

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



2014-12

Vol.40 No.12

北京航空航天大学学报

二〇一四年 第四十卷
第十二期 (总第二六二期)

北京航空航天大学

目次

飞机使用升限对增压活塞发动机的匹配要求	徐斌	谭龙兴	杨世春	姬芬竹	(1643)
储能钠硫电池保温层优化设计	张建平	韩熠	刘宇	朱群志	(1648)
战术导弹气动隐身快速多目标优化方法	刘莉	蒋孟龙	龙腾	吴迪	黄波 (1654)
双级气体减压器稳定性影响因素数值分析	孙冰	许琪	陈阳	位立军	(1660)
基于多点约束的大展弦比机翼静气动弹性计算	黄炜	陆志良	唐迪	郭同庆	(1666)
我国空间电力线谐波辐射现象分析	吴静	张翀	付静静	马齐爽	(1672)
基于视频数据的机场跑道外来物检测			陈唯实	李敬	(1678)
基于 Simapro 的气动与电动执行器生命周期评价			张业明	蔡茂林	(1685)
阻尼网特性数值模拟			丛成华	廖达雄	(1691)
航空高动态网络负载感知路由算法			刘智	徐桢	(1697)
基于背景属性的目标识别			雒建卫	姜志国	(1702)
网络瞄准中的异步传感器空间配准算法	雍霄驹	方洋旺	张登福	刁兴华	(1707)
基于空间映射的视觉注意力分配预测模型	吴旭	完颜笑如		庄达民	(1713)
复合材料结构组件抗坠毁试验与渐进失效分析					
.....	罗海波	燕瑛	孟祥吉	梁祖典	侯康 宫少波 (1719)
XY-SAS 模型中不同网格尺度限制器的影响分析			郑玮琳	阎超	(1725)
基于 IPMC 仿生机器鱼推进效率实验研究	沈奇	韩晨皓	王田苗	梁健宏	(1730)
阀控电液位置伺服系统非线性鲁棒控制方法	汪成文	尚耀星	焦宗夏	韩松杉	(1736)
环境温度对电动汽车热泵空调系统性能的影响	彭发展	魏名山	黄海圣	张虹	(1741)
成本约束的表决冗余系统可靠度优化与分配		刘志君	高亚奎	章卫国	(1747)
质心位置对超空泡射弹尾拍运动影响分析	赵成功	王聪	魏英杰	马庆鹏	(1754)
SDUV 方法中组织振动信号提取算法比较	蔡夕然	樊璠	李晓斐	牛海军	(1761)
一种高动态条件下惯性星光组合定姿方法	韩礼	张力军	蔡洪	张士峰	(1767)
模糊变分原理在求解结构固有频率中的应用		张旭东	邱志平	李琦	(1773)
海天背景多光谱成像特性仿真			何晓雨	许小剑	(1780)
复合材料单搭接胶接接头试验研究与数值模拟					
.....	梁祖典	燕瑛	张涛涛	李剑峰	孟祥吉 廖宝华 (1786)

2014 年第 40 卷总目次

期刊基本参数: CN11-2625/V * 1956 * m * A4 * 150 * zh * P * ￥20.00 * 900 * 25 * 2014-12

第 40 卷终

(编辑 刘登敏 姜嘉 张嵘 赵海容 文丽芳 李晶)

CONTENTS

Requirement from maximum rate of climbing of aircraft service ceiling to turbocharged reciprocating engine
..... Xu Bin Tan Longxing Yang Shichun Ji Fenzhu (1643)

Optimal design for thermal insulation layers of energy-storage sodium-sulfur batteries
..... Zhang Jianping Han Yi Liu Yu Zhu Qunzhi (1648)

Effective multi-objective optimization for aerodynamic and stealthy performance of tactical missiles
..... Liu Li Jiang Menglong Long Teng Wu Di Huang Bo (1654)

Numerical analysis of influence factors on stability for dual-stage gas pressure reducing regulator
..... Sun Bing Xu Qi Chen Yang Wei Lijun (1660)

MPC based static aeroelastic numerical method for high aspect ratio wing
..... Huang Wei Lu Zhiliang Tang Di Guo Tongqing (1666)

Analysis on power line harmonic radiation in China space
..... Wu Jing Zhang Chong Fu Jingjing Ma Qishuang (1672)

Foreign object debris detection for airport runway with video data
..... Chen Weishi Li Jing (1678)

Life cycle assessment of pneumatic and electric actuators based on Simapro
..... Zhang Yeming Cai Maolin (1685)

Numerical investigation about field characteristics of screen
..... Cong Chenghua Liao Daxiong (1691)

Geographic load aware routing algorithm for highly dynamic airborne networks
..... Liu Zhi Xu Zhen (1697)

Object recognition based on background attributes
..... Luo Jianwei Jiang Zhiguo (1702)

Algorithm of asynchronous sensors bias estimation in networked targeting
..... Yong Xiaoju Fang Yangwang Zhang Dengfu Diao Xinghua (1707)

Pilot visual attention allocation modeling based on spatial mapping
..... Wu Xu Wanyan Xiaoru Zhuang Damin (1713)

Progressive failure analysis and crashworthiness experiment for composite structural discreteness
..... Luo Haibo Yan Ying Meng Xiangji Liang Zudian Hou Kang Gong Shaobo (1719)

Influence analysis on grid scale limiter of XY-SAS model
..... Zheng Weilin Yan Chao (1725)

Experimental investigation of biomimetic robotic fish actuated by IPMC
..... Shen Qi Han Chenhao Wang Tianmiao Liang Jianhong (1730)

Nonlinear robust control of valve controlled electro-hydraulic position servo system
..... Wang Chengwen Shang Yaoping Jiao Zongxia Han Songshan (1736)

Effects of different ambient temperatures on performance of electric vehicles' heat pump air conditioning
..... Peng Fazhan Wei Mingshan Huang Haisheng Zhang Hong (1741)

Reliability-redundancy optimization and allocation of voting system under cost constraint
..... Liu Zhijun Gao Yakui Zhang Weiguo (1747)

Analysis of the effect of mass center position on tailslap of supercavitating projectile
..... Zhao Chenggong Wang Cong Wei Yingjie Ma Qingpeng (1754)

Comparison of tissue vibration signal extraction algorithms in shearwave dispersion ultrasound vibrometry
..... Cai Xiran Fan Fan Li Xiaofei Niu Haijun (1761)

A method of stellar-inertial attitude determination under high dynamic condition
..... Han Li Zhang Lijun Cai Hong Zhang Shifeng (1767)

Application of fuzzy variational principle in solution of natural frequency of structures
..... Zhang Xudong Qiu Zhiping Li Qi (1773)

Multispectral imaging simulation of sea-sky background scene
..... He Xiaoyu Xu Xiaojian (1780)

Experimental investigation and numerical simulation of composite laminate adhesively bonded single-lap joints
..... Liang Zudian Yan Ying Zhang Taotao Li Jianfeng Meng Xiangji Liao Baohua (1786)

飞机使用升限对增压活塞发动机的匹配要求



徐 斌 谭龙兴 杨世春 姬芬竹*

(北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 发动机工况调节范围对无人机的安全运行具有重要影响. 通过对增压活塞发动机与飞机的动力学分析, 得到了使用升限上最大爬升率对螺旋桨和发动机的动力要求, 提出了使用升限上发动机可调范围与剩余功率的要求. 对增压器匹配提出了新的要求, 即使用升限范围内保证飞机巡航工况能够恢复海平面功率. 通过某发动机的仿真分析, 确定了其使用升限高度的可调工况范围, 理论分析了增压器参数对可调范围的影响, 给出了匹配原理与建议. 该过程也可用来校验使用升限高度下安全性可调裕度, 有助于安全操控.

关 键 词: 航空活塞发动机; 使用升限; 涡轮增压; 匹配; 可调范围

中图分类号: V 234.1

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2014)12-1643-05

Requirement from maximum rate of climbing of aircraft service ceiling to turbocharged reciprocating engine

Xu Bin Tan Longxing Yang Shichun Ji Fenzhu*

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

Abstract: A wide operating range of engine is of vital to the safety operation of aircraft, especially at service ceiling. Through the dynamic analysis of the matching process between the aircraft and power plant which is composed of the turbocharged reciprocating engine and propeller, quantitative performance requirement for engine from the service ceiling was proposed, which proved to associate with the operating range and surplus power of engine. The operating range can also be used to evaluate the matching result besides the design point performance. This means that the conditions of cruising should guarantee the engine power recovery to sea level. A calibrated simulation model was created by GT-power. Its operating range was obtained by simulation and the factors influencing operating range were analyzed in theory. The advice of matching turbochargers based on the wide operating range was given considering the safety. This process can also be used to verify the margin of adjustment at service ceiling to ensure the safety.

Key words: aircraft piston engine; service ceiling; turbocharging; matching; operating range

航空活塞发动机设计与选型要考虑飞机性能要求及飞机和发动机-螺旋桨动力平台的匹配^[1-3]. 发动机通过螺旋桨将输出轴扭矩转化为飞机所需推力, 而飞机的飞行高度、速度、姿态又对发动机的进排气产生影响. 飞机、螺旋桨、发动机的匹配是设计工作中的重要过程. 活塞发动机作为小型飞机的主要动力装置, 增压器与发动机的匹配对输出性能具有重大影响^[4]. 目前匹配增

压器时, 主要参照匹配点性能要求^[5]. 考虑到航空发动机需要满足不同高度的使用要求, 并对可靠性有更高的要求, 本文由最大爬升率所限定的使用升限出发, 分析了对活塞发动机的动力要求, 提出了增压器匹配过程中可调范围的要求. 可调范围关乎到发动机安全运行边界, 对飞机的安全性具有重要意义, 在设计及选型时应予以重视.

1 飞机使用升限对发动机的动力要求

飞机使用升限的定义是飞机以特定的重量和给定发动机工作状态作等速直线平飞时,具有最大上升速度为 V_v 的飞行高度. 不同类型的发动机,使用升限对爬升率有不同要求,活塞发动机使用升限要求最大爬升率达到 $0.5\text{ m/s}^{[6]}$. 因此在使用升限高度,飞机从平飞到以最大爬升率飞行需要发动机的动力输出满足一定范围. 令飞机在使用升限上具有的最大爬升速度为 V_v ,仰角为 α ,飞机定常直线上升运动方程如式(1)和式(2)所示.

$$T = D + W\sin\alpha \tag{1}$$

$$L = W\cos\alpha \tag{2}$$

其中, T 为飞机推力; D 为阻力; W 为重力; L 为升力,如式(3)所示:

$$L = C_L\rho V^2S/2 \tag{3}$$

其中, C_L 为升力系数; ρ 为空气密度; $V = V_v/\sin\gamma$, 为飞机飞行速度, γ 为阻升比; S 为翼型面积.

对结构参数、性能已确定的飞机,飞行高度和起飞重量确定后,计算 T, V , 由式(2)和式(3)得到. 由飞机极曲线查出 C_L 对应的阻力系数 C_D , 计算升阻比 K . 根据已知重力和马赫数对应的 K , 由式(1)计算出 T .

飞机所需推力 T 由螺旋桨拉力提供. 螺旋桨运动过程中受到的气动力,一部分转化为推力作为飞机动力,另一部分作为阻力矩与发动机扭矩相平衡. 现代飞机大都采用变距螺旋桨,在飞行中随飞行条件变化而改变桨叶角^[4]. 螺旋桨拉力为

$$P = \beta\rho\omega^2 \cdot R^4 \tag{4}$$

其中, R 为螺旋桨直径; ω 为桨叶剖面合速度; β 为螺旋桨拉力系数.

$$\omega = \sqrt{(2\pi n_p r)^2 + V^2} \tag{5}$$

其中, r 为剖面半径; n_p 为螺旋桨转速,结合传动比可得发动机转速.

$$\beta = (k/4) \cdot \pi^2 \int_{\bar{r}_0}^1 \frac{C_{\gamma}\cos\gamma - C_x\sin\gamma}{\cos^2\gamma} \bar{b} \cdot \bar{r}^2 d\bar{r} \tag{6}$$

其中, k 为桨叶数目; $\bar{r}$ 为相对半径; $\bar{b}$ 为相对桨叶宽度.

因此在螺旋桨参数确定以后,拉力可认为是 γ, n_p 和 ρ 的函数,如式(7)所示:

$$P = f(\gamma, n_p, \rho) \tag{7}$$

而螺旋桨的阻力矩可由式(8)得出:

$$M = \frac{k}{8} \pi^2 \rho \omega^2 R^4 \int_{\bar{r}_0}^1 \frac{C_{\gamma}\sin\gamma - C_x\cos\gamma}{\cos^2\gamma} \bar{b} \cdot \bar{r}^3 d\bar{r} \tag{8}$$

简写为式(9):
$$M = f(\rho, \omega, \gamma) \tag{9}$$

$T = P$, 由式(7)结合飞机的速度 V 、运行高度下空气密度 ρ , 可计算出发动机不同转速下的阻升比 γ . 由式(9)可计算出螺旋桨阻力矩,等于发动机扭矩. 综上可得不同发动机转速下使用升限最大爬升率所需发动机扭矩,转速和扭矩可归结为对发动机功率的要求.

以上给出了螺旋桨参数之间的气动关联,实际计算时可依据实验所得螺旋桨效率 η_p , 由式(10)得到对发动机功率的需求.

$$\eta_p = VP/P_M \tag{10}$$

其中 P_M 为发动机功率.

涡喷发动机使用升限与剩余推力的概念有重要关联,最大剩余推力定义为对应高度和马赫数下满油门状态可用推力与平飞需用推力的差. 活塞发动机运行工况为面工况,可以类似定义其“最大剩余功率”,即对应高度最大转速和节气门开度发动机功率与定常平飞需用功率之差.

以上计算出的使用升限高度、爬升率为 V_v 的发动机功率是使用升限高度发动机可发出的最大功率. 现计算定常平飞时发动机功率,此时所需推力与迎面阻力相等,如式(11)所示,迎角为零时根据式(1)和式(2)推力可表示为式(12):

$$T_R = L = \frac{1}{2} \rho S C_L V^2 \tag{11}$$

$$T_R = W/K \tag{12}$$

随海拔高度升高,空气密度下降,式(11)表明为保持平飞状态,需要增加飞机速度. 低速螺旋桨飞机可以不计压缩性对气动力的影响,则平飞所需速度、功率随海拔高度升高而增加.

$$V_H = V_0 \sqrt{\rho_0/\rho_H} \tag{13}$$

$$P_{R,H} = P_{R,0} \sqrt{\rho_0/\rho_H} \tag{14}$$

其中, ρ_0, ρ_H 分别为海拔为零和 H 时大气密度; V_0, V_H 为海拔为零和 H 的平飞速度; $P_{R,0}, P_{R,H}$ 为海拔为零和 H 的平飞需用功率.

某工况发动机提供的功率与定常平飞时所需发动机功率之差为剩余功率. 定常平飞所需功率由飞机设计决定,可用功率由发动机工况决定. 飞机以速度 V 飞行时剩余功率和仰角 α 为

$$\Delta P = (T - T_R) V \tag{15}$$

$$\alpha = \arcsin[(T - T_R)/W] \tag{16}$$

当 $\Delta P = 0$ 时,飞机保持平飞;当 $\Delta P > 0$ 时,仰角 $\alpha > 0$, 飞机处于上升状态; $\Delta P < 0$ 时,仰角 $\alpha < 0$ 处于下降状态. 飞机爬升率与螺旋桨效率、剩余功率关系如式(17)所示:

$$V_v = (P\eta - P_R\eta_R)/W \tag{17}$$

其中, P 和 P_R 分别为可用功率与平飞需用功率;
 η 和 η_R 分别为工作点螺旋桨效率和平飞时效率.
高度一定时可用功率越大则最大爬升率越大.

由此可知,飞机定常平飞需用功率随海拔高度
升高而增加,可用功率不变情况下剩余功率减
小,最大爬升率降低,降低到规定值时即为使用升
限.对发动机而言,高度升高进气密度下降导致可
用功率下降,为此采用涡轮增压系统.随高度升高
压气机增压比增大,恢复海平面时气缸进气密度,
保证发动机可用功率随海拔高度升高维持不变.
压气机的流量范围为喘振线与阻塞线之间,增压
比越高对应的高效率流量范围越窄,产生喘振的
可能性也越大,导致发动机可调范围(恢复功率
范围)随高度升高而减小.因此飞机定常平飞需
用功率增加导致的剩余功率下降与发动机可调范
围的减小需要保持协调,以尽可能发挥发动机潜
力,理想设计要求是不同高度下整个剩余功率覆
盖的工况都满足恢复海平面相应工况的功率.由
此对发动机在使用升限高度提出了可调范围的要
求,此范围满足恢复功率.在相同螺旋桨转速下,
满足恢复功率的发动机具有更大的扭矩范围以满
足不同飞行要求、保证飞行安全.

2 对活塞发动机要求的仿真分析

增压发动机巡航功率一般为额定功率的
50% ~ 80%,即高工况区域.在节气门开度较大或
高度较高时,压气机可用流量范围变窄.在使用升
限高度以上,部分工况能满足恢复功率的要求,但
不能达到飞机对发动机可调工况范围的要求,可
调范围的减小将影响该高度飞机安全使用.

现以某型号增压发动机为例,在 GT-Power 中
仿真分析其使用升限高度下可调工况范围,确定
发动机安全调节范围的影响因素.该发动机是四
冲程涡轮增压汽油机^[7],主要参数如表 1 所示.在
额定工况下,发动机功率、扭矩仿真结果与实验结
果误差不超过 4%,证明模型准确性与可用性,具
体过程可参见文献[8-9].

以发动机恢复海平面高度下相同工况的功率

表 1 发动机主要参数
Table 1 Engine parameters

参数	数值	参数	数值
气缸布置	四缸水平对置	最大扭矩/(N·m)	142
气缸容积/cm ³	1 211	额定功率/kW	73.5
压缩比	9:1	额定转速/(r/min)	5 500
点火次序	1—4—2—3	使用升限/m	5 000

作为其安全运行的判断标准分析其剩余功率.发
动机结构、运转参数确定后其动力性能主要取决
于进气压力、温度和空燃比等参数.不同高度大气
压力已知,进气压力的变化可转化为压气机增压
比的变化.空燃比由发动机设计所确定变化不大,
同时温度影响也较小可不予考虑,故发动机恢复
功率的标准归结为同一节气门开度时压气机增压
比不变.图 1 显示了 5 km 高度上不同转速、节
气门开度压气机增压比的变化规律.节气门开度
一定时,为满足发动机强度和可靠性要求,需要废
气阀放气减小涡轮做功限制增压比过大,此时
增压比随转速变化时保持不变,由此图中增压
比与 x 轴平行部分对应的转速范围即为发动机
可调工况.当转速继续降低,废气阀已完全关
闭,此时排气全部通过涡轮做功仍无法满足压
气机压比要求,此时无法满足恢复功率要求,发
动机在此范围内工作存在安全隐患.由此可知,该
发动机使用升限高度上的可调节范围如下:转速,
 $4\,400\text{ r/min} \leq n \leq 5\,500\text{ r/min}$;节气门开度, $50\% \leq$
 $x \leq 100\%$.

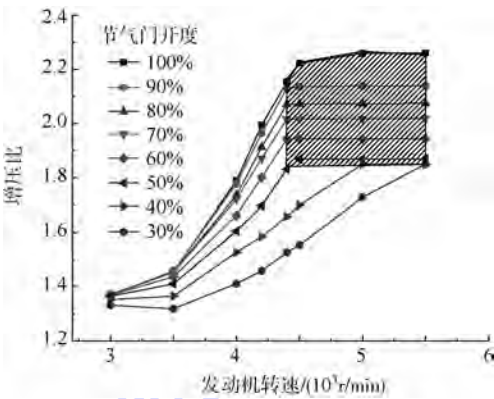


图 1 5 km 高度时增压比随转速、节气门变化规律
Fig. 1 Variation of pressure ratio in different operating
conditions at 5 km

由该发动机使用手册可知,高空时高速的巡
航工况如下:转速, $4\,200\text{ r/min} \leq n \leq 5\,500\text{ r/min}$;
节气门开度, $70\% \leq x \leq 100\%$.

可见发动机可调范围覆盖了巡航工况范围,
巡航工况范围内均能满足恢复功率要求.因此该
发动机增压匹配能够满足可调范围的要求.

图 2 为 5 km 高度发动机功率随转速、节气门
开度的变化.阴影部分为发动机满足恢复功率的
工况范围.两条点划线之间的部分即可定为飞机
巡航工况,功率分别为 41.7 kW 和 56.7 kW,占额
定功率的 56% 和 77%,与活塞发动机巡航功率范
围相符.由此可知该发动机最大剩余功率可达到
31.8 kW,作为与飞机匹配的重要参考.

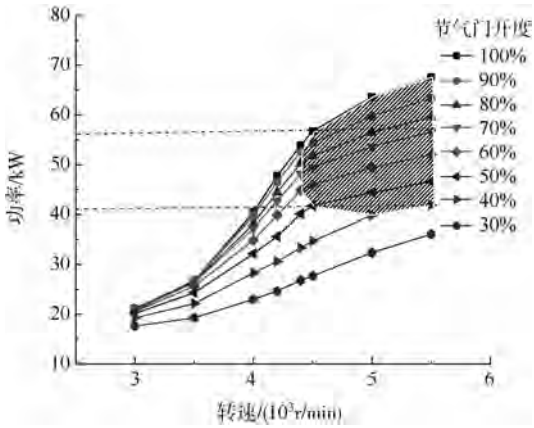


图2 5 km 高度发动机功率随转速、节气门变化规律

Fig. 2 Variation of engine power in different operating conditions at 5 km

3 发动机可调范围因素的分析

发动机可调范围影响飞机的安全运行. 可调范围的扩大对提高发动机使用升限和飞机操纵安全具有重要意义. 增压器的性能和匹配情况会对发动机恢复功率范围产生影响.

工作范围大小首先受压气机最大压比、涡轮最大膨胀比、增压器可用流量范围限定. 增压器流量范围需要满足工况要求, 可用流量范围在理论压比确定后与阻塞流量、喘振流量、匹配裕度有关. 压气机最大压比及可用流量范围的扩大需要压气机设计与制造水平的提高. 发动机与增压器匹配时应选择高效率区流量范围宽的压气机. 采用无叶扩压器可以在更宽的流量范围内维持相对高的效率, 从可调范围角度, 建议匹配时采用无叶扩压器. 压气机选择时, 尽量选择增压比随流量降低速率平缓的压气机, 进而通过废气阀的调节来达到增压比不变. 设计工况的选择是增压器匹配的重要步骤. 发动机型号确定后, 根据飞行包线估算其可调工况范围, 航空发动机常用工况处于高工况区, 此时采用废气阀放气限制增压比过大, 防止缸内压力过大影响可靠性. 增压器转速一定时, 压气机增压比随流量变化, 在某一流量(设计工况)时最大, 无论流量增加或降低都会减小. 以可调范围出发匹配增压器时, 设计点应选择常用工况的中间部分作为最大扭矩设计点, 而不必选择额定工况作为设计点. 设计点对应增压器效率最高, 废气阀放气后可保证可调范围较大, 并在尽可能低的转速下获得规定的增压压力. 在非设计点工况, 压气机和涡轮工作点应在高效率区, 保证发动机恢复地面功率和匹配的安全性.

压气机理论增压比由使用高度和节气门开度

决定. 图3为压气机与发动机联合运行图, 其中压气机压比达到理想值并随流量保持不变的区域即为发动机可调范围. 由压气机与涡轮的功率平衡^[10], 可计算增压比如式(18)所示.

$$\pi_c = \left(\frac{P_t \eta_m \eta_c}{q_{mc} T_0 c_p} + 1 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \tag{18}$$

其中, q_{mc} 为压气机的质量流量; T_0 为压气机进口温度; η_c 为压气机效率; P_t 为涡轮功率; 空气定压比热容 c_p 与 κ 、机械功率 η_m 可认为是常数.

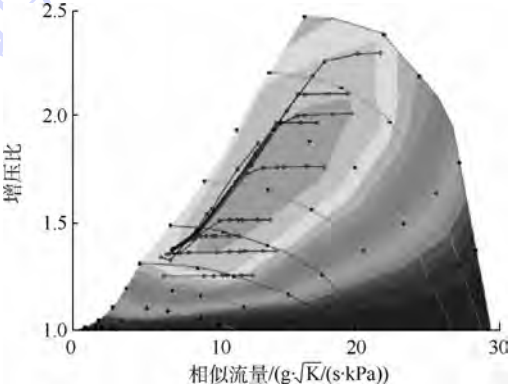


图3 压气机与发动机联合运行图

Fig. 3 Engine running lines on compressor

式(18)表明为保证发动机可用转速范围内增压比不变, 压气机流量改变时, 涡轮功率应做出相应的改变. 涡轮产生功率如式(19)所示.

$$P_t = q_{mt} c_p T_3 \eta_t \left[1 - \pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}} \right] \tag{19}$$

其中, T_3 为涡轮进口温度; 涡轮流量 q_{mt} 可通过式(20)和式(21)给出.

$$q_{mt} = q_{mc} + \dot{m}_f - \dot{m}_{wg} \tag{20}$$

$$\dot{m}_f = q_{mc} / (\phi_a \varphi) \tag{21}$$

其中, $\dot{m}_f$ 为燃油质量流量; $\dot{m}_{wg}$ 为废气阀放气质量流量; ϕ_a 为理论空燃比; φ 为过量空气系数.

综上, 压气机增压比可表示为式(22).

$$\pi_c = \left[\left(1 + \frac{1}{\phi_a \varphi} - \frac{\dot{m}_{wg}}{q_{mc}} \right) \eta \frac{T_3}{T_0} \left(1 - \pi_t^{\frac{1-\kappa}{\kappa}} \right) + 1 \right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \tag{22}$$

其中涡轮与压气机综合效率 $\eta = \eta_c \eta_t \eta_m$.

全工况时涡轮都工作在临界流量以下, 此时涡轮流量与膨胀比的关系^[11-13]如式(23)所示.

$$\frac{q_{mt} \sqrt{T_{03}}}{AP_{03}} = \sqrt{\left\{ \frac{2\kappa}{(\kappa-1)R} \left[\pi_t^{\frac{2}{\kappa}} - \pi_t^{(\kappa+1)/\kappa} \right] \right\}} \tag{23}$$

其中, A 为涡轮有效流通面积; P_{03} 为涡轮进口总压; T_{03} 为进口总温.

节气门开度和高度确定后, 发动机可调流量(转速)范围为废气阀恰好关闭时对应的流量到

最大流量. 废气阀恰好关闭时, 气体全部通过涡轮做功, 此时对应的流量越小则发动机可调流量范围越宽. 由式(22)和式(23)联立可求得废气阀恰好关闭时的发动机流量, 其主要受废气阀放气流量、综合效率、涡轮膨胀比、涡轮进气温度影响. 废气阀恰好关闭时临界流量的影响因素即为可调范围的影响因素.

涡轮膨胀比、废气阀放气量、涡轮进气温度都受到涡轮有效流通面积的影响, 同时有效流通面积还决定了涡轮做功能力与流通能力. 因此在匹配过程中极为重要. 发动机可调范围需要涡轮合理做功能力及功率调节范围. 涡轮可等效为一个绝热喷嘴, 等效流通面积 A 由喷嘴环流通面积 f_c 与叶轮流通面积 f_T 决定, 如式(24). 在保证足够宽的流量范围基础上, 涡轮流通面积越小, 其做功能力和调节能力越强, 流通能力则越弱. 涡轮进气温度^[14-15]越高对于可调范围越有利, 对效率的要求越低, 但涡轮进气温度受结构、耐久性限制应保持在合理的范围内.

$$A = f_c f_T / \sqrt{f_c^2 + f_T^2 (\rho_1 / \rho_2)^2} \quad (24)$$

通过废气阀放气改变涡轮流量是调节涡轮做功能力的主要手段, 流量改变后, 涡轮膨胀比的变化如式(23), 同时涡轮效率也发生变化. 膨胀比的变化即涡轮变工况性能对恢复功率效果具有重要影响, 理想情况是较小放气量能满足变工况控制目标. 理论上废气阀流通面积越大涡轮做功调节能力越强, 但膨胀比和效率的降低使放气量过多时无法满足功率要求, 因此涡轮高效率区足够宽对发动机可调范围的扩大具有重要意义.

在 5 km 高度下, 仿真结果显示: 在不同工况范围内, 压气机效率变化范围为 63.8% ~ 67.8%; 涡轮效率范围在 63% ~ 70.6%, 证明其匹配效果较好. 废气阀最大放气流量为 7 g/s, 涡轮进气温度限制在 1 100 K 以下保证了工作可靠性.

4 结 论

1) 对飞机、发动机的匹配过程与发动机、增压器匹配过程进行联合分析, 通过对飞机、螺旋桨的动力性分析将使用升限对爬升率的要求转化为发动机的剩余功率要求, 并提出使用升限高度发动机工况可调范围的要求.

2) 建立了某发动机可用仿真模型并分析了其使用升限高度的可调范围和剩余功率, 以此验证了安全调节范围要求.

3) 分析了涡轮增压发动机可调范围的影响

因素. 在满足压气机流量范围、增压比范围的基础上, 可调范围主要受膨胀比、综合效率与废气阀放气质量的影响.

参考文献 (References)

- [1] 刘艳华, 孙颖, 孙智孝. 活塞发动机与无人机性能匹配分析[J]. 飞机设计, 2007, 27(4): 10-12
Liu Yanhua, Sun Ying, Sun Zhixiao. Performance matching of piston engine to unmanned aerial vehicle[J]. Aircraft Design, 2007, 27(4): 10-12 (in Chinese)
- [2] Prencipe A B. Breadth and depth of technological capabilities in CoPS: the case of the aircraft engine control system[J]. Research Policy, 2000, 29(7): 895-911
- [3] Fielding J P. Introduction to aircraft design[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1999
- [4] Pan Z J, He Q H, Guo Y, et al. Research on the turbocharger technology of piston aircraft engine[J]. Applied Mechanics and Materials, 2014, 457: 531-535
- [5] Sunil P. Turbocharging and oil techniques in light motor vehicles[J]. Research Journal of Recent Sciences, 2012, 1(1): 60-65
- [6] 陈嵩禄. 飞机设计手册: 第 13 册, 动力装置系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2006
Chen Songlu. Aircraft design manual: Chapter B, powertrain system design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2006 (in Chinese)
- [7] Anderson E, Attard W, Brown A, et al. Experimental study of a pre-chamber jet igniter in a turbocharged Rotax 914 aircraft engine[R]. SAE Technical Papers 2013-01-1629, 2013
- [8] 徐斌, 谭龙兴, 杨世春, 等. 航空活塞发动机使用升限分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(12): 1568-1572
Xu Bin, Tan Longxing, Yang Shichun, et al. Analysis of service ceiling on piston aero-engine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(12): 1568-1572 (in Chinese)
- [9] Ding X F, Xu B. Study on regulating law of two-stage turbocharger system of piston aircraft engine[J]. Procedia Engineering, 2011, 17: 581-586
- [10] Natson N, Janota M S. Turbocharging the internal combustion engine[M]. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons Inc, 1982
- [11] Galletti C, Parente A, Tognotti L. Numerical and experimental investigation of a mild combustion burner[J]. Combustion and Flame, 2007, 151(4): 649-664
- [12] Sunil P. Turbocharging and oil techniques in light motor vehicles[J]. Research Journal of Recent Sciences, 2012, 1(1): 60-65
- [13] De Bellis V, Marelli S, Bozza F, et al. 1D simulation and experimental analysis of a turbocharger turbine for automotive engines under steady and unsteady flow conditions[J]. Energy Procedia, 2014, 45: 909-918
- [14] Eriksson L. Mean value models for exhaust system temperatures[R]. SAE Technical Papers 2002-01-0374, 2002
- [15] Olin P M. A mean-value model for estimating exhaust manifold pressure in production engine applications[R]. SAE Technical Papers 2008-01-1004, 2008

储能钠硫电池保温层优化设计

张建平

韩 熠

刘 宇

(上海电力学院 能源与机械工程学院, 上海 200090) (中国科学院 上海硅酸盐研究所, 上海 200050)

朱群志

(上海电力学院 能源与机械工程学院, 上海 200090)



摘 要: 为解决钠硫电池非真空保温结构存在的厚度过大、寿命短、可靠性不佳等问题,利用多层平壁导热理论建立保温结构数学模型,采用有限元分析软件 ANSYS 进行实体建模与数值模拟,分析不同性能保温材料对实际性能的影响,并提出一种通过了实验验证的钠硫电池保温结构优化设计方案.结果表明,优化方案满足了保温结构设计的需求;通过应用新型保温材料使保温结构厚度缩减了 37.5%,从而减小了整体体积与重量;总结出根据材料属性与热阻安排保温材料布局的思路,保证了各保温材料在工作条件下的安全可靠.这对未来钠硫电池以及其他装置的保温结构设计与优化提供了技术参考.

关 键 词: 钠硫电池;保温层;材料属性;有限元分析;优化设计

中图分类号: TM 911; TU 55⁺1.1

文献标识码: A **文 章 编 号:** 1001-5965(2014)12-1648-06

Optimal design for thermal insulation layers of energy-storage sodium-sulfur batteries

Zhang Jianping Han Yi

(College of Energy and Mechanical Engineering, Shanghai University of Electric Power, Shanghai 200090, China)

Liu Yu

(Shanghai Institute of Ceramics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200050, China)

Zhu Qunzhi

(College of Energy and Mechanical Engineering, Shanghai University of Electric Power, Shanghai 200090, China)

Abstract: In order to solve the problems of over large thickness, short life, poor reliability of non-vacuum thermal insulation structure for sodium-sulfur battery, the mathematical model was established by thermal conductivity theory of multi-level insulation layer structure, solid modeling and numerical simulation were done by finite element analysis software ANSYS, the impact of different thermal insulation materials on the actual performance was analyzed, and an optimal design by the actual test validation was proposed. The results indicate that the optimization design meets the design requirements, decreases the total thickness of thermal insulation structure by 37.5% by applying new thermal insulation materials, and then reduces the overall size and weight of the structure. Furthermore, the layout method of the thermal insulation materials arranged according to the material properties and thermal resistance was summarized, which ensures each material is safe and reliable under working conditions. Research results can provide technical references in design and optimization of the insulation structure for sodium-sulfur batteries and other devices in the future.

收稿日期: 2014-01-10; 网络出版时间: 2014-04-30 10:20; DOI: 10.13700/j. bh. 1001-5965. 2013. 0758

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j. bh. 1001-5965. 2013. 0758.html

基金项目: 上海市科学技术委员会资助项目(11dz2281700); 上海市优秀学科带头人计划(B类)资助项目(13XD1425200); 上海市教育委员会科研创新资助项目(14ZZ154); 上海市科委部分地方院校能力建设资助项目(13160501000); 国家自然科学基金资助项目(50706025, 51201097); 国家留学基金资助项目

作者简介: 张建平(1972-),男,江苏南京人,教授, jpzhanglezu@163.com.

Key words: sodium-sulfur battery; thermal insulation layers; material properties; finite element analysis; optimal design

为解决风能、太阳能等新能源所具有的发电不稳定、不连续的缺陷,储能电池装置在近年来获得较为广泛的应用,它能够将不稳定、不连续的电 能储存起来并在需要的时候平稳释放. 在众多储能电池装置中,钠硫电池因具有容量大、寿命长、效率高以及原材料广、制备成本低、不受场地限制、维护方便等优点而受到广泛重视,是各种先进的二次电池中最成熟最具潜力的一种先进储能电池^[1]. 为了保证钠硫电池的长期正常使用,有必要对其进行加热保温,使之在充放电运行过程中,箱体内部温度维持在约 270 ~ 350℃^[2],同时保持外壁温升小于设计值. 这一保温结构的材料选择和结构设计便成为钠硫电池研制的关键技术之一.

目前不少学者已对保温设计与结构热分析进行了较为深入的研究. Sun 等^[3]利用有限元方法,针对 10 kW 级 DMP 机冷却系统在不同的工作条件下的温度场进行了数值仿真和实验分析. 孙波等^[4]针对汽轮机的实际条件,对其保温装置的设计进行了具体说明. 张建平等^[5]利用麦克斯韦电磁场方程组及导热微分方程,建立了多脉冲磁场下感应加热系统装置中的刚性导电薄板涡电流场和温度场的理论模型. 电池热分析方面,一些学者进行了一定程度的研究. Besser^[6]利用轴对称配置的有限差分法模拟了小型氢燃料电池系统的热流量. 兰伟等^[7]针对长寿命热电池的气相 SiO₂ 复合保温材料的性能和影响因素进行了研究. 姬芬竹等^[8]结合 Bernardi 生热速率模型建立了电池的热耦合和传热模型,利用 Fluent 软件仿真分析了自然通风环境、强制空气对流冷却条件下成组电池的生热和散热特性,分析了电池箱出风口位置对电池温度的影响;计算了不同放电倍率下电池组温度变化. 宋刘斌等^[9]采用电化学-量热法对 LiFePO₄ 锂离子电池在不同倍率下的循环产热进行了系统的研究,并基于热传导理论建立了锂离子电池热模型,采用有限元 ANSYS 模拟了稳态温度场. Sun 等^[10]、马宇宏^[11]、罗玉涛等^[12]均针对现今广泛应用的锂离子电池展开研究,给出其热力学模型,并分析了影响热安全性的主要因素. 钠硫电池方面,Min 等^[13]针对陶瓷管单元集群及整体电池箱体温度分布进行了数值模拟,其外层保温采用真空薄壁结构.

由此可见,钠硫电池作为新能源储能领域的

新技术,其保温结构的设计仍然有许多技术问题亟待解决. 此外,现有的钠硫电池非真空保温结构设计存在厚度过大、寿命短、可靠性不佳等问题. 本文即针对上述问题加以分析,并提出了一种新型的保温结构优化设计方案.

1 基本模型

1.1 物理模型描述

钠硫电池保温箱呈立方体空腔结构,电池单元置于其中^[14],加热采用板型电加热装置(Heater),安装于保温结构内侧,如图 1 所示,由内至外分别为:云母板(MP, Mica Plate)、保温结构(TIS, Thermal Insulation Structure)和钢板(SP, Steel Plate). 由于钠硫电池保温箱工作温度一般较低,辐射传热量相对较小,在本研究中予以忽略,将该模型简化为三维立方体空腔导热与对流问题. 另外,由于箱体实际尺寸较大,且各壁面结构相同(顶部和底部除外),故进一步忽略材料品质、加工精度和结构边角结构的影响,认为该模型各壁面传热过程基本相似,且处于传热稳定的状态,即将保温结构简化为单幅面半无限大平壁一维稳态导热问题来解决.

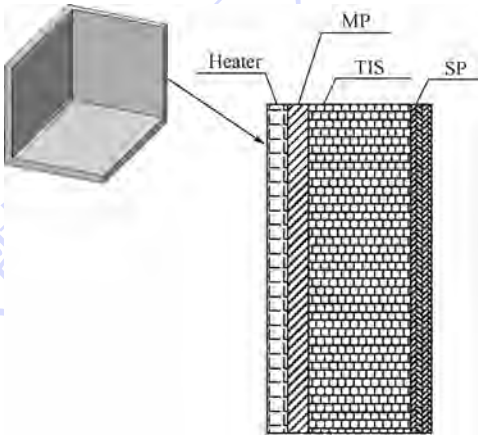


图 1 保温结构示意图
Fig. 1 Diagram of thermal insulation structure

钠硫电池技术指标要求保温结构采用非真空薄壁的复合保温材料结构,保温结构厚度不超过 50 mm,在内部工作温度为 350℃ 情况下外壁温升不超过 25℃. 结合导热微分方程式连同初始条件及边界条件一起,即可完整地描述上述一维稳态导热问题.

1.2 基本方程

根据傅里叶定律,将内部加热器等效为定壁温边界条件、外部环境等效为对流换热的边界条件,即可得出本研究的一维稳态导热模型^[15]:

$$\lambda \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} = 0 \tag{1}$$

$$q = \frac{T_{w1} - T_{w2}}{\sum \frac{\delta_i}{\lambda_i}} \tag{2}$$

$$T_{w1} = \text{const} \tag{3}$$

$$-\lambda \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_w = h(T_f - T_{w2}) \tag{4}$$

式中, λ_i 为保温材料导热系数; δ_i 为保温材料厚度; T_{w1} 、 T_{w2} 分别为导热模型两个边界的温度; h 为对流换热系数; T_f 为外部环境温度.

对于整体模型采用控制方程式(1),靠近加热器的材料采用边界条件式(3),最外侧的材料采用边界条件式(4),其余材料边界温度由上一层温度控制,其温度满足方程式(2).

