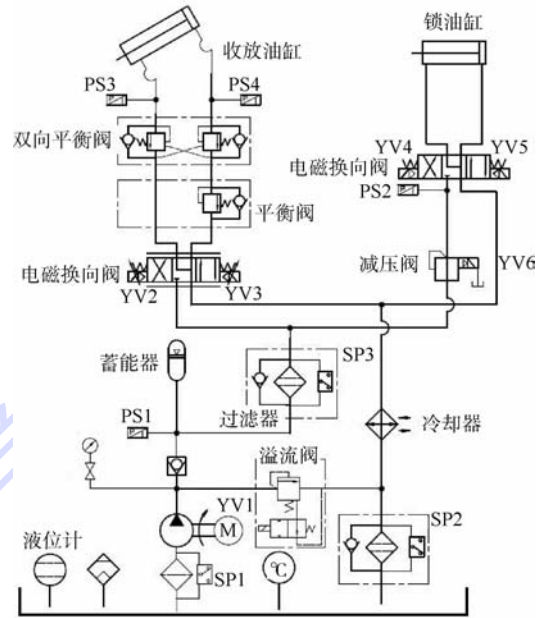


图2 起落架收放液压系统图

Fig.2 Hydraulic diagram of landing gear retraction system

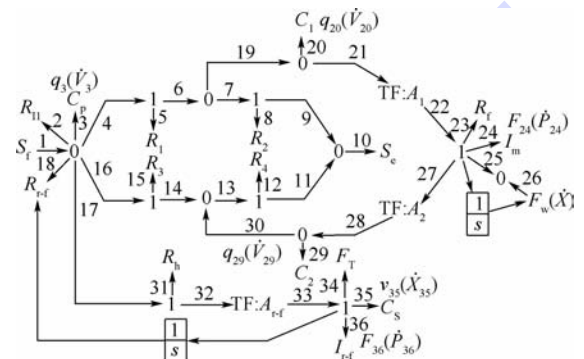


图3 起落架收放动力学模型

Fig.3 Retraction dynamics model of landing gear

由功率键合图建立起落架收放系统动力学数学模型,得出6个状态方程:

$$\dot{V}_3 = S_f - \frac{1}{C_p} \left( \frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_{r-f}} + \frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_3} \right) V_3 - \frac{A_{r-f}}{I_{r-f}} P_{36} + \frac{1}{C_2} \cdot \frac{1}{R_3} V_{29} + \frac{1}{C_1} \cdot \frac{1}{R_1} V_{20} \quad (1)$$

$$\dot{V}_{20} = \frac{1}{C_p R_1} V_3 - \frac{1}{C_1} \left( \frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \right) V_{20} - \frac{A_1}{I_m} P_{24} + \frac{S_e}{R_2} \quad (2)$$

$$\dot{P}_{24} = \left( \frac{A_1}{C_1} \right) \cdot V_{20} - \left( \frac{A_2}{C_2} \right) \cdot V_{29} - \left( \frac{R_f}{I_m} \right) \cdot P_{24} - F_w(x) \quad (3)$$

$$\dot{V}_{29} = \frac{1}{C_p R_3} V_3 - \frac{1}{C_2} \left( \frac{1}{R_3} + \frac{1}{R_4} \right) V_{29} + \frac{A_2}{I_m} P_{24} + \frac{S_e}{R_4} \quad (4)$$

$$\dot{X}_{35} = \left(\frac{1}{I_{r-f}}\right) \cdot P_{36} \quad (5)$$

$$\dot{P}_{36} = \left(\frac{A_{r-f}}{C_p}\right) \cdot V_3 - \left(\frac{1}{C_s}\right) \cdot X_{35} - \left(\frac{R_h \cdot A_{r-f}^2}{I_{r-f}}\right) \cdot P_{36} - F_T \quad (6)$$

式中: $F_w(x)$ 为外部载荷,包括气动力、起落架重力、摩擦阻力; $I_m$ 为起落架的惯性元; $R_f$ 为作动筒摩擦阻力元; $A_1, A_2$ 为作动筒活塞两端作用面积; $C_1, C_2, C_p$ 为液弹元; $R_1, R_2, R_3, R_4$ 为换向阀两端的节流阀参数项; $S_f$ 为系统流速; $R_l$ 为油液泄漏参数; $S_e$ 为系统回油压力; $R_{r-f}$ 为溢流阀阀口液阻元; $R_h$ 为溢流阀阻尼孔参数; $I_{r-f}$ 为阀芯惯性元; $F_T$ 溢流阀预压力; $C_s$ 为弹簧元; $A_{r-f}$ 为阀芯作用面积。