1.3 稳态热传导数值求解方法

将一维稳态导热模型有限元划分,按照加权余量法思想,经分部积分后可以得到用以确定 n 个节点温度 T_i 的矩阵方程为

$$\mathbf{K} \cdot \mathbf{T} = \mathbf{P} \tag{5}$$

式中, $\mathbf{K}$ 、 $\mathbf{T}$ 、 $\mathbf{P}$ 分别为热传导矩阵、节点温度列阵、温度载荷列阵.

针对各层保温材料,由前述分析,将相应边界条件式(3)或式(4)直接代入式(5)中即可.于是,各离散点的温度场 $\mathbf{T}$ 便可求出.

2 保温结构优化设计方案

2.1 原保温结构设计方案

原有钠硫电池保温结构的总体设计布局如图 2 所示,其总厚度为 80 mm. 其材料选用陶瓷纤维板(CFB, Ceramic Fiber Board)、陶瓷纤维毡(CFF, Ceramic Fiber Felt)和特制真空材料(SVB, Special Vacuum Board),每种材料的厚度及其导热系数列于表 1.

经过实际运行实验检验,原有保温结构方案在实际运行中所达到的最高温升为 19.062℃,满足设计需求. 但是,该方案的保温厚度达到了 80 mm,超出设计要求,导致保温结构整体体积臃肿,限制了钠硫电池的使用和安装,浪费了材料. 同时,特制真空材料的最高工作温度达到了 250℃左右,大幅超过该材料的正常运行温度限制,很可能导致瞬间损坏或者寿命严重折损.

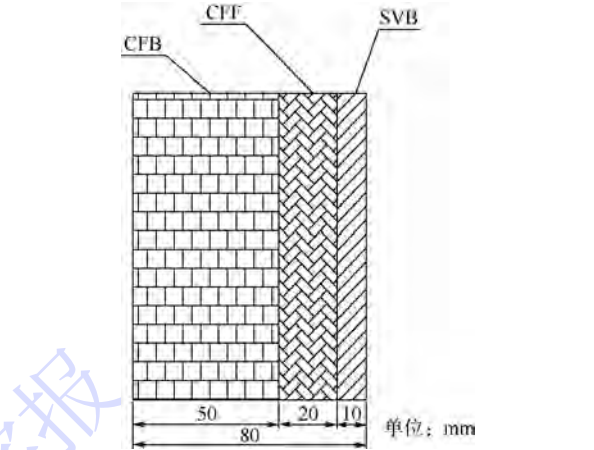


图 2 原保温结构方案的总体布局
Fig. 2 Overall layout of original thermal insulation structure

表 1 原保温结构材料参数

Table 1 Parameters of materials used in original thermal insulation structure

材料	厚度/mm	导热系数/(W/(m·K))
CFB	50	0.043
CFF	20	0.041
SVB	10	0.004

2.2 原保温结构方案材料分析

原保温结构选用材料共有 3 种.

第 1 种陶瓷纤维板与第 2 种陶瓷纤维毡具有较为低廉的售价和尚可的保温性能(0.04 ~ 0.05),使得其在现今的仪器与建筑保温中获得广泛应用. 因此,上述两种材料在原有保温结构方案中作为主要保温材料. 但是上述两种材料过于普通的性能直接导致了其热阻承担能力太低:二者总厚度占保温结构总厚度的 87.5%,却只承担了约 15% 的热阻. 使得特制真空材料的工作温度不能被有效降低,并且整体结构厚度大大超出设计需求.

第 3 种特制真空材料有效利用真空结构的低导热率,其导热率约为 0.004. 远低于常规保温材料. 目前广泛应用于保冷工程及部分建筑保温之中. 但是,其使用范围通常不能超过 180℃,且对装配工艺要求非常严格,否则其真空结构极易发生破损而导致失效. 在实际工况中可以看出,由于超低的导热率导致其承担绝大多数的热阻(占保温结构 12.5% 的厚度承担约 85% 的热阻),使得其本身工作温度大为提高.

2.3 优化保温结构设计方案

经过材料分析可以看出,特制真空材料的低导热率使得其在优化设计中仍然成为必选材料之一,但是必须保证其工作环境安全可靠. 所以,选

用新型的保温材料,降低特制真空材料在整个保温结构中热阻承担的比重,确保热阻分配均衡,各保温材料不易发生损坏,成为优化设计的主要手段.

优化保温结构选用纳米隔热纤维材料(N-MTIF,Nano-Material of Thermal Insulation Fiber)、特制真空材料与玻璃纤维(GF,Glass Fiber)组成,壁厚缩减至为50 mm. 保温结构各材料分布结构示意图如图 3 所示,具体每层厚度及导热参数详见表 2.

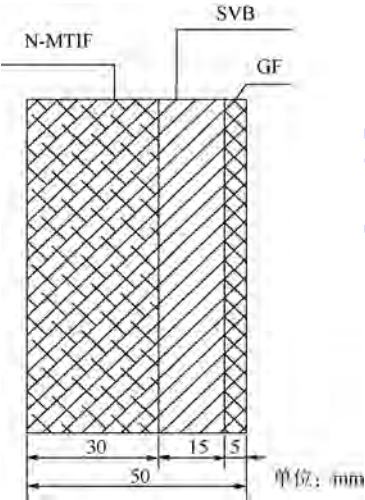


图 3 优化保温结构的总体布局

Fig.3 Overall layout of optimized thermal insulation structure

表 2 优化保温结构材料参数

Table 2 Parameters of materials used in optimized thermal insulation structure		
材料	厚度/mm	导热系数/(W/(m·K))
N-MTIF	30	0.017~0.023
SVB	15	0.004
GF	5	0.035

3 保温结构有限元仿真与实现

3.1 实体模型的建立与网格划分

保温结构实体建模采用 ANSYS 有限元分析软件前处理模块完成,如图 4 所示. 各矩形表示对应具体保温材料. 单元类型均采用 Thermal Solid 类别中的 Quad 4node 55,材质属性均定义为各向同性导热型热结构,定义各保温材料的导热系数,最终完成实体模型的建立.

网格划分采用 ANSYS 内置 Mesh 模块完成. 将整个矩形结构等分之后即获得有限元网格划分,如图 5 所示.



图 4 优化保温结构实体模型

Fig.4 Solid model of optimized thermal insulation structure

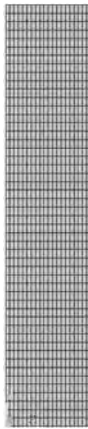


图 5 实体模型网格划分

Fig.5 Mesh generation of solid model

3.2 载荷加载与求解

根据物理模型,对实体模型进行载荷施加操作.靠近加热板一侧施加温度载荷,设置值为 339℃(电绝缘云母板承担了一部分热阻);最外侧施加定对流换热系数边界条件,应用实际运行条件,对流换热系数定为 5.5,环境温度定位 18℃.

设定计算类型与时间步长参数后,运用 ANSYS 求解功能进行运算,即可得到有限元模拟分析结果.

4 数值结果讨论

4.1 数值结果处理

实体模型通过有限元求解后获得的温度场如图 6 所示. 测点 1、测点 2、测点 3 分别为 30 mm 纳米隔热纤维材料与 15 mm 特制真空材料间、15 mm 特制真空材料与 5 mm 玻璃纤维材料间和 5 mm 玻璃纤维材料与金属外壳间的温度. 具体值详见表 3.

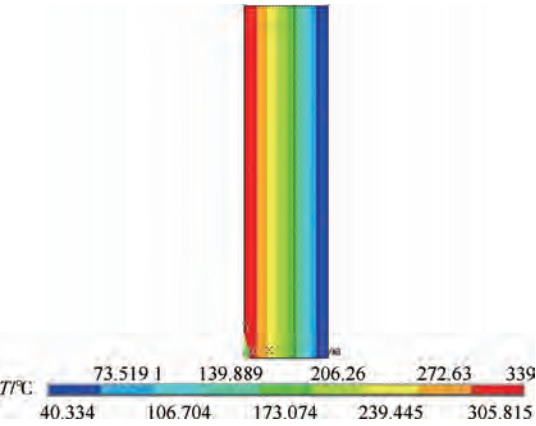


图 6 整体保温结构温度分布
Fig. 6 Temperature distribution of overall thermal insulation structure

表 3 有限元仿真结果

Table 3 Results of the finite element simulation			
测点	仿真结果/℃	实验数据/℃	相对误差/%
1	180.7	190	4.89
2	57.9	75	22.8
3	40.3	40	0.75

注:实验和仿真的内部温度载荷均为 339℃.

由表 3,外壳稳定温度为 40.3℃,在环境温度
为 18℃ 的条件下,其温升为 22.3℃,满足设计
需求.

4.2 实验验证与分析

4.2.1 验证实验与数据分析

对比实验验证作为一种重要的科研方法,能
够验证有限元仿真结果的真实性和参考价值.实
验箱体采用电加热器作为热源,温度使用控制模
块实时控制,内部温度与模拟模型保持一致,测温
元件放置在保温结构各材料之间.

经过约 12 h 加热,整个系统的温度场已经保
持稳定.通过测温传感器可获得该实验箱体保温
结构的温度分布情况,测点 1、测点 2、测点 3 的定
义与有限元仿真实体模型保持一致.具体数据如
表 3 所示.

验证实验与有限元仿真的数据结果对比如图
7 所示,可以发现,整个保温结构温度场沿厚度变
化的趋势基本一致,说明有限元仿真的结果符合
实际物理定律.温度分布曲线中部 30~45℃ 范围
内存在一定的误差,由该范围向内侧或外侧方向,
误差皆随厚度变化逐渐减小.

4.2.2 优化保温结构的材料与误差分析

由图 7 可以看出,有限元仿真所得的保温效
果略好于验证实验中的效果,在排除实际安装、
测点安装位置偏移造成的影响以及实际箱体与
简化模型之间的区别因素之后,可以认为:保温

材料在实际工况中的表现并不能达到厂家所宣
称的效果,特别是位于中间层的特制真空保温
材料,其实际表现与模拟结果存在较为明显的
误差.

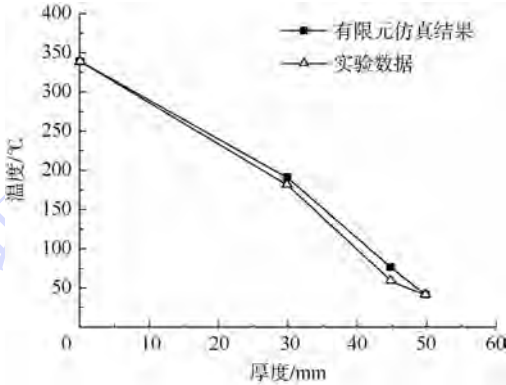


图 7 温度沿厚度方向的变化
Fig. 7 Variation curves of temperature along thickness direction

纳米隔热纤维材料是一种新型隔热保温材
料,在非真空保温材料中具有非常优秀的保温性
能,同时密度较小.它的引入分担了整个保温系
统中部分热阻(厚度占整个结构 60%,承担约 28%
的热阻),使得特制真空材料的工作温度大为下
降,进入正常工况范围,大大延长了整体保温结
构的使用寿命.

玻璃纤维棉的引入,避免了较为脆弱的特制
真空材料与钢制外壳直接接触,提供了足够的缓
冲作用,有效避免在安装和移动过程中,真空材
料发生物理性破损,并且分担了部分热阻,增加
了保温结构的可靠性.

5 结 论

1) 通过应用保温与热分析领域的理论基础,
结合钠硫电池保温结构整体设计指标,利用一维
平壁导热理论建立物理模型,采用有限元软件仿
真与实验验证,得到了一种新型的保温结构设计
方案.

2) 该设计方案在满足内部温度在 350℃ 条
件下,外壁温升 25℃ 内的设计条件,通过新型保
温材料的实际应用,成功将保温结构整体厚度由
80 mm 缩减到 50 mm,缩减率达 37.5%,大大缩小
了保温装置整体体积,降低了重量.

3) 在非真空结构保温中,为保证部分有严格
工作条件限制的材料正常使用,必须合理安排保
温材料的布置位置,同时,合理的热阻分配,也能
有效保证各保温材料的使用寿命,这一思路在各
类保温结构中广泛适用.

4) 保温结构的设计思路和采用的数值计算方法,在保温结构设计以及其他热分析领域具有广泛的适用性,并为钠硫电池配套保温装置的生产提供了重要指导.

参考文献 (References)

[1] Leadbetter J, Swan L G. Selection of battery technology to support grid-integrated renewable electricity [J]. *Journal of Power Sources*, 2012, 216: 376 – 386

[2] Ellis B L, Nazar L F. Sodium and sodium-ion energy storage batteries [J]. *Current Opinion in Solid State & Materials Science*, 2012, 16(4): 168 – 177

[3] Sun X K, Cheng M. Thermal analysis and cooling system design of dual mechanical port machine for wind power application [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2013, 60 (5): 1724 – 1733

[4] 孙波, 孙晓东, 桑丽杰, 等. 汽轮机本体保温装置结构设计计算及说明 [J]. *汽轮机技术*, 2001, 43(2): 78 – 80
Sun Bo, Sun Xiaodong, Sang Lijie, et al. Construction design and calculation specification of insulation equipment of steam turbine assemblies [J]. *Turbine Technology*, 2001, 43(2): 78 – 80 (in Chinese)

[5] 张建平, 戴咏夏. 多脉冲磁场下刚性导电薄板涡电流热效应分析 [J]. *太原理工大学学报*, 2009, 40(6): 553 – 557
Zhang Jianping, Dai Yongxia. Analysis on eddy current thermal effect of the rigid conductive thin plate under multi-pulse magnetic field [J]. *Journal of Taiyuan University of Technology*, 2009, 40(6): 553 – 557 (in Chinese)

[6] Besser R S. Thermal integration of a cylindrically symmetric methanol fuel processor for portable fuel cell power [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2011, 36(1): 276 – 283

[7] 兰伟, 刘效疆. 长寿命热电池保温材料的研究 [J]. *电源技术*, 2005, 29(3): 167 – 169
Lan Wei, Liu Xiaojang. Study on thermal insulation used in long-life thermal battery [J]. *Chinese Journal of Power Sources*,

2005, 29(3): 167 – 169 (in Chinese)

[8] 姬芬竹, 刘丽君, 杨世春, 等. 电动汽车动力电池生热模型和散热特性 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2014, 40(1): 18 – 24
Ji Fenzhu, Liu Lijun, Yang Shichun, et al. Heating generation model and heat dissipation performance of the power battery in electric vehicle [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2014, 40(1): 18 – 24 (in Chinese)

[9] 宋刘斌, 李新海, 王志兴, 等. 锂离子电池充放电过程中的热行为及有限元模拟研究 [J]. *功能材料*, 2013, 44(8): 1153 – 1158
Song Liubin, Li Xinhai, Wang Zhixing, et al. Finite element analysis and thermal behavior of lithium-ion cells [J]. *Journal of Functional Materials*, 2013, 44(8): 1153 – 1158 (in Chinese)

[10] Sun H G, Wang X H, Tossan B, et al. Three-dimensional thermal modeling of a lithium-ion battery pack [J]. *Journal of Power Sources*, 2012, 206: 349 – 356

[11] 马宇宏. 锂离子电池热安全性研究 [D]. 成都: 电子科技大学, 2013
Ma Yuhong. The research of lithium-ion battery security [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2013 (in Chinese)

[12] 罗玉涛, 何小颤. 动力锂离子电池热安全性影响因素的研究 [J]. *汽车工程*, 2012, 34(4): 333 – 338
Luo Yutao, He Xiaochan. A research on the affecting factors of thermal safety in lithium-ion power battery [J]. *Automotive Engineering*, 2012, 34(4): 333 – 338 (in Chinese)

[13] Min J K, Lee C H. Numerical study on the thermal management system of a molten sodium-sulfur battery module [J]. *Journal of Power Sources*, 2012, 210: 101 – 109

[14] 曾乐才, 邱广玮, 倪蕾蕾. 钠硫电池的结构、工艺与应用 [J]. *装备机械*, 2010(3): 58 – 63
Zeng Lecai, Qiu Guangwei, Ni Leilei. The structure, crafts and applications of sodium-sulfur battery [J]. *The Magazine on Equipment Machinery*, 2010(3): 58 – 63 (in Chinese)

[15] Holman J P. Heat transfer [M]. 6th ed. New York: McGraw-Hill Professional Publishing, 2001

战术导弹气动隐身快速多目标优化方法



刘 莉 蒋孟龙 龙 腾 吴 迪 黄 波

(北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 针对战术导弹外形气动隐身多目标优化问题,提出了一种新的快速优化方法.采用物理规划将多目标问题转化为单目标问题间接求解,利用遗传算法(GA, Genetic Algorithm)对问题进行设计空间搜索.为降低计算成本,通过变量筛选来降低设计变量空间维数,通过构建径向基函数(RBF, Radial Basis Function)代理模型来减少高精度分析模型的调用次数.最后以类BGM-109导弹模型的气动隐身多目标优化为例对该方法进行校验.在满足升力系数不小于初始升力系数的约束下,进行导弹几何外形优化使全弹阻力系数和前向雷达散射截面(RCS, Radar Cross Section)最小.与标准GA相比,在两者优化结果基本相同的情况下,该方法节约了83%的计算成本.

关 键 词: 战术导弹设计; 气动隐身; 多目标优化; 物理规划; 代理模型; 变量筛选
中图分类号: V 218

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2014)12-1654-06

Effective multi-objective optimization for aerodynamic and stealthy performance of tactical missiles

Liu Li Jiang Menglong Long Teng Wu Di Huang Bo

(School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: A new effective multi-objective optimization method was employed to solve the aerodynamic and stealthy performance optimization of tactical missile problem. Physical programming was selected to translate the multi-objective problem into the single objective problem. Genetic algorithm (GA) was applied to carrying on the design space search. Variable selection and radial basis function (RBF) were contributed to reducing the design variable space dimension and the number of high fidelity model evaluations. Then, the aerodynamic and stealthy performance optimization of a quasi BGM-109 model was chosen as an example to deliver the whole optimization steps and verify the correctness of the method. The optimization task is to minimize the drag coefficient and the heading radar cross section (RCS) subject to the aerodynamic performance constraint, namely the lift coefficient has to be no less than the initial value. Through application to engineering case, the computational cost of the proposed method decreases by 83% compared to that of GA, while two methods has nearly identical performance.

Key words: tactical missile design; aerodynamic and stealthy performance; multi-objective optimization; physical programming; surrogate model; variable selection

随着遥感探测技术和制导技术的飞速发展,导弹的突防受到了越来越严重的威胁.为了有效地提高导弹的生存能力和突防能力,以美国为首

的各军事强国都在积极研究隐身技术^[1].由于隐身性能与飞行器外形密切相关^[2],因此飞行器外形设计不仅要考虑气动特性,同时也要考虑隐身

特性,飞行器气动隐身一体化设计成了一个重要的研究问题^[3].廖炎平等提出基于多属性决策的多目标优化方法对跨声速前掠翼的气动隐身特性进行了细致研究^[4];张昆等分析了导弹截面形状对导弹隐身特性的影响^[5];楚亮等实现了基于 Pareto 遗传算法的非圆截面弹体气动隐身多目标优化^[6].

战术导弹的气动隐身性能属于多目标优化问题,常用的多目标优化算法有加权系数法、Pareto 多目标遗传算法和物理规划法等.加权系数法在求解多目标问题时需要反复调节权重,计算耗时.Pareto 多目标遗传算法能准确地求出多目标问题的非劣解集,但如果约束条件不够准确,计算量偏大.而物理规划,能与任何优化算法结合,灵活性强,并且不需要设置权值,只要给定偏好就可以获得满足偏好的结果^[7].将物理规划与遗传算法相结合,在求解战术导弹气动隐身多目标优化问题时,设计者无需对气动隐身性能进行折衷,只要根据工程需求给定偏好,就能得到满足工程需求的非劣解.通过变量筛选,将战术导弹外形尺寸对气动隐身综合特性的影响度进行排序,不仅降低了设计变量维度,减少了计算成本;而且忽略了不重要的尺寸因素,降低了战术导弹优化复杂程度.最后,采用径向基函数(RBF,Radial Basis Function)代理模型^[8-9]代替耗时的高精度仿真模型,进一步减少了计算成本,提高了计算效率.

1 战术导弹气动隐身性能分析方法

1.1 气动分析模型

常用的战术导弹气动分析方法有工程估算法与计算流体力学方法.本文采用基于 DATCOM^[10]气动估算软件解算导弹的气动参数.DATCOM 的计算速度快,在满足精度要求的前提下,用来代替漫长的 CFD 计算,能有效减少计算成本.

以文献[11]中的导弹模型为例,计算其在马赫数为 1.75,雷诺数为 2.00×10^6 的工况下,不同攻角下导弹的法向力系数.如图 1 所示,在战术导弹的方案设计阶段,DATCOM 计算所得的气动参数数值能满足设计精度要求.

1.2 隐身分析模型

常用的雷达散射截面积(RCS,Radar Cross Section)解算方法有绕射法、光学法、追踪法和矩量法等.本文采用基于矩量法的 FEKO 电磁计算软件解算战术导弹的隐身性能.为保证与气动分析模型的一致性,本文利用 DATCOM 对导弹几何参数的命名标准,通过 UG 二次开发创建了战术导弹的三维隐身分析几何模型.

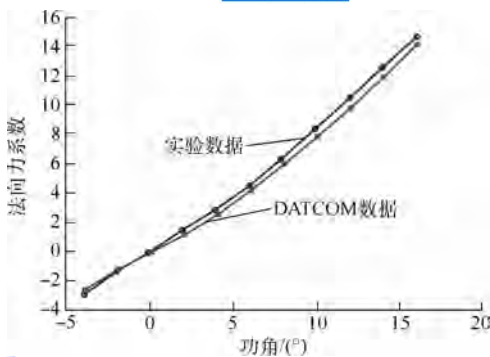


图 1 法向力系数的 DATCOM 计算数据与实验数据对比

Fig. 1 Comparison of normal force coefficient from DATCOM and experiment

为验证 FEKO 解算 RCS 的精度.利用 NASA 金属杏仁体^[12]在入射波频率为 7 GHz,采用水平极化和垂直极化两种扫描方式下求解的 RCS 值与实验数据对比如图 2 所示.FEKO 计算所得的 RCS 能满足设计精度要求.

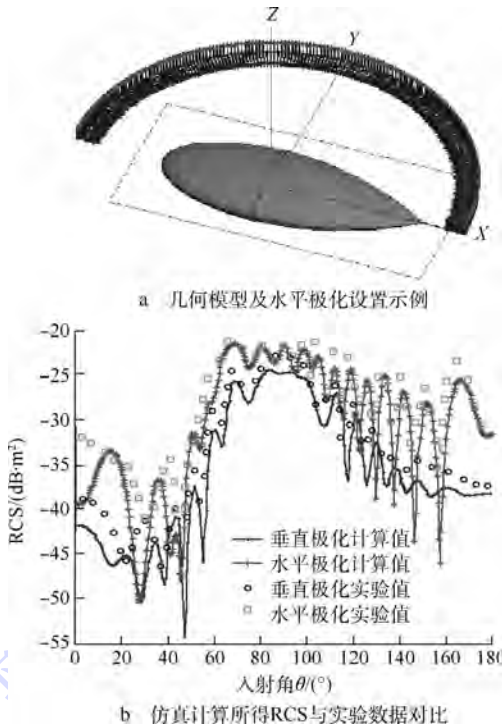


图 2 NASA 杏仁体 RCS 的 FEKO 计算结果与实验数据对比

Fig. 2 Comparison of RCS between NASA almond's results from FEKO and experiment

2 战术导弹多目标优化方法

2.1 战术导弹气动隐身多目标优化

战术导弹气动隐身多目标优化问题可以用如下数学形式描述:

$$\left. \begin{aligned} \min F(\mathbf{x}) &= \min[f_1(\mathbf{x}), f_2(\mathbf{x}), \dots, f_m(\mathbf{x})] \\ \text{s. t. } \quad g(\mathbf{x}) &\leq 0 \\ h(\mathbf{x}) &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

其中, m 为气动隐身目标函数个数; $F(\mathbf{x}) = [f_1(\mathbf{x}), f_2(\mathbf{x}), \dots, f_m(\mathbf{x})]^T \in \mathbf{R}^m$ 是 m 维目标函数矢量, $\mathbf{x} = [x_1, x_2, \dots, x_n] \in \mathbf{X} \subset \mathbf{R}^n$ 是 n 维设计变量, 针对气动隐身多目标优化问题, $\mathbf{X}$ 即为战术导弹的几何外形参数; $\mathbf{h}(\mathbf{x}) = [h_1(\mathbf{x}), h_2(\mathbf{x}), \dots, h_p(\mathbf{x})]$ 定义了 p 个等式约束; $\mathbf{g}(\mathbf{x}) = [g_1(\mathbf{x}), g_2(\mathbf{x}), \dots, g_q(\mathbf{x})]$ 定义了 q 个不等式约束.

2.2 物理规划方法

物理规划 (physical programming)^[13] 是 Messac 于 1996 年提出的一种处理多目标优化设计问题的策略, 基本思想是引入偏好函数, 将不同的目标函数转化为同量级的“满意度”目标函数, 即将多目标问题转化为单目标问题处理.

物理规划的核心思想是偏好函数, 所谓偏好函数是指用户可自行根据设计优化思想决定目标函数取到何值时为好, 取到何值时为不好, 即规定了“好与坏”的界限. 战术导弹气动隐身多目标优化的目标函数可归纳为: 阻力系数最小, 升阻比最大, RCS 最小 (前向、后向或全向) 等. 物理规划的偏好函数可分为 3 类: 越小越好 (SIB), 越大越好 (LIB), 越趋于某值越好 (CIB), 针对战术导弹气动隐身多目标优化问题选取 SIB 和 LIB 作为主要叙述对象 (如图 3 所示).

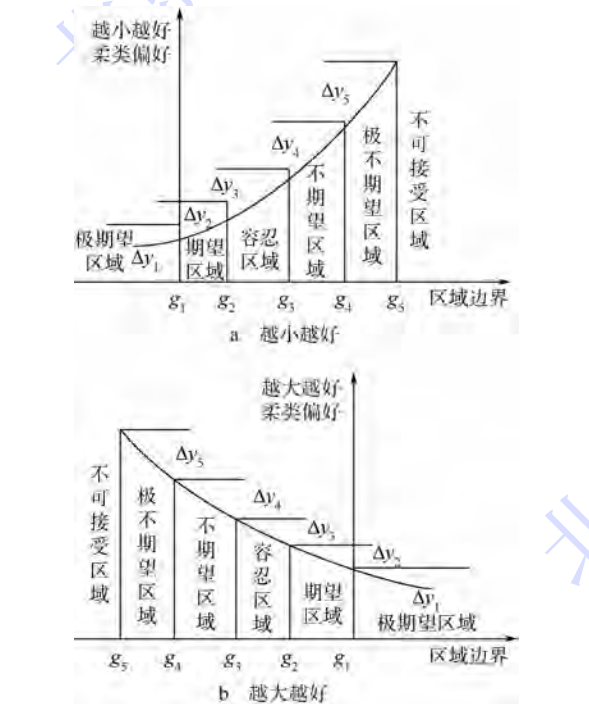


Figure 3 Preference function regions for i th generic criterion

Figure 3 Preference function regions for i th generic criterion

SIB 和 LIB 偏好函数方程的构造, 需要给定 5

个边界值, 利用边界值可以准确地描述各偏好函数, 进而求解出多目标问题的总偏好, 最后将总偏好代入优化函数中进行优化, 得到相应的非劣解. 物理规划优化方法的流程如图 4 所示.

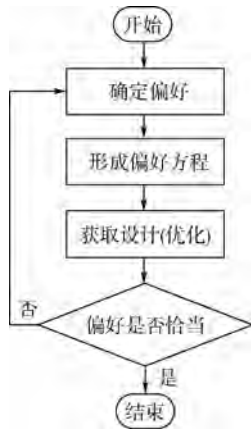


Figure 4 Flowchart of physical programming

与线性加权法相比, 物理规划具有以下优势: ①无需反复调节权重, 减少了计算成本; ②线性加权法无论如何调整权重都无法获得非凸 Pareto 非劣解, 而物理规划通过偏好函数去逼近 Pareto 非劣解, 能很好地获得非凸 Pareto 非劣解.

2.3 变量筛选

针对战术导弹气动隐身多目标优化, 其设计变量维度常在几十到上百的数量级. 优化问题的计算成本随设计变量维度的增加而呈几何级数增长, 造成“维度灾难”. 为了降低战术导弹气动隐身多目标优化问题的计算成本, 有必要对设计变量进行筛选, 去掉对优化目标影响小的设计变量, 以降低优化问题的维数.

利用试验设计方法 (DoE, Design of Experiment) 对问题进行采样, 结合方差分析 (ANOVA, Analysis of Variance) 可以很好地筛选出问题的关键因素. 变量筛选的流程如图 5 所示.



Figure 5 Variable selection flowchart

Figure 5 Variable selection flowchart

经分析发现,选取 Box-Behnken 为基于方差分析的变量筛选的 DoE 时,能达到样本规模小、结果精确度高的要求,而基于投影均布性的 DoE 不适用于基于方差分析的变量筛选。

2.4 代理模型

针对战术导弹气动隐身多目标优化高精度仿真模型计算成本高的问题,采用代理模型(surrogate model)来降低计算成本。代理模型,是指通过数学手段构造的计算量小、计算结果与数值分析或物理实验结果相近的近似数学模型,以代替原分析模型或物理实验用于优化设计^[14]。

径向函数是以未知点与数据点之间的欧式距离为自变量的一类函数。以径向函数为基函数,通过线性叠加构造出来的代理模型即为径向基函数代理模型。该方法通过径向函数将多维问题转化为一维问题,从而大大简化了建立模型的计算成本,并保证了较高的精度。

径向基函数的基本形式如下:

$$f_r(\mathbf{x}) = \sum_{i=1}^{n_s} (\boldsymbol{\beta}_r)_i \phi(\|\mathbf{x} - \mathbf{x}_i\|) = \boldsymbol{\beta}_r^T \boldsymbol{\varphi} \quad (2)$$

式中, $\boldsymbol{\varphi} = [\phi(\|\mathbf{x} - \mathbf{x}_1\|), \phi(\|\mathbf{x} - \mathbf{x}_2\|), \dots, \phi(\|\mathbf{x} - \mathbf{x}_{n_s}\|)]^T$ 为基函数, n_s 为样本点的个数; 权重系数向量 $\boldsymbol{\beta}_r = [(\boldsymbol{\beta}_r)_1, (\boldsymbol{\beta}_r)_2, \dots, (\boldsymbol{\beta}_r)_{n_s}]^T$, 且 $\boldsymbol{\beta}_r$ 应该满足插值条件:

$$(\mathbf{f}_r)_i = y_i \quad i = 1, 2, \dots, n_s \quad (3)$$

其中, y_i 为精确值; $(\mathbf{f}_r)_i$ 为预测值。于是有

$$\mathbf{A}_r \boldsymbol{\beta}_r = \mathbf{y} \quad \boldsymbol{\beta}_r = \mathbf{A}_r^{-1} \mathbf{y}$$

其中

$$\mathbf{A}_r = \begin{pmatrix} \phi(\|\mathbf{x}_1 - \mathbf{x}_1\|) & \cdots & \phi(\|\mathbf{x}_1 - \mathbf{x}_{n_s}\|) \\ \vdots & & \vdots \\ \phi(\|\mathbf{x}_{n_s} - \mathbf{x}_1\|) & \cdots & \phi(\|\mathbf{x}_{n_s} - \mathbf{x}_{n_s}\|) \end{pmatrix}_{n_s \times n_s} \quad (4)$$

3 算 例

3.1 类 BGM-109 外形参数化及问题描述

类 BGM-109 由二次曲线型弹头、圆柱形弹身、略收缩圆柱形弹尾、2 副成一字型布局主翼(NACA64 系列翼型)和 4 副成十字型布局尾翼组成^[15]。忽略进气道和助推器,创建的参数化类 BGM-109 模型与真实模型对比如图 6 所示。

类 BGM-109 的气动计算工况为:马赫数 0.7、攻角 4.8° 、飞行高度 60 m。类 BGM-109 的隐身计算工况为:入射波频率 450 MHz(参考美国“铺路爪”预警雷达的工作频率)、水平极化前向扫描、



图 6 类 BGM-109 模型与真实模型对比图
Fig. 6 Quasi/real BGM-109 model geometry differences

入射角 $90^\circ \sim 270^\circ$ 。其中,导弹模型的参考面积为 1.1148 m^2 ,参考长度为 0.52 m。

选取阻力系数 C_d (初值为 0.055)作为气动性能评价指标,选取前向 RCS 均值(用 σ 表示,初值为 $-10.859 \text{ dB} \cdot \text{m}^2$)作为隐身性能评价指标,根据期望与目标初值按均分原则划分的目标偏好如下所示:

$$\mathbf{g}_{C_d} = [0.04, 0.045, 0.05, 0.055, 0.06]$$

$$\mathbf{g}_\sigma = [-16.5, -15, -13.5, -12, -10.5] (\text{dB} \cdot \text{m}^2) \quad (5)$$

选取升力系数大于初始升力系数作为约束条件,导弹模型几何参数为设计变量(为保证导弹外形的拓扑关系不变,几何参数的变化范围选定在原尺寸的 $\pm 20\%$),问题可用式(6)描述:

$$\left. \begin{aligned} \min f_1(\mathbf{c}) &= C_d \\ \min f_2(\mathbf{c}) &= \sigma \\ \text{s. t. } C_l &> C_{l_0} \\ \mathbf{c} &\in (80\% \mathbf{c}, 120\% \mathbf{c}) \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

其中, $\mathbf{c}$ 为设计变量(即导弹的外形参数); C_l 为升力系数; C_{l_0} 为初始升力系数。

3.2 基于方差分析的变量筛选

采用 Box-Behnken 方法对式(6)所描述的问题进行采样(16 维问题,共采取 396 个样本点),得到的重要度排序如表 1 所示。综合考虑设计变量对偏好函数和约束条件的影响度大小,选取 c_3, c_6, c_8, c_{10} 和 c_{13} 为筛选后的设计变量。筛选出的 5 个设计变量代表偏好函数的重要度之和为 94.92%,代表约束条件的重要度之和为 96.15%,能反映实际问题的基本情况。

表 1 变量筛选结果

Table 1 Variable selection results

设计变量	参数名称	重要度/%	
		偏好函数	约束条件
c_1	弹头长度	0.00	0.00
c_2	钝头半径	2.01	0.00
c_3	弹身直径	71.35	18.05
c_4	弹身长度	0.00	0.00
c_5	弹尾长度	0.00	0.00
c_6	尾部直径	10.62	1.83
c_7	主翼安装位置	1.00	0.00
c_8	主翼翼展	6.09	61.75
c_9	主翼根弦长	0.00	0.00
c_{10}	主翼梢弦长	1.40	7.89
c_{11}	主翼前缘后掠角	0.19	2.47
c_{12}	尾翼安装位置	0.49	0.00
c_{13}	尾翼翼展	5.46	6.63
c_{14}	尾翼根弦长	0.00	0.00
c_{15}	尾翼梢弦长	1.32	1.11
c_{16}	尾翼后缘后掠角	0.00	0.11

注： c_3 、 c_6 、 c_8 、 c_{10} 和 c_{13} 为筛选后的设计变量，加粗显示。

3.3 优化流程

优化流程(如图 7 所示),可简述为以下 6 步:①问题采样(用于变量筛选),并解算战术导弹气动隐身特性;②设置气动隐身综合偏好函数;③结合方差分析进行变量筛选;④对筛选后的问题进行采样,并解算战术导弹气动隐身特性;⑤构建代理模型并检验精度,若精度不满足要求则重复执行第⑤步;⑥将代理模型代入遗传算法进行优化,若结果满足设计要求则输出,反之则返回第②步。

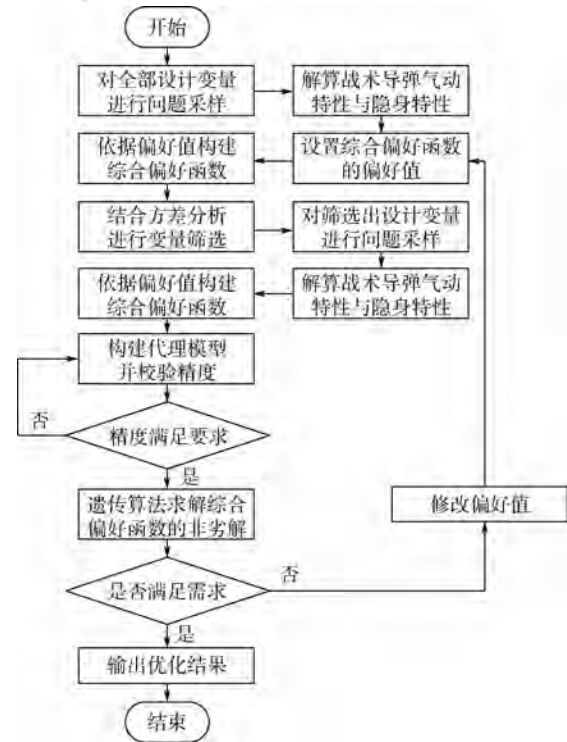


图 7 战术导弹气动隐身多目标优化流程

Fig.7 Flowchart of aerodynamic stealthy coupled multi-objective optimization for tactical missile

3.4 构建代理模型及优化

考虑到 DATCOM 解算气动系数的平均耗时小于 1 s,因此仅对较为耗时的隐身分析模型构建 RBF 代理模型.用拉丁超方试验设计方法采取 220 个样本点,随机选取 200 个样本点构造 RBF 代理模型,剩余的 20 个作为测试样本点. RBF 为三次函数,代理模型的精度校验结果如表 2 所示.相对误差均值为 1.68%,复相关系数为 0.943 4,代理模型的构造精度完全满足设计要求,即能很好地反映实际模型(入射波水平极化前向扫描的 RCS 均值)的真实情况.

表 2 代理模型精度校验结果

Table 2 Accuracy verification of surrogate model		
评价参数	相对误差均值	复相关系数
数值	0.016 8	0.943 4

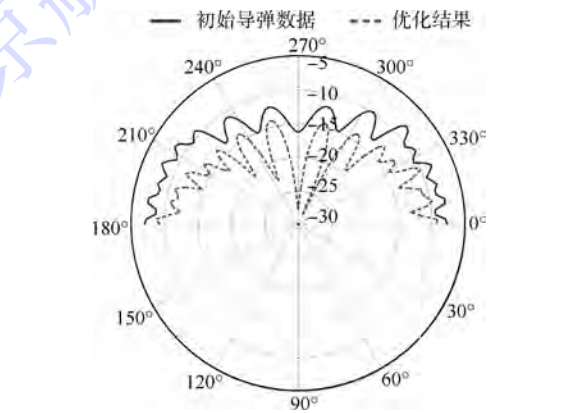
利用物理规划构造类 BGM-109 气动隐身综合偏好函数,将综合偏好函数代入本文方法和标准遗传算法中,对类 BGM-109 的气动隐身性能进行有约束的多目标优化,优化结果与初始方案的比较如表 3、表 4 及图 8 所示.

表 3 优化结果与初始方案对比

Table 3 Comparison of different optimization results				
方案		C_d	$\sigma/(dB \cdot m^2)$	C_l
初始方案	初始数据	0.055	-10.859	0.477
	优化结果	0.046	-15.946	0.481
遗传算法	变化量	-16.4%	-46.8%	+1%
	优化结果	0.048	-15.358	0.548
本文方法	变化量	-12.7%	-41.4%	+15.3%

表 4 优化尺寸参数与初始方案对比

Table 4 Change of selected geometry parameters m					
项目	c_3	c_6	c_8	c_{10}	c_{13}
初值	0.520	0.240	1.055	0.300	0.270
最优值	0.416	0.192	1.266	0.320	0.284



径向数据表征前向散射的 RCS, dB · m²;周向数据表征入射角度.

图 8 RCS 前向散射特性对比

Fig.8 Change of heading RCS

在 Intel(R) Xeon(R) X5570 2.93 GHz 8 核计算机上本文方法优化耗时约 12 h, 标准遗传算法优化耗时约 71 h. 导弹阻力系数由 0.055 降为 0.048 (标准遗传算法为 0.046), 导弹水平极化前向扫描 RCS ($\text{dB} \cdot \text{m}^2$) 均值由 -10.859 降到 -15.358 (标准遗传算法为 -15.946). 在两者优化结果基本一致的情况下, 节约了 83% 的计算成本.

4 结 论

本文将物理规划、变量筛选技术与 GA 相结合, 提出了一种快速求解战术导弹气动隐身多目标优化问题的方法, 经实例计算分析表明:

1) 经过变量筛选, 设计者能直观地获得几何外形参数对气动隐身性能影响的重要度排序, 即给出了改善气动隐身性能的努力方向;

2) 本文算法将参考模型的阻力系数降低了 12.7%, 前向 RCS 降低了 41.4%, 与遗传算法相比, 在优化结果相差小于 6% 的情况下, 减少了 83% 的计算量;

3) 筛选出的 5 个设计变量中有 3 个设计变量取到了边界值, 可预计若适当放宽约束条件, 得到的优化结果会更好.

为使本文方法在工程中得到运用, 还应进行诸如蒙特卡洛试验等设计试验, 使设计变量的取值范围更加合理.

参考文献 (References)

- [1] 彭瑾, 徐兴柱, 宋艳波, 等. 国外导弹隐身技术现状与发展趋势[J]. 飞航导弹, 2009(3): 23–27
Peng Jin, Xu Xingzhu, Song Yanbo, et al. The development of the abroad missile in stealthy technology[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2009(3): 23–27 (in Chinese)
- [2] 戴全辉. 一种隐身无人飞行器外形的电磁散射特性的实验研究[J]. 宇航学报, 2001, 22(1): 65–69
Dai Quanhui. Experimental research on the electromagnetic scattering characteristics of stealthy UAV[J]. Journal of Astronautics, 2001, 22(1): 65–69 (in Chinese)
- [3] 胡添元, 余雄庆. 基于参数化 CAD 模型的飞行器气动/隐身一体化设计[J]. 宇航学报, 2009, 30(1): 123–127
Hu Tianyuan, Yu Xiongqing. Integrated design of aerodynamic and stealthy performance based on parametric CAD model[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(1): 123–127 (in Chinese)
- [4] 廖炎平, 刘莉, 龙腾. 基于多属性决策的气动隐身多目标优化[J]. 机械工程学报, 2012, 48(13): 132–140
Liao Yanping, Liu Li, Long Teng. Multi-objective aerodynamic and stealthy performance optimization based on multi-attribute decision making[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2012, 48(13): 132–140 (in Chinese)
- [5] 张昆, 薛晓春. 截面形状与战术导弹隐身设计[J]. 战术导弹技术, 2008(2): 4–8
Zhang Kun, Xue Xiaochun. The shape of section and design of radar stealth of tactical missile[J]. Tactical Missile Technology March, 2008(2): 4–8 (in Chinese)
- [6] 楚亮, 马东立, 刘忠铁. 非圆截面弹体气动隐身一体化设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(10): 1268–1272
Chu Liang, Ma Dongli, Liu Zhongtie. Integrated design of aerodynamic and stealthy performance for missiles with non-circular cross section[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(10): 1268–1272 (in Chinese)
- [7] 刘莉, 邢超, 龙腾. 基于物理规划的弹道多目标优化[J]. 北京理工大学学报, 2013, 33(4): 357–362
Liu Li, Xing Chao, Long Teng. Study of multi-objective trajectory optimization based on physical programming[J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2013, 33(4): 357–362 (in Chinese)
- [8] Peng L, Liu L, Long T. Study of sequential radial basis function for computation-intensive design optimization problem[C]//12th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations (ATIO) Conference and 14th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference. Reston, VA: AIAA, 2012
- [9] 龙腾, 郭晓松, 彭磊, 等. 基于信赖域的动态径向基函数代理模型优化策略[J]. 机械工程学报, 2014, 50(5): 161–167
Long Teng, Guo Xiaosong, Peng Lei, et al. Optimization strategy using dynamic radial basis function metamodel based on trust region[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2014, 50(5): 161–167 (in Chinese)
- [10] Blake W B. Missile datcom; user's manual[R]. AFRL-VA-WP-TR-1998-3009, 1998
- [11] Blair Jr A B, Dillon J L, Watson C B. Experimental study of tail-span effects on a canard-controlled missile[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1993, 30(5): 635–641
- [12] Volakis J L, Woo A C, Wang H T G, et al. Benchmark radar targets for the validation of computational electromagnetics programs[J]. IEEE Antennas and Propagation Magazine, 1993, 35(1): 84–89
- [13] Messac A. Physical programming: effective optimization for computational design[J]. AIAA Journal, 1996, 34(1): 149–158
- [14] 龙腾. 飞行器多学科设计优化方法与集成设计平台研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2009
Long Teng. Research on methods of multidisciplinary design optimization and integrated design[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2009 (in Chinese)
- [15] Craig R E, Reich R J. Flight test aerodynamic drag characteristics development and assessment of in-flight propulsion analysis methods for the AGM-109 cruise missile[C]//1st Flight Test Conference. New York: AIAA, 1981

双级气体减压器稳定性影响因素数值分析

孙冰 许琪 陈阳* 位立军

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

(中国人民解放军 93469 部队, 石家庄 050071)

摘

要: 针对应用于飞行器增压系统的双级气体减压器, 从单级气体减压器的有限体积瞬变仿真模型出发建立了其数值模型, 并搭建了双级减压器特性研究系统的模块化仿真模型. 通过大量的时域仿真研究了某两型具有细微设计差异的减压器各结构参数对其工作稳定性的影响规律, 并比较了两型间的异同, 随后根据工程需要, 选取减压器二级阀芯运动速度的样本方差作为稳定性指标, 重点研究了某减压器二级阀芯质量、低压腔体积、反馈腔体积及膜片刚度变化对稳定性的影响程度. 仿真结果表明, 设计人员可以优先减小该减压器的二级阀芯质量或增大膜片刚度从而更快地改善其稳定性, 该分析方法可以帮助相关设计人员以最小的代价获得满足工程要求的结果.

关键词: 双级气体减压器; 有限体积模型; 数值仿真; 稳定性指标; 样本方差

中图分类号: V 430

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2014)12-1660-06

Numerical analysis of influence factors on stability for dual-stage gas pressure reducing regulator

Sun Bing Xu Qi Chen Yang

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

Wei Lijun

(No. 93469 Unit of PLA, Shijiazhuang 050071, China)

Abstract: A numerical model of a dual-stage gas pressure reducing regulator, which is used in an aircraft pressurization system, was established on the basis of finite volume transient model of single-stage gas pressure reducing regulator. A modularization simulation model was also set up for performance study of dual-stage pressure regulator. The influences of different structural parameters on the stability of the two regulators which have tiny structural differences were illustrated by a series of numerical simulation, and their results were compared and analyzed. According to practical needs, the sample variance of II-stage valve spool velocity was chosen as the stability index, numerical analysis was then conducted on the influence factors including the II-stage valve spool mass, the II-stage low-pressure cavity volume, the II-stage feedback cavity volume, and the II-stage diaphragm stiffness. Results show that designers can decrease the II-stage valve spool mass or increase the II-stage diaphragm stiffness to improve the stability of the regulator. The study can help designers to meet the engineering requirements with minimum expenditure.

Key words: dual-stage gas pressure reducing regulator; finite volume model; numerical simulation; stability index; sample variance

气体减压器是气路系统中重要的降压和稳压元件,它的稳定工作保证了气路系统输出稳定的符合设计压强范围的气体工质,进而保证了任务的顺利完成,因此有必要对其稳定性进行详细研究. 现今,减压器的稳定性研究主要采用试验或数值计算手段,进行试验验证可以很好地解决该问题,但必须承担所带来的高成本及高风险,而采用计算机数值仿真可以在极低的成本和风险下达到同样的效果.

单级减压器动态特性的数值仿真研究已经比较充分^[1-11],其区别在于各模型之间的复杂程度不同,部分模型采用了各腔室气体等温^[1-4]、绝热^[6-7]或非线性方程线性化^[7]等与实际情况有所出入的假设,或者对各腔室及运动部件的作用力考虑不够全面^[1,6-7],或者在阀芯或孔处的节流计算上采用了基于压差的节流模型^[8],文献[9]从可压缩瞬变流一维连续和能量方程出发,在有限元状态变量模型^[10]的基础上拓展获得可考虑变体积容腔的气体容腔模型,并与气体管道、阀门的数值模型一起组合建立了针对气体减压器的有限体积模型,但没有考虑容腔体积变化所带来的流体膨胀功. 文献[11]在此基础上通过考虑膨胀功建立了更全面的有限体积模型.

现今对减压器稳定性的研究主要基于对数值计算结果的分析,进而给出部分影响参数的概括性结论^[2-8,12],文献[2-8]考虑了部分结构或控制参数的单参数影响,但没有给出直观的量化结果以评判各参数对减压器稳定性的具体影响,文献[12]考虑了多参数共同作用下的稳定性变化,但也存在相同的问题.

本文将文献[9,11]的建模方法拓展至双级气体减压器上,建立该型减压器的有限体积瞬态模型,随后针对某用于研究该型减压器动特性的地面试验台建立数值模型,通过大量仿真研究 A 和 B 两型具有细微设计差异的减压器各结构参数对稳定性的影响并对相同结构参数下的不同结果进行了比较,最后根据工程需要,选取 A 型减压器二级阀芯质量、低压腔体积、反馈腔体积及膜片刚度等 4 个参数,以二级阀芯运动速度的样本方差为稳定性指标,比较各结构参数变化所带来的不同的稳定性影响程度,以指导减压器的设计和改进.

1 双级减压器结构和数学模型

气体减压器把从气瓶出来的气体压力降低到系统要求的压力,其工作原理是由于气体从高压腔通过以活门与活门座之间形成较小的横截面积进入低压腔时发生节流,使气体压力下降. 事实上,节流的本质在于高压腔中具有压力能的气体经过活门与活门座间时其压力能转换为动能且这里气体的动能损耗到许多的摩擦上,气体进入低压腔时伴随着气体的减速,于是,气体的压力就发生了下降^[13]. 图 1 所示为双级气体减压器的结构示意图,此类减压器属于串联双级冗余高压卸荷膜片式减压器,主要是为了解决单级减压器的单点故障、提高气路系统的可靠性而研制. 图中实线结构为 A 型减压器所具有的结构,虚线部分为 B 型减压器相较 A 型而言多出的一级副弹簧及一级膜片结构,两型减压器在设计上有细微区别但其减压原理是一样的.

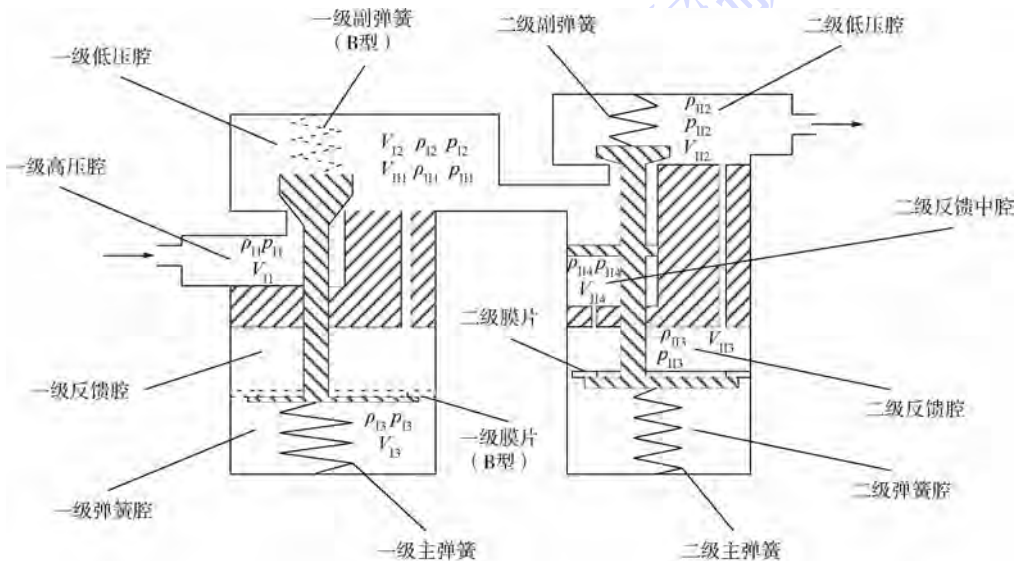
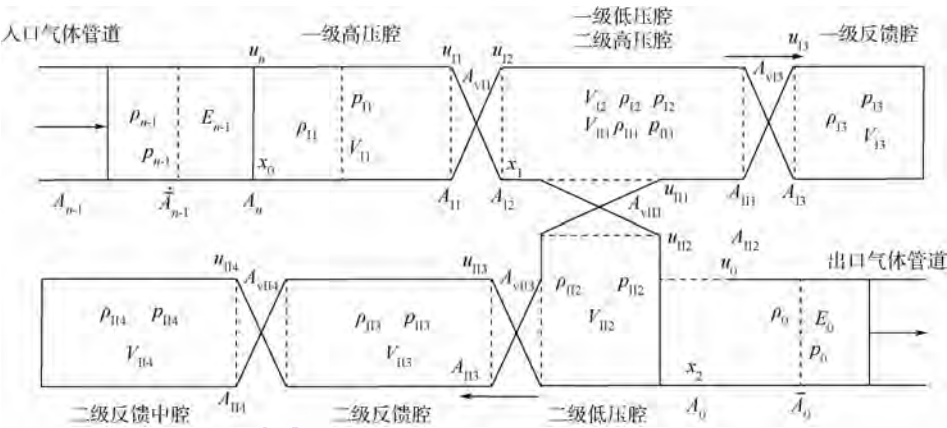


图 1 双级气体减压器结构示意图

Fig. 1 Schematic diagram of dual-stage gas pressure reducing regulator structure

图 2 所示为双级气体减压器的有限控制体积网格,此网格应用有限体积法理论简化双级减压 器结构而来并对其进行了交错处理^[14],其边界处 为相邻气体管道的边界网格,把减压器看成由一 级高压腔、一级反馈腔、一级低压腔(即二级高压 腔)、二级反馈腔、二级反馈中空、二级低压腔 6

个气体容腔组合而成,气体容腔之间由节流组件 连接.对于容腔体积随两级阀芯开合变化较大的腔 室,需要视为变体积气体容腔,本文对减压器一级 高压腔、一级低压腔(即二级高压腔)和二级低压 腔进行了变体积处理.其有限体积模型由文献[9, 11]中的单级调节阀扩展而来,这里不再列出.



ρ, E, p —气体密度、单位体积总能量、压强; u, A —各腔室边界处的气流速度和流道面积;
 V —各腔室体积; A_v —各节流组件流通截面积.

图 2 双级气体减压器有限控制体积网格

Fig. 2 Finite control volume grids of dual-stage gas pressure reducing regulator

2 减压器特性研究系统数值模型

图 3 所示为双级气体减压器特性研究系统的 数值模型,图中对各管道的长度(单位:m)、外径 (GP5 处为内径)和厚度(单位:mm)作了标注,此 系统可以模块化^[9-11]分解为 1 个流体源(FS1)、1 个气体容腔(GVol1)、1 个双级气体减压器 (DSGPRR1)、3 个气体阀门(GV1~3)、5 段气体管道 (GP1~5),其中气体管道模块流场网格一般为

100 mm/网格(最少 3 个网格),集中参数类元件 (例如气体阀门)沿管路走向的长度为 2 个标准 网格单元(初始和末端元件为 1 个单元),即 200 mm. 气体管道、气体阀门、双级气体减压器 3 种模块元件采用管壁径向一维传热模型,其壁面 径向网格数为 4,气体容腔模块元件采用管壁零 维传热模型^[15].GV3 及 FS1 分别设定为孔板和 大气边界条件,这两个组件组合来看其作用等效为 流量出口边界条件.

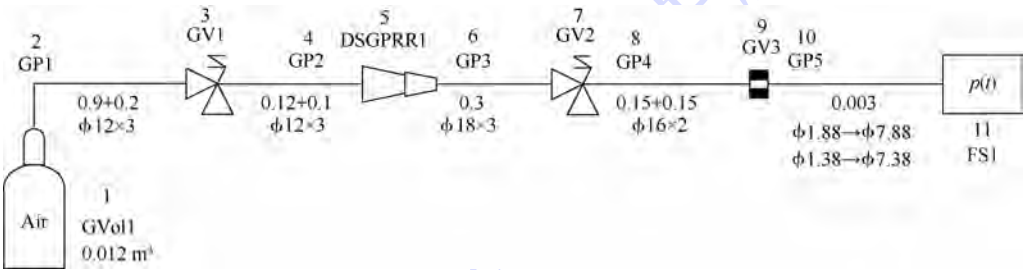


图 3 双级气体减压器特性研究系统数值模型

Fig. 3 Numerical simulation model of the dual-stage gas pressure reducing regulator test system

阀门 GV1 和 GV2 在系统起动前分别处于闭 合和全开状态.系统起动时打开 GV1,从高压气 瓶 GVol1 流出的高压空气冲击到双级减压器 DSGPRR1处,此时减压器由于各级低压腔和反馈 腔压强很小且处于完全打开状态,于是其压强将 会逐渐升高,相应的一、二级阀芯会逐渐运动至额

定开度状态,从而,高压空气经减压器两级减压后 通过孔板 GV3 流出,形成稳定流量的射流.系统 工作情况因此可分为 3 个过程:GV1 未打开前的 无流动阶段,GV1 打开后的减压器两级低压腔建 压(阀芯闭合)阶段,额定开度状态下的稳定射流 阶段.

系统起动时刻初始状态设置如下:GV01 ~ GV1 上游腔之间管路压强为 p_0 ,GV1 下游腔 ~ GV2 上游腔之间管路压强为 p_1 ,GV2 下游腔之后管路压强为 p_2 ,管路温度为 T_0 ;气瓶体积为 V_{0G} . 针对 A 和 B 型双级减压器算例的参数设置见表 1~表 3,两型减压器在参数上的差异由符号“/”相隔,前者代表 A 型、后者代表 B 型,如无不同则只有一个数据.

表 1 双级气体减压器特性研究系统初始参数设置

Table 1 Initial parameters for dual-stage gas pressure reducing regulator test system		
序号	相关参数	数值(A 型/B 型)
1	p_0/MPa	35/40
2	p_1/MPa	0.101 325
3	p_2/MPa	0.101 325
4	$p_{\text{atm}}/\text{MPa}$	0.101 325
5	T_0/K	285.15
6	V_{0G}/m^3	0.012

表 2 双级气体减压器结构参数设置

Table 2 Structure parameters for dual-stage gas pressure reducing regulator			
序号	名称	符号	数值 (A 型/B 型)
1	一级阀座内径	d_{v11}/mm	13.94/3.0
2	一级反馈孔等效直径	d_{v13}/mm	8.0/2.83
3	一级阀芯质量	m_{vcl}/g	33.621/6.5
4	一级阀芯锥体圆锥半角	$\alpha_1/(\text{^\circ})$	25/36
5	一级副弹簧刚度	$C_{12}/(\text{N/mm})$	96/64.3
6	一级副弹簧预压缩量	x_{12}/mm	12.118/ 5.064 02
7	一级弹性元件材料阻尼系数	λ_{s1}/s	4×10^{-4}
8	一级阀芯节流处流量系数	C_{d11}	0.233/0.5
9	一级反馈孔节流处流量系数	C_{d13}	0.7
10	二级阀芯质量	m_{vc11}/g	42.6/26.65
11	二级阀芯锥体圆锥半角	$\alpha_{11}/(\text{^\circ})$	75/38
12	一级膜片刚度	$C_{m1}/(\text{N/mm})$	-/54
13	一级主弹簧刚度	$C_{11}/(\text{N/mm})$	-/15.4
14	一级阀芯最大限位开度	$h_{\text{max}1}/\text{mm}$	0.5/0.64
15	二级阀座内径	d_{v111}/mm	12.0/6.0
16	二级反馈孔等效直径	d_{v113}/mm	3.0
17	二级反馈中芯节流处流量系数	d_{v114}/mm	12.0/14.0
18	二级膜片预压缩量	x_{110}/mm	0.15
19	二级主弹簧刚度	$C_{112}/(\text{N/mm})$	57.945/24.7
20	二级主弹簧预压缩量	x_{112}/mm	8.983 4/ 3.225 97
21	二级弹性元件材料阻尼系数	λ_{s11}/s	4×10^{-4}
22	二级阀芯节流处流量系数	C_{d111}	0.166/0.5
23	二级反馈孔节流处流量系数	C_{d113}	0.7
24	二级反馈中芯节流处流量系数	C_{d114}	0.7
25	二级副弹簧预压缩量	x_{111}/mm	6.0
26	二级膜片刚度	$C_{m11}/(\text{N/mm})$	80/26
27	二级主弹簧刚度	$C_{111}/(\text{N/mm})$	8.767/4.2
28	二级阀芯最大限位开度	$h_{\text{max}11}/\text{mm}$	0.55/0.5

表 3 系统各阀相关参数设置

Table 3 Parameters for valves in system				
阀门	等效直径 d_{vs}/mm	流量系数 C_{dopen}	动作(开启关闭)时序	
			时间 t_{vs}/s	阀芯相对开度 τ_{vs}
GV1	6	0.778 63	0.000 00	0.000 00
			1.400 00	0.300 00
			1.410 00	0.400 00
			1.460 00	0.500 00
			1.510 00	0.550 00
			1.520 00	0.600 00
			1.560 00	0.650 00
			1.600 00	0.700 00
			1.610 00	0.800 00
			1.620 00	1.000 00
GV2	12	局部损失 系数 0.05	0.000 00	1.000 00
GV3	1.88	0.919 45	0.000 00	1.000 00

3 结构参数稳定性影响分析

为了使减压器输出的气体压力和流量符合工程设计要求,有必要使减压器处于稳定工作的状态,即保证其输出幅值在设计范围内且没有剧烈的振荡,此外,为了保证减压器的工作性能,需要使减压器起动时间尽可能短,即防止“时滞效应”的出现.因此可通过研究减压器阀芯的动态性能来探寻减压器稳定工作的基本规律.在大量的时域仿真计算过程中,发现双级减压器的总体稳定性与减压器二级结构参数直接相关,即在减压器一级出现明显不稳定情况下可通过改变减压器二级结构参数使减压器输出气体压强及流量符合设计要求,但如果减压器二级出现明显不稳定情况时是无法通过改变减压器一级结构参数来使减压器输出符合设计要求.因此为了更好地指导工程实际只在表 2 中列出了 A 和 B 两型减压器二级各结构参数对减压器稳定性影响的结果,该表中每一结构参数栏中的上层数据为 A 型减压器结果、下层为 B 型减压器结果.该表以表 1 中的结构参数为标准算例,各结构参数仿真范围参见表 4 并以减压器阀芯开度随时间变化的动态曲线作为判断减压器稳定性的标准,给出了减压器各结构参数变化所对应的稳定性变化情况以及合理的结构参数变化范围.

从表 4 中,可以看到绝大部分结构参数的稳定性变化规律都是单调的,比较特殊的是 A 型、B 型参数 l_{114} 和 A 型参数 d_{v113} ,参数 l_{114} 在 A 型减压器下不论增大还是减小其稳定性都有所下降,但仿真结果所呈现的阀芯振荡并不剧烈,于是笔者认为在工程上可以任取 l_{114} 的值,而 B 型减压器稳定性基本不受该参数变化的影响;A 型参数 d_{v113} 随着数值的增大其稳定性变化会出现反复.此外,A

型参数 $l_{12}, l_{113}, d_{v113}, \alpha_{11}, d_{v111}, C_{m11}$ 都在稳定性持续增强的一端出现“时滞效应”,虽然此时减压器稳定性很好,但出现了“时滞效应”所带来的起动时间延长,B 型参数 d_{v113} 和 d_{v114} 随着减压器稳定性的增强其输出压强出现了超过设计要求的压强峰,于是本文仍然给出了相应结构参数取值的上(下)限.通过对比两型减压器在同一结构参数下的稳定性变化规律,笔者发现具有相同减压原理的不同减压器稳定性变化规律在大部分情况下是相同的,但在参数 $l_{114}, d_{v113}, d_{v114}$ 上存在不同规律,因此对于新型减压器的研究在原有基础上还需进行试验或数值仿真从而获得可靠的结果.

表 4 双级减压器二级结构参数变化对减压器稳定性的影响结果

Table 4 Results of stability as a function of modifying the regulator II-stage structural parameters					
序号	变量 符号	仿真范围	稳定性范围	参数 减小时 稳定性 变化	参数 增大时 稳定性 变化
1	m_{VCH}	0.010 ~ 93.90 m_{VCH}	$\leq 1.033 m_{VCH}$	↑	↓
		0.375 ~ 3.752 m_{VCH}	$\leq 1.079 m_{VCH}$	↑	↓
2	l_{II2}	0.004 ~ 100 l_{II2}	0.941 ~ 6.310 l_{II2}	↓	↑
		0.087 ~ 1.742 l_{II2}	$\geq 0.542 l_{II2}$	↓	↑
3	l_{II3}	0.083 ~ 583.91 l_{II3}	0.876 ~ 6.310 l_{II3}	↓	↑
		0.242 ~ 2.416 l_{II3}	$\geq 0.713 l_{II3}$	↓	↑
4	l_{II4}	0.013 ~ 1309.76 l_{II4}	任取	↓	↓
		0.245 ~ 6.860 l_{II4}	任取	—	—
5	d_{vII3}	0.010 ~ 36.67 d_{vII3}	0.500 ~ 8.750 d_{vII3}	↑	↓ ↑
		0.167 ~ 2.667 d_{vII3}	0.722 ~ 1.956 d_{vII3}	↑	↓
6	α_{II}	0.133 ~ 1.2 α_{II}	0.400 ~ 1.053 α_{II}	↑	↓
		0.132 ~ 2.368 α_{II}	$\leq 0.864 \alpha_{II}$	↑	↓
7	d_{vII1}	0.010 ~ 1.667 d_{vII1}	0.500 ~ 1.042 d_{vII1}	↑	↓
		0.333 ~ 1.833 d_{vII1}	$\leq 0.882 d_{vII1}$	↑	↓
8	C_{mII}	0.013 ~ 62.5 C_{mII}	0.950 ~ 3.750 C_{mII}	↓	↑
		0.385 ~ 3.846 C_{mII}	$\geq 0.885 C_{mII}$	↓	↑
9	d_{vII4}	0.001 ~ 41.67 d_{vII4}	0.667 ~ 1.417 d_{vII4}	↓	↓
		0.428 ~ 3 d_{vII4}	0.428 ~ 2.429 d_{vII4}	↓	↑

注: $l_{112}, l_{113}, l_{114}$ —减压器二级低压腔、反馈腔、反馈中腔的体积等效长度;符号“↑”—该型减压器稳定性会随着相应结构参数数值的变化而变强;符号“↓”—该型减压器稳定性会随着相应结构参数数值的变化而变弱;符号“—”—该型减压器稳定性基本不受相应结构参数变化的影响.

表 4 的结果可以为该型减压器的相关设计人员提供数值支持,以便其进一步改善减压器性能或设计新型减压器,但不足之处是各稳定性影响因素之间改善减压器稳定性效果的区别没有得到体现,于是各结构参数对稳定性影响程度的研究就显得尤为重要.基于此,针对 A 型减压器,根据工程需要选取减压器二级阀芯质量、低压腔体积、反馈腔体积及膜片刚度 4 个参数作为研究对象着重研究二级结构参数变化所带来的不同的稳定性影响.

为了易于计算且能直接反映减压器工作状态,本文选取减压器二级阀芯运动速度的样本方差作为双级减压器的稳定性指标,样本方差为

$$S^2 = \sum_{i=1}^n [x_i - E(x)]^2 / (n - 1)$$

(1)

其中, x_i 为各样本值; $E(x)$ 为样本期望; n 为样本总数.在本文中, x_i 即为减压器二级阀芯瞬时运动速度, $E(x)$ 为各样本平均值,稳定性指标结果越低表示减压器越稳定,反之则表示不稳定,本文所取的时间样本点的范围为 2 ~ 10 s.表 5 为本文分析所用到的各算例结构参数具体数值,其取值方法都是沿使减压器趋于不稳定的变化方向相对标准算例从 1% 变化到 10%,每个结构参数都有 10 个算例,各算例有 400 个样本点,算例 0-0 为标准算例.

表 5 稳定性指标计算算例

Table 5 Calculation cases on stability index				
算例编号	m_{vC11}/g II1	l_{112}/mm II2	l_{113}/mm II3	$C_{m11}/(N/mm)$ II4
0-0	42.600	127.56	5.994 1	80.0
1	43.026	126.28	5.934 2	79.2
2	43.452	125.01	5.874 2	78.4
3	43.878	123.73	5.814 3	77.6
4	44.304	122.46	5.754 3	76.8
5	44.730	121.18	5.694 4	76.0
6	45.156	119.91	5.634 4	75.2
7	45.582	118.63	5.574 5	74.4
8	46.008	117.36	5.514 6	73.6
9	46.434	116.08	5.454 6	72.8
10	46.860	114.80	5.394 7	72.0

注:II1 ~ 4 代表改变不同结构参数下的 4 组算例,各结构参数都单独变化,即只改变自身参数,其余参数仍采用标准算例 0-0 参数.

图 4 所示为 4 个结构参数稳定性指标计算结果,横坐标为各算例所取结构参数值相对标准算例变化率的绝对值,纵坐标为稳定性指标,其坐标刻度经过了对数化处理.如图 4 可知,相对变化率在 0 ~ 0.02 范围内时,各结构参数的稳定性指标都在很低的水平,且变化幅度很小;当相对变化率处于 0.02 ~ 0.04 范围内时,原本稳定性指标最低的 m_{vC11} 曲线会迅速爬升且远远大于其余 3 条曲线,而其他曲线的变化幅度和相对大小基本不变;当相对变化率为 0.04 ~ 0.06 范围内时, C_{m11} 曲线也会大幅爬升,但其数值仍明显小于 m_{vC11} 曲线,而其余两条曲线的增长幅度依然偏低;随着相对变化率的继续变大,各曲线平稳变化,但由于纵坐标为对数坐标,各曲线之间的变化幅度存在倍数上的差别.综合来看,在仿真范围内各结构参数稳定性指标的变化幅度按从大到小排列为: $m_{vC11} > C_{m11} > l_{112} > l_{113}$.因此,对于该型或具有该型减压方式的双级减压器,如果减压器出现了一定程度的

振荡,设计人员可以优先减小二级阀芯质量或增大膜片刚度从而更快地改善减压器的稳定性。

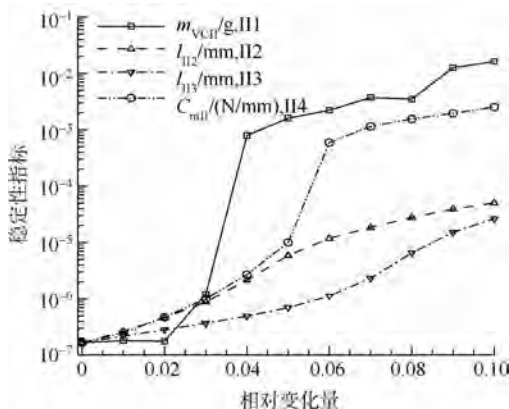


图 4 结构参数稳定性指标计算结果

Fig. 4 Structure parameter stability indexes

4 结 论

本文在对具有相同减压原理的两型双级减压器不同结构参数进行大量时域仿真所得到的各结构参数变化对减压器稳定性的影响规律的基础上,选取减压器二级阀芯运动速度的样本方差作为稳定性指标,计算了减压器二级阀芯质量、低压腔体积、反馈腔体积及膜片刚度 4 个结构参数在 2 ~ 10 s 及参数变化 10% 的范围内的稳定性指标。结果表明,在仿真范围内各结构参数稳定性指标的变化幅度按从大到小排列为: $m_{vch} > C_{mil} > l_{II2} > l_{II3}$ 。因此,设计人员可以优先减小二级阀芯质量或增大膜片刚度从而更快地改善减压器的稳定性。本文的分析方法可以对减压器稳定性各影响因素进行筛选,从而获得最优的改善方法,进而帮助相关设计人员以最小的代价获得满足工程要求的结果。

参考文献 (References)

- [1] 张雪梅,张黎辉,金广明,等. 减压器动态过程的数值仿真[J]. 航空动力学报,2004,19(4):541-545
Zhang Xuemei, Zhang Lihui, Jin Guangming, et al. Numerical simulation of the dynamic process for pressure regulator[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 541-545 (in Chinese)
- [2] 郑丽,李清廉,沈亦兵. 大流量气体减压器响应特性的仿真研究[J]. 火箭推进,2008,34(2):18-23
Zheng Li, Li Qinglian, Shen Chibing. Analysis on responding characteristics of large flux pressure reducing valve[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2008, 34(2): 18-23 (in Chinese)
- [3] 赖林,李清廉,郑丽,等. 大流量气体减压器振动问题研究[J]. 国防科技大学学报,2009,31(2):1-4
Lai Lin, Li Qinglian, Zheng Li, et al. Research of the vibration failure of the large flux PRV[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2009, 31(2): 1-4 (in Chinese)
- [4] 余中军,赵竞全. 航空氧气减压器性能仿真分析[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(11):1379-1383

- Yu Zhongjun, Zhao Jingquan. Simulation on pressure regulator characteristic[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(11): 1379-1383 (in Chinese)
- [5] 尤裕荣,曾维亮. 逆向卸荷式气体减压阀的动态特性仿真[J]. 火箭推进,2006,32(3):24-30
You Yurong, Zeng Weiliang. Simulation on reverse balanced pneumatic pressure reducing valve dynamic characteristic[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(3): 24-30 (in Chinese)
- [6] 陈晓琴. 减压阀充填过程动态特性仿真[J]. 导弹与航天运载技术,2006(5):45-49
Chen Xiaoqin. Dynamic simulation of the pressure reducing valve in filling conditions[J]. Missile and Space Vehicle, 2006(5): 45-49 (in Chinese)
- [7] Zafer N, Luecke G R. Stability of gas pressure regulators[J]. Applied Mathematical Modelling, 2008(32): 61-68
- [8] Rami E G, Jean-Jacques B, Bruno D, et al. Modelling of a pressure regulator[J]. International Journal of Pressure Vessels and Piping, 2007(84): 234-243
- [9] 陈阳,高芳,张黎辉,等. 减压器动态仿真的有限体积模型[J]. 推进技术,2006,27(1):9-14
Chen Yang, Gao Fang, Zhang Lihui, et al. Finite volume model for numerical simulation on dynamic process of pressure reducing regulator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(1): 9-14 (in Chinese)
- [10] 张育林,刘昆,程谋森. 液体火箭发动机动力学理论与应用[M]. 北京:科学出版社,2005
Zhang Yulin, Liu Kun, Cheng Mousen. Liquid rocket engine dynamic theory and application[M]. Beijing: Science Press, 2005 (in Chinese)
- [11] 陈阳,高芳,张振鹏,等. 气动薄膜调节阀控制系统工作过程的动态仿真[J]. 火箭推进,2006,32(6):28-34
Chen Yang, Gao Fang, Zhang Zhenpeng, et al. Dynamic simulation of working process for control system of a pneumatic diaphragm control valve[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(6): 28-34 (in Chinese)
- [12] 陈阳,蔡国飙,张振鹏,等. 双组元统一推进系统减压器稳定性仿真[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(10):1135-1139
Chen Yang, Cai Guobiao, Zhang Zhenpeng, et al. Numerical simulation on dynamic stability of pressure reducing regulator in integral bipropellant propulsion system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(10): 1135-1139 (in Chinese)
- [13] 廖少英. 液体火箭推进增压系统[M]. 北京:国防工业出版社,2007
Liao Shaoying. Liquid rocket propellant and pressurization feed system[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007 (in Chinese)
- [14] 李人宪. 有限体积法基础[M]. 2 版. 北京:国防工业出版社,2008
Li Renxian. Finite volume method[M]. 2nd ed. Beijing: National Defense Industry Press, 2008 (in Chinese)
- [15] Chen Y, Cai G B, Wu Z. Modularization modeling and simulation of turbine test rig main test system[J]. Applied Mathematical Modelling, 2011, 35(11): 5382-5399

基于多点约束的大展弦比机翼静气动弹性计算



黄 炜 陆志良 唐 迪 郭同庆

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 基于雷诺平均 N-S 方程和多块结构网格技术计算大展弦比机翼的气动力. 机翼采用梁模型结构, 利用有限元方法计算结构变形. 建立基于多点约束 (MPC, Multi-Point Constrain) 的气动、结构数据的双向传递方法. 采用 MPC 数据插值方法快捷地实现自主研发的计算流体力学 (CFD, Computational Fluid Dynamics) 程序和 NASTRAN 计算结构力学 (CSD, Computational Structural Dynamics) 软件的耦合计算, 发展出可以考虑结构非线性的静气动弹性 CFD/CSD 耦合计算方法, 该方法比只考虑单方向变形的柔度法更精确. 开展了某大展弦比机翼的静气动弹性数值计算分析, 结果显示只考虑机翼纵向变形而忽略展向变形对计算结果会有一定影响, 而该算例几何非线性影响较小.

关 键 词: 大展弦比机翼; 有限元方法; N-S 方程; 静气动弹性; 多块结构网格

中图分类号: V 211.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2014)12-1666-06

MPC based static aeroelastic numerical method for high aspect ratio wing

Huang Wei Lu Zhiliang Tang Di Guo Tongqing

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The steady aerodynamic loads were calculated with N-S equations and the multi-block structured grid technique was used to improve the computational efficiency. A beam model was applied to a high aspect ratio wing, and its structural deformations were evaluated by the finite element method with or without geometry nonlinearity. A multi-point constrain (MPC) method was used for the information exchange between the aerodynamic loads calculations and the structure deformations calculations. The static aeroelasticity was further considered. By successive iterations between self-developed computational fluid dynamics (CFD) solver and NASTRAN computational structural dynamics (CSD) software based on the MPC interpolation method, a quick and accurate coupled CFD-CSD method was achieved for the nonlinear static aeroelastic problem. Obviously the present method is more accurate than the conventional flexibility approach only considering single-direction deformation. Numerical analysis of a high aspect ratio wing demonstrates that spanwise deformation would have certain influence on its static aeroelastic characteristics and that geometric nonlinearity has small effect on this common airliner wing.

Key words: high aspect ratio wing; finite element method; N-S equations; static aeroelasticity; multi-block structured grid

现代飞行器具有大柔性的特点, 飞行时在升力方向产生变形的同时也在展向产生一定变形. 较大的弹性变形会引起气动力产生不可忽略的损失^[1]. 为了满足现代飞行器气动弹性计算的精度

要求, 基于计算流体力学 (CFD)/计算结构力学 (CSD) 的耦合仿真方法正逐步取代基于小变形假设的结构分析方法和传统的升力面气动力计算方法, 并逐渐成为主要研究手段^[2].

气动弹性 CFD/CSD 耦合计算涉及气动和结构两套网格,一般而言,两套网格在飞行器表面是不一致的.气动网格要求在气动力变化较大的部位布置密网格,如机翼的前、后缘和翼尖等处,因而气动网格能够很好地体现飞行器的曲面外形.而结构力学分析则基于传力特性进行力学简化,较多采用一些梁、壳等单元以便进行力学分析,此时已不能够准确反应飞行器的曲面外形.尤其是当结构模型为梁模型时,已经不存在曲面外形.因要实现气动/结构的耦合计算,需要很好地处理两套网格之间的数据传递问题. Harder^[3] 等人提出了无限平板样条方法 (IPS), 并得到广泛应用^[4-5]. 常体积转换法 (CVT) 方法^[6] 通过保持气动点与结构点组成的四面体体积守恒来完成的流/固耦合的位移插值^[7]. 近年来,以径向基函数 (RBF) 方法^[8] 及其改进的方法^[9] 为基础的插值方法逐渐用于气动弹性的数据插值中并取得了令人满意的结果^[10-11]. 然而,当数据从固体到流体插值时,需要选取适当的结构模型样本点建立结构模型网格到流体网格的映射关系;当数据从流体到结构插值时,需要选取适当的流体样本点建立流体网格到结构模型网格的映射关系.显然,分别建立流体/固体之间的映射关系增加了 CFD/CSD 耦合计算的复杂度.

本文将自主研发的 N-S 方程计算程序与大型通用有限元软件 NASTRAN 耦合^[12],开展某机翼静气动弹性 CFD/CSD 计算分析.同时简化气动/结构的双向映射过程,采用 MPC 方法^[13] 建立气动/结构的双向数据传递.构建结构单元到机翼表面气动点的 MPC,实现结构模型到气动表面网格的映射关系.有限元方法计算结构变形,通过 MPC 方法插值出气动表面点的变形,利用基于扰动衰减规律的弹性变形技术快速生成变形网格. CFD 计算弹性机翼气动表面点的节点力,通过所建立的 MPC,采用虚功原理将气动点的节点力传递到结构有限元模型上,进行下一轮有限元计算. MPC 的变形插值和节点力传递可由 NASTRAN 软件计算,因此本文方法可以快捷地实现现有 CFD 求解器与 NASTRAN 软件的耦合计算.由于插值过程与 NASTRAN 求解序列无关,因而可以快捷地实现结构线性/非线性的静气动弹性计算分析.

1 气动力与结构变形计算

1.1 定常气动力 N-S 方程计算

采用有限体积法求解三维 N-S 方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} W d\Omega + \int_{\partial\Omega} (F_c - F_v) dS = 0 \quad (1)$$

其中, Ω 是控制体; $\partial\Omega$ 是 Ω 的边界; dS 是 $\partial\Omega$ 的面积矢量; W, F_c, F_v 分别为守恒量、对流项和黏性项.