## 2 起落架收放系统仿真与试验验证

### 2.1 起落架收放机构动力学模型

基于 LMS Virtual. lab Motion 动力学仿真平台,保证结构惯性质量的前提下,简化起落架联动部件模型,添加相应的运动副约束,施加气动力、摩擦力、作动筒行程末端的限制力、惯性力等载荷,进而建立起三维收放机构的动力学模型。

通过对样机的实际测试及试验获得模型参数如表 1 所示,起落架虚拟样机模型如图 4 所示。

表 1 起落架动力学模型主要参数

Table 1 Parameters of dynamics model of landing gear

参数名称	数值
起落架支柱质量 $m_1/\text{kg}$	1 300.28
起落架支柱的主惯性矩 $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	1 403.23, 176.57, 1 379.66
上侧杆质量 $m_2/\text{kg}$	73.2
下侧杆质量 $m_3/\text{kg}$	69.3
上锁杆质量 $m_4/\text{kg}$	7.8
下锁杆质量 $m_5/\text{kg}$	10.5
锁弹簧刚度 $K/(\text{N} \cdot \text{m}^{-1})$	8 000
锁弹簧原长 $l_0/\text{mm}$	240
风速 $v/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	138.9
摩擦系数	0.05

### 2.2 收放液压系统模型

基于以上液压原理分析及数学模型推导,在 AMESim 中建立了收放系统仿真模型,并建立联合仿真模块,如图 5 所示,主要参数如表 2 所示。

### 2.3 收放系统动力学仿真模型验证

依据起落架样机原理加工试验件并进行了地面收放试验,试验模型如图 6 所示。

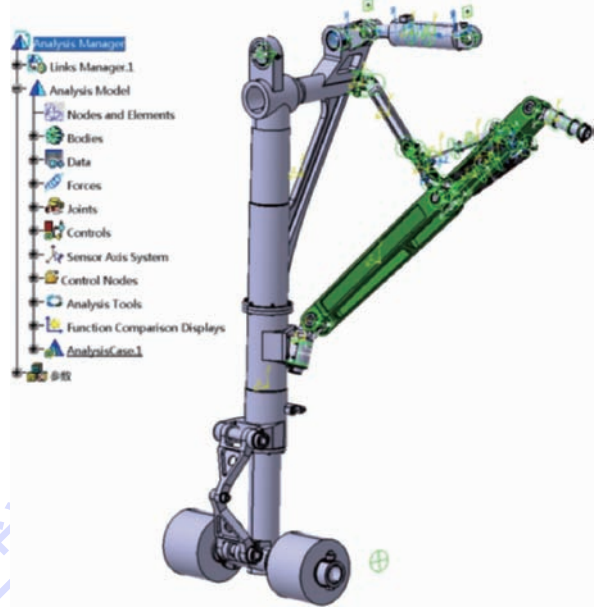


图 4 起落架动力学虚拟样机

Fig. 4 Dynamics virtual prototype of landing gear

表 2 收放液压模型主要参数

Table 2 Parameters of hydraulic retraction system

参数名称	数值
收放作动筒活塞直径 $D_1/\text{mm}$	126
收放活塞杆直径 $d_1/\text{mm}$	80
收放作动筒行程/mm	200
锁作动筒活塞直径 $D_2/\text{mm}$	40
锁作动筒活塞杆直径 $d_2/\text{mm}$	20
解锁作动筒行程/mm	180
系统压力/MPa	25
系统流量/ $(\text{L} \cdot \text{min}^{-1})$	40
油液的密度/ $(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	850
油液的体积模量/MPa	1 700
收/高压腔节流孔/mm	1.7
放/高压腔节流孔/mm	2.4
放/低压腔节流孔/mm	1 + 1.7

地面起落架收放试验没有对起落架进行气动载荷的加载,收放时间技术指标为收起时间: $t = 7 \sim 11 \text{ s}$ ,放下时间: $t = 10 \sim 15 \text{ s}$ ,通过改变节流孔参数对收放响应进行调整至满足要求,对起落架收放进行试验多次,并进行了压力采集,将试验数据与仿真参数进行对比分析如图 7 所示。

由图 7 可知,收上阶段,系统供压初期,压力不稳定出现震荡,稳定供压后起落架慢慢收上,重力矩对收放作动筒负载逐渐增大,至 10 s 位置时起落架收上到位,起落架锁定。间隔 2 s 后起落架开始放下,压力反向供压,压力不稳定也出现震荡,之后稳定供压起落架慢慢放下,此时压力还是无杆腔较大,原因在于放下过程收放作动筒功用为阻尼作用。至放下末端时,为减缓速度降低末端冲击载荷,作动筒末端阻尼作用会使压力陡增一段,之后由锁弹簧作用,起落架放下到位。

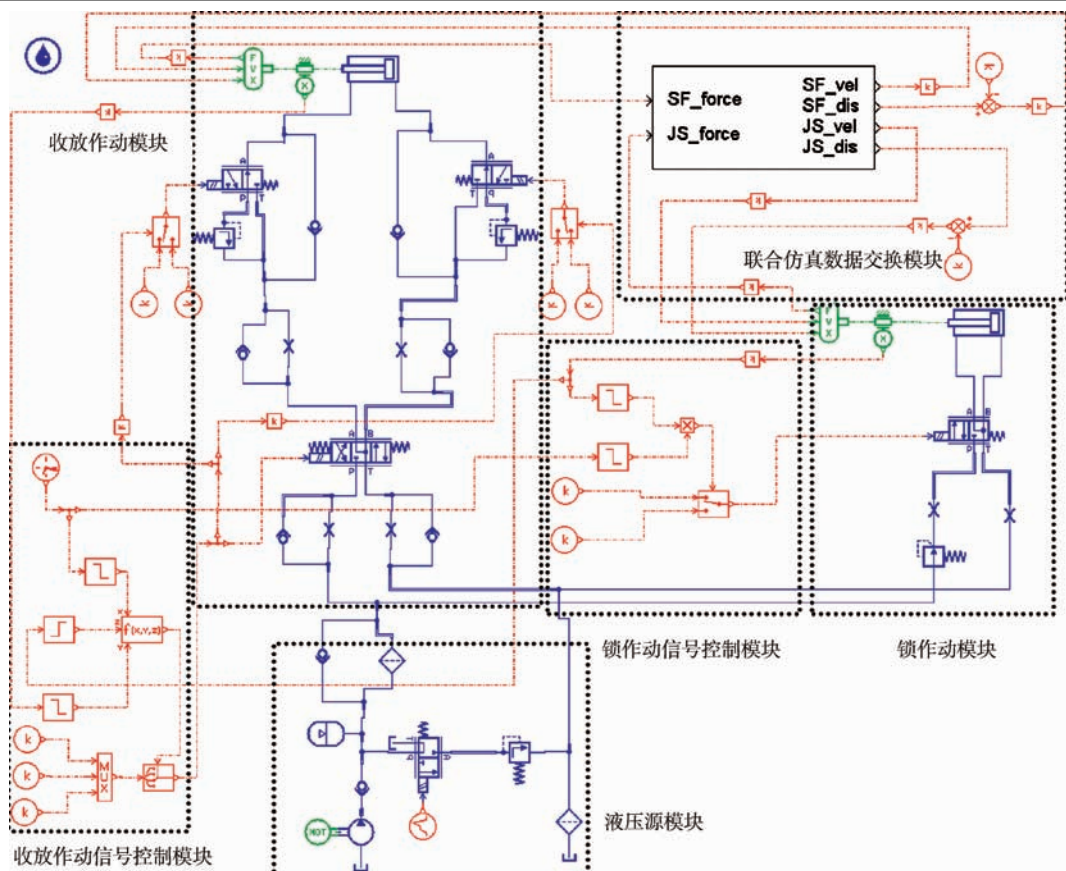


图 5 液压系统仿真模型

Fig. 5 Hydraulic system simulation model



图 6 起落架收放试验模型

Fig. 6 Test model of landing gear retraction mechanism

对比仿真结果和试验结果可见数据吻合良好,微小差别在起落架收起和放下初期的压力震荡部分. 试验初期震荡较大,原因在于实际供压有滞后,起落架锁杆解锁后收放作动筒供压不及时以致起落架轻微回落,从而压力震荡较大. 放下初期,仿真低压腔压力有突变,其原因在于仿真采用结构限制力模拟上位锁定状态,而放下时液压缸需克服该限制力的阻尼作用,反向推动,从而低压腔压力出现突变,而实际试验中没有此过程. 但上述部分的差别不影响起落架整体收放过程的动态响应,仿真模型可用于进一步的分析研究.

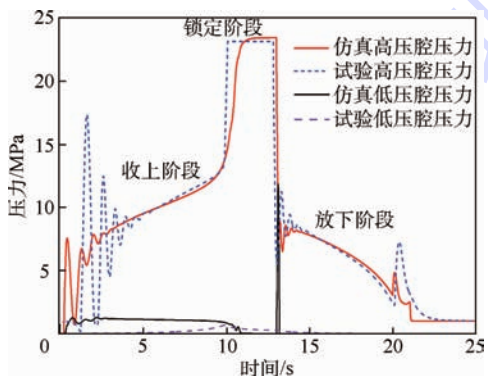


图 7 收放作动筒压力仿真与试验对比

Fig. 7 Actuator pressure curves of simulation and test

### 3 关键参数对收放性能的影响

在建立的起落架收放系统动力学仿真模型的基础上,分别研究侧风风速、阻尼孔尺寸、液容、摩擦阻力等关键参数对起落架收放性能的影响.