采用 Runge-Kutta 显式方法对式 (1) 进行时间推进. 基于雷诺平均 N-S 方程模拟紊流,紊流模型选用 S-A 一方程模型. 利用块结构网格并行技术提高计算效率^[14], 基于分块网格的基本块分配计算任务,计算区域的划分尽量满足负载平衡和通讯量最少化这两个基本要求.

1.2 结构变形计算

采用有限元方法计算结构变形. 应用 NAS-TRAN 进行某大展弦比机翼结构有限元建模,其中结构模型为考虑弯曲和扭转的梁模型. CFD 计算的气动力以节点力的形式通过 MPC 加载到有限元模型上,进而提交 NASTRAN 求解. NAS-TRAN 线性 101 求解器求解线性静力学方程:

$$KX = F_g + F_{aero} \quad (2)$$

其中, K 和 X 分别为刚度矩阵和结构点的变形; F_g 和 F_{aero} 分别为重力和气动力.

对于柔度法,求解刚度矩阵的逆矩阵,采用 IPS 插值方法得到机翼表面气动网格单元的柔度矩阵 C , 求解静力学方程:

$$X = C(F_g + F_{aero}) \quad (3)$$

NASTRAN 非线性 106 求解序列则求解考虑几何大变形和跟随力的非线性静力学方程^[15].

2 流/固耦合双向数据传递 MPC 方法

为了实现流场与结构场之间的双向数据传递,针对每一个气动表面点搜寻距离其最近的机翼主梁单元,构建气动点到结构梁单元的 MPC,如图 1 所示.

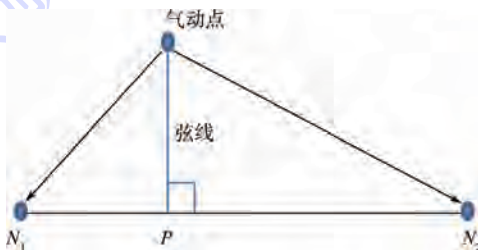


图 1 梁单元的多点约束

Fig. 1 MPC of a beam element

机翼表面气动网格点的气动载荷以节点力的形式通过虚功原理加载到结构单元用于结构有限元分析. 通过有限元分析计算得到节点 N_1 和 N_2 的位移. 假设节点 N_i 的平动、转动位移向量分别为 T_i

和 R_i , 气动点相对于 N_1 和 N_2 点的初始位置向量为 r_1 和 r_2 . 关联气动点的 3 个平动自由度到 N_1 和 N_2 点 3 个平动自由度和 3 个转动自由度上. 则当 N_1 点产生了位移时, 由 N_1 点引起的气动点位移为

$$T_{a1} = T_1 + R_1 \times r_1 \tag{4}$$

其中 T_{a1} 为由 N_1 点变形所引起的气动点变形. 考虑过气动点且与主梁垂直的机翼截面翼型, 做气动点到主梁的垂线交于 P 点. 假设在机翼变形过程中, 该翼型形状不变且 P 点在该结构梁单元中的相对位置不变. 则当 N_1 和 N_2 同时产生位移时, 气动点的位移为

$$T_{a1} = \frac{|N_2P|}{|N_1N_2|}T_{a1} + \frac{|N_1P|}{|N_1N_2|}T_{a2} \tag{5}$$

其中, $|N_1P|$ 和 $|N_2P|$ 分别为 P 点到 N_1 和 N_2 点的距离; $|N_1N_2|$ 为 N_1 和 N_2 点之间的距离.

对于复杂有限元模型, 一般而言飞行器具有蒙皮结构, 因而需要构建气动点到蒙皮的多点约束. 简化蒙皮为二维的壳单元, 构建气动点到二维单元的 MPC. 以四边形单元为例, 搜寻距离气动点最近的四边形单元, 构建点到单元的映射关系如图 2 所示.

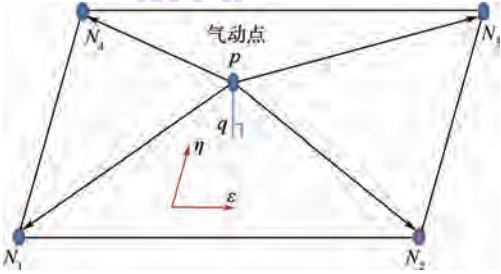


图 2 四边形单元的多点约束

Fig. 2 MPC of a quadrilateral element

投影气动点 p 到结构单元内于 q 点, 则 q 点在单元内的二维参数坐标为 (ϵ, η) . 通过式 (6) 中四边形等参单元的形函数可以计算出 q 点在四边形内的插值系数 $N_1 \sim N_4^{[16]}$:

$$\left. \begin{aligned} N_1 &= \frac{1}{4}(1 + \epsilon)(1 + \eta) \\ N_2 &= \frac{1}{4}(1 + \epsilon)(1 - \eta) \\ N_3 &= \frac{1}{4}(1 - \epsilon)(1 + \eta) \\ N_4 &= \frac{1}{4}(1 - \epsilon)(1 - \eta) \end{aligned} \right\} \tag{6}$$

假设 p 点在变形过程中保持相对于单元的位置不变, 即参数坐标不变. 将插值系数作为 MPC 的权系数, 构建气动点到每个结构点的 MPC. 通过式 (4) 计算出每个结构点引起的气动点变形, 采用插值系数加权平均计算出由于单元变形引起的结

构变形, 如式 (7) 所示.

$$r_p = N_1r_1 + N_2r_2 + N_3r_3 + N_4r_4 \tag{7}$$

3 基于 MPC 的静气动弹性计算

类似文献 [14] 的柔度法, 采用定常气动力和结构变形交替迭代的静气动弹性计算方法. 定常气动力采用自主研发的 N-S 方程求解器计算, 结构变形采用有限元方法计算, 并利用 MPC 方法完成流/固耦合双向数据传递, 考虑结构几何非线性, 建立 CFD/NASTRAN 耦合的大展弦比机翼静气动弹性数值计算方法. 显然, 文献 [14] 提出的保持结构收敛过程与气动收敛过程同步进行的紧耦合迭代方法也适用于 CFD/NASTRAN 耦合的静气动弹性计算分析, 具体计算流程如下:

- 1) 构建结构模型, 划分气动网格, 设定计算状态参数;
- 2) 提取所有气动表面网格点, 构建气动点到结构单元的 MPC, 生成 NASTRAN 线性 101/非线性 106 求解序列的 BDF 文件;
- 3) N-S 方程计算机翼气动表面点的节点力;
- 4) 通过 MPC, 采用虚功原理将气动节点力加载到结构有限元模型, 利用 NASTRAN 线性或非线形求解序列进行结构计算;
- 5) 结构计算得到结构点位移, 通过 MPC 计算得到气动表面点的位移, 利用弹性变形技术生成新的气动网格;
- 6) 重复步骤 3) ~ 5), 直至收敛, 得到给定迎角 α 、马赫数 Ma 、雷诺数 Re 、速压 Q 下考虑弹性影响的气动特性.

4 计算结果及讨论

分别采用 CFD/柔度法、CFD/NASTRAN 线性求解器、CFD/NASTRAN 非线性求解器耦合的方法计算某大展弦比机翼静气动弹性, 其中耦合柔度法采用 IPS 插值方法, 耦合 NASTRAN 采用本文的 MPC 插值方法. 计算状态为马赫数 $Ma = 0.785$ 、迎角 $\alpha = 2.465^\circ$ 、飞行高度 $H = 11.28$ km. 柔度法采用只考虑纵向变形的传统计算方法, NASTRAN 非线性求解序列考虑几何非线性影响, 以此分析展向变形和几何非线性对其静气动弹性特性的影响.

利用 Gridgen 软件生成机翼的分块结构网格. 图 3 给出了机翼的气动表面网格.

结构模型为考虑弯曲刚度和扭转刚度的梁模型, 质量部分考虑机翼以及吊舱质量, 结构模型如图 4 所示.

柔度法计算静气动弹性问题时需要机翼表面气动网格单元的柔度阵,采用辅助单元将机翼梁模型的柔度插值到机翼平面上,见图 5. 继而采用 IPS 方法插值到机翼表面气动网格. 柔度法计算时采用 IPS 插值法只进行一次柔度插值,插值后气动力和变形计算均在气动网格上进行.

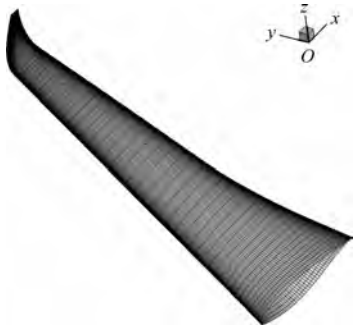


图 3 机翼表面的气动网格

Fig. 3 Aerodynamic grids of the wing surface

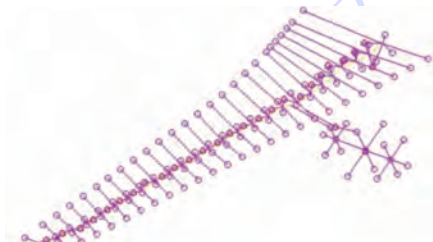


图 4 机翼的有限元模型

Fig. 4 Finite element model of the wing

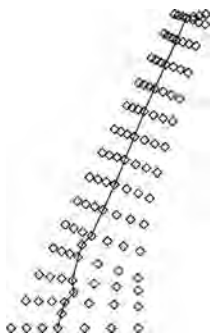


图 5 柔度矩阵插值点分布

Fig. 5 Point distribution of flexibility method

采用多点约束计算静气动弹性问题时需要构建气动点到结构模型的多点约束,图 6、图 7 分别给出了翼型截面上的气动点到结构点的多点约束和机翼气动表面点到结构单元的多点约束.



图 6 翼型截面多点约束

Fig. 6 MPC of a airfoil section



图 7 机翼表面的多点约束

Fig. 7 MPC of the wing surface

CFD/柔度法、CFD/NASTRAN 耦合计算得到的机翼静平衡构型比较如图 8 所示,图 9 进一步给出了翼尖处的变形图. 其中红色为没有发生结构变形的初始外形,蓝色、绿色和灰色分别代表柔度法、NASTRAN 线性和非线性求解器计算的静平衡构型. 图 8 表明在翼根处变形很小,柔度法与 NASTRAN 线性、非线性求解器计算的静平衡构型有重叠区域. 图 9 表明在翼尖处 NASTRAN 线性、非线性求解器计算的静平衡构型基本重合,几何非线性影响很小;而 NASTRAN 线性求解序列与只考虑纵向 z 方向的柔度法的静平衡构型存在一定差异.

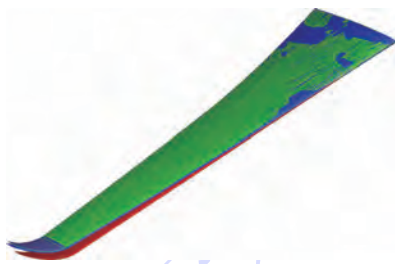


图 8 柔度法和有限元法计算的机翼静平衡构型比较

Fig. 8 Static aeroelastic sharp comparison of the flexibility and the FEM method

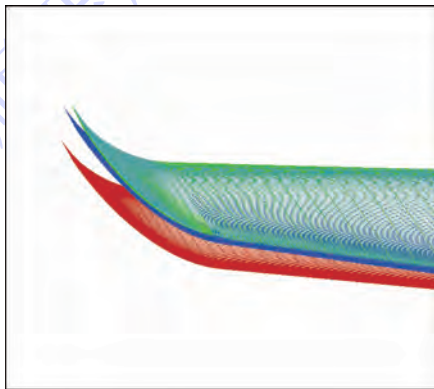


图 9 柔度法和有限元法计算的翼尖变形比较

Fig. 9 Wing tip deformation comparison of the flexibility and the FEM method

图 10 ~ 图 12 进一步对比了 CFD/柔度法、CFD/NASTRAN 耦合计算得到的机翼前缘处纵向

z 方向、展向 y 方向的变形和扭角分布。图 10 表明柔度法和 NASTRAN 线性、非线性求解器计算的纵向变形相吻合。图 11 表明 NASTRAN 结果带有展向变形,非线性求解序列由于考虑了跟随力效应其展向变形较线性结果大;柔度法只采用了 z 方向柔度,没有展向变形,因而图 9 中 NASTRAN 与柔度法的静平衡构型间的差别主要来自于展向变形。图 12 表明 NASTRAN 线性、非线性求解器的扭角分布结果差异甚小;柔度法与 NASTRAN 结果走势相同,但 NASTRAN 计算的扭角较大,其中 NASTRAN 线性求解器计算的最大扭角为 2.702° ,柔度法为 2.607° ,相差 3.5%;在展向坐标 4 m 处,由于在将机翼梁模型的柔度插值到机翼平面过程中采用了光滑的插值方法,故柔度法结果未能很好地体现出扭角的不光滑性。

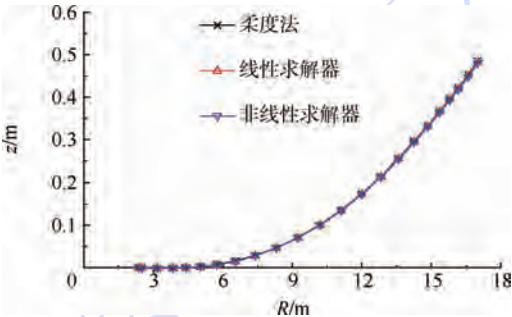


图 10 机翼 z 方向变形比较

Fig. 10 Deformation distribution of the wing in z direction

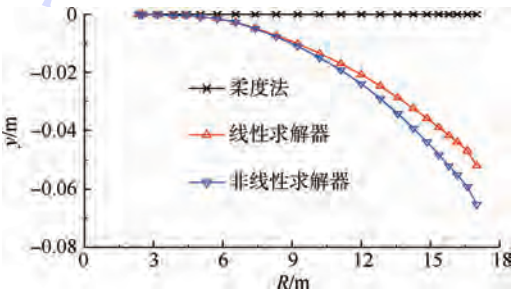


图 11 机翼 y 方向变形比较

Fig. 11 Deformation distribution of the wing in y direction

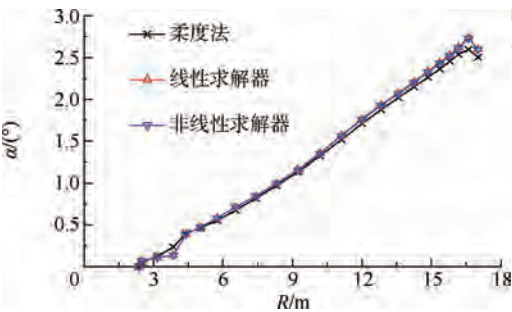


图 12 机翼扭角分布比较

Fig. 12 Torsion angle distribution of the wing

耦合计算得到的升阻力系数对比。耦合 NASTRAN 线性、非线性求解器计算的升阻力系数相差均在 1‰左右,相差很小。而柔度法相对于耦合 NASTRAN 线性求解器的升力系数相差 1.38%,阻力系数相差 0.47%。柔度法计算出的升阻力系数均相对较大,这是由于本文柔度法计算只考虑纵向变形而忽略展向变形,致使弹性变形后的机翼面积相对较大,而本文 CFD/NASTRAN 耦合计算方法更能体现机翼的真实弹性变形,结果更为可靠。

表 1 机翼升阻力系数

Table 1 Lift and drag coefficients of the wing

计算方法	升力系数	阻力系数
柔度法	0.463 3	0.012 85
NASTRAN 线性求解器	0.457 0	0.012 79
NASTRAN 非线性求解器	0.456 5	0.012 78

5 结 论

本文建立的基于多点约束插值方法对某单梁结构机翼进行静气动弹性计算分析,结果表明:

- 1) MPC 流固耦合数据交换方法只需建立气动点到结构单元的映射关系。部分 MPC 插值计算可以由 NASTRAN 完成且与 Bdf 文件内的求解序列无关,因而可以快速方便地与 NASTRAN 软件的线性、非线性求解器进行耦合计算。
- 2) 机翼变形只考虑升力方向会使机翼面积有所增大,使得气动力在一定程度上产生偏差。飞行器气动弹性计算时需要精确考虑三维变形。
- 3) 本文算例巡航状态的升力方向翼尖变形量只有半展长 3% 左右,几何非线性对机翼的变形以及气动力的影响较小,可以忽略不计。

参考文献 (References)

[1] 马铁林,马东立,张华.大展弦比柔性机翼气动特性分析[J].北京航空航天大学学报,2007,33(7):781-784
Ma Tielin, Ma Dongli, Zhang Hua. Aerodynamic characteristic analysis of high-aspect ratio elastic wing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(7):781-784 (in Chinese)

[2] 谢亮,徐敏,安效民,等.基于径向基函数的网格变形及非线性气动弹性时域仿真研究[J].航空学报,2013,34(7):1501-1511
Xie Liang, Xu Min, An Xiaomin, et al. Research of mesh deforming method based on radial basis functions and nonlinear aeroelastic simulation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(7):1501-1511 (in Chinese)

[3] Harder R L, Desmarais R N. Interpolation using surface splines[J]. Journal of Aircraft, 1972, 9(2):189-191

[4] Liu F, Cai J, Zhu Y, et al. Calculation of wing flutter by a cou-

表 1 给出了 CFD/柔度法和 CFD/NASTRAN

- pled fluid-structure method [J]. Journal of Aircraft, 2001, 38 (2): 334 – 342
- [5] Smith M J, Hodges D H. Evaluation of computational algorithms suitable for fluid-structure interactions [J]. Journal of Aircraft, 2000, 37 (2): 282 – 294
- [6] Goura G S L, Badcock K J, Woodgate M A, et al. A data exchange method for fluid-structure interaction problems [J]. Aeronautical Journal, 2001, 105 (1046): 215 – 221
- [7] 徐敏, 陈士橐. CFD/CSD 耦合计算研究 [J]. 应用力学学报, 2003, 21 (2): 33 – 36
Xu Min, Chen Shilu. Study of data exchange method for coupling computational CFD/CSD [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2003, 21 (2): 33 – 36 (in Chinese)
- [8] Wendland H. Computational aspects of radial basis function approximation [J]. Studies in Computational Mathematics, 2006, 12: 231 – 256
- [9] Wendland H. Piecewise polynomial, positive definite and compactly supported radial basis functions of minimal degree [J]. Adv Comput Math, 1995, 4: 389
- [10] Frank R. Scattered data interpolation: tests of some methods [J]. Math Comp, 1982, 38: 191
- [11] 杨国伟, 郑冠男. 基于静气动弹性效应的飞机机翼外形修正方法研究 [J]. 航空工程进展, 2011, 2 (2): 143 – 150
Yang Guowei, Zheng Guannan. Aircraft jig shape correction method based on static aeroelastic analyses [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2 (2): 143 – 150 (in Chinese)
- [12] 林言中, 陈兵, 徐旭. 基于径向基函数插值的气动弹性计算方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39 (1): 1 – 7
Lin Yanzhong, Chen Bing, Xu Xu. Numerical method of aeroelasticity based on radial basis function interpolation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39 (1): 1 – 7 (in Chinese)
- [13] 曲晓锐, 钱才富. 多点约束 (MPC) 法与换热器整体有限元分析 [J]. 压力容器, 2013, 30 (2): 54 – 58
Qu Xiaorui, Qian Caifu. Multipoint constrain method and finite element analysis of whole heat exchangers [J]. Pressure Vessel Technology, 2013, 30 (2): 54 – 58 (in Chinese)
- [14] Huang W, Lu Z L, Guo T Q, et al. Numerical method of static aeroelastic correction and jig-shape design for large airliners [J]. Science China, 2012, 55 (9): 2447 – 2452
- [15] 谢长川, 吴志刚, 杨超. 大展弦比柔性机翼的气动弹性分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29 (12): 1087 – 1090
Xie Changchuan, Wu Zhigang, Yang Chao. Aeroelastic analysis of flexible large aspect ratio wing [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29 (12): 1087 – 1090 (in Chinese)
- [16] 徐敏, 史志军, 陈士橐. 一种流体-结构耦合计算问题的网格数据交换方法 [J]. 西北工业大学学报, 2003, 21 (5): 532 – 535
Xu Min, Shi Zhijun, Chen Shilu. A suitable method for transferring information between CFD and CSD grids [J]. Journal of Northwestern Poly Technical University, 2003, 21 (5): 532 – 535 (in Chinese)

我国空间电力线谐波辐射现象分析



吴 静 张 翀* 付静静 马齐爽

(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: 研究了利用 DEMETER 卫星电磁场探测数据辨识电力线谐波辐射 (PLHR, Power Line Harmonic Radiation) 事件的方法, 探讨了我国空间中 PLHR 事件的特点. 通过采用时频分析和 Welch 功率谱估计法分析了 2005—2010 年 6 年我国空间中的全部卫星电场强度探测数据, 共发现 151 例 PLHR 事件, 给出了 PLHR 事件的统计分析和典型实例. 结果表明我国空间 PLHR 事件的频率分布在 1 000 ~ 4 500 Hz 之间, 多为 50 Hz 的奇数倍, 间隔为 50/100 Hz. PLHR 事件与我国电网发展和变化有密切关系, 与地磁活动水平无关, 呈现出昼夜差异和季节差异. 最后给出了影响 PLHR 事件探测的可能因素.

关 键 词: 电力线谐波辐射; 电离层; 时频分析; 功率谱; 特高压输电; 电磁环境

中图分类号: TM 15

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2014)12-1672-06

Analysis on power line harmonic radiation in China space

Wu Jing Zhang Chong* Fu Jingjing Ma Qishuang

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

Abstract: A method was studied to detect power line harmonic radiation (PLHR) events using electromagnetic field data of DEMETER satellite and the characteristics of PLHR events in China space were discussed. All the satellite electric field strength data in China space during the 6 years between 2005 and 2010 were analyzed by time-frequency analysis and Welch spectrum estimation method, with 151 PLHR events detected. Statistical analysis and typical examples were presented. The results show that the frequencies of PLHR events in China space are distributed between 1 000 and 4 500 Hz. Most spectral lines of them are odd times of 50 Hz, with frequency spacing of 50/100 Hz. PLHR events have some closely connections with the change and development of power grid, but have no relations with geomagnetic activities, and they appear seasonal differences and differences between day and night. The possible factors that affect PLHR detecting were presented in the end.

Key words: power line harmonic radiation; ionosphere; time-frequency analysis; power spectrum; ultra-high voltage power transmission; electromagnetic environment

电力线谐波辐射 (PLHR, Power Line Harmonic Radiation) 特指空间电离层和磁层中观测到的来源于地面电力系统中的高次谐波辐射现象, 在电场强度时频功率密度谱图中其表现为分布在 5 kHz 以内, 强度高于背景强度 10 dB 及以上的若干条频率间隔为 50/100 Hz (或 60/120 Hz) 的平行

谱线. 自 20 世纪 70 年代, 国外学者对 PLHR 现象的地基观测、天基探测、实验模拟、形成机理、扰动效应等开展了大量研究工作. PLHR 可通过与磁层中的粒子发生相互作用使得电离层中的电子沉降增强, 影响电离层的电离产生率, 已成为近地空间被认可的人为污染源^[1-2]. PLHR 的产生、传播

机理及其与地面电力系统变化、地磁活动水平及当地时间等方面的关系一直是该领域研究的热点^[1].

随着 1 000 kV 交流输电、± 800 kV 直流输电等工程的投入运行,我国电网已步入特高压时代,电磁环境备受关注^[3-5]. 已有观测结果表明 PLHR 现象大多出现在中、高纬度地区,我国大部分地区都位于中纬度,但关于我国空间中的 PLHR 现象鲜有文献提及. 文献[6]在利用 OHZORA 卫星探测数据研究东亚上空顶部电离层中 PLHR 现象时,指出间隔为 60 Hz 的电力线谐波辐射分布于日本岛上空,而间隔为 50 Hz 的电力线谐波辐射分布在我国华东地区上空. 2004 年,法国国家空间研究中心发射了地震电磁监测卫星 DEMETER,为研究与人类活动(电网、VLF 发射机和高频传播站等)有关的电离层扰动及形成机理提供了科学的探测数据. 文献[7-9]给出了利用该卫星探测到的 2005 年和 2006 年世界范围内的大部分 PLHR 事件,其中主要来自于欧洲、美国及日本等国家和地区,没有提到来自于我国空间中的 PLHR 事件.

本文利用 DEMETER 卫星的电磁场数据专门研究我国空间中的 PLHR 现象,并对其与电网发展、地磁活动水平^[10-13]等的关系进行探讨,利用统计分析结果得到 PLHR 事件的昼夜差异、季节差异,并给出该现象的可能成因.

1 PLHR 事件识别方法

DEMETER 卫星运行时间为 2004 年 7 月—2010 年 12 月,是一颗太阳同步轨道卫星,高度为 710 km(从 2005 年 12 月中旬开始改为 660 km). 该卫星利用感应式磁力仪(IMSC)和电场探测器(ICE)测量电离层中电磁场强度. 由于 PLHR 涉及的电磁场频率范围大多在 VLF(Very Low Frequency)频率段(2~20 kHz)内,而空间中磁场的背景噪声较大,故只能采用电场探测器测量的 VLF 波段的电场数据来分析 PLHR 现象. 本文利用短时傅里叶变换和 Welch 功率谱估计相结合的方法来分析卫星的电场强度数据,步骤如下:

1) 将长度为 N 的信号 $u(i)$ ($i=0,1,\dots,N-1$),分成 M 个区间 $u_m(j)$,每个区间信号的长度为 L ,各区间有 r 点重叠,其中 $m=0,1,\dots,M-1$; $j=p,\dots,p+L-1$; $p=m(L-r)$.

2) 将第 m 个区间的数据 $u_m(j)$ 分成 P 段 $u_{ml}(k)$,每段的长度为 K ,各段间有 s 点重叠,其中 $l=0,1,\dots,P-1$; $k=q,\dots,q+K-1$; $q=p+l(K-$

$s)$. 一般选择 $s=K/2$,即各段数据间有 50% 的重叠率.

3) 将 $u_{ml}(k)$ 与窗函数 $w(k-q)$ 相乘,计算加窗后各序列的 DFT:

$$\begin{aligned}\tilde{u}_{ml}(n) &= \frac{1}{K} \sum_{j=q}^{q+K-1} w(j-q) u_{ml}(j) e^{2\pi j n(j-q)/K} \\ n &= 0, 1, \dots, K/2\end{aligned}\quad (1)$$

计算 $\tilde{u}_{ml}(n)$ 的功率谱密度:

$$S_{ml}(n) = \frac{2K}{f_s W_{ss}} |\tilde{u}_{ml}(n)|^2 \quad (2)$$

其中 W_{ss} 为所加窗函数的均方根.

$$W_{ss} = \frac{1}{K} \sum_{k=0}^{K-1} w(k)^2 \quad (3)$$

4) 对 P 段数据的功率谱取平均值,得到 $u_m(j)$ 的功率谱估计值:

$$S_m(n) = \frac{1}{P} \sum_{l=0}^{P-1} S_{ml}(n) = \frac{2K}{f_s W_{ss} P} \sum_{l=0}^{P-1} |\tilde{u}_{ml}(n)|^2 \quad (4)$$

其中, $S_m(n)$ 是第 m 个区间数据 $u_m(j)$ 是频率 $f_n = nf_s/K$ 处的功率密度, $u_m(j)$ 对应的时间中间点为 $t_m = t_0 + [m(L-r) + 0.5L]/f_s$. 将 M 个区间的功率谱估计值 $S_m(n)$ 用时频功率谱图表示,其中水平轴为时间,竖直轴为频率,颜色表示功率谱密度的大小. 再对这 M 个区间的功率谱估计值取平均值,并将它们画在功率谱图中,其中水平轴为时间,竖直轴为平均功率. 由于功率谱值在不同频率处变化范围很大($10^{-4} \sim 1$),因此绘制时频谱图和功率谱图时对它们取对数.

本文所要分析的 DEMETER 卫星电磁场探测数据的参数为 $N=8\,192$, $f_s=40$ kHz, 频谱分析时采用 $K=8\,192$, 矩形窗, $r=s=4\,096$, $L=8\,192 \times 4$, 因而时频图中时间分辨率为 0.8192 s, 频率分辨率为 4.88 Hz. 在绘制功率谱图时采用 $K=40\,000$, 矩形窗, 重叠数 $r=s=0$, $L=40\,000$, 频率分辨率为 1 Hz. 得到频谱图后,观察是否有频率间隔为 50/100 Hz 的谱线^[11],以此来判断是否存在 PLHR 事件.

2 PLHR 事件分析

2.1 统计分析

利用上节介绍的 PLHR 事件判别方法分析了 2005—2010 年全部 6 年我国空间电离层中的电场探测数据,从 5 174 个轨道数据文件中判断出有 151 个 PLHR 事件,它们的频率为 50 Hz 的奇数倍,间隔多为 100 Hz. 其中 2005 年的 887 个轨道中仅有 3 例,2006 年的 957 个轨道中仅有 3 例,

2007 年的 738 个轨道中有 12 例,2008 年的 734 个轨道中有 12 例,2009 年的 901 个轨道中有 54 例,2010 年的 957 个轨道中有 67 例. “十一五”是中国特高压输电飞速发展的 5 年,如西北电网 2008 年初步形成 750 kV 主网架,1 000 kV 晋东南—南阳—荆门特高压交流试验示范工程于 2009 年初投入运行,± 800 kV 向家坝—上海直流示范工程于 2010 年 7 月投入运行等^[14-15]. PLHR 事件的逐年增多与这几年中国电网的发展趋势较一致.

已探测到的 151 个 PLHR 事件中,白天出现的多达 129 例,而夜晚仅有 22 例. 由于 DEMETER 卫星为太阳同步轨道卫星,其白天在中国上空的时间大都为北京时间上午 10:00—12:00,而夜晚则为北京时间 22:00—24:00. 白天电网负荷大、变化多且快,可能是造成该现象的原因之一;另一个原因是夜晚的电离层相比于白天更容易被穿透,导致其上层雷电哨声模干扰比白天强,这种干扰表现在时频图上为短时间内频率分布极广的纵向谱线,这将导致 PLHR 事件识别率降低.

另外,所探测到的 PLHR 事件还呈现出季节差异. 对于我国绝大部分地区,4 月—9 月是夏季,而 10 月至来年的 3 月则是秋冬季. 在 6 年 151 例 PLHR 事件中,冬季有 127 例,夏季仅有 24 例,且都伴随着较强的干扰. 这可能是由于夏季常出现雷雨天气,雷电活动产生的哨声模干扰使得 PLHR 事件的识别率降低.

2.2 典型实例

以下给出 3 个典型 PLHR 事件的例子.

2.2.1 轨道 337090 事件

图 1 是 2010 年 10 月 19 日 DEMETER 卫星经过我国四川省达州市至重庆市巴南区上空的探测到的 PLHR 事件所处位置示意图,其轨道号为 337090. 图中标注“Orbit33709_0”的线为卫星的运行轨迹投影,上下两个叉号分别表示磁力线南北足迹点,即 PLHR 事件产生的可能的源头,连接南北足迹点的黑线为地球磁力线投影. 图 2 是相应于该轨道号的世界时间 02:46:15—02:47:00 时空间电场强度时频功率谱图,横坐标中标出了世界时间(UT),以及对应的地心纬度(Lat.)、经度(Long.)图 3 为电场强度的平均功率谱图.

从图 2 和图 3 中可以看到,在频率 4 150,4 250,4 350,4 450 Hz 处存在间隔为 100 Hz 的平行谱线,这是典型 PLHR 事件的特征. 根据图 1 可知,该事件来源于我国陕西省宝鸡市电网,因为其

磁力线南足迹点为南半球的南印度洋,资料显示那里不存在电网. 已有研究结果表明,PLHR 现象可能与地磁环境、电力消耗等有关. 本文选取 World Data Center for Geomagnetism (Kyoto) 提供的地磁数据,包括:全球地磁扰动指数(K_p),时间分辨率为 3 h;描述中纬地区地磁场 H 分量和 D



图 1 轨道 337090 的 PLHR 事件所处位置
Fig. 1 Location of the PLHR event of orbit 337090

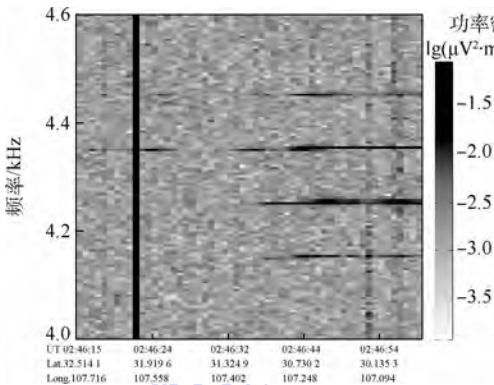


图 2 轨道 337090 的电场强度时频功率谱图
Fig. 2 Time-frequency spectrogram of electric field strength of orbit 337090

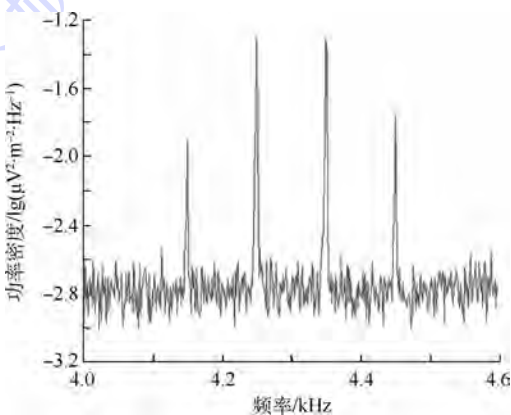


图 3 轨道 337090 的电场强度平均功率谱图
Fig. 3 Average power spectrum of electric field strength of orbit 337090

分量的不对称扰动程度的指数(ASY-H 和 ASY-D),时间分辨率为 1 min;描述中纬地区地磁场 H 分量的对称扰动程度的指数(SYM-H),时间分辨率为 1 min;描述极区极光东向电流强度的地磁指数(AU)和西向电流强度的地磁指数(AL), $AE = AU - AL$,时间分辨率为 1 min. 分析图 4 中的地磁指数变化可知,10 月 18 日—20 日大部分时间内地磁指数 $K_p \leq 3$, $ASY-H \leq 30$ nT, $ASY-D \leq 30$ nT, -50 nT $\leq SYM-H \leq 0$, $AE \leq 700$ nT,地磁活动水平很低.

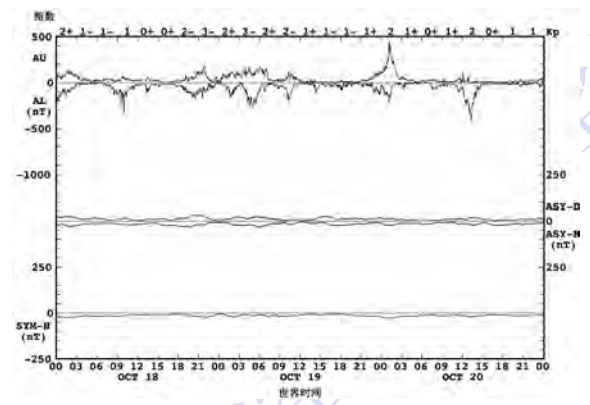


图 4 2010 年 10 月 18 日—20 日地磁指数变化
Fig.4 Variation of geomagnetic indices during 2010-10-18 and 2010-10-20

2.2.2 轨道 341350 的事件

图 5 给出了 2010 年 11 月 17 日山西省临汾市到湖北省恩施土家族苗族自治州上空的 PLHR 事件所处位置示意图,其轨道号为 341350,该 PLHR 事件来源于西北电网的陕西省渭南市.图 6 的相应于该轨道号的电场强度时频功率谱图显示了在世界时间 02:34:00—02:36:23 同一个卫星轨道上观测到的两个不同频率特征的 PLHR 事件,左下角显示山西南部上空在频率 1 551,1 651,1 751,1 952,2 052,2 102,2 151,2 252 Hz 处有平行谱线,间隔为 100 Hz;右上角显示湖北恩施上空在频率 4 153,4 253,4 353,4 454 Hz 处有平行谱线,间隔为 100 Hz.图 7 为轨道 341350 的电场强度平均功率谱图.分析图 8 中的地磁指数变化可知,11 月 16 日—18 日大部分时间内地磁指数 $K_p \leq 3$, $ASY-H \leq 30$ nT, $ASY-D \leq 30$ nT, -50 nT $\leq SYM-H \leq 0$, $AE \leq 600$ nT,地磁活动水平很低.

另外,调研结果表明 2010 年是陕西电网由 330 kV 骨干网架向 750 kV 主网架发展的新阶段,例如 2009 年 12 月 750 kV 宝鸡至乾县输变电工程正式投运;2010 年 9 月 20 日陕西省第 1 座 750 kV 变电站渭南市信义变电站投入运行.与

2009 年末相比,2010 年陕西省投运的 750 kV 输电线路从原来的 4 条增加到 9 条,输电线总长度增加了 145%,750 kV 电网在关中成“一字型”结构,330 kV 电网在整个陕西省成环网运行^[14].电网结构的变化可能是该地区出现 PLHR 事件的主要原因.

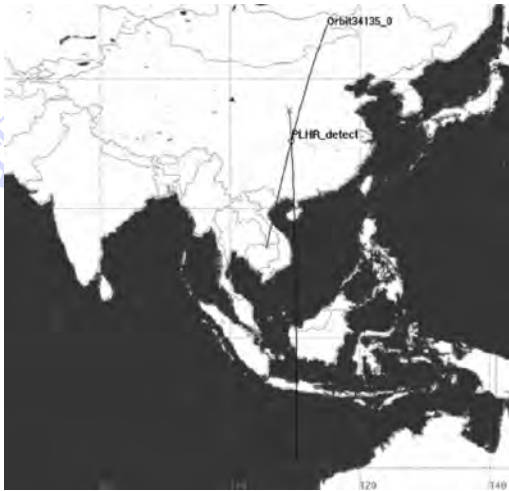


图 5 轨道 341350 的 PLHR 事件所处位置
Fig.5 Location of the PLHR event of orbit 341350

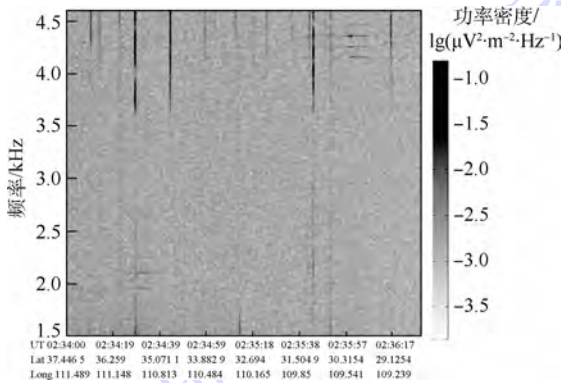


图 6 轨道 341350 的电场强度时频功率谱图
Fig.6 Time-frequency spectrogram of electric field strength of orbit 341350

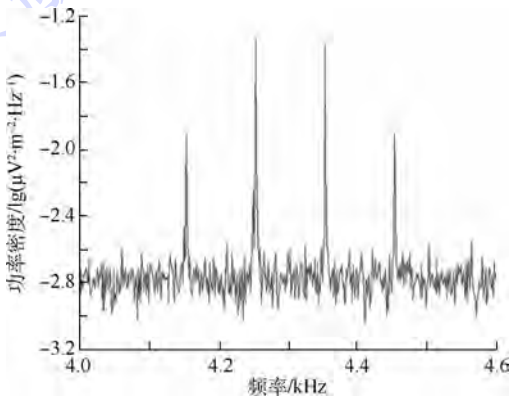


图 7 轨道 341350 的电场强度平均功率谱图
Fig.7 Average power spectrum of electric field strength of orbit 341350

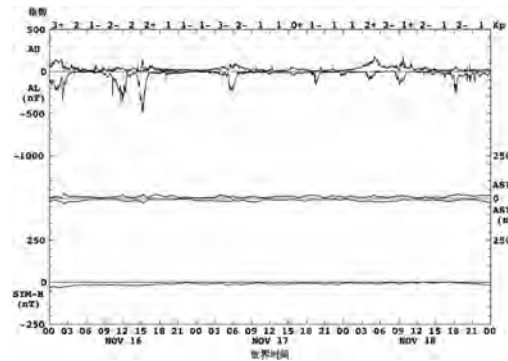


图 8 2010 年 11 月 16 日—18 日地磁指数变化
Fig. 8 Variation of geomagnetic indices during 2010-11-16 and 2010-11-18

2.2.3 轨道 280441 的事件

以上两例 PLHR 事件均出现在白天(轨道尾号为 0).图 9 是 2009 年 9 月 28 日夜间(轨道尾号为 1)卫星经过我国重庆市渝北区至四川省南充市上空时探测到的 PLHR 事件所处位置示意图,其轨道号为 280441,该 PLHR 事件来源于西北电网的宁夏固原市.图 10 是对应于该轨道号的世界时间 14:23:32—14:24:51 时空间电场强度时频功率谱图.由图可以较清晰地看到 4 250, 4 350和 4 450 Hz 处有 3 根平行谱线,间隔为 100 Hz.相比于图 2 和图 6,图 10 显示出较大的纵向干扰,这些是雷电哨声模干扰.夜晚由于电离层的穿透性强于白天,导致卫星所处的电离层上层更容易探测到这些干扰.由于纵向干扰太多,故其电场平均功率谱图无法很好地识别出这 3 根谱线,这里不再给出该事件的电场平均功率谱图.分析图 11 中的地磁指数变化可知,9 月 27 日—29 日大部分时间地磁指数 $K_p \leq 3$, $ASY-H \leq 30$ nT, $ASY-D \leq 30$ nT, -50 nT $\leq$ SYM-H ≤ 0 , $AE \leq 700$ nT,地磁活动水平较低.