#### 3.1 侧风参数的影响

由于主起落架展向收起,侧风作用于起落架的气动载荷影响着其收放性能. 设置侧风风速分别为 5, 10, 15 m/s 3 种工况对起落架收放系统性能进行仿真,并通过高低腔压力变化、驱动速度变化、驱动位移变化加以对比说明,如图 8 ~ 图 10 所示.

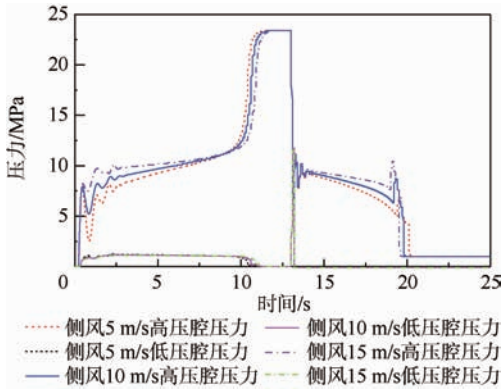


图8 高低腔压力随侧风参数的变化

Fig. 8 Actuator pressure varied with crosswind parameters

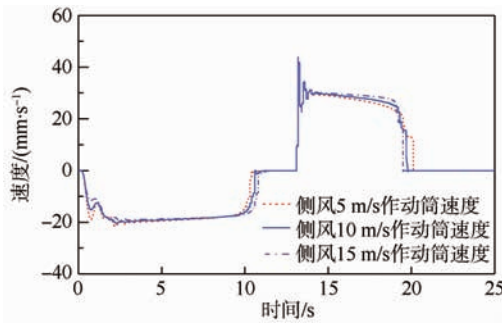


图9 液压缸驱动速度随侧风参数的变化

Fig. 9 Actuator velocity varied with crosswind parameters

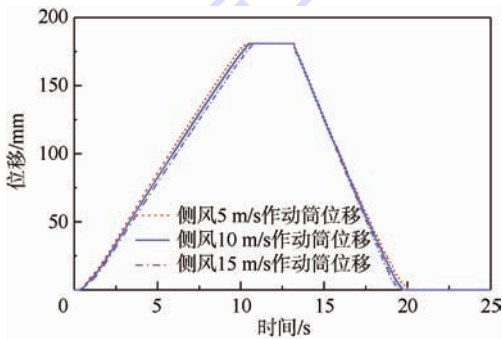


图10 液压缸驱动位移随侧风参数的变化

Fig. 10 Actuator displacement varied with crosswind parameters

由结果可知,液压缸压力随侧风风速的增大而增大.驱动速度在收起过程中随风速影响较小,但放下过程随风速的增大而增大,原因在于放下过程气动载荷为驱动力.整体而言风速对收放时间影响较小,不同风速的收放时间间隔为0.2~0.3 s.

### 3.2 阻尼孔参数的影响

阻尼孔参数是影响起落架收放速度的重要参数.实际工作液压油中会混入污染物,长时间后可能会堵塞阻尼孔或缝隙式控制阀口,会严重影响起落架收放性能.

设置高压进油孔径分别为1.4,1.7,2 mm,回油孔分别为2,2.4,2.8 mm,组合各尺寸参数对起落

架收放系统性能进行仿真,结果见图11~图13.

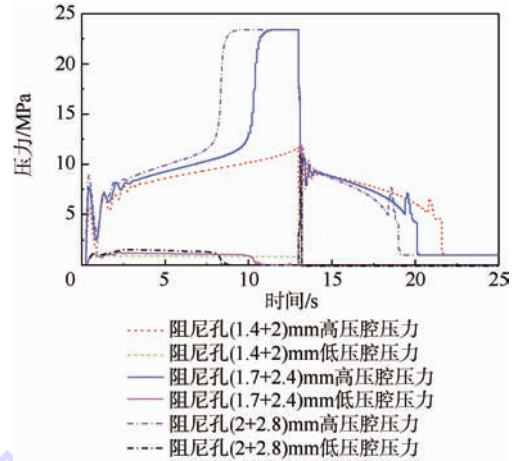


图11 高低腔压力随阻尼孔参数的变化

Fig. 11 Actuator pressure varied with damper orifices parameters

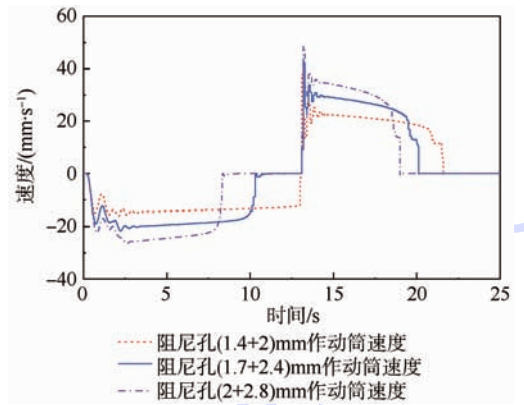


图12 液压缸驱动速度随阻尼孔参数的变化

Fig. 12 Actuator velocity varied with damper orifices parameters

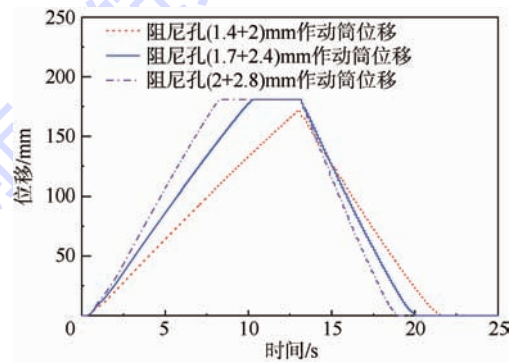


图13 液压缸驱动位移随阻尼孔参数的变化

Fig. 13 Actuator displacement varied with damper orifices parameters

由结果可知,阻尼孔参数的变化对收放性能的影响较大.阻尼孔越小,压力变化越慢,收放速度明显变慢,行程滞后较为明显,甚至在(1.4+2)mm的工况下起落架在规定时间内没有完全收上到位.因此,液压系统在使用维护中,应

注意油液污染的监控,保持油液洁净.

### 3.3 液弹参数的影响

倘若液压系统内混入空气,致使液弹系数降低,油液的可压缩性变大,执行元件运动速度不均匀,会出现爬行现象,从而影响起落架收放性能.

设置油液体积模量分别为 300, 600, 1 000, 1 700 MPa 4 种工况对起落架收放系统性能进行仿真,结果如图 14 ~ 图 16 所示.

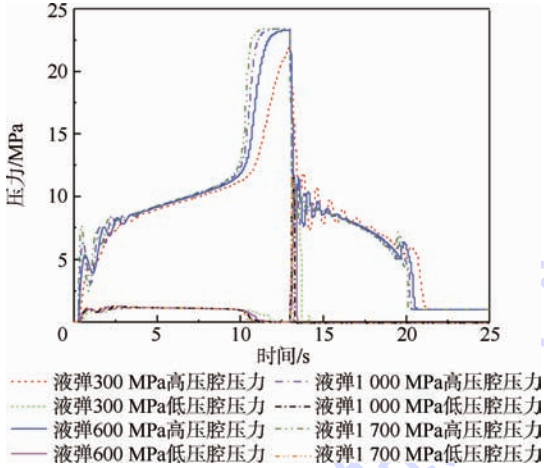


图 14 高低腔压力随液弹参数的变化  
Fig. 14 Actuator pressure varied with liquid slug parameters

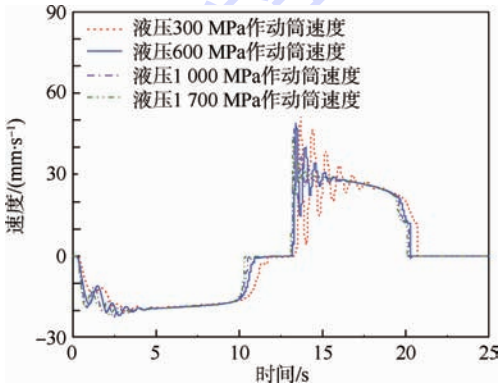


图 15 液压缸驱动速度随液弹参数的变化  
Fig. 15 Actuator velocity varied with liquid slug parameters

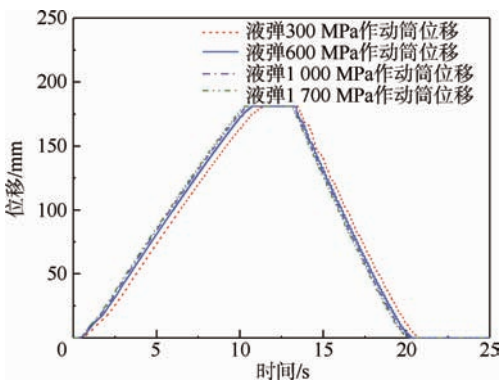


图 16 液压缸驱动位移随液弹参数的变化  
Fig. 16 Actuator displacement varied with liquid slug parameters

由结果可知,液弹从 600 ~ 1 700 MPa 变化过程中对收放速度影响不大,但图 14 和图 15 显示在压力突变的位置液弹较小的工况振荡比较严重,原因在于气穴在压力突变状况下会引起局部液压冲击,会产生较大的振荡.当液弹降到 300 MPa 时,可以看出液压缸驱动速度下降较多,并伴随剧烈震荡,这对系统和结构都是不利的.因此,液压油中混入气体对起落架收放工作性能影响显著,在使用维护中,应及时将混入管路中的气体排除.