图 9 轨道 280441 的 PLHR 事件所处位置
Fig. 9 Location of the PLHR event of orbit 280441

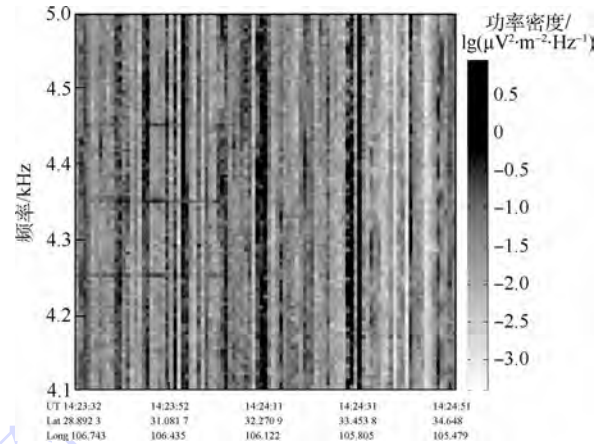


图 10 轨道 280441 的电场强度时频功率谱图
Fig. 10 Time-frequency spectrogram of electric field strength of orbit 280441

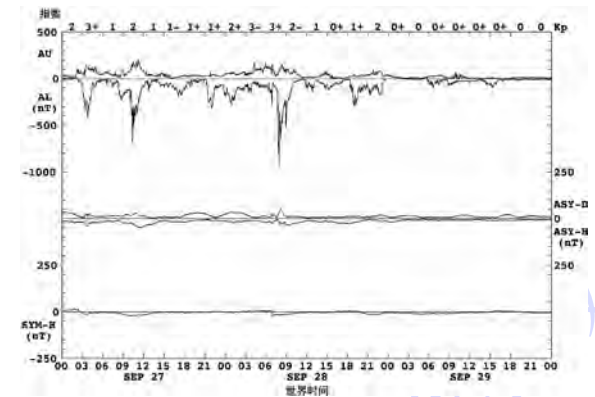


图 11 2009 年 9 月 27 日—29 日地磁指数变化
Fig. 11 Variation of geomagnetic indices during 2009-09-27 and 2010-09-29

3 结 论

本文研究了利用 DEMETER 卫星电磁探测数据辨识 PLHR 事件的方法.采用时频分析和 Welch 功率谱估计法分析电离层中电场强度的频谱特征,由此判断 PLHR 事件的存在与否.分析结果表明,我国空间存在 PLHR 现象,频率多为 50 Hz 的奇数倍;在 151 例 PLHR 事件中,发生于地磁指数 $K_p \geq 4$ 的仅有 2 例,绝大部分发生于地磁活动平静的时候,说明 PLHR 事件与地磁活动无关;6 年中所发现的 PLHR 事件逐年增多,特别是 2009 年和 2010 年的事件占到总数的 80% 以上,而这两年也正是我国大力发展特高压输电的时期,说明 PLHR 事件与电网的发展和变化有密切关系.另外,电离层中所探测到的 PLHR 事件还呈现出明显的昼夜差异以及季节差异,夜晚发现的事件远少于白天,而夏季发现的事件少于冬季,这是哨声模干扰所致,这与电离层的昼夜变化和季节变化以及夏季雷雨天较多有密切关系.

电力线谐波辐射普遍存在于输电线路和地面电力系统附近,根据统计分析结果结合对其传播机理的研究^[16],只有在波矢与地球磁力线夹角、谐波的辐射强度、谐波的频率等满足一定条件下,其才能穿透电离层到达卫星位置,即使这样,也有可能由于诸如雷电、行星际空间电磁波等干扰,使得 PLHR 无法被识别或探测到。因此,对于 PLHR 现象产生的原因以及其对电离层的影响,仍需要通过大量的 PLHR 事例以及合理的物理模型进行深入研究。

参考文献 (References)

[1] Bullough K. Power line harmonic radiation (sources and environmental effects) [M]//Volland H. Handbook of Atmospheric Electrodynamics, Vol. 2. Boca Raton, FL: CRC Press, 1995: 291 – 332

[2] 吴静,付静静. 地震电磁卫星监测输电线谐波辐射研究综述 [J]. 地震学报, 2011, 33(6): 828 – 836
Wu Jing, Fu Jingjing. A review on power line harmonic radiation monitored by DEMETER satellite [J]. Acta Seismologica Sinica, 2011, 33(6): 828 – 836 (in Chinese)

[3] 舒印彪,张文亮. 特高压输电若干关键技术研究 [J]. 中国电机工程学报, 2007, 27(31): 1 – 6
Shu Yinbiao, Zhang Wenliang. Research of key technologies for UHV transmission [J]. Proceedings of the CSEE, 2007, 27(31): 1 – 6 (in Chinese)

[4] 舒印彪,胡毅. 交流特高压输电线路关键技术的研究及应用 [J]. 中国电机工程学报, 2007, 27(36): 1 – 7
Shu Yinbiao, Hu Yi. Research and application of the key technologies of UHV AC transmission line [J]. Proceedings of the CSEE, 2007, 27(36): 1 – 7 (in Chinese)

[5] 邬雄. 特高压输电的电磁环境问题研究 [J]. 电力系统通信, 2006, 27(164): 1 – 5
Wu Xiong. Research on electromagnetic environment of ultra-high voltage grid [J]. Telecommunications for Electric Power System, 2006, 27(164): 1 – 5 (in Chinese)

[6] Tomizawa I, Yoshino T. Power line radiation observed by the sat-

ellite OHZORA [J]. Journal of Geomagnetism and Geoelectricity, 1985, 37(3): 309 – 327

[7] Parrot M, Nemec F, Santolik O, et al. ELF magnetospheric lines observed by DEMETER [J]. Annales Geophysicae, 2005, 23: 3301 – 3311

[8] Nemec F, Santolik O, Parrot M, et al. Power line harmonic radiation (PLHR) observed by the DEMETER spacecraft [J]. Journal of Geophysical Research, 2006, 111: A04308

[9] Nemec F, Santolik O, Parrot M, et al. Power line harmonic radiation: a systematic study using DEMETER spacecraft [J]. Advances in Space Research, 2007, 40: 398 – 403

[10] Nemec F, Santolik O, Parrot M, et al. Comparison of magnetospheric line radiation and power line harmonic radiation: a systematic survey using the DEMETER spacecraft [J]. Journal of Geophysical Research, 2007, 112: A04301

[11] Nemec F, Santolik O, Parrot M, et al. Power line harmonic radiation observed by satellite: properties and propagation through the ionosphere [J]. Journal of Geophysical Research, 2008, 113: A08317

[12] Park C G, Miller T R. Sunday decreases in magnetospheric VLF wave activity [J]. Journal of Geophysical Research, 1979, 84(A3): 943 – 950

[13] Nemec F, Parrot M, Santolik O. Influence of power line harmonic radiation on the VLF wave activity in the upper ionosphere: is it capable to trigger new emissions [J]. Journal of Geophysical Research, 2010, 115: A11301

[14] 《中国电力年鉴》编辑委员会. 2011 中国电力年鉴 [M]. 北京: 中国电力出版社, 2011: 17 – 32, 517 – 524
‘Chinese Power Yearbook’ Editorial Committee. 2011 Chinese power yearbook [M]. Beijing: China Electric Power Press, 2011: 17 – 32, 517 – 524 (in Chinese)

[15] 《中国电力年鉴》编辑委员会. 2010 中国电力年鉴 [M]. 北京: 中国电力出版社, 2010: 17 – 22
‘Chinese Power Yearbook’ Editorial Committee. 2010 Chinese power yearbook [M]. Beijing: China Electric Power Press, 2010: 17 – 22 (in Chinese)

[16] Wu J, Fu J J, Zhang C. Propagation characteristics of power line harmonic radiation in the ionosphere [J]. Chinese Physics B, 2014, 23(3): 242 – 247

基于视频数据的机场跑道外来物检测



陈唯实 李 敬

(中国民航科学技术研究院 机场研究所, 北京 100028)

摘 要: 提出了一种基于视频数据的机场跑道外来物(FOD, Foreign Object Debris)检测算法,该算法包括几何校正、背景差分、杂波抑制和伪装消除等 4 个步骤. 其中,几何校正排除了摄像头轻微抖动造成的图像差异;背景差分利用每个像素对应的颜色向量信息,建立背景模型并进行定时更新;杂波抑制和伪装消除利用差分图像和原始图像信息,建立马尔科夫随机场和概率统计模型,在降低虚警的同时提高了检测率. 将本算法应用于两组不同光照条件下获取的视频图像,检测不同形状和颜色的 FOD 目标;采用本算法对机场实测数据进行测试,验证了算法的有效性.

关 键 词: 视频; 跑道外来物; 检测; 背景差分; 杂波抑制; 马尔科夫随机场

中图分类号: TP 751.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2014)12-1678-07

Foreign object debris detection for airport runway with video data

Chen Weishi Li Jing

(Airport Research Institute, China Academy of Civil Aviation Science and Technology, Beijing 100028, China)

Abstract: Foreign object debris (FOD) detection algorithm was proposed for airport runway with video data, including four steps of geometric adjustment, background subtraction, noise suppression and camouflage elimination. Firstly, geometric adjustment rejected the image change due to slight camera motion. In the step of background subtraction, the color vector information to each pixel was used for the establishment of the background model and its periodical update. For noise suppression and camouflage elimination, Markov random field and probability statistical model were established based on the information from the subtracted and original images, which reduced the false alarms and improved the detection rate. The algorithm was applied to two sets of live video images under different lighting conditions, with the FOD targets of different shapes and colors. The algorithm effectiveness was also approved by the tests on the airport ground-truth data.

Key words: video; foreign object debris (FOD); detection; background subtraction; noise suppression; Markov random field

机场跑道外来物(FOD, Foreign Object Debris)是散布在机场跑道某些位置,有可能对航空器造成伤害的外来物质,包括金属零件、防水塑料布、碎石块、报纸、瓶子、行李牌等^[1]. 最严重的一起由 FOD 引起的事故发生于 2000 年 7 月 25 日,一架飞往纽约市的法国航空公司协和式客机从巴黎戴高乐国际机场起飞后不久坠毁,共造成 100

名乘客、9 名机组人员以及 4 名地面人员,共 113 人丧生. 事故调查显示,该航班在起飞时轧过了一块由前一航班遗落的金属残片,金属片割破了左起落架的 2 号轮胎,导致轮胎爆裂,轮胎碎片抛向 5 号油箱所处位置的机翼底面,造成该油箱出现破裂,以及燃料大幅泄漏并起火,燃烧产生的热浪导致 2 号发动机最终起火^[2]. 每年由 FOD 事故征

候造成的航班延误和改期等给全球航空业带来的直接和间接经济损失高达 130 亿美元. 巨大的人员伤亡和经济损失引起了国际航空业对 FOD 风险管理的高度重视, 许多国家启动了机场跑道 FOD 自动检测技术研究. 2006 年, 欧洲航行安全组织对 FOD 检测技术进行了初步评估; 2007—2008 年, 美国联邦航空管理局 (FAA) 对由 Qinet-iQ, Stratech, Xsight Systems 和 Trex Enterprises 等 4 家公司生产的 FOD 检测系统进行了测试, 并于 2009 年发布了咨询通告^[3]. 我国的 FOD 检测技术研究还处于可行性论证阶段. 上海交通大学依据 FAA 对 FOD 检测系统的性能要求, 借鉴国外现有探测系统, 提出了一种跑道安全检测系统方案^[4]. 北京交通大学研究了 FOD 雷达目标检测中涉及的图像分割与降噪技术^[5]. 中国民航科学技术研究院与北京航空航天大学合作搭建了一部基于视频的机场跑道 FOD 检测系统, 并初步实现了目标检测算法流程^[6]. 本文在该系统的基础上, 对其核心检测算法做了重点改进. 将其应用于测试图像和机场实测图像, 检测结果优于文献^[6]的算法.

1 FOD 检测技术综述

人工检查是最传统的 FOD 检测方法. 目前, 大部分机场仍然主要采用人工的方式对跑道进行定期与非定期巡视, 排查 FOD 安全隐患. 当然, 机场管理者也认识到, 仅靠人工检查是远远不够的, 迫切需要先进技术手段的支持, 实现对机场跑道以及其他飞行器活动区域的持续监视. FAA 测试了基于不同传感器的 FOD 检测技术, 主要包括毫米波雷达和光学摄像头^[3].

毫米波雷达是最早用于该领域的技术设备, 94.5 GHz 毫米波雷达能够对固定区域进行持续扫描以检测 FOD 目标^[7]. 一般来说, 每条跑道需要安装 2~3 部设备, 距离跑道中线 50 m 以上. 该系统能够在 1 km 距离内探测到高 3.0 cm 直径 3.8 cm 的金属圆柱体目标, 并能够全天候工作. 毫米波雷达同样可以采用车载的方式, 架设于车顶, 在运行过程中扫描车辆前方区域. 移动平台上的工作人员可以在发现 FOD 目标之后立即将其清除. Trex Enterprises 已经开发出 78~81 GHz 的车载毫米波雷达, 应用于芝加哥米德韦国际机场.

光学摄像头是 FOD 检测的另一主要技术手段. 该类系统采用高分辨摄像头对跑道表面进行监视. 一般来说, 每条跑道需要安装 5~8 部设备, 距离跑道中线 150 m 以上. 该系统能在仅采用环

境照明的情况下, 在 300 m 距离内探测到 2.0 cm 大小的目标. 一旦发现 FOD 目标, 系统能够提供该目标的实时远程图像. 视频图像信息量大、复杂性高、随环境变化强烈, 需要采用复杂的图像处理算法以适应光照和道面情况的变化, 这也是本文的研究重点.

近年来, 采用多种传感器联合进行 FOD 探测, 发挥其综合优势已成为一种趋势. Xsight Systems 搭建了基于 77 GHz 毫米波雷达与光学摄像头的 FOD 联合检测系统, 并将其安置于跑道边灯附近, 覆盖 1 500~3 500 m² 的区域. 该设备利用了跑道边灯的供电系统, 实现了安装成本的最小化. 在该系统生成的图像中, 每个像素代表 2 mm, 其高分辨特性极大地降低了虚警率^[8].

2 FOD 视频目标检测算法

基于视频的 FOD 目标检测在现有技术中成本最低. 本节将重点讨论基于视频的 FOD 目标检测算法, 其对于采用其他传感器的 FOD 检测系统同样具有借鉴意义. 算法流程如图 1 所示, 包括几何校正、背景差分、杂波抑制和伪装消除等步骤, 最终实现对 FOD 目标的自动检测、定位和预警.

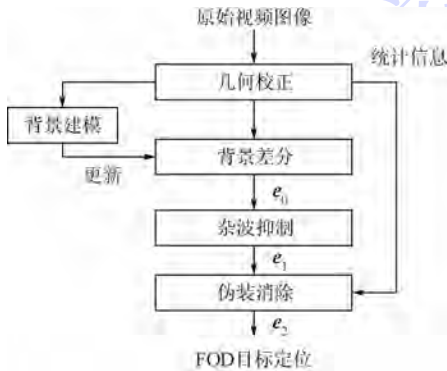


图 1 FOD 视频检测算法流程图
Fig. 1 Flowchart of FOD detection algorithm with video data

几何校正将同一序列的图像映射到统一的坐标系中, 以抑制固定场景中由于摄像头轻微抖动造成的图像差异^[9-10]. 背景差分采用图像序列中的当前帧和背景模型比较来检测动目标, 其性能依赖于背景建模^[11-13]. 与前期研究实现的算法相比^[6], 本算法针对背景差分、杂波抑制和伪装消除等步骤做了较大改进, 此 3 个步骤获得的二值图像分别由 e_0 , e_1 和 e_2 表示, 其中伪装消除利用了原始图像的统计信息, 下面分别详述.

2.1 背景差分

由于视频图像的复杂性和多变性, 建立准确

的参数模型(如高斯模型或混合高斯模型)非常困难,从而影响目标检测的效果^[14].因此,本文基于聚类分析的思想,建立一个非参数的背景模型,将背景差分转化为聚类问题.基本思路是,首先基于每个背景像素对应的颜色向量信息建立样本集合,一个新样本通过与该数据集合对比确定其是否归属该集合,进而判定目标的有无.

具体地说,视频图像的每个像素 $[x,y]$ 通常对应 R,G,B 三色信息,构成三维向量 $\boldsymbol{I}[x,y] = (r,g,b)$,标定当前帧图像的背景模型为 B_i ,其每个像素 $[x,y]$ 由式(1)建立颜色向量集合:

$$B_i[x,y] = \{\boldsymbol{I}_1, \boldsymbol{I}_2, \cdots, \boldsymbol{I}_N\} \tag{1}$$

每个背景像素 $[x,y]$ 由之前的 N 个背景样本值建模.

在系统运行之初,通常无法提供足够的图像数据构造背景模型.因此,提出一种基于单帧图像的背景模型初始构造方法.由单帧图像建立背景模型基于以下假设:相邻的像素具有相似的时域分布.因此,可由每个像素邻域像素的向量集合建立背景模型.准确地说,背景模型的向量集合可由单帧图像中每个像素的邻域随机构成.

建立背景模型之后,计算背景模型中每个像素的颜色向量集合中心:

$$\boldsymbol{O}_i[x,y] = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \boldsymbol{I}_i \tag{2}$$

对于当前帧图像,计算其中每个像素的颜色向量 $\boldsymbol{I}_i$ 与背景模型中心 $\boldsymbol{O}_i$ 之间的欧式距离:

$$d_i[x,y] = |\boldsymbol{I}_i[x,y] - \boldsymbol{O}_i[x,y]| \leqslant_{\frac{T}{B}} \theta \tag{3}$$

从而得到二值图像 e_0 ,其中 T 代表目标($e_0[x,y] = 1$), B 代表背景($e_0[x,y] = 0$).由于本算法利用了 RGB 颜色信息,也可称为 RGB 背景差分.

对于当前帧图像中判定为背景模型样本的颜色向量 $\boldsymbol{I}_i$,可将其用于背景模型的更新.在更新背景模型时,采用随机设定更新周期,随机选择更新样本,利用邻域背景像素信息等背景模型更新方法^[15].

2.2 杂波抑制

尽管经过了 RGB 背景差分处理,前景图像中仍然包含了大量虚警和漏检的目标.因此,需要利用差分图像和原始图像提供的统计信息,在后处理中进行杂波抑制和伪装消除.

中值滤波和形态学处理是两种典型的杂波抑制技术^[6],尽管这些方法在有些情况下非常有效,但其在抑制杂波的同时也会降低检测率.本算法通过在差分图像 e_0 中的目标像素($e_0[x,y] = 1$)邻域建立马尔科夫随机场(MRF, Markov Ran-

dom Field)模型^[16],计算其目标关联概率以修正目标检测结果:

$$P_T(\boldsymbol{I}[x,y] | e_0[x,y] = 1) = \frac{N(E = e_0^T)}{N(E = e_0^B)} \leqslant_{\frac{T}{B}} \gamma \tag{4}$$

式中, E 为 MRF 模型; e_0^B 代表 $e_0[x,y] = 0$ 的区域; e_0^T 代表 $e_0[x,y] = 1$ 的区域; $N(E)$ 代表了 MRF 中相应像素的数目.根据式(4)修正 e_0 从而得到新的二值图像 e_1 .显然,如果一个在 e_0 中被确定为目标像素邻域以目标像素($e_0[x,y] = 1$)为主,则其目标关联概率就较高,其被判定为杂波($e_1[x,y] = 0$)的可能性就较小;反之,如果一个在 e_0 中被确定为目标像素邻域以背景像素($e_0[x,y] = 0$)为主,则其目标关联概率就较低,其被判定为杂波的可能性就较大.

2.3 伪装消除

有些情况下,FOD 目标的颜色与背景非常相似,形成伪装的效果,导致漏检.鉴于检测图像中目标通常为平滑联通区域,提出一种空域目标检测方法以消除伪装.首先定位 e_1 中的目标像素($e_1[x,y] = 1$)的邻域像素,计算原始图像中该像素与目标像素之间颜色向量的平均欧氏距离:

$$D_T(\boldsymbol{I}[x,y]) = \frac{1}{|S|} \sum_{[x_0,y_0] \in S} |\boldsymbol{I}[x,y] - \boldsymbol{I}[x_0,y_0]| \leqslant_{\frac{B}{T}} \eta \tag{5}$$

S 代表原始图像中像素 $[x_0,y_0]$ 的邻域,其颜色向量为 $\boldsymbol{I}[x,y]$.根据式(5)进一步修正 e_1 从而得到新的二值图像 e_2 .由上式可见,邻域像素被检测为目标($e_2[x,y] = 1$)的可能性取决于其与像素 $[x_0,y_0]$ 颜色向量的欧氏距离,该距离越小,其在 e_2 中被恢复为目标的可能性越大.

经过以上处理,前景图像中剩余的连通区域最终标定为 FOD 目标,提取出每个区域的中心坐标和像素数,并在背景中标定.

3 实验结果分析

将本算法分别应用于测试数据和机场实测数据,并将其与传统算法的检测结果进行比较,通过计算检测率(P_d , probability of detection)和虚警率(P_{fa} , probability of false alarm)评估算法性能.

假设被检测图像含有 N_A 个目标像素和 N_B 个非目标像素,目标像素中有 N_T 个被标定为目标,非目标像素中有 N_F 个被标定为目标,则将 P_d 和 P_{fa} 定义如下:

$$\left. \begin{aligned} P_d &= \frac{N_T}{N_A} \\ P_{fa} &= \frac{N_F}{N_B} \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

优良的杂波抑制方法应当在提高 P_d 的同时 P_{fa} 将保持在较低水平. 本文采用人工标定的方法区分出被检测图像中的目标像素数 N_A 和非目标像素数 N_B ; 并标定每个联通的 FOD 目标的中心, 标定正确的目标中心数为目标数, 记为 a , 标定错误的目标中心数为虚警数, 记为 b .

3.1 测试数据

测试数据为两组不同光照条件下获取的视频图像. 在沥青路面上放置 2 类形状 (圆柱体和立方体)、4 种颜色的 FOD 目标 (白色、浅灰色、深灰色、黑色), 并采集图像数据; 测试图像大小为 480×640 像素, 8 bit 灰度级. 本文的算法流程中没有“光照调整”部分, 通过对背景模型的实时更新消除光照变化的影响.

图 2 所示为阴影条件下 FOD 目标检测的全过程. 沥青路面上共放置了 8 个 FOD 目标, 包括 4 个圆柱体和 4 个立方体. 图 2a 为原始图像, 每个目标的不同侧面由于光照角度不同而表现出不同颜色. 图 2b 为经过几何校正和背景差分的检测结果 e_0 , 式 (2) 中 $N = 10$, 式 (3) 中 $\theta = 100$, 图像中仍

有相当数量的虚警, 以及由颜色伪装导致的 FOD 目标漏检. 通过建立 MRF 模型, 杂波抑制剔除了图像中由零星像素组成的虚警信息, 式 (4) 中 $\gamma = 1$, 处理结果 e_1 如图 2c 所示. MRF 算法在检测性能上优于形态学处理, 其在抑制虚警的同时不会影响到检测目标区域. 为进一步消除颜色伪装的影响, 利用原始图像统计信息获得 e_2 , 式 (5) 中 $\eta = 50$, 恢复部分漏检区域. 图 2d 中, 目标内部的孔洞被填充, 其边界也有所延伸.

图 3 所示为目标后方有阳光照射下 FOD 目标检测的全过程, 参数设置与处理图 2 时相同. 图 3a 为原始图像; 图 3b 为背景差分结果 e_0 , 图 3c 和图 3d 为杂波抑制和伪装消除后的结果 e_1 和 e_2 . 可见, 目标的阴影也被当成目标检测出来, 使虚警率有所提高, 但对工程应用的干扰不大, 因为目标阴影一般与目标本体相连, 其扩大了目标区域在图像中的面积, 在一定程度上反而降低了检测的难度.

表 1 给出了图 2 和图 3 数据的检测率和虚警率, 杂波抑制能够降低虚警率, 但同时也降低了检测率; 伪装消除能够明显提高检测率, 但同时也提高了虚警率. 两组数据的处理结果相比, 由于光照的影响, 图 3 处理结果的虚警率要略高于图 2.

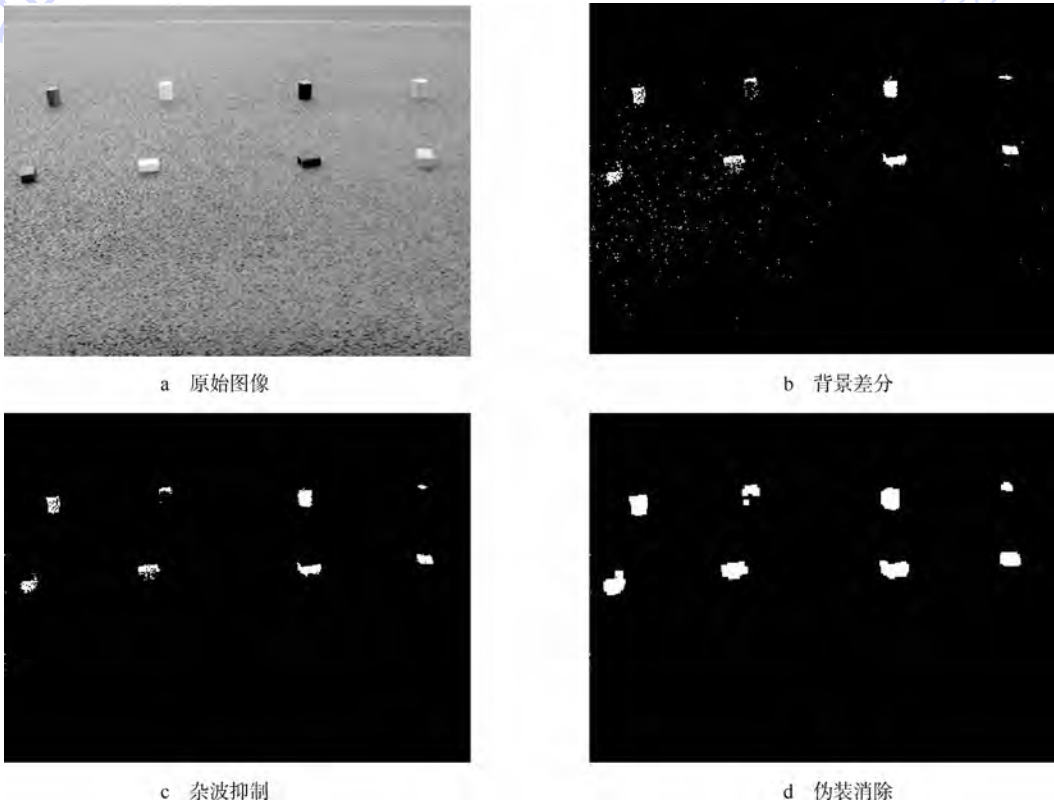


图 2 阴影中的 FOD 目标检测结果

Fig. 2 Detection results of FOD targets in the shadow



图 3 阳光下的 FOD 目标检测结果

Fig. 3 Detection results of FOD targets in the sunshine

表 1 测试数据的检测率和虚警率

检测结果	图 2 数据		图 3 数据	
	P_d	P_{fa}	P_d	P_{fa}
e_0	0.473	0.002	0.478	0.005
e_1	0.453	0.001	0.435	0.003
e_2	0.712	0.006	0.814	0.011

图 4 以工作特征曲线 (ROC 曲线) 的形式给出了采用不同算法时“检测率”和“虚警率”的对应关系. 其中, 本文的背景差分算法称为 RGB 背景差分, 文献[6]中的背景差分由于只利用了一个灰度值, 被称为灰度背景差分. 显然, 基于 RGB 背景差分的检测结果明显优于灰度背景差分; 本文采用的 RGB 背景差分、杂波抑制和伪装消除等算法明显优于文献[6]的灰度背景差分、中值滤波和形态学处理等算法. 图 4a 和图 4b 相比, 由于目标阴影对检测的影响, 导致图 3 的检测率接近 100% 的同时虚警率整体偏高, 但几何校正、杂波抑制和伪装消除等算法对其作用效果也更为显著.

3.2 机场实测数据

将本算法应用于河南南阳机场实测数据, 验证其检测性能. 采集的机场跑道道面图像大小为 $2\,304 \times 3\,072$ 像素, 采集时间为清晨, 光照温和. 在实测图像中, $3 \sim 5\text{ cm}$ 长度的目标约占 100 个像素.

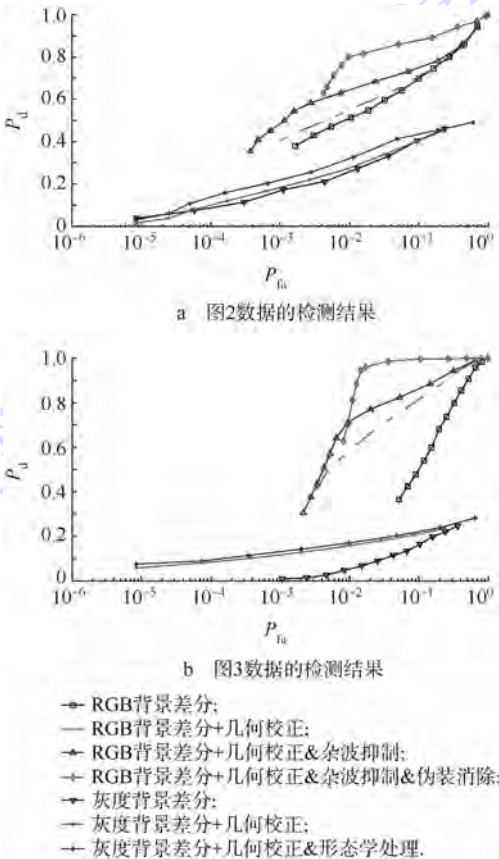


图 4 采用不同算法时 FOD 目标检测的 ROC 曲线

Fig. 4 ROC curves of FOD target detection with different algorithms

对于如此小的目标,差分图像中的目标和杂波所占像素数量非常接近,很难通过传统的形态学处理剔除杂波.本算法提出的杂波抑制和伪装消除技术利用差分图像和原始图像信息,建立马尔科夫随机场和概率统计模型,在剔除虚警的同时检测到小目标.

如图 5a 所示,预先放置了 5 个目标,目标 1、目标 3、目标 4 均为一个长度约 3 cm 的银色螺栓(带螺母),目标 2 为两个银色螺母,目标 5 为一个长度约 5 cm 的黄色螺栓.表 2 以目标数 a 和虚警数 b 的形式,对比了式(4)设定不同 θ 值的情况下本算法与文献[6]算法的检测结果.由表 2 可知,本算法能够在检测出全部 5 个 FOD 目标的同时实现“零虚警”($\theta = 112$ 或 114),而采用文献[6]的算法检测出全部目标的同时出现了 5 个虚

警($\theta = 95$).图 5b 和图 5c 为 $\theta = 112$ 时采用本算法获得的背景差分和杂波抑制结果,图 5d 为伪装消除后的检测结果并标定了 5 个目标中心.

表 2 机场实测数据的检测结果对比
Table 2 Comparison of detection results on airport real data

θ	文献[6]的算法		本算法	
	a	b	a	b
95	5	5	5	12
100	4	4	5	6
110	3	3	5	3
112	3	1	5	0
114	3	1	5	0
116	3	1	4	0
118	3	0	4	0
120	3	0	4	0
130	3	0	4	0

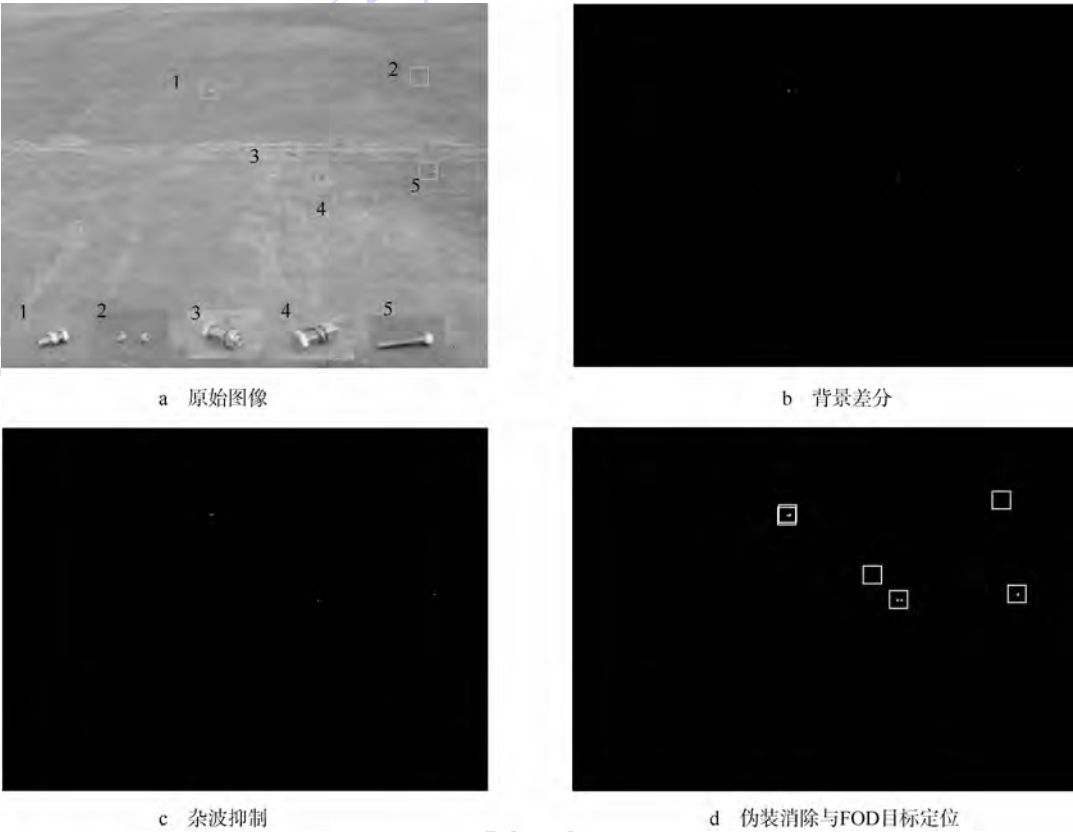


图 5 机场 FOD 实测数据检测结果

Fig. 5 Detection results of FOD real data at airport

4 结 论

本文提出了一种基于 RGB 背景差分、杂波抑制和伪装消除的 FOD 目标检测算法,实验验证表明:

1) 针对两组测试图像数据,本算法在检测率分别达到 0.712 和 0.814 的同时,虚警率仅为 0.006 和 0.011,杂波抑制和伪装消除对检测结果

的改善效果显著,明显优于前期研究提出的基于灰度背景差分的 FOD 目标检测算法;

2) 本算法在背景差分环节采用的是效率最高的固定阈值分割法,随后在杂波抑制和伪装消除两个环节自适应地剔除杂波并还原部分目标,修正背景差分的分割结果,仍然能够实现实时处理;

3) 本算法对式(3)~式(5)阈值的选取采用

经验值,效果较好,但以上 3 式中阈值的选取方法及三者关系尚需进一步研究;

4) 采用毫米波、红外、可见光等多传感器进行联合探测已经成为 FOD 检测系统的发展趋势,本算法可扩展为适用于不同传感器的多种模式的 FOD 目标检测算法.

配备多种传感器的机场 FOD 检测系统的运行思路为,首先采用毫米波雷达对跑道上的 FOD 目标进行定位,之后采用光学探测设备进行精确识别分类,在光照条件较好的情况下采用可见光摄像头,反之则采用红外摄像头.配备多套传感器的 FOD 检测系统将更为有效地保障大型机场的安全运行.

参考文献 (References)

[1] NAS-412 REV. 1 Foreign object damage/foreign object debris (FOD) prevention[S]

[2] Patterson Jr J. Foreign object debris (FOD) detection research [J]. International Airport Review,2008,11(2):22-27

[3] FAA AC:150/5220-24 Airport foreign object debris (FOD) detection equipment[S]

[4] 李煜,肖刚. 机场跑道异物检测系统设计与研究[J]. 激光与红外,2011,41(8):909-915

Li Yu,Xiao Gang. Study and design on FOD detection and surveillance system for airport runway[J]. Laser & Infrared,2011,41(8):909-915(in Chinese)

[5] 樊曼劼. 机场跑道异物检测研究[D]. 北京:北京交通大学,2011

Fan Manjie. Airport FOD detection research on runway[D]. Beijing:Beijing Jiaotong University,2011(in Chinese)

[6] Xu Q Y,Ning H S,Chen W S. Video-based foreign object debris detection[C]//Proceedings of IEEE International Workshop on Imaging Systems and Techniques. Piscataway,NJ:IEEE Comput-

er Society,2009:123-126

[7] Beasley P D L,Binns G,Hodges R D,et al. Tarsier ®, a millimeter wave radar for airport runway debris detection[C]//Proceedings of European Radar Conference. Amsterdam:Horizon House Publishing Ltd,2004:261-264

[8] Vogel B. An object lesson in finding FOD[J]. Jane's Airport Review,2008,20(8):56-57

[9] Radke R J,Andra S,Al-Kofahi O,et al. Image change detection algorithm: a systematic survey[J]. IEEE Transactions on Image Processing,2005,14(3):294-307

[10] Zitova B,Flusser J. Image registration methods: a survey[J]. Image and Vision Computing,2003,21(11):977-1000

[11] Haines T S F,Xiang T. Background subtraction with dirichlet processes[C]//Lecture Notes in Computer Science (Including Subseries Lecture Notes in Artificial Intelligence and Lecture Notes in Bioinformatics). Heidelberg:Springer Verlag,2012,7575 LNCS(PART 4):97-111

[12] Diaz R,Hallman S,Fowlkes C. Detecting dynamic objects with multi-view background subtraction[C]//Proceedings of IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV). Sydney:IEEE,2013:273-280

[13] Shimada A,Nagahara H,Taniguchi R. Background modeling based on bidirectional analysis[C]//Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Washington D C:IEEE Computer Society,2013:1979-1986

[14] Elgammal A,Duraiswami R,Harwood D,et al. Background and foreground modeling using nonparametric kernel density estimation for visual surveillance[J]. Proceedings of the IEEE,2002,90(7):1151-1162

[15] Barnich O,Van Droogenbroeck M. ViBe: a universal background subtraction algorithm for video sequences[J]. IEEE Transactions on Image Processing,2011,20(6):1709-1724

[16] McHugh J,Konrad J,Saligrama V,et al. Foreground-adaptive background subtraction[J]. IEEE Signal Processing Letters,2009,16(5):390-393

基于 Simapro 的气动与电动执行器生命周期评价



张业明

蔡茂林

(河南理工大学 机械与动力工程学院, 焦作 454000) (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: 在机械性能和工况相近的情况下, 对 3 组气动执行器和电动执行器进行生命周期评价(LCA, Life Cycle Assessment), 分析了气动和电动执行器的环境影响评价主要因素, 确定了两种执行器的 LCA 研究范围、系统边界和时间边界, 归纳了两种执行器制造过程的主要工艺和零部件的工艺特征, 最后在 Simapro 7.1 中进行了两种执行器的评价框架建立和数据录入, 根据 Eco-indicator 99 进行了两种执行器 LCA 对比分析. 结果表明, 执行器对资源的环境影响约占环境影响综合值的 50%; 机械性能和工况相近的气动和电动执行器, 电动执行器的环境影响比气动执行器大.