### 3.4 摩擦阻力参数的影响

随着飞机起降次数增加,结构间磨损量增大,而随着磨损量的堆积以及摩擦表面的锈蚀,会引起摩擦系数的增大.摩擦力是阻碍起落架收放动作的载荷,其参数的变化对起落架收放性能是有影响的.

设置摩擦系数分别为 0.05, 0.10, 0.15 3 个工况对起落架收放系统性能进行仿真,结果如图 17 ~ 图 19 所示.

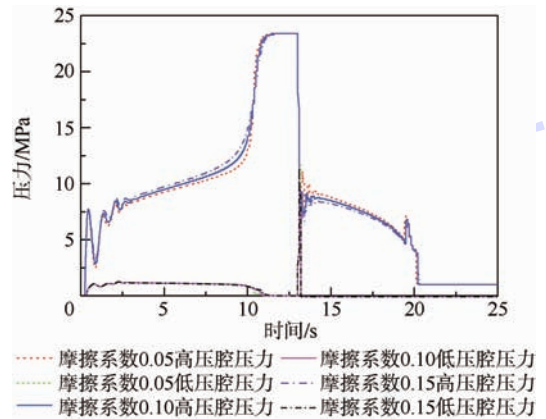


图 17 高低腔压力随摩擦阻力的变化  
Fig. 17 Actuator pressure varied with friction

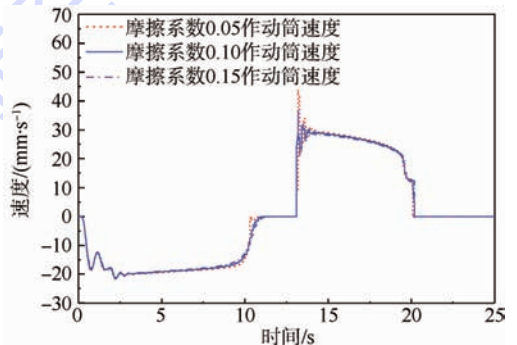


图 18 液压缸驱动速度随摩擦阻力的变化  
Fig. 18 Actuator velocity varied with friction

由结果可知,随着摩擦系数的增大,摩擦阻力增大,液压缸所需的驱动压力也随之增大.对于收放速度会随着摩擦系数的增大而有一定程度的滞后,但整体上其影响并不是很大.

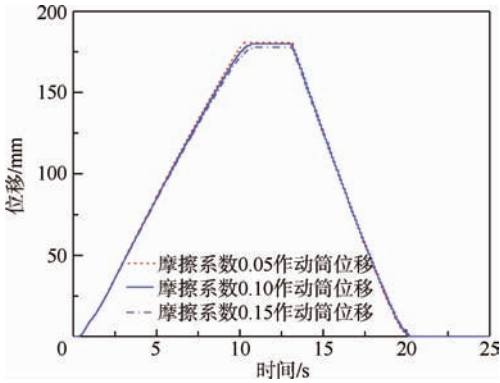


图 19 液压缸驱动位移随摩擦阻力的变化  
Fig. 19 Actuator displacement varied with friction

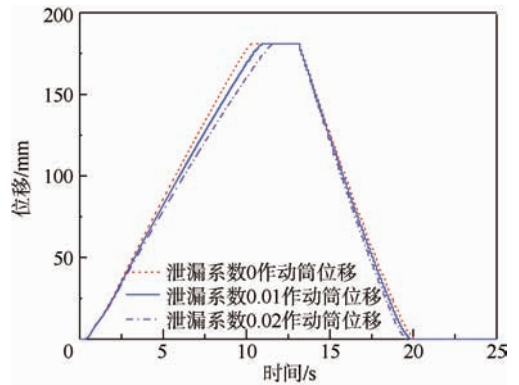


图 22 液压缸驱动位移随油液泄漏参数的变化  
Fig. 22 Actuator displacement varied with leakage parameters

### 3.5 油液泄漏参数的影响

液压缸的密封故障导致油液泄漏是收放系统中最常见的问题. 设置 3 种不同的泄漏系数 0, 0.01, 0.02 对起落架收放系统性能进行仿真, 结果如图 20 ~ 图 22 所示.

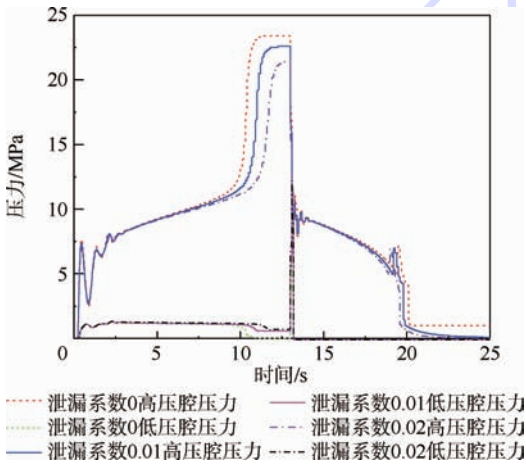


图 20 高低腔压力随油液泄漏参数的变化  
Fig. 20 Actuator pressure varied with leakage parameters

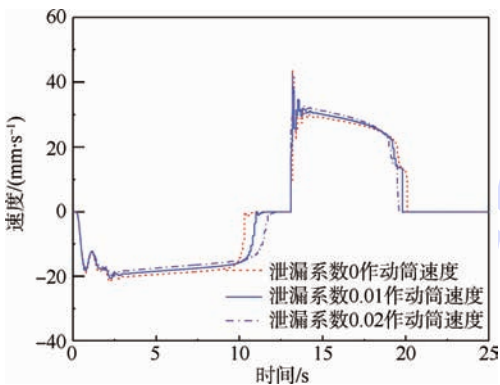


图 21 液压缸驱动速度随油液泄漏参数的变化  
Fig. 21 Actuator velocity varied with leakage parameters

分析结果可以看出, 油液的泄漏对起落架的收起影响较大, 但对于放下起落架过程影响较小. 原因在于收起起落架时油液需要全力驱动以克服外载, 当油液泄漏变大时, 液压缸驱动效率降低, 驱

动速度变慢, 影响起落架收放性能. 而放下起落架时, 外载是驱动力, 液压为阻尼力, 因而漏油不会对放下起落架产生较大影响. 液压系统正常维护时, 需要对各个关键密封处进行定时检查, 更换损坏的密封元件.

## 4 结论

本文建立了起落架收放系统动力学模型, 通过试验数据验证了模型的准确性, 并基于此模型研究了侧风风速、阻尼孔尺寸、液容、摩擦阻力等关键参数对起落架收放性能的影响.

- 1) 侧风和摩擦阻力对液压缸驱动压力影响较大, 但对收放速度影响较小.
- 2) 阻尼孔参数对收放性能影响较大, 伴随阻尼孔的缩小, 压力变化越慢, 行程滞后较为明显.
- 3) 液弹参数不同的变化范围影响不一样, 在 600 ~ 1 700 MPa 变化过程中对收放速度影响不大, 但在压力突变位置系统振荡比较严重; 当液弹降到 300 MPa 时, 可以看出液压缸驱动速度下降较为明显, 并伴随剧烈震荡.
- 4) 油液泄漏参数对收起起落架性能影响较大, 随着油液泄漏变大, 液压缸驱动效率降低, 驱动速度变慢.

### 参考文献 (References)

[1] Currey N S. Aircraft landing gear design: principle and practice [M]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 1988 :62-64.

[2] Veaux J. New design procedures applied to landing gear development[J]. Journal of Aircraft, 1986, 25(10) :904-910.

[3] Freund D, McKissack D. Business jet crash landing analysis [C]// 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamic, and Materials Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2001, 2: 1472-1482.