关 键 词: 气动执行器; 电动执行器; 制造工艺; 环境影响评价; 生命周期评价

中图分类号: TP 215; X 820.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2014)12-1685-06

Life cycle assessment of pneumatic and electric actuators based on Simapro

Zhang Yeming

(School of Mechanical and Power Engineering, Henan Polytechnic University, Jiaozuo 454000, China)

Cai Maolin

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

Abstract: In the similar mechanical performance and working condition cases, life cycle assessment (LCA) of three groups of pneumatic actuators and electric actuators was carried on in order to analyze the extent of environmental impact of the actuators. The main environmental impact assessment factors of pneumatic actuators and electric actuators were analyzed. And the scope of the study, system boundaries and time boundaries were determined for the LCA of two kinds of actuators. The main manufacturing process and components processing features of two kinds of actuators were summed up. Finally the evaluation framework establishment and data entry of two kinds of actuators were conducted with Simapro 7.1, and the LCA comparative analysis of two kinds of actuators was carried out with Eco-indicator 99. The result reveals that the resources impact accounts for about 50% of the overall environmental impact value of actuators, and the environmental impact of electric actuators is large than that of pneumatic actuators under the similar mechanical properties and working conditions of these actuators.

Key words: pneumatic actuator; electric actuator; manufacturing process; environment impact assessment; life cycle assessment

收稿日期: 2013-12-13; 网络出版时间: 2014-09-04 08:41; DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2013.0767

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2013.0767.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(U1204107, 51005237); 河南省高等学校精密制造技术与工程重点学科开放实验室开放基金资助项目(PMTE201318A); 河南理工大学博士基金资助项目(B2012-101); 河南省教育厅科技技术研究重点资助项目(14B460033)

作者简介: 张业明(1979-), 男, 山东肥城人, 副教授, tazhangyeming@163.com.

在生产现场,很多制造系统既可以选择使用气动执行器又可以选择使用电动执行器.在执行器的方案选择中,除了考虑机械性能、经济属性,还应当考虑执行器的清洁生产性能,研究哪一种执行器系统更符合绿色制造的要求.采用从摇篮到坟墓(cradle to grave)的生命周期评价(LCA, Life Cycle Assessment)能够准确把握执行器的环境影响程度的差异. LCA 已有 40 多年的历史,国际上已经形成了一系列标准(如 ISO14040 等)、环境数据库(如美国、荷兰、日本等国家的数据库)、环境评价软件(如 Simapro, GaBi, TEAM). 国内 LCA 的研究起步较晚,北京工业大学在国家“九五”、“十五”的高新技术研究计划、国家自然科学基金等资助下,开展了一系列材料的环境协调性研究^[1]. 杨建新等对我国普通钢材生产过程中的能源、物料消耗以及对环境的排放进行了研究^[2]. 王洪涛等在 2009 年开始研发 LCA 软件,现已提供 CLCD, ebalance 和 eDesign 等环境评价软件^[3]. 林逢春等以两种一次性塑料餐盒为例,在 Simapro 7.1 软件的支持下,运用 Eco-indicator 99 影响评价模型完成了对两种餐盒的生命周期评价^[4]. Hischier 等对等离子电视进行 LCA 研究,指出制造阶段和使用阶段对环境影响最重^[5].

当前 LCA 的研究主要集中在材料和生产工艺领域,针对机电产品的 LCA 研究较少,执行器方面还没有完整的生命周期评价案例. 气动和电动执行器是当前机电系统中应用最广泛的执行设备. 本文采用 Eco-indicator 99,借助 Simapro 7.1,进行气动和电动执行器的 LCA 对比研究,解决两种执行器在相同工况下都能完成既定生产任务的前提下,哪种执行器的环境负荷更少的问题,对机电产品的 LCA 研究意义重大. 两种执行器的 LCA 研究步骤分为目标和范围确定、清单分析、影响评价和结果解释 4 部分.

1 环境影响评价因素分析

两种执行器在原料采集、制造生产、销售使用、报废回收等过程都会对环境产生影响,其环境影响评价因素归纳如下.

1) 在制造环节的环境影响因素有:原材料的采集、冶炼、加工等阶段产生的能源消耗和环境污染排放,在制造组装和运输销售阶段产生的能源和化石燃料的消耗;

2) 在运行环节的环境影响因素有:气动执行器消耗压缩空气所产生的压缩机耗电,电动执行器的电能消耗,以及它们维护保养阶段产生的器

件的更换、交通等事务所造成的环境影响;

3) 在报废回收环节的环境影响因素有:废弃物掩埋、焚烧、原材料提取等所造成的环境污染和能源消耗.

2 研究目标和范围的确定

2.1 目标和范围

目标和范围的确定是确定产品系统和系统边界,包括了解产品的生产工艺、确定所要研究的系统边界. 确定研究的目标与范围是清单分析、影响评价和结果解释的出发点和立足点. 研究范围所涉及的要素包括功能单位、初始系统边界、时间边界、数据质量要求等^[6].

气动执行器和电动执行器的研究目标就是比较两种执行器在生产制造阶段、运行使用阶段以及报废回收阶段所造成的环境影响的差异,找出两种执行器整个生命周期所消耗资源、能源及排放的废弃物的数据,计算其环境负荷状况. 通过应用调研,选取在执行器市场份额中占有率较高的 3 组执行器进行研究,如表 1 所示.

表 1 执行器研究对象

Table 1 Research objects of actuators					
组号	气动执行器		电动执行器		
	名称	型号	名称	型号	
1	PA	CDJ2B10-30A	EA	RCS2-RA4C-A-20-6-50-T2-S	
2	PB	MY1B25-300H	EB	RCS2-SS8C-A-150-20-300-T2-S	
3	PC	CDM2L32-100A	EC	RCS2-RA7BD-1-100-4-100-T2-S	

气动执行器和电动执行器的大多数生产企业都是外购零部件或半成品进行再加工,然后组装、喷涂、检测、包装形成产品,最后销售给终端用户. 因此,执行器的 LCA 评价还需要追溯这些零部件或半成品的制造过程. 这些中间产品的环境影响一般采用统计的方法,计算它们的能耗和资源消耗. 执行器的 LCA 研究范围和系统边界如图 1 所示.

2.2 时间边界

时间边界的选择与所确定的评价目的有关. 如果研究目的是分析和确定系统的环境影响,普通的 LCA 即可满足要求;如果研究目的是为了判断生产过程、生产技术、原材料等的变化引起的环境负荷变化,那就需要采用面向变化的 LCA,将评价结果以时间序列进行比较,找出研究对象的变化和差异.

考虑执行器近几年的环境负荷数据差异不大,因此选取 2009 年的实际数据进行分析,以确定执行器的生产和运行对环境所产生的影响.

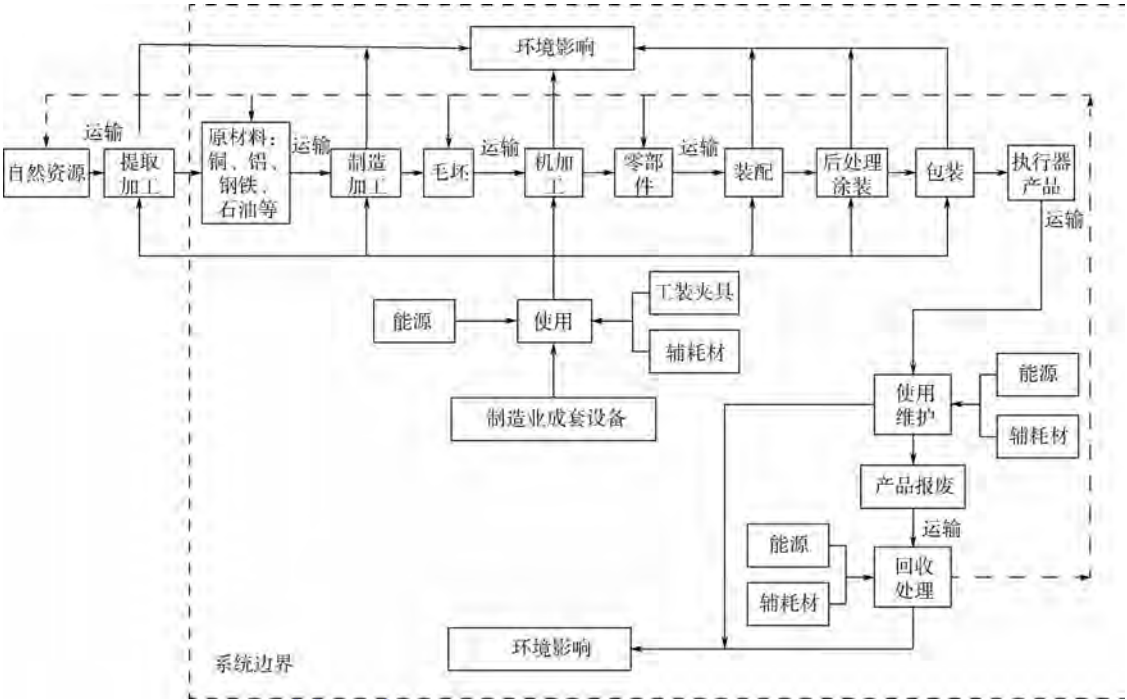


图 1 执行器的 LCA 研究范围和系统边界
Fig.1 Study scope and system boundaries of actuators LCA

3 清单分析

清单分析数据由资源能源消耗和污染物排放两部分构成. 污染物排放包括直接排放和间接排放. 直接排放是指执行器零部件生产过程(铸造、机加工、涂装等)中产生的排放;间接排放是指在原料开采与能源生产过程、运输过程中造成的排放^[7].

以执行器为代表的机电产品在进行 LCA 时,机电产品整个生命周期的能源、资源数据很难准确获得,使得 LCA 的清单分析很困难,只好采取统计和估算的方法获得所需的数据.

气动和电动执行器都是按照批量零部件生产再进行组装的方式进行,它们的生产过程如图 2 所示,执行器制造过程的主要工艺如图 3 所示.

3.1 气动执行器清单数据

气动执行器零部件的主要材质是铝合金、钢铁、铜等金属,还有由聚氨酯、丁腈橡胶等有机化合物制作的缓冲密封元件. 在生产线上多种规格的执行器同时生产,执行器的生产量波动也很大,基本都是按照订单和库存量来安排生产量. 因此,无法通过全厂总消耗量求平均值的方法来估算每种执行器生产所消耗的资源. 只有通过气动执行器各零部件的材质、质量、电镀面积、涂装面积等信息估算它们的环境负担,再累加得到气动执行器总的环境影响. 气动执行器零部件的工艺特征如图 4 所示;PA 零部件明细如表 2 所示.

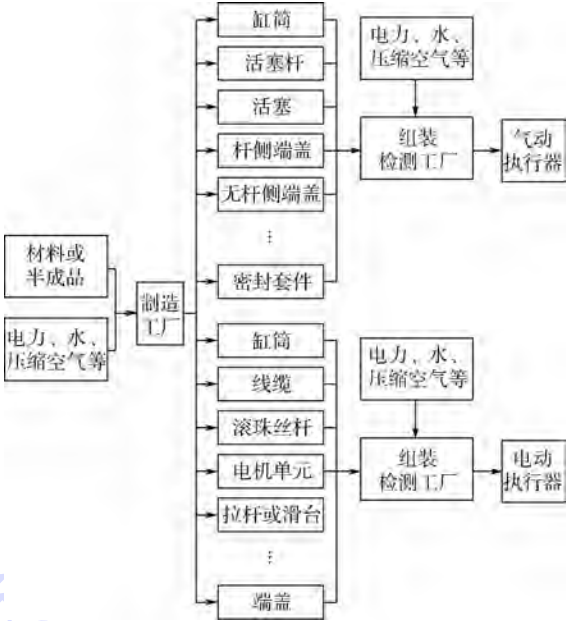


图 2 执行器的生产过程
Fig.2 Production process of actuators

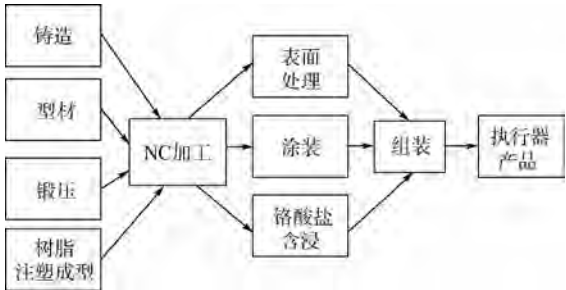


图 3 执行器制造过程的主要工艺
Fig.3 Main technology of actuator manufacturing process

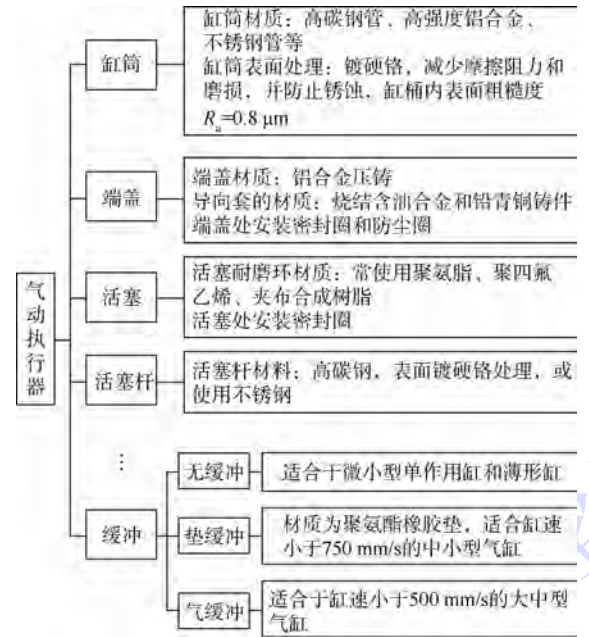


图4 气动执行器零部件的工艺特征

Fig.4 Technological characteristics of pneumatic actuator components

表 2 气动执行器 PA 零部件明细表					
Table 2 Pneumatic actuators PA parts list					
序号	部件名	材料	个数	质量/g	备注
1	杆侧端盖	铝合金	1	5.20	阳极电镀
2	无杆侧端盖	铝合金	1	3.95	
3	缸筒	不锈钢	1	20.60	镀铬
4	活塞杆	不锈钢	1	10.26	
5	活塞	黄铜	1	8.41	
6	安装螺母	黄铜	1	3.85	镀镍
7	杆端螺母	轧制钢材	2	2.59	镀镍
8	缓冲垫	聚氨酯	2	0.18	
10	活塞密封圈	丁腈橡胶	2	0.44	
11	杆密封圈	丁腈橡胶	2	0.01	
12	缸筒密封圈	丁腈橡胶	1	2.67	
13	活塞固定密封圈	丁腈橡胶	2	0.38	
14	缓冲针阀	不锈钢	1	0.14	
15	钢珠	轴承钢	2	0.05	
16	缓冲环	黄铜	1	0.01	
17	缓冲密封圈	丁腈橡胶	2	0.29	
18	缓冲阀密封圈	丁腈橡胶	2	0.01	
19	缓冲环密封圈	丁腈橡胶	2	0.02	
20	脚座	不锈钢	1	9.42	安装固定
21	磁环	橡胶磁体	2	1.68	传感器

注:质量为考虑切削加工余量零部件加工前的毛坯质量.

3.2 电动执行器清单数据

电动执行器与气动执行器相比,种类较少,零部件的集成度较高,维修拆装较困难,个体性能差别性也很大.因此,也采用单个执行器的零部件环境负荷累加的方法,进行电动执行器的环境影响清单数据收集.EA 零部件明细如表 3 所示.

表 3 电动执行器 EA 零部件明细表					
Table 3 Electric actuators EA parts list					
序号	部件名	材料	个数	质量/g	备注
1	缸筒	铝合金	1	67.75	
2	拉杆	不锈钢	1	194.98	
3	拉杆端盖	不锈钢	1	70.48	
4	电机单元转子	铜	1	50.00	
5	电机单元外壳	不锈钢	1	100.00	
6	电机单元定子	汝铁硼	1	75.00	
7	滚珠丝杆螺母机构	不锈钢	1	392.50	
8	螺帽 A	T8/T10/45#	1	35.32	
9	螺帽 B	T8/T10/45#	1	73.23	
10	螺帽 C	T8/T10/45#	1	10.51	
11	电机端盖	铝合金	1	50.00	
12	控制器	电路板	1	250.00	
13	控制器外壳	铝合金	1	550.00	
14	线缆内芯	铜	1	70.00	
15	线缆保护皮	橡胶	1	170.00	
16	线缆拉力线	PVC	1	10.00	

4 Simapro 7.1 执行器评价框架建立

在 Simapro 7.1 中建立执行器产品评价框架,如图 5 所示.

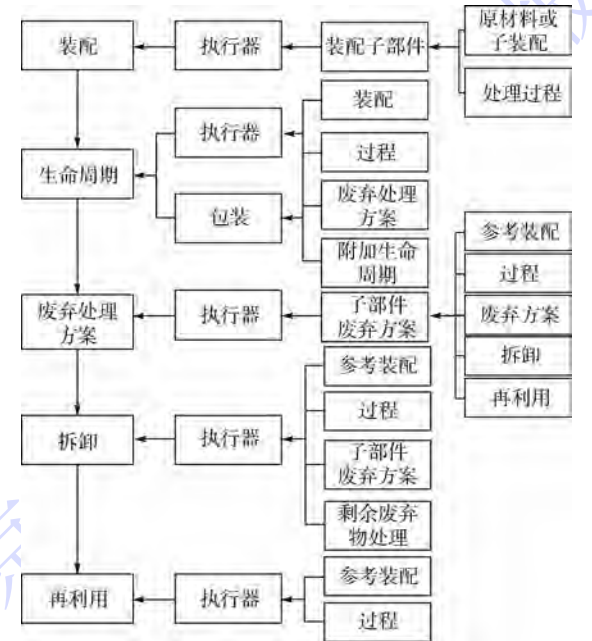


图5 基于 Simapro 7.1 的执行器评价框架

Fig.5 Actuator evaluation framework based on Simapro 7.1

该评价框架包含装配、生命周期、废弃处理方案、拆卸、再利用,共 5 层,各层次之间是相互衔接、前后呼应.结构框架沿着框架的层次结构,逐步将执行器的所有零部件清单数据信息全部录入,在运行期间的能耗也录入进去^[8-9].执行器拆卸、报废回收方式采取运送至废品回收公司统一回收原材料的方式^[10].数据录入以气动执行器

PA 的缸筒为例,缸筒进行机加工、镀镍、镀铬等处理后,接着运送至装配车间,它的材料和工艺数据录入如图 6 所示.

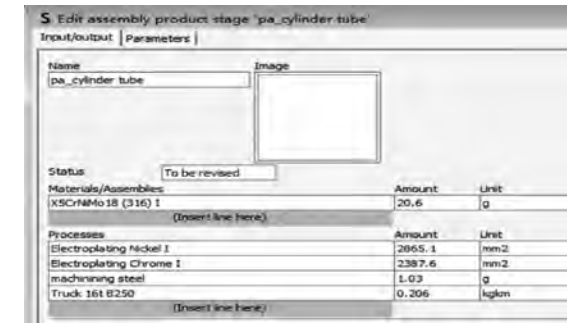


图 6 气动执行器 PA 缸筒的数据录入
Fig. 6 Cylinder Data entry of pneumatic actuator PA

5 环境影响评价和结果解释

目前,国际上也没有统一的环境影响类型分类方法. SETAC 于 1999 年提出的 Eco-indicator 99 分类评估方案至今仍为大部分 LCA 研究所遵循. Eco-indicator 99 的单位是 Pt,它是一个无量纲的基准量,由当地居民总人口去除以当地总的环境负荷再乘以 1000 得到^[11].

气动执行器和电动执行器的环境影响采用 Simapro 7.1 中的 Eco-indicator 99(H) V2.06 评估方案对进行评价. 该方案包含人类健康 (human health)、生态系统健康和资源 3 大类,包含致癌物质 (carcinogens)、呼吸有机物 (resp. organics)、呼吸无机物 (resp. inorganics)、气候变化 (climate change)、辐射 (radiation)、臭氧层破坏 (ozone layer)、生态毒性 (ecotoxicity)、酸化或富营养化 (acidification/eutrophication)、土地使用 (land use)、矿石 (minerals)、化石燃料 (fossil fuels) 共 11 个小类^[12-13].

将所有执行器的清单数据归类特征化后,得到执行器的环境影响特征化结果^[14],再经过环境影响标准化、环境影响加权后,得到 3 组执行器的 11 种环境影响的单一综合值^[15],再将 11 种环境影响汇总为人类健康 (human health)、生态系统健康和资源 3 类,最终得到 3 组执行器的环境影响综合值如图 7 所示.

由图 7 可知,6 种执行器对资源的环境影响约占环境影响总值的 50% 左右,对人类健康影响约占环境总影响的 40%. 6 种执行器对环境影响的总值由强到弱顺序为:EB > PB > EC > EA > PC > PA. 所以,3 组执行器的环境影响评价结果为 EA > PA,EB > PB,EC > PC,电动执行器的环境影响程度比相应的气动执行器大.

相同搬运能力的电动执行器和气动执行器在整个生命周期中,电动执行器的 3 个环境指标 (人类健康、生态系统健康和资源) 的消耗都比气动执行器大. 这是因为电动执行器零部件比气动执行器多,结构也比气动执行器复杂、精密,且涉及电机、线缆等高能耗高污染器件,因此电动执行器的环境影响程度也比气动执行器大.

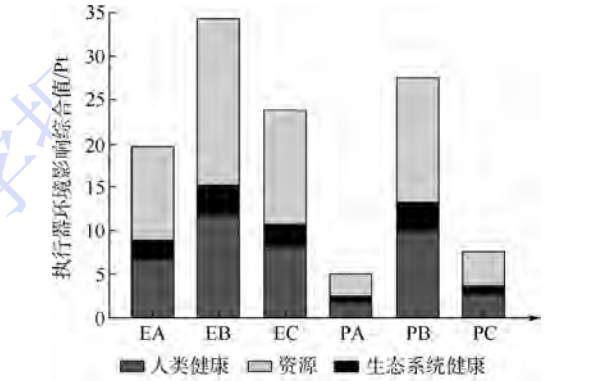


图 7 3 组执行器的环境影响综合值
Fig. 7 Integrated environmental impact values of three groups of actuators

6 结 论

从环境影响的角度,对 3 组机械性能和工况相近的气动和电动执行器进行了 LCA 研究,得出结论:

- 1) 气动和电动执行器对资源的环境影响约占环境影响综合值的 50% ;
- 2) 机械性能和工况相近的气动和电动执行器,电动执行器的环境影响比气动执行器大.

通过对常规直线搬运工况下的气动执行器和电动执行器的 LCA 比较,气动执行器的环境影响程度比电动执行器小,搬运载荷越多,气动执行器的优势就越明显. 因此,在常规的直线搬运工况下,只要气动执行器能够满足工况要求,尽量选用气动执行器,减少电动执行器的使用.

参考文献 (References)

[1] 张青山,邹华,马军,等. 制造业绿色产品评价体系 [M]. 北京:电子工业出版社,2010:10-27
Zhang Qingshan, Zou Hua, Ma Jun, et al. Manufacturing green product evaluation system [M]. Beijing: Electronic Industrial Press, 2010:10-27 (in Chinese)

[2] 杨建新,刘炳江. 中国钢材生命周期清单分析 [J]. 环境科学学报, 2002, 22 (4) : 519-522
Yang Jianxin, Liu Bingjiang. Life cycle inventory of steel products in china [J]. Acta Scientiae Circumstantiae, 2002, 22 (4) : 519-522 (in Chinese)

[3] 亿科环境科技有限公司. 亿科产品与服务概述 [EB/OL].

[2013-04-03]. http://www.itke.com.cn/index.php?_m=frontpage&_a=index
IT & Knowledge for Environment. Summary of product and service about ITKE [EB/OL]. [2013-04-03]. http://www.itke.com.cn/index.php?_m=frontpage&_a=index (in Chinese)

[4] 林逢春, 杨凯. 两种一次性塑料餐盒的生命周期评价比较研究[J]. 华东师范大学学报: 自然科学版, 2004(4): 122 - 128
Lin Fengchun, Yang Kai. Comparison of two kinds of fast food container using the life-cycle assessment (LCA) methodology [J]. Journal of East China Normal University: Natural Science, 2004(4): 122 - 128 (in Chinese)

[5] Hischier R, Baudin I. LCA study of a plasma television device [J]. International Journal of Life Cycle Assessment, 2010, 15(5): 428 - 438

[6] 王晓伟, 李剑峰, 李方义, 等. 机电产品生命周期评价指标与量化方法研究[J]. 山东大学学报: 工学版, 2009, 39(5): 73 - 78
Wang Xiaowei, Li Jianfeng, Li Fangyi, et al. A life cycle assessment indicators system and quantification methods of electromechanical products [J]. Journal of Shandong University: Engineering Science, 2009, 39(5): 73 - 78 (in Chinese)

[7] Junnila S. Life cycle management of energy-consuming products in companies using IO-LCA [J]. International Journal of Life Cycle Assessment, 2008, 13(5): 432 - 439

[8] 张业明, 蔡茂林. 气动执行器与电动执行器的运行能耗分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(5): 560 - 563
Zhang Yeming, Cai Maolin. Energy consumption analysis for pneumatic actuator and electric actuator [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(5): 560 - 563 (in Chinese)

[9] 张业明, 蔡茂林. 气动执行器的全生命周期成本分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(8): 1006 - 1010
Zhang Yeming, Cai Maolin. Whole life-cycle costing analysis of pneumatic actuators [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(8): 1006 - 1010 (in Chinese)

[10] 郭焱, 刘红超, 郭彬. 产品生命周期评价关键问题研究评述[J]. 计算机集成制造系统, 2014, 20(5): 1141 - 1148
Guo Yan, Liu Hongchao, Guo Bin. Review of key issue on product life cycle assessment [J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2014, 20(5): 1141 - 1148 (in Chinese)

[11] Helias A U H, Olivier J, Greg N, et al. UNEP/SETAC life cycle initiative: background, aims and scope [J]. The International Journal of Life Cycle Assessment, 2002, 7(4): 192 - 195

[12] 杨洁, 王洪涛, 周君. 铁路运输生命周期评价初探[J]. 环境科学研究, 2013, 26(9): 1029 - 1034
Yang Jie, Wang Hongtao, Zhou Jun. Life cycle assessment of Chinese railway transportation [J]. Research of Environmental Sciences, 2013, 26(9): 1029 - 1034 (in Chinese)

[13] Boughanmi W, Manata J P, Roger D, et al. Life cycle assessment of a three-phase electrical machine in continuous operation [J]. Electric Power Applications, IET, 2012, 6(5): 277 - 285

[14] Tao F, Zuo Y, Xu L D, et al. Internet of things and BOM-based life cycle assessment of energy-saving and emission-reduction of products [J]. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 2014, 10(2): 1252 - 1261

[15] Zhang Y M, Cai M L. Overall life cycle comprehensive assessment of pneumatic and electric actuator [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2014, 27(3): 584 - 594

阻尼网特性数值模拟



丛成华^{1,2} 廖达雄¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点试验室, 绵阳 621000;
2. 中国空气动力研究与发展中心 设备设计及测试技术研究所, 绵阳 621000)

摘 要: 依靠经验公式和工程估算等传统方法, 无法对阻尼网性能进行精确评估. 为确定阻尼网压力损失系数和降湍性能, 采用计算流体力学方法, 结合适当的边界条件, 对阻尼网进行了模拟. 使用数值模拟能够得到不同开孔率阻尼网在不同雷诺数、不同入射方向、不同目数的损失系数, 与试验结果更为接近, 在 $30^\circ \sim 45^\circ$ 大角度入射时得到的损失系数更为精确; 在入射气流与阻尼网平面呈一定夹角时, 阻尼网后的气流压力和速度呈现脉动趋势, 传播距离大约为 $100d$; 在雷诺数小于 40 时流动保持层流状态, 扰动传播距离为 $50d$, 此时降湍效果最好, 随雷诺数增加, 扰动传播距离增加至 $400d$; 在流动未失稳时, 开孔率越低, 降湍效果越明显, 开孔率低于 0.5 时流动容易失稳; 开孔率保持不变, 随目数增加阻尼网损失系数增加明显, 降湍能力提升. 因此可以根据数值模拟结果选择阻尼网的最优参数.

关 键 词: 阻尼网; 流动控制; 开孔率; 损失系数; 湍流强度; 数值模拟

中图分类号: V 211.3

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2014)12-1691-06

Numerical investigation about field characteristics of screen

Cong Chenghua^{1,2} Liao Daxiong¹

(1. State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China;
2. Facility Design and Instrumentation Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: There is no reasonable path to evaluate screen performance accurately based on conventional method, such as the experiential formula and engineering correlations technology. Computational fluid dynamics (CFD) with proper boundary conditions was used to find screen performance of different parameters including total pressure loss coefficient and control ability of turbulence intensity. Total pressure loss coefficient of the screen was obtained precisely using CFD with different open area ratio, Renault number, incidence angle, wires per inch, etc., especially, incidence angle equal to $30^\circ - 45^\circ$. Pressure and velocity after screen was pulsant when air flowed into the screen at certain incidence angle, and the disturbance would become weak after about $100d$. The flow regime around the screen kept laminar when Re less than 40, the distance of disturbance about $50d$, and that turbulence intensity was reduced on a large scale. With the increase of Re , the distance of disturbance increased to about $400d$, the reduce factor of turbulence intensity became smaller than laminar regime significantly. Smaller is the open area ratio of screen before flow regime changed to instability state, bigger is reduce factor of turbulence intensity. Based on the details of numerical results, the instability most likely appears when opening to sectional area ratio less than 0.5. Total pressure loss coefficient and reduce factor of turbulence intensity increases at distinct rate with increase of wires per inch when open area ratio keeps constant. It is concluded that the optimal parameters of the screen can be obtained based on numerical results.

Key words: screen; flow control; open area ratio; total pressure loss coefficient; turbulence intensity; numerical simulation

风洞设计中,为了整流一般需要布置阻尼网,安装在稳定段中用于降低湍流强度,安装在大角度扩散段中用于抑制分离.为提高流场品质和降低压力损失,必须合理布置阻尼网,并合理选择阻尼网参数.阻尼网不仅用在风洞整流中,它还广泛应用于工农业中,如造纸中的除水干燥过程、农业中的病虫害隔离、防风沙等都需要用到阻尼网^[1].

由于其重要性,半个多世纪以来,针对阻尼网已经进行了大量的理论研究和试验研究.阻尼网的研究可以追溯到 Prandtl,他首先认识到阻尼网可以控制速度的均匀性^[2]. Schubauer 在 1947 年就完成了不同流速下的阻尼网压降特性和降湍特性测试,给出了阻尼网的尺度效应^[2]. Baines 等人研究认为开孔率低于 0.5 时流动容易受到阻尼网的扰动而出现射流合并 (jet coalescence) 导致流动失稳,采用开孔率高于 0.5 的阻尼网时才能起到抑制湍流的作用^[3], Mehta 认为这一数值应为 0.57^[4-5]. Dadone 等人发展了一种新的理论-试验方法以确定阻尼网压降特性,对比了不同速度下的压力损失结果;他研究认为开孔率越低,来流速度对损失系数 K 的影响越大,在每个开孔率下,都有某个对应速度使得 K 最小,速度减小或增加都会导致 K 增加,在开孔率大于 0.57 时来流速度的影响降低^[6]. Nevelsteen 发展了体阻力模型,给出了风扇旋流条件来流情况下阻尼网 K 的确定方法^[7]. Laws 等人研究了通过阻尼网的速度分布和流动方向^[8-9]. Groth 等人研究了具有中等湍流强度,均匀、垂直来流情况下阻尼网的降低湍流问题,认为亚临界雷诺数为 40^[10]. Derbunovich 等人通过试验研究了阻尼网数量、外形参数和位置对湍流的抑制作用^[11].

为了获得最优的速度均匀性和压力恢复, Sahin 在 45°和 60°扩散段中对阻尼网开孔率和布置位置进行了试验研究,并建立一维数学模型进行了分析^[12]. Hancock 理论分析了任意损失系数、任意距离、任意数量的阻尼网在消除扩散段速度非均匀性方面的效应^[13]. Kulkarni 通过数值模拟将阻尼网参数与布置方式进行优化的成果应用到了风洞设计中,试验结果证明了优化设计方案的可行性^[14].

在这些研究中,还没有对阻尼网的流场特性和参数进行详细的研究,本文采用数值模拟研究了阻尼网的三维流场和局部流动细节,并与试验数据进行了对比,为合理选择阻尼网提供支撑.

1 阻尼网参数和建模

影响阻尼网性能的本体参数包括网丝直径

d 、网孔宽度 w 、单元尺寸 $l(l = w + d)$ 、开孔率 β ($\beta = w^2 / (w + d)^2$)、目数 $M(M = 1/l)$ 、编织形式等,阻尼网性能还与来流条件密切相关,如来流速度大小、来流方向、入口速度型、边界层参数、湍流强度等,在当前研究中,采用均匀来流条件,仅考虑本体参数对性能的影响.因此来流条件可用雷诺数表征:

$$Re = U_{\infty} d / (\nu \beta) = U_0 d / \nu \tag{1}$$

式中, U_{∞} 是来流速度; U_0 是阻尼网处速度; ν 为运动黏性系数. 入射速度与阻尼网平面的夹角为 θ ; 出流速度与阻尼网平面的夹角为 φ .

阻尼网有平纹编织和斜纹编织等形式,本文研究的阻尼网采用平纹编织形式,见图 1. 建模时,包含了入口段和出口段,入口段长度取 $60d$,出口段长度取 $600d$. 以水平方向为 y 轴 (即入口气流流向),垂直方向为 x 轴,按右手法则设定 z 轴建立坐标系,将阻尼网平面中心设定为坐标原点.

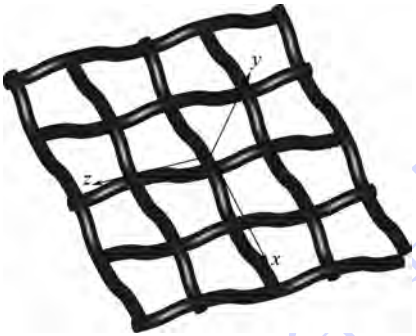


图 1 用于 CFD 的阻尼网模型图

Fig.1 Model view of screen using in CFD

2 数值方法

阻尼网绕流就是绕圆柱的流动,雷诺数小于 40 时流动是定常层流,大于 40 后流动成为非定常,150 ~ 300 之间发生转捩,一直到 2×10^5 流动都处于亚临界状态^[15]. 因此当雷诺数较大时,阻尼网后部存在剪切层和涡脱落,尤其是近壁面附近变量梯度非常大,对数值模拟提出了较高的要求.为简化计算,未考虑流场随时间的变化效应.

2.1 计算网格

采用混合网格,入口和出口采用结构网格,阻尼网附近及壁面处网格采用非结构三棱柱网格,确保阻尼网壁面处网格 $y^+ < 5$,单孔阻尼网网格规模大概在 70 万左右,网格拓扑如图 2 所示.

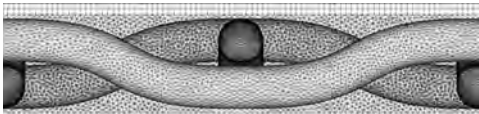


图 2 阻尼网网格拓扑示意图

Fig.2 Grid topology view of screen

2.2 控制方程

控制方程使用 N-S 方程,矢量形式的连续方程和动量方程为

$$\left. \begin{aligned} \frac{1}{\rho} \frac{D\rho}{Dt} &= - \partial_i v_i \\ \rho \frac{Dv_i}{Dt} &= - \partial p_i + \partial_j \tau_{ji} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

在流场求解中使用有限体积法,压力与速度的耦合方程采用 SIMPLE (Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations) 算法求解,差分方程采用二阶精度,时间上使用隐式迭代方法推进求解. 使用低雷诺数 $k-\varepsilon$ 湍流模型^[16].

2.3 边界条件

入口给定均匀速度入口,大小按照试验条件给出,出口为自由流出边界;壁面使用绝热无滑移黏性壁面边界;侧面给定周期边界条件.

2.4 算法验证

阻尼网选择文献[2]中的阻尼网 C: $d = 0.43\text{ mm}$, $l = 1.27\text{ mm}$, $\beta = 0.436$, 来流速度 4.023 m/s . 图 3 给出了压力损失值与试验结果的对比. 采用不同数量网格时,压力损失最大差异仅 0.1 Pa ,且都与试验结果相近,误差在 2.3% 以内,因此当前采用的网格都能满足计算要求,为减小小网格对计算结果的影响,单孔选用 70 万网格进行计算.

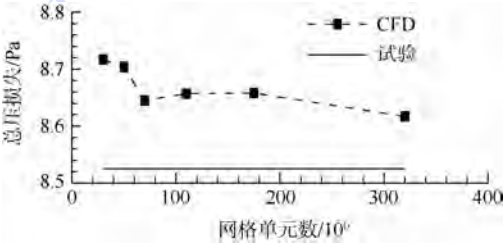


图 3 不同网格数量时计算压力损失与试验结果对比
Fig. 3 Total pressure loss of experiment and CFD with different gird cells

3 阻尼网流动特性

3.1 损失系数确定方法

阻尼网最重要的是确定损失系数 K , 定义为 $K = \Delta P / P_d = (P_{in} - P_{out}) / P_d$ (3) 其中, ΔP 为总压损失; P_d 为来流动压; P_{in} 与 P_{out} 分别为阻尼网入口与出口总压.

在工程实践中,发展得到了很多经验公式,文献[17]列举了一些形式上较为简单的经验公式,这些公式仅与开孔率相关,未考虑雷诺数的影响,且开孔率的适用范围较为有限. Aljabari^[18] 根据圆柱阻力理论推导的经验公式仅适用于雷诺数小于

600 的情况. Perry^[19] 给出的公式误差在 20% 左右,低雷诺数时误差更大. Wiegardt^[20] 给出的公式在雷诺数大于 600 后保持常数,在计算高雷诺数流动时精确性降低. 笔者在实际使用过程中发现 Idelchik^[21] 和 Brundrett^[22] 给出的经验公式适用性较好. 表 1 给出了文献[2]中不同阻尼网的损失系数结果. 阻尼网 B: $d = 0.2\text{ mm}$, $l = 1.06\text{ mm}$, $\beta = 0.672$; 阻尼网 F: $d = 0.14\text{ mm}$, $l = 0.47\text{ mm}$, $\beta = 0.494$; 阻尼网 J: $d = 0.34\text{ mm}$, $l = 0.64\text{ mm}$, $\beta = 0.212$. 可以看到,经验公式给出的结果与试验结果都有差异,Idelchik 给出的公式需要查阅图表,精确性较 Brundrett 的差一些. CFD 给出的结果与试验结果最为接近,在实际使用中,采用 CFD 进行阻尼网损失系数的计算将更为精确.

表 1 不同阻尼网损失系数
Table 1 Total pressure loss coefficient of different screens

阻尼网	Re	损失系数			
		试验	CFD	文献[22]	文献[21]
阻尼网 B	35	1.139	1.137	1.227	1.294
	78	0.860	0.872	0.897	0.868
	126	0.752	0.750	0.784	0.783
阻尼网 F	78	2.431	2.438	2.548	2.229
	180	1.802	1.711	1.976	1.873
阻尼网 J	848	11.320	11.724	11.761	14.834
	1031	10.865	10.887	11.411	14.840

从表 1 中也可以看出,对于同一阻尼网,随雷诺数增加,阻尼网损失系数下降;当阻尼网开孔率降低时,损失系数急剧增大.

3.2 雷诺数对流动特性的影响

图 4 给出了阻尼网 B 单元中心线的速度分布,在雷诺数小于 40 时,流动由于基本保持层流状态,扰动在短距离内恢复,而随着雷诺数的增大,流动逐渐转化为非定常流动,扰动传播的距离明显增加. 从图 4 看到,速度扰动要在阻尼网后 40 cm 左右即 $30l \sim 40l$ 处才能恢复,而 Groth 等人认为这一距离为 $15l \sim 20l$ ^[10], Derbunovich 等人认为 $20l$ 以后速度脉动的恢复量急剧减小^[11],根据当前的计算结果,这一距离明显要延长. 这对布置阻尼网具有指导意义,尤其是布置多层阻尼网时,阻尼网间距要保证扰动得到充分衰减.

从图 5 可以看到,在流过阻尼网时,流动收缩进入阻尼网,速度明显升高(图中的速度采用来流速度 U_∞ 进行了归一化处理),且随雷诺数增大,收缩效应增强,阻尼网对流动的扰动增加. 从流线可以看出,当雷诺数小于 40 时,阻尼网单元之间不存在流质的交换,可以认为基本保持为层

流状态,当雷诺数大于 40 以后,阻尼网的流动性态发生了明显的变化,下游出现了薄剪切层和涡脱落,单元之间出现了流质交换;随雷诺数增大,流质交换量增加.这与 Groth^[10] 给出的亚临界雷诺数相对应.为提高阻尼网降湍能力,应将雷诺数限定在 40 以下.