- [4] 葛漫江. TB20 飞机起落架收放液压系统故障分析[J]. 航空维修与工程, 2003(4):58-59.  
Ge M J. Analyse trouble of TB20 landing gear hydraulic system [J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2003(4):58-59 (in Chinese).
- [5] 王旭东. B737-300 型飞机主起落架收放系统故障分析[J]. 中国民航学院学报, 2004, 22(6):28-29.  
Wang X D. Fault analysis of the B737-300 main landing gear retraction system[J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2004, 22(6):28-29 (in Chinese).
- [6] 任可, 苟江, 任毅. 西门诺尔飞机起落架液压收放系统故障分析[J]. 航空维修与工程, 2010(3):40-42.  
Ren K, Gou J, Ren Y. Hydraulic retraction defaults of Seminole aircraft landing gear system[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2010(3):40-42 (in Chinese).
- [7] 唐有才, 刘振岗, 王占勇, 等. 飞机液压系统故障多的原因探讨及对策[J]. 液压与气动, 2009(10):84-87.  
Tang Y C, Liu Z G, Wang Z Y, et al. The analysis & countermeasure of the reason for military aircraft hydraulic system fault [J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics. 2009(10):84-87 (in Chinese).
- [8] 王慧, 喻天翔, 雷鸣敏, 等. 运动机构可靠性仿真试验系统体系结构研究[J]. 机械工程学报, 2011, 47(22):191-198.  
Wang H, Yu T X, Lei M M, et al. Research on the architecture of simulative experiment system for mechanism motion reliability analysis[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2011, 47(22):191-198 (in Chinese).
- [9] Noel O. Use of ADAMS in dynamic simulation of landing gear retraction and extension [C] // 13th European ADAMS Users' Conference. [S. l.]: Messier-Dowty, 1998:1-8.
- [10] Zhang H, Ning J, Schmelzer O. Integrated landing gear system retraction/extension analysis using ADAMS [C] // International ADAMS User Conference. [S. l.]: Messier-Dowty Incorporation, 1995:1-10.
- [11] 黄方略, 李书, 王远达. 民机起落架三维收放机构的收放机械效率分析[J]. 振动、测试与诊断, 2013, 33(1):187-191.  
Huang F L, Li S, Wang Y D. Efficiency analysis of a civil airplane three-dimensional retraction mechanism [J]. Journal of Vibration, Measure & Diagnosis, 2013, 33(1):187-191 (in Chinese).
- [12] 吴亚峰, 郭军. 基于 AMESim 的飞机液压系统仿真技术的应用研究[J]. 沈阳工业大学学报, 2007, 29(4):368-371.  
Wu Y F, Guo J. Research on simulation technique based on AMESim for aircraft hydraulic system [J]. Journal of Shenyang University of Technology, 2007, 29(4):368-371 (in Chinese).
- [13] Ji G M, Zhang L, Dong M. Dynamic simulation on retraction/extension system of an aircraft [C] // 2nd International Conference of Artificial Intelligence, Management Science and Electronic Commerce. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011:3939-3944.
- [14] 吉国明, 董萌, 付珍娟. 某型飞机起落架收放机构性能仿真[J]. 火力与指挥控制, 2012, 37(3):169-173.  
Ji G M, Dong M, Fu Z J. Performance simulation of retraction/extension mechanism of a certain aircraft [J]. Fire Control & Command Control, 2012, 37(3):169-173 (in Chinese).
- [15] 朱武峰, 李旭东, 丁文勇, 等. 飞机起落架收放液压系统仿真分析与维修应用[J]. 液压与气动, 2013(6):87-90.  
Zhu W F, Li X D, Ding W Y, et al. Simulation and maintenance of aircraft landing gear hydraulic system [J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics, 2013(6):87-90 (in Chinese).

## Retraction system performance analysis of landing gear with the influence of multiple factors

YIN Yin, NIE Hong\*, WEI Xiaohui, NI Huajin

(State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The landing gear retraction system is a mixed complex system consisted of mechanism, electricity and hydraulics. The retraction performance is affected by various factors. In most of the current studies, the subsystems are not well combined. Thus, a set of method combining theoretical analysis, multidisciplinary simulation and test verification was put forward, which provided a more accurate analysis method for the landing gear retraction system. Firstly, the dynamics equations of the retraction system were derived by power bond graph in detail. Then, a multidisciplinary simulation model was established, which combined the mechanism dynamics with the hydraulic system. This virtual prototype was verified by contrasting its results with the test results. At last, the key parameters' influence on the landing gear retraction performance was studied. The results show that, the pressure curves of the co-simulation model agree well with the ones of the test. Meanwhile, some key parameters, including crosswind, friction, damper orifices, liquid capacity and oil leak, affect the landing gear retraction performance in different degrees. Some meaningful results are concluded, which can be used as the guidances of the determination of retraction system parameters, the retraction fault analysis and the reliability study.

**Key words:** landing gear; retraction system; dynamics; co-simulation; test

## 《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

## 1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

## 2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,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:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: jbuua@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》  
第五届编辑委员会

北航学报  
赠阅

主任(主编): 赵沁平

(以下按姓氏笔划为序)

副主任(副主编): 丁希仑 王少萍 孙志梅 李秋实 李焕喜 杨嘉陵  
苗俊刚 相艳 徐立军 钱德沛 曹晋滨

编委: 马殿富 王琪 王聪 邓小燕 王青云 王荣明 刘宇  
刘红 江洁 刘强 闫鹏 朱天乐 刘铁钢 齐铂金  
陈万春 邹正平 苏东林 杨世春 沈成平 邱志平 宋知人  
杨树斌 张晓林 杨晓奕 杨继萍 李惠峰 吴新开 张瑞丰  
杨照华 宋凝芳 周锐 林宇震 林贵平 战强 姚仰平  
胡庆雷 赵秋红 段海滨 赵巍胜 席平 郭宏 徐洁  
徐世杰 郭洪波 康锐 翟锦 熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

(原《北京航空学院学报》)

(月刊 1956年创刊)

第41卷第5期 2015年5月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF  
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS  
(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.41 No.5 May 2015

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部

主办单位 北京航空航天大学

主编 赵沁平

编辑出版 《北京航空航天大学学报》  
编辑部

邮编 100191

地址 北京市海淀区学院路37号

印刷 北京科信印刷有限公司

发行 北航文化传媒集团

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 100191, 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