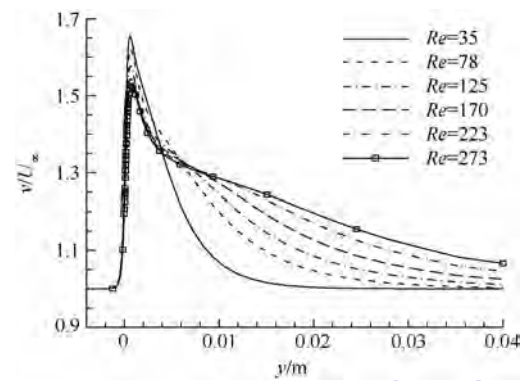


图 4 不同雷诺数时阻尼网 B 后中心线速度分布
Fig.4 Velocity distribution of centerline after screen B with different Re

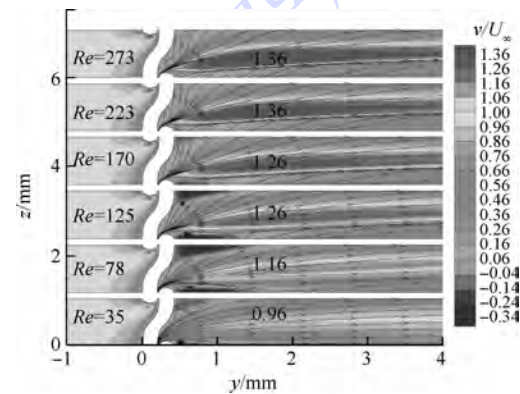


图 5 不同雷诺数时阻尼网 B 的速度分布
Fig.5 Velocity contour of screen B with different Re

3.3 开孔率对流动特性的影响

从图 6 给出的不同开孔率阻尼网速度分布可以看出,当开孔率低于 0.436 后阻尼网 C 后的流动出现失稳,当开孔率降至 0.212 时阻尼网 J 后出现了大范围分离,这将大大增加阻尼网后的湍流强度.在开孔率为 0.494 时流动仍保持较为平稳,但阻尼网 F 后存在分离驻涡,且性态与阻尼网 B 的分离不同.数值模拟中由于没有时间项,因此预测得到的流动分离为定常分离,考虑到风洞实际运行中来流条件更为恶劣,湍流强度增大,会导致网丝壁面附近的流动与核心流的动量交换增大,分离区会更大一些,流动会发展为非定常间歇性分离,其大小、位置、尺寸都会随时间而改变,产生较大的脉动,因此在风洞整流中,不宜使用开孔率低于 0.5 的阻尼网.

图 7 给出了阻尼网后的湍流强度,开孔率低于 0.436 时,流动失稳导致阻尼网后湍流强度增大,而开孔率大于 0.494 后都能有效降低湍流强度,而从阻尼网 F 低雷诺数流动状态看,在 $Re = 78$ 时仍保持层流状态,也可以看到,只要阻尼网后的流动不失稳,开孔率越小,降低湍流的幅度越大.考虑到风洞内灰尘堵塞的影响等,实际的阻尼网开孔率应更高一些,Metha^[4-5] 推荐采用开孔率大于 0.57 的阻尼网.

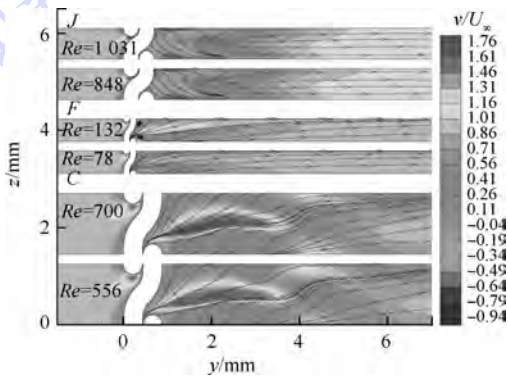


图 6 阻尼网 J,F,C 的对称面速度分布
Fig.6 Velocity contour of symmetry of screens J,F,C

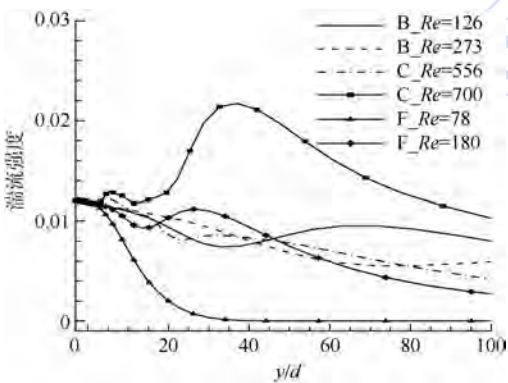


图 7 阻尼网 B,C,F 后中心线湍流强度
Fig.7 Turbulence intensity of centerline of screens B,C,F

3.4 入射方向对流动特性的影响

在扩散段内,由于扩散角的影响,当采用平面阻尼网时,入射气流与阻尼网有一定夹角,对有角度入射的情况研究不多,且仅有的经验公式与试验结果差异较大.图 8 给出了阻尼网 S^[4] 在不同入射角度 θ 下损失系数的对比(阻尼网 S: $d = 0.376\text{ mm}$, $l = 1.69\text{ mm}$, 1.59 mm , $\beta = 0.594$), Brundrett 公式在角度较大时与试验结果差异很大,而数值模拟得到的结果与试验值在整个入射角范围内都保持较为接近,差异小于 5%.从图上也可以看出,随着入射角度的增加,损失系数下降,阻尼网的整流效能下降,因此在有入射角度时,可适当降低阻尼网开孔率,开孔率的改变按照损失系数下降的幅度进行估算.但考虑到靠近壁

面附近损失系数下降较大,过低的开孔率可能会导致边界层附近出现过射(overshoot),开孔率的改变应采用数值模拟进行评估.

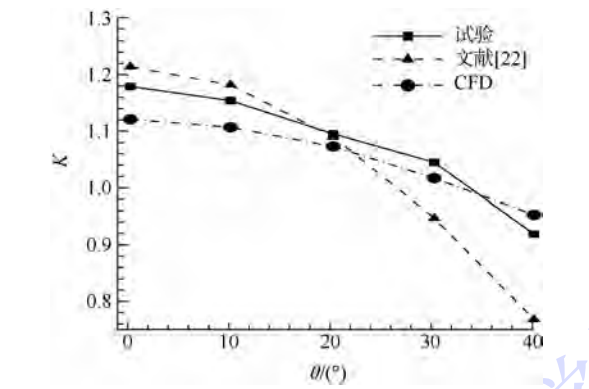


图 8 入射角对阻尼网 S 的损失系数影响
Fig. 8 Total pressure loss coefficient of screen S with different incident angle

从阻尼网后的总压分布看(图 9),随着入射角的增大,压力损失减少,阻尼网对流动的扰动增加,值得注意的是,在入射角为 10° 时阻尼网后的压力在较大距离内($>100d$)都呈现脉动趋势,随入射角增加,脉动幅度增加,但延续的距离减小,入射角增加到 40° 时,压力脉动在 $30d$ 左右恢复,这在布置阻尼网时需要注意.

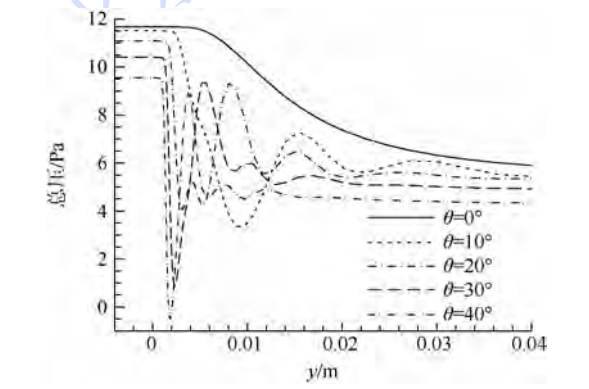


图 9 阻尼网 S 中心线总压分布
Fig. 9 Total pressure profile of centerline after screen S

当入射角增大时,阻尼网的降湍能力增加明显(图 10),在阻尼网后起始阶段($0 \sim 50d$),湍流强度呈明显脉动变化,这主要由于阻尼网对流动产生了较大扰动,尤其是纵向方向;随流动发展,湍流度迅速下降,这可能是由于阻尼网在两个方向上都起到了降湍作用;另外,倾斜入射时,在垂直阻尼网平面方向来流雷诺数减小,降湍能力也得到了增强.

3.5 目数对流动特性的影响

为研究参数的影响,选择了开孔率 0.556 的阻尼网^[4],采用不同的目数($M = 6, 9, 15, 20, 30,$

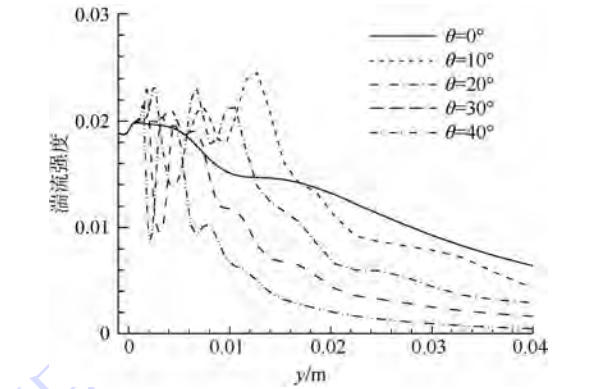


图 10 阻尼网 S 中心线湍流强度
Fig. 10 Turbulence intensity of centerline after screen S

40,50,70),入口速度为 19.917 m/s .表 2 给出了不同情形下的损失系数,可以看到,在相同的开孔率下,随目数增加损失系数增加明显.

表 2 相同开孔率不同目数阻尼网损失系数
Table 2 Total pressure loss coefficient of screens with the same open ratio and different mesh number

目数	d/mm	l/mm	Re	损失系数	
				文献[22]	CFD
15 × 16	0.417	1.69, 1.59	1023	1.082	1.078
6	1.077	4.233	2641	1.021	0.932
9	0.718	2.822	1761	1.041	1.039
15	0.431	1.693	1057	1.077	1.061
20	0.323	1.270	792	1.105	1.112
30	0.215	0.847	527	1.154	1.126
40	0.162	0.635	397	1.199	1.196
50	0.129	0.508	316	1.241	1.267
70	0.092	0.363	226	1.319	1.312

注:目数中 15×16 表示阻尼网平面内两个方向的目数分别为 15 和 16.

图 11 给出了湍流强度的沿程变化,可以看到,在阻尼网丝径较大时,湍流强度在 $350d \sim 400d$ 后才恢复至网前水平.在使用大丝径阻尼网进行降湍时,相邻两层网之间的距离应该大于这个距离,这样有利于阻尼网自身产生漩涡的衰减.在使用小丝径阻尼网时,湍流强度能够得到较快的衰减,为充分发挥阻尼网降湍作用,第 2 层阻尼网应该布置 $300d$ 之后,从数值模拟看,两层阻尼网之间的距离较传统经验得到的数值大(伍荣林推荐两层阻尼网之间的距离为 $20 \sim 30 \text{ cm}$ ^[23]).另外,在开孔率保持为常数时,随着目数的增加,降湍能力增加,这与 Scheiman^[24] 的试验研究结果是一致的,这是由于当网丝直径雷诺数达到一定程度时,其自身产生的漩涡会导致湍流度增加.值得注意的是,雷诺数 600 左右的降湍能力差异明显,在无法保证层流的情况下,选择的阻尼网应该使得雷诺数保持在 600 以下.

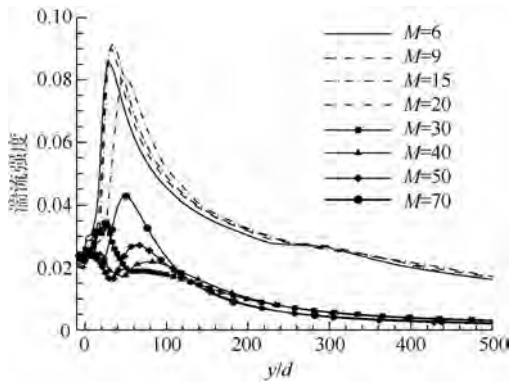


图 11 相同开孔率不同目数阻尼网后湍流强度
Fig. 11 Turbulence intensity of centerline of the same open area ratio screen using different wires per inch

4 结 论

- 1) 使用 CFD 能得到阻尼网不同开孔率在不同雷诺数、不同入射方向的损失系数,结果与试验结果更为接近.
 - 2) 雷诺数小于 40(最大可以扩展到 78)时流动保持层流状态,降湍效果最好,扰动可以在 $50d \sim 100d$ 内恢复,随雷诺数增加,扰动传播距离增加至 $350d \sim 400d$.
 - 3) 在未失稳时,开孔率越低,降湍效果越显著,但开孔率低于 0.5 时容易失稳.
 - 4) 开孔率和来流条件固定时,随目数增加,阻尼网损失系数增加明显,降湍能力提升.
 - 5) 为提高降湍能力,两层阻尼网之间的间距应大于 $300d$,雷诺数应小于 600.
- 污垢和表面氧化对阻尼网性能影响很大,损失系数会增大 30% 以上^[19],对降湍效果影响非常大^[25],下一步将研究阻尼网物理损坏和表面污垢等对阻尼网性能的影响.

参考文献 (References)

[1] Teitel M. On the applicability of the forchheimer equation in simulating flow through woven screens[J]. Biosystems Engineering, 2011,109:130 – 139

[2] Schubauer G B. Aeodynamic characteristics of damping screens [R]. NACA-TN-2001,1950

[3] Baines W D, Petersen E G. An investigation of flow through screens[J]. Transactions of ASME,1951,73:467 – 480

[4] Mehta R D. Turbulent boundary layer perturbed by a screen[J]. AIAA Journal,1985,23(9):1335 – 1342

[5] Mehta R D. Boundary layer two-dimensionality in wind tunnels [J]. Experiments in Fluids,1987,5:358 – 360

[6] Dadone A,Napolitano M. Pressure losses through screens [R]. NASA-PUBL-146,1974

[7] Nevelsteen K. Screen characterization under fan induced swirl conditions[J]. IEEE Transactions on Components and Packaging Technology,2006,29(2):385 – 394

[8] Livesey J L,Laws E M. Simulation of velocity profiles by shaped gauze screens[J]. AIAA Journal,1973,11(2):184 – 188

[9] Laws E M,Livesey J L. Flow through screens [J]. Annual Review of Fluid Mechanics,1978,10:247 – 266

[10] Groth J,Johansson A V. Turbulence reduction by screens [J]. Journal Fluids Mechanics,1988,197:139 – 155

[11] Derbunovich G I,Zemskaya A S. Optimum conditions of turbulence reduction with screens [J]. Fluid Dynamics, 1993, 28(1):138 – 144

[12] Sahin B. The pressure drop and flow characteristics of wide-angle screened diffusers of large area ratio[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics,1995,58:33 – 50

[13] Hancock P E. Plane multiple screens in non-uniform flow with particular application to wind tunnel settling chamber [J]. European Journal Mechanics B Fluids,1998,17(3):357 – 369

[14] Kulkarni V. Simulation of honeycomb-screen combinations for turbulence management in a subsonic wind tunnel[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics,2011,99:37 – 45

[15] 康钦军. 圆柱绕流的数值模拟[D]. 北京:清华大学,1999
Kang Qinjun. Numerical simulation around a circular cylinder [D]. Beijing:Tsinghua University,1999(in Chinese)

[16] Abid R. Evaluation of two-equation turbulence models for predicting transitional flows[J]. International Journal of Engineering Science,1993,31:831 – 840

[17] Grumet A A. Navier-stokes analysis of NWTC back leg diffuser [R]. AIAA-97-0094,1997

[18] Aljabari S. Prediction of the pressure loss coefficient of wind tunnel turbulence reducing screens[R]. AIAA-92-4043,1992

[19] Perry R H. Perry’s chemical engineers’ handbook [M]. 6th ed. New York:McGraw-Hill Press,1984:23 – 24

[20] Wieghardt K F G. On the resistance of screens[J]. Aeronautical Quarterly,1953,4:186 – 192

[21] Idelchik I E. Handbook of hydraulic resistance [M]. 3rd ed. Boca Raton:CRC Press Inc,1994:359 – 361

[22] Brundrett E. Prediction of pressure drop for incompressible flow through screens [J]. Journal of Fluids Engineering, 1993, 115(2):239 – 242

[23] 伍荣林,王振羽. 风洞设计原理[M]. 北京:北京航空学院出版社,1985:47 – 49
Wu Ronglin,Wang Zhenyu. Wind tunnel design method[M]. Beijing:Beijing Aeronautics Institute Press,1985:47 – 49 (in Chinese)

[24] Scheiman J. Comparison of experimental and theoretical turbulence reduction from screens,honeycomb and honeycomb-screen combinations[J]. Journal of Aircraft,1981,18(8):638 – 643

[25] Scheiman J. Considerations for the installation of honeycomb and screens to reduce wind-tunnel turbulence[R]. NASA-TM-81868,1981

航空高动态网络负载感知路由算法



刘 智 徐 桢

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对航空高动态网络(HDAN, Highly Dynamic Airborne Networks)节点高速运动、拓扑结构变化频繁、飞行器轨迹时变等特性,及其所带来的数据到达率低、信息拥塞度高、稳定性差等问题,提出一种具有负载感知特性的路由算法. 算法提出了新的动态路由因子度量来适应拓扑结构的变化,引入节点相对速度修正高动态环境下单纯地理位置信息所带来的误差,并通过交互邻居节点队列信息表征网络局部负载程度,降低拥塞概率. 仿真实验结果表明,本算法有效减少了网络丢包率和通信时延,增强了信息传输的可靠性.

关 键 词: 无线通信系统; 地理位置信息路由; 航空高动态网络; 路由协议; 负载均衡

中图分类号: TP 393

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2014)12-1697-05

Geographic load aware routing algorithm for highly dynamic airborne networks

Liu Zhi Xu Zhen

(School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Due to the high mobility of the aerial vehicle nodes, dynamic changes of the topology structure and the time-varying node trajectories, highly dynamic airborne networks (HDAN) suffer problems such as low data delivery ratio, high data congestion potential and poor stability. In order to address these problems, a geographic load aware routing algorithm was presented. This proposed algorithm defines a new dynamic routing metric for the next hop selection, which is adaptive to the topology changes, and it also introduces relative velocity, which is intended to amend errors caused by simply considering geographic information. The algorithm also reduces the congestion ratio of the network, according to the queue information exchange between the neighbors which is used to indicate local load level. The simulations show that the proposed routing algorithm is capable of reducing both end-to-end delay and the probability of delivery loss, therefore it enhances the reliability of the data transmission.

Key words: wireless communication systems; geographic routing; highly dynamic airborne networks; routing protocol; load balancing

1 问题提出

在民用航空通信领域中,目前的航空电信网无法完全满足飞机间相互通信、分发环境感知信息等需求^[1]. 因此,为了达到未来空域运行实时交互、高效通信的目标,针对上述缺陷设计适合的

通信方式是非常重要的. 同时在军用航空通信领域,航空通信网络承载着诸如遥测信息、指令信息等收集、传输、分发等重要任务. 由于航空通信环境复杂,对于端到端的信息传输质量有着较高的需求. 因此,构建可靠、快速、抗毁性好的空天地一体化通信网络是未来战场的必然需求^[2].

航空高动态网络是整个空天地网络的重要一环,由高速飞行、功能独立又相互协作的飞行器组成.如图1所示,航空高动态网络和卫星通信网络、地面通信网络、高空平台通信系统等构成了完整的空天地一体化结构.典型的航空高动态网络主要包括航空信息传输节点(TA, Transmission Airborne-nodes)、中继节点(RN, Relay Nodes)及相应的信息站(GS, Gate Stations)和网管节点(GW, Gateways)等.和地面的Ad hoc网络相比,航空高动态网络的节点移动速度差异性明显.网络中同时存在速度较低的节点和高速运动的节点,其中高速运动节点相对速度可达 $2\,382\text{ m/s}$, $Ma\approx 7^{[3]}$.而和普通的航空自组网相比,由于应用环境的不同,航空高动态网络中对于飞行器均匀转向飞行模式(CT, Constant Turning)和恒定速度飞行模式(CV, Constant Velocity)的假设并不适用,网络拓扑变化更为频繁,且承载的信息传输任务更为复杂.

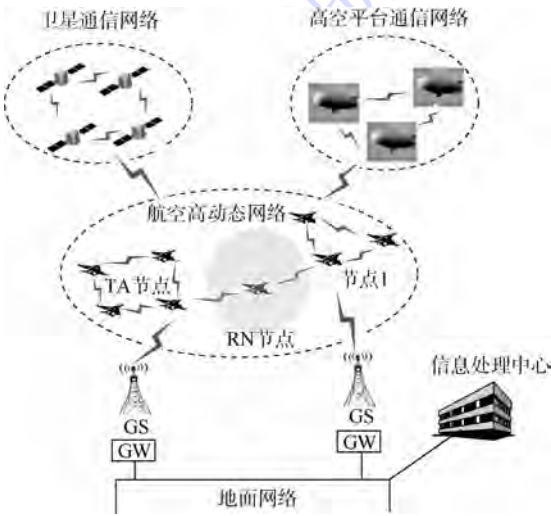


图1 空天地一体化通信网络结构示意图
Fig.1 Structure of the air-space-ground communication networks

由于航空高动态网络承载着重要信息的传输任务,且飞行器节点和通信环境具有特殊性,在航空高动态网络中提供有质量保证的通信服务比一般的无线网络难度更大.而航空高动态网络的性能很大程度上取决于路由算法的高效性和可靠性.设计合适的航空高动态网络路由算法有以下难点:①设备资源受限.尽管机载通信设备能力在逐渐变强,但受重量、续航等条件的约束,和一般的地面设备相比仍具有较低的计算能力和存储能力,这样就限制了航空高动态网络路由算法的复杂度和可存储的QoS状态数量;②分布式的结构.由于成员节点可以自发地动态组网,航空高动

态网络难以提供任何形式的中心控制,通常要求每个节点局部的路由信息更新能够及时地转发,这增加了航空高动态网络路由算法的开销和复杂度;③节点运动难以预测.由于节点的移动模型具有随机和完全独立的特点,因此获取准确的拓扑信息是非常困难的,这也给航空高动态网络路由算法的稳定性造成了冲击.

从国内外研究现状来看^[4-15],现有的航空高动态网络路由算法主要是基于地理位置信息的路由协议,由于可以较好地屏蔽拓扑变化,因此能够高效可靠地应用于高动态航空环境下.代表算法之一是贪婪周边无状态路由协议(GPSR, Greedy Perimeter Stateless Routing)^[4],算法将目的节点的地理位置信息写入路由信息包中,中间节点将其转发至其通信范围内与目的节点地理位置距离最近的节点. GPSR算法在车载自组网及无线传感器网络中有着广泛的应用和研究.另一方面, GLSR算法从机载导航设备获取飞行器的地理位置信息,结合链路层缓存信息降低信息丢失概率^[5].但由于该算法假定飞机的网络拓扑是不变的,这与实际应用情况有较大差距.因此,现有航空高动态网络路由算法一方面没有充分考虑节点高速度、变化轨迹对地理位置信息度量所带来的影响;另一方面,也没有考虑在源节点进行高速数据传输时,由于地理位置原因向某地区汇聚容易导致堵塞的问题.

由此,本文提出一种新的基于地理位置信息的负载感知路由算法(DGLAR, Dynamic Geographic Load Aware Routing protocol),算法在考虑通信节点地理位置关系的基础上,通过交互网络邻居节点的队列信息来实现网络的流量均衡,避免部分节点堵塞带来的网络吞吐率下降.另外,引入节点相对移动性的动态度量,避免了单一位置度量的路由算法带来的高速流量汇聚问题,同时解决了节点高速运动对路由性能的影响.

2 负载感知路由

目前的机载通信设备能够依靠地空、空空数据链,将导航系统及其他机载设备产生的位置、速度以及流量等状态信息矢量(SV, State Vector)作为数据源,进行周期性对外广播,因而能够更好地辅助信息传输过程.在本文中假设航空飞行器间装载相同格式的数据链,能够直接通信. DGLAR算法主要包括路由发现、下一跳节点选择、数据发送3个部分.在路由发现的阶段,算法收集其通信范围内的节点信息及其状态向

量;在下一跳节点选择阶段,算法通过和通信范围内节点的移动性度和负载信息动态选择下一跳节点;在数据发送阶段,算法设计了相应的数据包转发策略.

2.1 路由发现

航空高动态网络模型可以描述为无向连通图 $G(V,E)$,其中 V 是航空高动态网络中飞行器的有限集,若 $(i,j) \in E$ 则表示节点 i,j 间存在着通信链路.

在航空高动态网络中, t 时刻节点 i,j 间的欧氏距离度量 $E_{i,j}$ 和相对移动速度 $V_{i,j}$ 分别为

$$E_{i,j}(t) = \sqrt{(x_i(t) - x_j(t))^2 + (y_i(t) - y_j(t))^2 + (z_i(t) - z_j(t))^2} \tag{1}$$

$$V_{i,j}(t) = |\mathbf{v}_i(t) - \mathbf{v}_j(t)| \tag{2}$$

假设节点到达节点 i ,而其目的节点为 D ,在 t 时刻转发,地理位置距离为

$$\Delta d_{i,j}(t) = E_{i,D}(t) - E_{j,D}(t) \tag{3}$$

如图 2 所示,以 X - Y 轴为例,源节点 S 在 t 时刻以速度 $\mathbf{v}_s(t)$ 移动,此时通信范围内的邻居节点有 A 和 B 节点,而目的节点 D 在 t 时刻以速度 $\mathbf{v}_D(t)$ 移动,此时通信范围内的邻居节点仅有 C 节点可选.

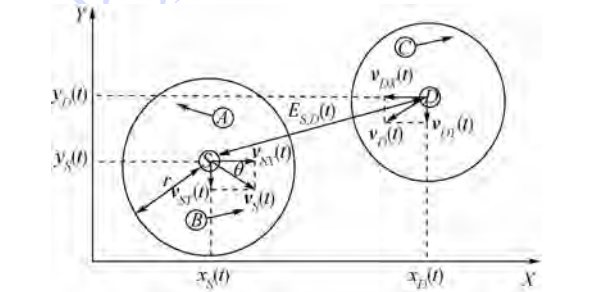


图 2 节点位置速度关系图

Fig. 2 Relative positions and velocities between nodes

若在 t 时刻节点 S 进行数据转发,则初始化其邻居信息表,并向通信范围 r 内的邻居节点发送请求(RREQ, Route Request)报文.邻居节点接收到 RREQ 报文后,将自身 t 时刻的位置信息、速度信息、队列长度信息、链路带宽及链路速度等信息写入相应的应答(RREP, Route Reply)报文中,回复给上一跳路由节点作为路径选择依据.

2.2 下一跳节点选择

在传统的地理位置信息路由协议中,数据包通常直接转发给地理位置最接近目的地的下一跳节点,这对节点的移动性和负载特性支持不够,而且这会导致下一跳节点位置处于通信的临界区域.在这种情况下,节点的高速移动会导致信息数

据的丢失.而且,流量非常容易在目的节点周围的节点汇聚而导致网络拥塞.在 DGLAR 算法中,同时考虑节点的相对移动速度和节点的数据拥塞情况,给出了新的路由度量机制.

定义下一跳节点最大队列长度为 l_j , t 时刻队列长度为 $q_j(t)$,链路到达速率为 $x_j(t)$, c_j 为链路带宽,定义节点 j 在 t 时刻的拥塞因子为

$$C_j(t) = \gamma \left[\alpha \left(\frac{l_j - q_j(t)}{l_j} \right) + \frac{c_j - x_j(t)}{c_j} \right] \tag{4}$$

$\gamma \geq 0, \alpha > 0$,均为拥塞系数的加权因子.

因此,在 t 时刻节点 j 对于目的节点 D 的动态路由因子为

$$F_j = \beta \frac{V_{j,D}(t)}{\Delta d_{j,D}(t)} + \gamma \left[\alpha \left(\frac{l_j - q_j(t)}{l_j} \right) + \frac{c_j - x_j(t)}{c_j} \right] \tag{5}$$

$\beta \geq 0$

当算法应用于强调拓扑变化的应用环境中,可以调节增大 β 系数;而当算法应用于强调高速数据信息传输的应用环境,可以动态增大 γ 的权重.中间节点根据请求信息,判断自己是否是目的节点,若是则直接应答接收数据包并处理.否则,将重复进行下一跳的请求应答过程.

因此,下一跳节点的选择:

$$H_i(t) = \max_{k \in S_i(t)} F_k = \max_{k \in S_i(t)} \left\{ \beta \frac{V_{k,D}(t)}{\Delta d_{k,D}(t)} + \gamma \left[\alpha \left(\frac{l_k - q_k(t)}{l_k} \right) + \frac{c_k - x_k(t)}{c_k} \right] \right\} \quad k \neq D \tag{6}$$

其中 $S_i(t)$ 为 t 时刻 i 节点的邻居节点集合.

2.3 数据发送

当接收到相应的数据信息后,转发节点通过查询其维护的邻居状态信息表来决定如何转发该数据包.在转发节点的传输范围内,算法选择具有最佳动态路由因子的下一跳节点.如果转发节点在时间段内没有下一跳节点作为转发节点,则缓存数据包直至适合的下一跳节点出现在通信范围内.若缓存溢出或超过时钟后仍不能找到合适的下一跳节点,则数据包就会被销毁.

3 算法性能评估

为了验证本文提出的路由算法,采用仿真软件 OPNET 10.1 建立动态的仿真环境.仿真环境的建立参考了实际航空通信环境中的参数,如传播损耗模型、射频功率等.应用层采用服从均匀分布的恒定比特率业务来模拟数据业务.航空飞行器终端均以相同概率产生新业务,且持续时间服从负指数分布.网络层采用本文提出的 DGLAR

算法.链路层使用接入控制协议 802.11 DCF, 节点链路有一个队列长度为 15 个数据包大小的 FIFO 队列.实验分为两部分:第一部分测试在不同网络动态程度下的算法表现,第二部分测试在不同负载程度下的算法表现.环境具体仿真的参数如表 1 所示.

表 1 仿真实验的参数取值

仿真参数	数值
网络规模	30 km × 30 km
数据包大小	1 000 B
高速节点数量	50
低速节点数量	10
传播损耗模型	Friis
机载天线有效范围	5 km
天线射频功率	150 W
仿真时间	20 min

3.1 节点动态性能实验

首先测试在大数据速率环境下不同节点速度对网络性能的影响,设定低速移动节点速度为 100 km/h,高速节点速度在 400 ~ 600 km/h 的范围内逐渐增加.数据发送速率恒定为 5 MB/s.图 3 显示了网络丢包率随节点移动速度增加的变化.

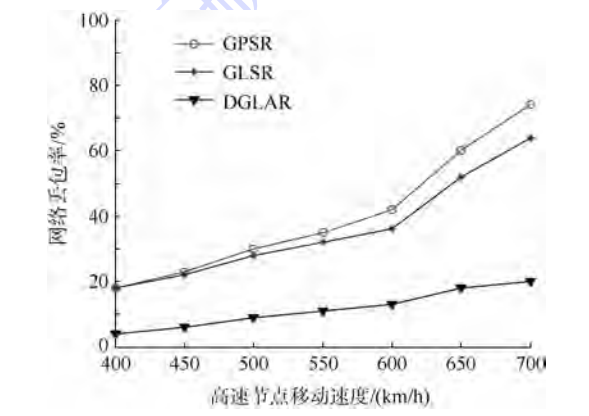


图 3 不同移动速度下的网络丢包率对比
Fig. 3 Packet drop ratio comparison between different movement speed scenarios

从图 3 中可知,3 种路由算法的丢包率都受到节点移动速度的影响.GPSR 和 GLSR 的丢包率随着节点移动速度的增大而快速累积,特别是当速度大于 600 km/h 时丢包情况进一步严重.这主要是因为高速移动的环境下网络断链情况加剧,从而产生大量的重路由导致数据包的发送失败.另一方面,由于 DGLAR 考虑了节点的移动速度度量,能够减少相应丢包情况的发生,有效地提高了数据包的成功传输率.

图 4 表明了网络传输时延随节点移动速度的变化.从图 4 可以看出,相比 GPSR 和 GLSR 算

法,DGLAR 能够减少网络的端到端时延,这主要是由于 DGLAR 同时考虑了节点移动性和负载的度量,减少了由于移动性带来的重路由和拥塞概率,相应地减少了丢包重传带来传输时延累积.

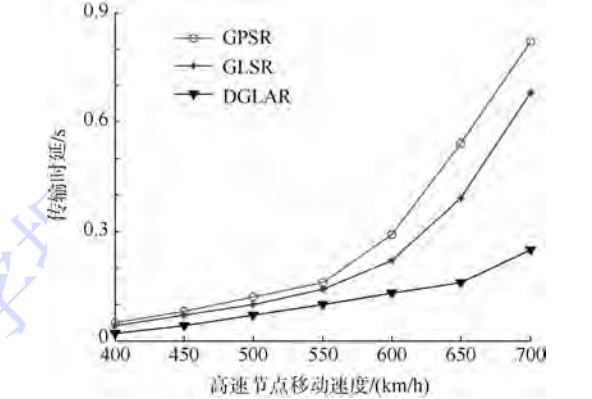


图 4 不同移动速度下的传输时延对比
Fig. 4 Transmission delay comparison between different movement speed scenarios

3.2 流量负载性能实验

接下来测试在动态环境下不同负载程度对算法性能的影响,设定低速移动节点速度为 100 km/h,高速节点速度为 400 km/h.数据发送速率从 5 ~ 35 MB/s 逐渐递增.

图 5 显示了网络丢包率随节点数据发送速率增加的变化.由于节点的缓存队列是有限的,随着发送速率的增加,3 种路由算法的丢包率都有所增加.DGLAR 的数据包成功传输率优于 GPSR 和 GLSR,这是由于 DGLAR 在选择下一跳节点的时候考虑了节点的负载度量,避免了网络的流量汇聚带来的拥塞,减少了网络的丢包机率.

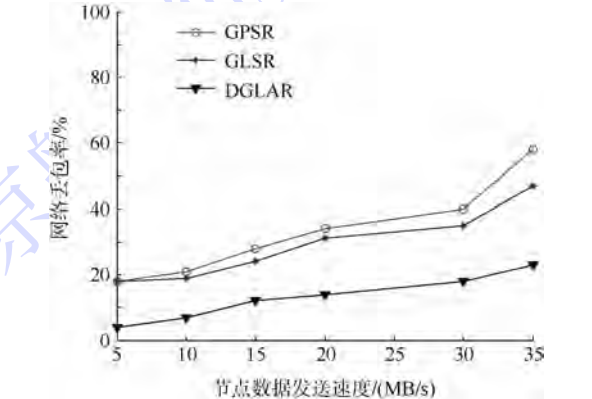


图 5 不同发送速率下的网络丢包率对比
Fig. 5 Packet drop ratio comparison under different packets transmitting rates

图 6 表明了网络传输时延随节点负载程度增加带来的影响.从图 6 可以看出,在低速发送速率的环境下,DGLAR 的优势并不明显.而当数据发送速率超过 30 MB/s 时,GPSR 和 GLSR 的时延累

积情况加剧, DGLAR 对高速数据传输的表现有明显优势.

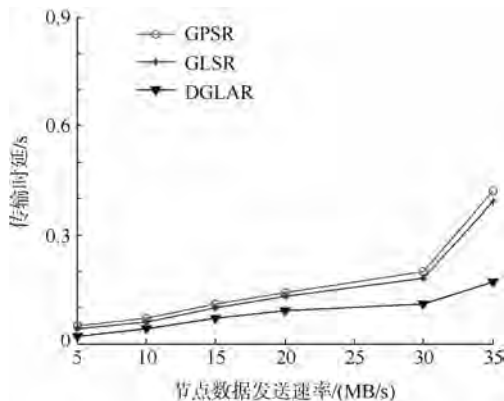


图 6 不同发送速率下的传输时延对比

Fig. 6 Transmission delay comparison under different packets transmitting rates

4 结 论

本文在对航空高动态网络特殊性及其对路由算法影响进行深入分析的基础上,设计了一种适合复杂动态环境、高速数据传输的航空高动态路由算法 DGLAR. DGLAR 根据信息发送节点和邻居节点的地理位置信息、相对移动速度和节点链路拥塞情况动态选择发送路径,提高了传输路径的稳定性和整体网络对高速数据传输的可靠性. 实验结果表明:

1) 算法可显著减少因节点移动而导致的数据发送失败,从而降低信息传输丢包率,进而减少因重传而产生的拥塞概率,使网络达到负载均衡,提升网络整体资源利用率. 相比 GLSR 算法,因节点移动而产生的丢包率可降低 14.5% ~ 43.3%,因数据发送速率增加而导致的丢包增加率可降低 8.6%.

2) 算法可有效地降低了复杂通信环境的端到端时延,并随节点移动速度和数据发送速率的增加而显示出更好的传输性能,能够更好地满足业务对网络 QoS 路由的需求. 相比 GLSR 算法,在节点移动速度达 700 km/h 时,端到端时延可降低 63.2%;在节点发送速率为 35 MB/s 时,端到端时延可降低 55.4%.

参考文献 (References)

[1] Rohrer J P, Jabbar A, Cetinkaya E K, et al. Highly-dynamic cross-layered aeronautical network architecture[J]. IEEE Trans-

actions on Aerospace and Electronic Systems, 2011, 47 (4): 2742 – 2765

- [2] Rohrer J P, Jabbar A, Cetinkaya E K, et al. Airborne telemetry networks: challenges and solutions in the ANTP suite[C]//Proceedings of the IEEE MILCOM. San Jose: IEEE, 2010: 74 – 79
- [3] Broyles D, Jabbar A, Sterbenz J P. Design and analysis of a 3-D gauss-markov mobility model for highly-dynamic airborne networks[C]//Proceedings of the International Telemetering Conference. Las Vegas: ISA, 2009: 1 – 10
- [4] Karp B, Kung H T. GPSR: greedily perimeter stateless routing for wireless networks[C]//Proceedings of the Sixth Annual ACM/IEEE International Conference on Mobile Computing and Networking. Boston: ACM/IEEE, 2000: 243 – 254
- [5] Medina D, Hoffmann F, Rossetto F, et al. Routing in the airborne Internet[C]//Proceedings of the IEEE Integrated Communications Navigation and Surveillance Conference. Mexico: IEEE, 2010: 1 – 10
- [6] Peters K, Jabbar A, Cetinkaya E K, et al. A geographical routing protocol for highly-dynamic aeronautical networks[C]//Proceedings of the 2011 IEEE Wireless Communications and Networking Conference. Mexico: IEEE, 2011: 492 – 497
- [7] Ayaz S, Hoffmann F, Epple U, et al. Performance evaluation of network mobility handover over future aeronautical data link[J]. Computer Communications, 2012, 35 (3): 334 – 343
- [8] Xiong N, Vasilakos A V, Yang L T. A novel self-tuning feedback controller for active queue management supporting TCP flows[J]. Information Sciences, 2010, 180 (11): 2249 – 2263
- [9] Gu Y, Towsley D, Holott C V. Congestion control for small buffer high speed networks[C]//Proceedings of IEEE INFOCOM. New York: IEEE, 2007: 1037 – 1045
- [10] Chen M Y, Fan X Z, Murhin M N. Normalized queueing delay: congestion control jointly utilizing delay and making[J]. IEEE/ACM Transactions on Networking, 2009, 17 (2): 618 – 631
- [11] Zhang Y, Kang S, Loguinov D. Delay-independent stability and performance of distributed congestion control[J]. IEEE/ACM Transactions on Networking, 2007, 15 (5): 838 – 851
- [12] 王钢, 张军, 李彬. 适于高动态环境下的随机方向移动模型改进算法研究[J]. 航空学报, 2007, 28 (2): 376 – 379
Wang Gang, Zhang Jun, Li Bin. Study on improved algorithm of random direction mobility modeling in high dynamic environment[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28 (2): 376 – 379 (in Chinese)
- [13] Jared B, Jeffrey D A, Elizabeth I. Techniques for enabling dynamic routing on airborne platforms[C]//Proceedings of IEEE MILCOM. Boston: IEEE, 2009: 2083 – 2091
- [14] Butler R K, Creech L C, Anderson A J. Considerations of connecting MANETs through an airborne networks[C]//Proceedings of IEEE MILCOM. Washington D C: IEEE, 2006: 1 – 7
- [15] Erturk M, Haque J, Arslan H. Challenges of aeronautical data networks[C]//Proceedings of IEEE Aerospace Conference. Montana: IEEE, 2010: 1 – 7

基于背景属性的目标识别



雒建卫 姜志国

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 属性是图像的语义描述, 可以表示图像中某些内容的存在与否, 它可以是物体的形状、材质、部件、类别以及功能, 也可以是场景的类别以及上下文信息等. 由于目标类别与所在背景存在相关关系, 提出基于背景属性和目标属性相融合的前景目标识别方法, 即对每种背景属性和目标属性分别训练支持向量机(SVM)分类器, 并将属性在对应分类器上的得分进行串联组成新的特征, 并训练得到最终分类器. 对 a-Pascal 数据库中每幅图像, 人工标注了 10 种背景属性, 结合已有的目标属性, 进行目标识别实验. 与传统方法、基于目标属性的分类方法以及其他前景、背景相结合算法的对比实验结果表明, 所提算法比其他算法提高大约 2%, 背景属性有助于提高目标识别率.

关 键 词: 属性; 目标识别; 上下文信息; 支持向量机; 特征融合

中图分类号: TP 391

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2014)12-1702-05

Object recognition based on background attributes

Luo Jianwei Jiang Zhiguo

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

Abstract: Attribute is the semantic description of an image, which denotes the existence or absence of a semantic property of the image, and it can not only be shape, material, part, category or functionality of an object, but also be label or context of a scene. To improve the accuracy of object classification, considering that object categories are related to the background where they belong to, an approach for object recognition based on modeling background attributes and foreground object attributes was proposed. Each attribute of background and object was trained by a support vector machine (SVM) classifier, and the output value of each attribute classifier was concatenated to form a new feature, based on which the final SVM classifier was trained. 10 kinds of background attributes were manually annotated for each image. Compared to the traditional method, method only based on object attributes and other methods considering different concatenating schemes of background and object features, experiments on the a-Pascal dataset show that the proposed method outperforms the others by around 2%, and background attributes can benefit object recognition task.

Key words: attribute; object recognition; context; SVM; feature fusion

1 基于属性的目标识别

目标识别一直是计算机视觉研究的热门领域. 给定一幅图像, 目标识别的任务是要给出这幅图像中目标所属的类别. 它的研究方向主要包括

特征提取、目标建模以及分类器设计. 传统的目标识别流程是给定输入图像, 提取特征构建图像表示, 代入分类器得到类别标签, 如图 1 所示. 这里的图像特征一般指的是低级特征, 不具有语义信息, 这导致传统目标识别方法仅可以用来判断图

像中目标的类别,但不能实现根据图像产生文本描述^[1]等高级视觉任务。



图 1 传统目标识别流程图

Fig. 1 Pipeline of traditional object recognition

属性是图像的语义描述,可以表示图像中某些内容的存在与否,它可以是物体的形状、材质、部件、类别及功能,也可以是场景的类别以及上下文信息等。比如,飞机的属性既有机翼、轮子、发动机等部件,也有金属等材质属性以及可以飞行等功能属性。同时飞机标签也可以作为一种类别属性。又如,马场的属性有天空、草地等类别属性以及人在骑马等语义属性。

近年来,属性被广泛应用于计算机视觉问题研究,如目标识别^[2-4]、零样本学习^[5-6]、多关键字图像检索^[7]、人脸检索^[8]、视频中的行为识别^[9]及细粒图像识别^[10]等。以属性用于目标识别为例,针对人和猫两类图像,毛皮以及皮肤属性可以有效地将它们区分。而针对猫和狗等拥有相同属性的类别,可以使用类别属性来区分它们。在零样本学习中,由于不同类别可能共享相同的属性,比如猫和狗都存在毛皮属性,因此当狗这个类别的训练样本缺失时,可以通过对猫这个样本进行训练得到某些属性训练器,并用这些训练器来推断一个未曾见过类别(狗)的样本的类别。这里用到的先验是未曾见过的类别(狗)的属性描述是已知的。

属性作为中层特征用于目标识别的基本流程如图 2 所示。其中属性分类器的训练是通过将具有某种共同属性的目标(跨类别)作为正样本,其他目标作为负样本,通过训练器如支持向量机(SVM)训练得到该属性的分类器。属性特征就是图像在一系列属性分类器上得分的向量表示。传统的基于属性的分类器并没有考虑到目标所在背景,也就是上下文信息,而文献[10-11]证明目标通常与背景是相关联的,利用上下文信息有助于剔除错误分类目标,提高识别精度。

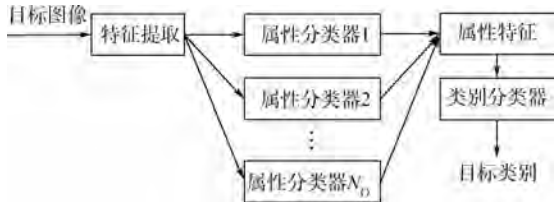


图 2 基于目标属性的目标识别流程图

Fig. 2 Pipeline of object recognition based on object attribute

鉴于目标与背景在语义上存在相关性,本文提出基于背景属性的目标识别方法,并与传统方法、基于目标属性的方法^[2]以及其他背景特征与目标特征相融合的方法进行了对比。实验表明,背景属性有助于提高目标识别精度。要强调的是,本文的主要目的是检验背景属性对于目标识别的作用,并没有考虑背景属性内部和目标自身属性内部的相关性。同时,由于所用到的数据库中,目标所在的区域是已标记的,也就是本文不考虑检测步骤,但所提出的利用背景语义对目标进行识别方法可以移植到目标检测中去。

2 数据库及属性标定

2.1 数据库及目标属性

本文采用的数据库是 a-Pascal^[2],它是从 Pascal VOC2008 数据库整理得到的。该数据库共有 20 种类的目标,包括:人、鸟、猫、奶牛、狗、马、羊、飞机、自行车、船、公交车、汽车、摩托、火车、瓶子、椅子、餐桌、盆栽、沙发以及电视。除了人这个类别包含 5 000 个实例外,其他每类约有 150 ~ 1 000 个实例。Farhadi 等^[2]也为该数据库标注了 64 种属性标记,有的为形状属性,如二维盒子、三维盒子以及竖型圆柱等;有的为材质属性,如木质的、金属的、毛皮的、皮革的、羽毛的、透明的以及有光泽的等;大部分为部件属性,如头、耳朵、嘴、头发、躯干、脸以及手等人所有的属性,还有侧视镜、发动机以及轮子等汽车所有属性。虽然同属于一个类别的目标应该具有相同的属性,但由于图像中存在遮挡、光照以及视点变化,不同实例的属性标记通常存在差异,a-Pascal 就是考虑到这些差异,对每幅图分别进行属性标记的。在实验中,将类别标签作为扩展属性,因此最后目标属性个数为 84(以下若无特别声明,属性均包含类别标签)。

2.2 背景属性标记

为了利用背景信息辅助目标识别,本文对 a-Pascal 数据集中图像的背景属性分 10 类进行了标注,分别为:室内、墙壁、道路、室外、天空、沙土、草地、树木、水以及沙滩。这 10 类背景属性描述了目标所在场景的信息,有助于对前景目标的识别,比如当背景有水时,前景更有可能是船,沙发出现在室内场景的概率要明显高于室外。

3 特征表示

3.1 目标特征

针对前景目标图像,特征选取采用基于词袋

模型(BoW)^[12]的特征.词袋模型的基本思想是,将图像中的每个局部特征量化到固定的聚类中心,最后将这些聚类中心的直方图向量作为图像的特征表示.本文采用的局部特征有颜色特征、梯度方向直方图特征(HOG)^[13]、边缘特征以及纹理特征^[14],其中颜色和纹理特征有助于判别纹理属性,HOG特征有助于判别部件属性,而边缘特征则有助于判别形状.它们分别被量化为128,1000,8以及256个聚类中心.

由于所标记的目标属性中,大部分属性都是局部语义特征,为了更好地描述这些局部属性,目标所在区域被划分为3×2网格(如图3所示),在每个格子里分别计算颜色特征、HOG、边缘特征以及纹理特征的直方图表示,最后将每个格子的特征直方图和目标整个区域的特征直方图进行串联,得到9751维的特征向量.以上所使用特征与文献[2]相同.



图3 目标特征提取示意图

Fig.3 Schematic diagram of object feature extraction

3.2 背景特征

本文采用Gist^[15]特征表示背景图像.Gist是一种全局特征描述子,它描述自然场景的5个方向特性:自然度、开放度、粗糙度、扩展度以及崎岖度.它通过Gabor滤波器提取图像不同尺度上的不同频率和不同方向的特征.通常进行Gist特征提取时,对图像进行分块处理,并将每块中提取的特征进行串联作为最后的特征表示.本文采用4个尺度,每个尺度8个方向的Gabor滤波器,同时图像被归一化为256×256大小,且被分为8×8的方格,在每个方格上提取特征,最后将64个方格的特征串联作为最后的特征,总的特征维数是2048.

4 方法

4.1 数学描述

假设给定N幅图像{I₁,I₂,⋯,I_N}和N个目标{O₁,O₂,⋯,O_N},且O_i∈I_i表示目标O_i在图像

I_i中.每个目标O_i对应一个类别标签c_i∈{1,2,⋯,C},C为类别个数.与目标和图像相对应的特征表示分别为X={x₁,x₂,⋯,x_N}和Y={y₁,y₂,⋯,y_N}.假设目标共有m个属性A^o={A₁^o,A₂^o,⋯,A_m^o},背景共有p个属性为A^b={A₁^b,A₂^b,⋯,A_p^b}.

4.2 基于背景属性的目标分类方法

为了验证背景属性对于目标识别的作用,提出基于背景属性的目标分类方法(以下简称属性串联分类法),如图4所示.该方法分别对目标图像和背景图像进行训练,得到目标属性和背景属性分类器,然后将目标和背景在各自属性分类器的得分进行串联组成属性特征,最后代入基于属性特征的类别分类器,输出目标类别.这种方法稍微复杂,需要对背景和背景分别训练各自的属性分类器,并将背景属性特征看作目标特征的一部分,与目标的属性特征串联看作目标最后的语义特征.

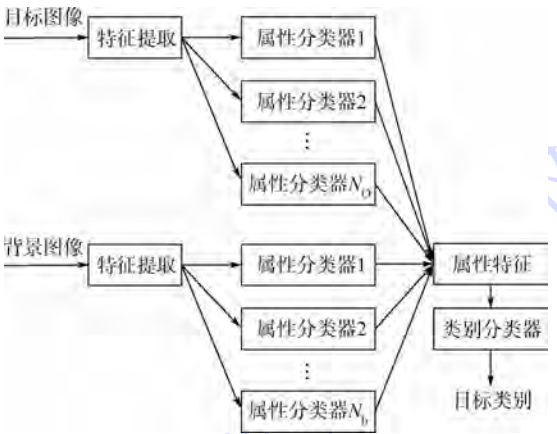


图4 属性串联分类方法

Fig.4 Object recognition based on concatenated attributes

为了验证算法有效性,将提出的属性串联分类法方法与以下5种方法进行对比:

- 1) 传统方法,如图1所示.该方法直接对图像底层特征进行分类.
- 2) 基于目标属性的分类法(不包含类别标签),如图2所示.该方法以目标属性作为中层特征,对该特征进行分类.
- 3) 基于目标属性的分类法(含类别标签).该方法将方法2进行扩展,将目标的类别标签当作扩展属性,用来增加属性的判别性.
- 4) 特征串联直接分类法.如图5所示,该方法直接将背景特征和目标特征串联,并代入已训练目标类别分类器,给出目标的类别.这种方法比较简单,将背景特征看作目标特征的一部分,并直接在串联特征基础上训练目标类别,因此并没有考虑到背景的语义信息.

5) 特征串联属性分类法. 如图 6 所示, 该方法将背景特征和目标特征进行串联作为新的目标特征, 并训练目标属性分类器, 然后基于目标属性特征构建最终目标分类器.



图 5 特征串联直接分类方法

Fig. 5 Object recognition based on concatenated features

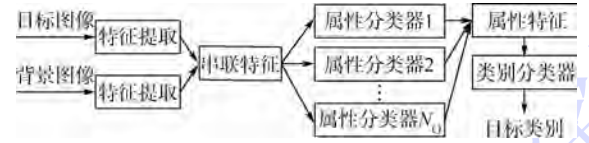


图 6 特征串联属性分类方法

Fig. 6 Object recognition based on attributes built on concatenated features

4.3 分类器

本文采用线性支持向量机 (SVM) 作为属性分类器以及目标分类器, 采用 liblinear^[16] 程序软件包实现. 该包在大型数据库以及高维特征上表现较好, 且速度很快. 优化目标函数为

$$\min_{\omega} \frac{1}{2} \omega^T \omega + \gamma \sum_{i=1}^l (\max(0, 1 - c_i \omega^T f_i))^2$$

(1)

其中, c_i 和 f_i 分别为标签和特征; 参数 γ 是平衡项, 通过实验选取最优. 在训练属性 A_j^o 分类器时, 如果目标 O_i 的属性 $A_j^{o_i} = 1$, 则 $c_i = 1, f_i = x_i$, 这是一个二分问题. 背景属性分类器训练方法与目标属性相同. 在基于目标属性的识别方法中, 训练目标分类器时的输入是目标特征在所有属性分类器上的得分向量. 目标 O_i 在属性分类器 A_j^o 上的得分为 $\omega_{A_j^o}^T x_i$, 其中 $\omega_{A_j^o}^T$ 为属性分类器 A_j^o 的分类面向量.

5 实验结果与分析

5.1 实验方法

实验时, 样本被均分为训练集 (a-Pascal train) 和测试集 (a-Pascal test)^[2], 其中训练集包含有 6 340 个目标, 测试集包含 6 355 个目标. 训练时, 针对每种属性 (目标) 分类器, 样本按照属性 (类别) 又随机被均分为训练样本和验证样本. 训练样本用来训练模型, 验证样本用来验证模型参数, 取在验证样本上识别率最高的参数. 测试集用来统计最后模型的目标识别率. 每种方法实验

5 次.

5.2 实验结果

表 1 为所有算法的实验结果比较, 可以看出基于背景属性和目标属性串联的目标识别结果最好, 特征串联直接分类与它相当, 特征串联属性分类法次之, 这说明背景特征 (属性) 有助于提高目标识别的精度.

基于目标属性的识别方法中, 包含类别属性的方法要优于不包含类别属性的方法, 这说明将类别标签引入属性集, 有助于提高目标识别的精度. 而不包含类别标签的基于属性的识别方法与传统方法相当, 这说明基于属性的方法的有效性. 不仅如此, 基于属性的方法还可以用于计算机视觉的其他任务, 如目标描述、异常属性检测以及缺失属性检测等^[2].

表 1 算法结果比较

Table 1 Comparison of different algorithms

方法	识别率/%
传统方法 (SVM)	58.10
基于目标属性的识别方法 (不含类别标签) ^[1]	58.19
基于目标属性的识别方法 (含类别标签) (本文所提)	58.40
特征串联直接分类 (本文所提)	59.43
特征串联属性分类 (本文所提)	59.18
属性串联分类 (本文所提)	59.44

5.3 结果分析

图 7 为基于属性串联方法的目标分类混淆矩阵. 可见类别人的识别率可以达到 90%, 说明基于属性的分类器的有效性, 但其他类别大多数与人混淆, 这是由于数据库比较复杂, 目标类内变化比较大, 而且人这个类别的实例非常多, 导致结果偏向于这一类. 分类结果仅次于类别人的是类别汽车, 识别率达到 75%, 其中有 13% 错分为类别人. 与汽车混淆最多的是公交车和火车, 这可能是因为这些交通工具的属性非常相似, 单纯依靠属性进行分类的判别性比较差, 但从另一个方面看, 说明属性分类器可以很好地描述目标的特性, 并可以用于转移学习^[3]等问题. 值得注意的是自行车的分类效果比较差, 并且与人混淆的最厉害, 这可能是因为数据库中自行车经常与人同时出现, 相互遮挡, 导致自行车目标中检测出了人的属性, 不过这也说明了属性对于描述目标的能力. 另外一些分类效果非常差的类别, 比如沙发、餐桌等, 则可能是因为这些目标的类内变化非常大, 导致分类器性能下降, 这也间接说明 a-Pascal 是非常具有挑战性的数据库, 目标的尺度、视点、光照、遮挡及类内变化都非常大, 对分类器的泛化能力要求高.

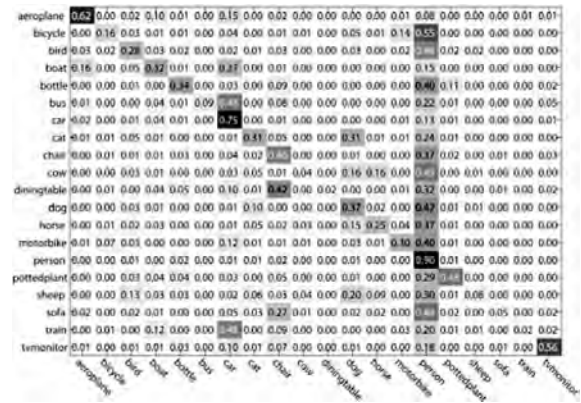


图 7 基于属性串联方法的分类混淆矩阵

Fig. 7 Confusion matrix of method based on concatenated attributes

6 结 论

传统的目标识别算法仅仅考虑图像底层特征和目标类别的关系,而缺少语义描述.基于属性的目标识别算法以目标属性作为图像的中层特征,并构建目标类别与属性特征的关系.

本文提出基于图像上下文信息,即背景属性的目标识别方法,验证背景属性对于前景目标识别的作用.分别实现了 6 种方法:即属性串联分类方法、传统 SVM 方法、基于目标属性的识别方法(不含类别标签)、基于目标属性的识别方法(含类别标签)、特征串联直接分类方法以及特征串联属性分类法,并在 a-Pascal 数据集上进行了实验.结果证明,假设属性独立的条件下,利用背景特征有助于提高前景目标的识别率,属性串联分类法比传统 SVM 方法提升了 1.33%.

参考文献 (References)

[1] Farhadi A, Hejrati M, Sadeghi M, et al. Every picture tells a story: generating sentences from images [C]//Computer Vision-ECCV 2010. Heidelberg: Springer Verlag, 2010, 6314 (4): 15 - 29

[2] Farhadi A, Endres I, Hoiem D, et al. Describing objects by their attributes [C]//2009 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition Workshops. Piscataway, NJ: IEEE Computer Society, 2009: 1778 - 1785

[3] Yu F X, Cao L L, Feris R S, et al. Designing category-level attributes for discriminative visual recognition [C]//Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Washington D C: IEEE Computer Society, 2013: 771 - 778

[4] Wang Y, Mori G. A discriminative latent model of object classes

and attributes [C]//Lecture Notes in Computer Science. Heidelberg: Springer Verlag, 2010 (PART5): 155 - 168

[5] Parikh D, Grauman K. Relative attributes [C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE, 2011: 503 - 510

[6] Lampert C H, Nickisch H, Harmeling S. Learning to detect unseen object classes by between-class attribute transfer [C]//2009 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition Workshops. Piscataway, NJ: IEEE Computer Society, 2009: 951 - 958

[7] Siddiquie B, Feris R S, Davis L S. Image ranking and retrieval based on multi-attribute queries [C]//Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Computer Society, 2011: 801 - 808

[8] Kumar N, Berg A C, Belhumeur P N, et al. Attribute and simile classifiers for face verification [C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE, 2009: 365 - 372

[9] Liu J G, Kuipers B, Savarese S. Recognizing human actions by attributes [C]//Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Computer Society, 2011: 3337 - 3344

[10] Duan K, Parikh D, Crandall D, et al. Discovering localized attributes for fine-grained recognition [C]//Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Washington D C: IEEE Computer Society, 2012: 3474 - 3481

[11] Torralba A, Murphy K P, Freeman W T, et al. Context-based vision system for place and object recognition [C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway, NJ: IEEE, 2003, 1: 273 - 280

[12] Li F F, Perona P. A Bayesian hierarchical model for learning natural scene categories [C]//Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Computer Society, 2005, 2: 524 - 531

[13] Dalal N, Triggs B. Histograms of oriented gradients for human detection [C]//Proceedings of 2005 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Computer Society, 2005, 1: 886 - 893

[14] Varma M, Zisserman A. A statistical approach to texture classification from single images [J]. International Journal of Computer Vision, 2005, 62 (1/2): 61 - 81

[15] Oliva A, Torralba A. Modeling the shape of the scene: a holistic representation of the spatial envelope [J]. International Journal of Computer Vision, 2001, 42 (3): 145 - 175

[16] Fan R E, Chang K W, Hsieh C J, et al. LIBLINEAR: a library for large linear classification [J]. The Journal of Machine Learning Research, 2008, 9: 1871 - 1874

网络瞄准中的异步传感器空间配准算法



雍霄驹 方洋旺 张登福 刁兴华

(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)

摘 要: 针对现有异步空间配准算法在目标机动时无法准确估计传感器系统误差的问题, 研究了一种基于内插外推时间配准的异步传感器空间配准算法. 该算法首先采用内插外推时间配准算法实现两传感器的数据同步, 随后根据时间配准结果构建伪量测方程. 不同于其他文献根据目标状态向量和时间差求解加权系数, 从而构造与目标运动状态无关的伪量测方程的方法, 该算法的伪量测方程构建过程与目标状态向量无关, 且可以证明由时间配准结果构造的伪量测也与目标状态无关. 因此该算法可有效解决目标机动条件下的异步传感器空间配准问题. 仿真实验验证了该算法在目标作蛇形机动的条件下仍然可准确地对传感器的系统误差进行估计.

关 键 词: 异步传感器; 空间配准; 机动目标; 数据融合; 网络瞄准

中图分类号: TN 953

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2014)12-1707-06

Algorithm of asynchronous sensors bias estimation in networked targeting

Yong Xiaoju Fang Yangwang Zhang Dengfu Diao Xinghua

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: Aimed at the problem that the algorithm of asynchronous sensors bias estimation cannot adapt to the maneuver targets, a novel algorithm based on the interpolation was researched. Firstly, the measurement was changed into synchronization data by using the time registration method. Then, the pseudo measurement equation could be obtained according to the time registration results. Be different from other algorithms of which the pseudo measurement, independent of target state, is obtained by getting a adding coefficient according to the target state vector and time of arrival (TOA), the depseudo measurement deigned has no relationship to the target state vector. Moreover, the derivation of the pseudo measurement according to the time registration results is also independent of the movement of target. So, the problem of asynchronous sensors bias estimation with maneuver targets can be solved by the algorithm proposed. The results of simulation show that the sensor bias could be exactly estimated when the target takes a snake maneuver.

Key words: asynchronous sensors; spatial registration; maneuver targets; data fusion; networked targeting

当今战场环境复杂多变,电磁环境愈发复杂,采用单一传感器信息对导弹进行制导必然面临探测不精确、易受敌欺骗干扰、目标信息易中断等问题^[1],因此采用网络瞄准,将多源信息进行融合,为导弹提供制导信息从而实现网络化制导成为未来信息化战争的必然选择^[2].在对多源信息进行

融合的过程中,由于传感器探测存在系统误差、传感器平台自身定位误差以及定姿误差等因素,需要进行空间配准处理^[3],以提高数据融合精度.当只有一种误差被估计时,通常可以得到满意的估计性能,而涉及两种或两种以上误差源的结果由于解耦问题都得不到满意的结果.

现有空间配准算法可以简单地分为两类,即离线空间配准与在线空间配准. 离线空间配准算法主要基于最小二乘算法和最大似然算法;在线空间配准算法主要基于滤波算法^[4]. 导弹的制导过程对实时性要求较强,因此网络瞄准环境下的空间配准算法应采用在线空间配准算法. 在线空间配准算法分为两类^[5],一类是 Nabaa 和 Bishop 在文献[6]中提出的基于扩展卡尔曼滤波(EKF, Extend Kalman Filter)的扩展状态向量空间配准算法,将目标的状态与传感器的误差合成一个扩展状态向量进行估计;但此算法由于状态向量维数较大,因此存在计算量较大的问题,针对此问题,文献[7]讨论了两级滤波算法,但只有在特定条件下才发挥作用,因此实时性仍然难以保证. 另一类是基于地心地固(ECEF, Earth Fixed Earth Center)坐标系的伪量测算法^[8],此类算法相对扩展状态向量法具有运算量小的优点. 但是无论以上哪种算法,均以传感器量测数据的时间同步为前提,异步传感器的空间配准算法研究较少. 文献[9-10]均对异步空间配准算法进行了深入研究. 其中比较有代表性的为文献[9]中提出的将时间分片,并将时间片内数据率较高的传感器的量测数据通过线性加权得到与数据率较低的传感器数据率相同的量测数据,由此得到与目标状态无关的伪量测. 文献[10]也是考虑对多个量测进行加权以实现量测同步,加权系数的确定以伪量测与目标状态无关为准则,但是以上两种算法都是以目标作匀速直线运动为假设基础,若目标作非匀速直线运动,则由上述方法构建的伪量测依然与目标的运动状态有关,且文中算法并未对此问题进行深入考虑.

本文算法首先采用内插外推时间配准算法对各量测进行时间配准,随后采用基于 ECEF 的在线空间配准算法,证明了内插外推时间配准后的量测在计算伪量测时也与目标状态无关. 根据得到的伪量测,结合卡尔曼滤波即可实现在线的异步空间配准,对传感器的系统误差进行估计.

1 基于伪量测的同步空间配准算法

1.1 量测模型

假设 k 时刻目标在本地直角坐标系下真实位置为 $\mathbf{X}'_1(k) = [x'_1(k), y'_1(k), z'_1(k)]^T$,极坐标系下对应的量测值为 $[r(k), \theta(k), \varphi(k)]$,转换至本地直角坐标系下为 $\mathbf{X}_1(k) = [x_1(k), y_1(k), z_1(k)]^T$. 传感器系统偏差为 $\boldsymbol{\xi}(k) = [\Delta r(k),$

$\Delta\theta(k), \Delta\varphi(k)]^T$,于是有

$$\left. \begin{aligned} x'_1(k) &= (r - \Delta r - n_r) \cos(\theta - \Delta\theta - n_\theta) \cdot \\ &\quad \sin(\varphi - \Delta\varphi - n_\varphi) \\ y'_1(k) &= (r - \Delta r - n_r) \cos(\theta - \Delta\theta - n_\theta) \cdot \\ &\quad \cos(\varphi - \Delta\varphi - n_\varphi) \\ z'_1(k) &= (r - \Delta r - n_r) \sin(\theta - \Delta\theta - n_\theta) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

其中 $\mathbf{n}(k) = [n_r(k), n_\theta(k), n_\varphi(k)]^T$ 表示观测噪声,均值为零,方差为 $(\sigma_r^2, \sigma_\theta^2, \sigma_\varphi^2)$.

式(1)可以用一阶近似展开并写成矩阵形式:

$$\mathbf{X}'_1(k) = \mathbf{X}_1(k) + \mathbf{C}(k) [\boldsymbol{\xi}(k) + \mathbf{n}(k)] \quad (2)$$

其中

$$\mathbf{C}(k) = \begin{bmatrix} -\cos\theta \sin\varphi & r\sin\theta \sin\varphi & -r\cos\theta \cos\varphi \\ -\cos\theta \cos\varphi & r\sin\theta \cos\varphi & r\cos\theta \sin\varphi \\ -\sin\theta & -r\cos\theta & 0 \end{bmatrix}$$

1.2 算法原理

设两部传感器 A 和 B ,则对于同一个公共目标(设地心地固坐标系下为 $\mathbf{X}'_e = [x'_e, y'_e, z'_e]^T$),可得^[8-11]

$$\mathbf{X}'_e = \mathbf{X}_{As} + \mathbf{B}_A \mathbf{X}'_{A1}(k) = \mathbf{X}_{Bs} + \mathbf{B}_B \mathbf{X}'_{B1}(k) \quad (3)$$

$\mathbf{X}'_i$ 为目标在传感器本地直角坐标系下的真实位置; $\mathbf{X}_s$ 为传感器的位置; $\mathbf{B}$ 为目标在传感器本地坐标系下向 ECEF 坐标系下转换时的转换矩阵:

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} -\sin\lambda & -\sin L \cos\lambda & \cos L \cos\lambda \\ \cos\lambda & -\sin L \sin\lambda & \cos L \sin\lambda \\ 0 & \cos L & \sin L \end{bmatrix}$$

λ, L 分别为目标的经度和纬度.

定义伪量测为

$$\mathbf{Z}(k) = \mathbf{X}_{Ae}(k) - \mathbf{X}_{Be}(k) \quad (4)$$

其中, $\mathbf{X}_{Ae}(k) = \mathbf{X}_{As} + \mathbf{B}_A \mathbf{X}'_{A1}(k)$; $\mathbf{X}_{Be}(k) = \mathbf{X}_{Bs} + \mathbf{B}_B \mathbf{X}'_{B1}(k)$. $\mathbf{X}'_i$ 为目标在传感器本地直角坐标系下的实际量测值; $\mathbf{X}_e$ 为目标在 ECEF 坐标下的实际量测值; $\mathbf{B}_A$ 和 $\mathbf{B}_B$ 分别为传感器 A 与传感器 B 由本地坐标系向 ECEF 坐标系转换时的转换矩阵.

将式(2)、式(3)代入式(4)可以得到关于传感器偏差的伪测量方程:

$$\mathbf{Z}(k) = \mathbf{H}(k) \boldsymbol{\beta}(k) + \mathbf{O}(k) \quad (5)$$

其中, $\mathbf{Z}(k)$ 为伪测量向量; $\mathbf{H}(k) \triangleq [-\mathbf{B}_A \mathbf{C}_A(k), \mathbf{B}_B \mathbf{C}_B(k)]$, 为测量矩阵; 而 $\boldsymbol{\beta}(k) = [\boldsymbol{\beta}_A(k), \boldsymbol{\beta}_B(k)]^T$, 为传感器量测系统误差向量, 其中:

$$\boldsymbol{\beta}_A(k) = [\Delta r_A(k), \Delta\theta_A(k), \Delta\varphi_A(k)]^T$$

$$\boldsymbol{\beta}_B(k) = [\Delta r_B(k), \Delta\theta_B(k), \Delta\varphi_B(k)]^T$$

$\mathbf{O}(k) = \mathbf{H}(k) \begin{bmatrix} \mathbf{n}_A(k) \\ \mathbf{n}_B(k) \end{bmatrix}$, 为测量噪声. 由于 $\mathbf{n}_A(k)$,

$n_B(k)$ 为零均值、相互独立的高斯型随机变量,其噪声协方差矩阵分别为 $\mathbf{R}_A(k), \mathbf{R}_B(k)$, 则 $\mathbf{O}(k)$ 同样是零均值高斯型随机变量,其协方差矩阵为

$$\mathbf{R}_O(k) = \mathbf{H}(k) \begin{bmatrix} \mathbf{R}_A(k) & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{R}_B(k) \end{bmatrix} \mathbf{H}^T(k)$$

2 异步空间配准算法

2.1 内插外推时间配准算法

时间配准算法主要有内插外推法^[12]、最小二乘法^[13]、曲线拟合法^[14]。其中内插外推法和最小二乘法均为加权算法,但是最小二乘法的推导过程基于目标作匀速运动,所以采用内插外推法进行时间配准。假设传感器 A、传感器 B 在本地直角坐标系下的量测数据分别为 $\mathbf{Y}_A(t_i)$ 和 $\mathbf{Y}_B(t_i)$, 且传感器 A 的采样频率大于传感器 B 的采样频率,则由传感器 A 向传感器 B 的采样时刻进行配准,如图 1 所示。

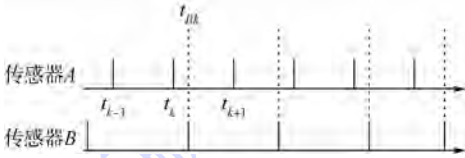


图 1 内插外推时间配准算法

Fig. 1 Algorithm of interpolation time registration

内插外推时间配准算法的原理是^[12]:在同一时间片内将各传感器观测数据按测量精度进行增量排序,然后将传感器 A 的观测数据分别向传感器 B 的时间点内插、外推,以形成一系列等间隔的目标观测数据,采用常用的三点抛物线插值法进行内插外推时间配准算法可得传感器 A 在 t_{Bk} 时刻在本地直角坐标系下的量测值为

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{Y}}_A(t_{Bk}) = & \frac{(t_{Bk} - t_k)(t_{Bk} - t_{k+1})}{(t_{k-1} - t_k)(t_{k-1} - t_{k+1})} \mathbf{Y}_A(t_{k-1}) + \\ & \frac{(t_{Bk} - t_{k-1})(t_{Bk} - t_{k+1})}{(t_k - t_{k-1})(t_k - t_{k+1})} \mathbf{Y}_A(t_k) + \\ & \frac{(t_{Bk} - t_{k-1})(t_{Bk} - t_k)}{(t_{k+1} - t_{k-1})(t_{k+1} - t_k)} \mathbf{Y}_A(t_{k+1}) \end{aligned} \quad (6)$$

2.2 异步传感器空间配准算法

$\mathbf{Y}_A(t_{k-1}), \mathbf{Y}_A(t_k), \mathbf{Y}_A(t_{k+1})$ 分别为传感器 A 对目标在 t_{k-1}, t_k, t_{k+1} 时刻的本地笛卡尔坐标系下的量测值,分别为

$$\mathbf{Y}_A(t_{k-1}) = \mathbf{Y}'_A(t_{k-1}) - \mathbf{C}_A(t_{k-1}) \boldsymbol{\xi}_A(t_{k-1}) + \mathbf{n}_{Y_A(t_{k-1})} \quad (7)$$

$$\mathbf{Y}_A(t_k) = \mathbf{Y}'_A(t_k) - \mathbf{C}_A(t_k) \boldsymbol{\xi}_A(t_k) + \mathbf{n}_{Y_A(t_k)} \quad (8)$$

$$\mathbf{Y}_A(t_{k+1}) = \mathbf{Y}'_A(t_{k+1}) - \mathbf{C}_A(t_{k+1}) \boldsymbol{\xi}_A(t_{k+1}) + \mathbf{n}_{Y_A(t_{k+1})} \quad (9)$$

其中, $\mathbf{Y}'_A(t_{k-1}), \mathbf{Y}'_A(t_k), \mathbf{Y}'_A(t_{k+1})$ 分别为传感器 A 在 t_{k-1}, t_k, t_{k+1} 时刻的本地笛卡尔坐标系下的真实位置; $\mathbf{C}_A(t)$ 为误差的变换矩阵; $\boldsymbol{\xi}_A(t)$ 为传感器的系统误差; $\mathbf{n}_{Y_A(t)}$ 为系统噪声,假设 $\mathbf{n}_{Y_A(t_{k-1})}, \mathbf{n}_{Y_A(t_k)}, \mathbf{n}_{Y_A(t_{k+1})}$ 为零均值、相互独立的高斯型随机变量,其噪声协方差矩阵分别为 $\mathbf{R}_A(k-1), \mathbf{R}_A(k), \mathbf{R}_A(k+1)$ 。

将式(7)~式(9)代入式(6),可得

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{Y}}_A(t_{Bk}) = & [a\mathbf{Y}'_A(t_{k-1}) + b\mathbf{Y}'_A(t_k) + c\mathbf{Y}'_A(t_{k+1})] + \\ & [a\mathbf{C}_A(t_{k-1})\boldsymbol{\xi}_A(t_{k-1}) + b\mathbf{C}_A(t_k)\boldsymbol{\xi}_A(t_k) + \\ & c\mathbf{C}_A(t_{k+1})\boldsymbol{\xi}_A(t_{k+1})] + \\ & [a\mathbf{n}_{Y_A(t_{k-1})} + b\mathbf{n}_{Y_A(t_k)} + c\mathbf{n}_{Y_A(t_{k+1})}] = \\ & \bar{\mathbf{Y}}'_A(t_{Bk}) + \bar{\boldsymbol{\xi}}_A(t_{k-1}, t_k, t_{k+1}) + \mathbf{n}_{Y_A(t_{k-1}, t_k, t_{k+1})} \end{aligned} \quad (10)$$

其中, $\bar{\mathbf{Y}}'_A(t_{Bk}) = a\mathbf{Y}'_A(t_{k-1}) + b\mathbf{Y}'_A(t_k) + c\mathbf{Y}'_A(t_{k+1})$, 为传感器 A 的本地直角坐标系下目标的真实位置在 t_{Bk} 时刻的时间配准值; 而 $\bar{\boldsymbol{\xi}}_A(t_{k-1}, t_k, t_{k+1}) = a\mathbf{C}_A(t_{k-1})\boldsymbol{\xi}_A(t_{k-1}) + b\mathbf{C}_A(t_k)\boldsymbol{\xi}_A(t_k) + c\mathbf{C}_A(t_{k+1})\boldsymbol{\xi}_A(t_{k+1})$ 为传感器量测的系统误差造成的误差项; $\mathbf{n}_{Y_A(t_{k-1}, t_k, t_{k+1})} = a\mathbf{n}_{Y_A(t_{k-1})} + b\mathbf{n}_{Y_A(t_k)} + c\mathbf{n}_{Y_A(t_{k+1})}$, 为随机噪声,假定 t_{k-1}, t_k, t_{k+1} 时刻的噪声为互不相关的零均值白噪声,则 $\mathbf{n}_{Y_A(t_{k-1}, t_k, t_{k+1})}$ 为均值为零,协方差矩阵为 $\mathbf{R}_A = a^2\mathbf{R}_A(k-1) + b^2\mathbf{R}_A(k) + c^2\mathbf{R}_A(k+1)$ 的白噪声。而 a, b, c 分别为

$$\begin{aligned} a = & \frac{(t_{Bk} - t_k)(t_{Bk} - t_{k+1})}{(t_{k-1} - t_k)(t_{k-1} - t_{k+1})} \\ b = & \frac{(t_{Bk} - t_{k-1})(t_{Bk} - t_{k+1})}{(t_k - t_{k-1})(t_k - t_{k+1})} \\ c = & \frac{(t_{Bk} - t_{k-1})(t_{Bk} - t_k)}{(t_{k+1} - t_{k-1})(t_{k+1} - t_k)} \end{aligned}$$

且 $a + b + c = 1$ 。

而 t_{Bk} 时刻,传感器 B 的量测为

$$\mathbf{Y}_B(t_{Bk}) = \mathbf{Y}'_B(t_{Bk}) + \mathbf{C}_B(t_{Bk}) \boldsymbol{\xi}_B(t_{Bk}) + \mathbf{n}_{Y_B(t_{Bk})} \quad (11)$$

式中, $\mathbf{Y}'_B(t_{Bk})$ 为传感器 B 的本地直角坐标系下目标的真实位置; $\boldsymbol{\xi}_B(t_{Bk})$ 为传感器 B 的系统误差; $\mathbf{n}_{Y_B(t_{Bk})}$ 为传感器 B 的随机误差。

根据基于 ECEF 的空间配准算法,定义伪量测为

$$\begin{aligned} \mathbf{Z}(k) = & [\mathbf{X}_{AS}(t_{Bk}) + \mathbf{B}_A(t_{Bk}) \bar{\mathbf{Y}}_A(t_{Bk})] - \\ & [\mathbf{X}_{BS}(t_{Bk}) + \mathbf{B}_B(t_{Bk}) \mathbf{Y}_B(t_{Bk})] \end{aligned} \quad (12)$$

对于同一公共目标,其在 ECEF 坐标系下的位置为 $\mathbf{X}_e$ 则有

$$\mathbf{X}_e = \mathbf{X}_{AS}(t_{Bk}) + \mathbf{B}_A(t_{Bk}) \bar{\mathbf{Y}}'_A(t_{Bk}) =$$

$$\mathbf{X}_{BS}(t_{Bk}) + \mathbf{B}_B(t_{Bk})\bar{\mathbf{Y}}_B'(t_{Bk}) \quad (13)$$

式中 $\mathbf{X}_{AS}(t)$ 和 $\mathbf{X}_{BS}(t)$ 分别为传感器 A 和传感器 B 在 ECEF 坐标系下的位置。

将式(11)、式(13)代入式(12),则有

$$\mathbf{Z}(k) = \mathbf{G}(k)\boldsymbol{\beta}(k) + \mathbf{W}(k) \quad (14)$$

其中 $\mathbf{G}(k)$ 为量测矩阵; $\boldsymbol{\beta}(k)$ 为待估计的传感器系统误差向量; $\mathbf{W}(k)$ 为伪量测方程的误差项,其为均值为零、协方差矩阵为 $\mathbf{R}_w(k)$ 的白噪声。

$$\mathbf{G}(k)=[-a\mathbf{J}_A(t_{k-1}), -b\mathbf{J}_A(t_k), -c\mathbf{J}_A(t_{k+1})],$$

$$\mathbf{J}_B(t) = \lambda \mathbf{J}$$

$$\lambda = [-a, -b, -c, 1]$$

$$\mathbf{J} = [\mathbf{J}_A(t_{k-1}), \mathbf{J}_A(t_k), \mathbf{J}_A(t_{k+1}), \mathbf{J}_B(t)]^T$$

$$\mathbf{J}_A(t_{k-1}) = \mathbf{B}_A(t_{k-1})\mathbf{C}_A(t_{k-1})$$

$$\mathbf{J}_A(t_k) = \mathbf{B}_A(t_k)\mathbf{C}_A(t_k)$$

$$\mathbf{J}_A(t_{k+1}) = \mathbf{B}_A(t_{k+1})\mathbf{C}_A(t_{k+1})$$

$$\mathbf{J}_B(t_{k+1}) = \mathbf{B}_B(t)\mathbf{C}_B(t)$$

$$\boldsymbol{\beta}(k) = [\boldsymbol{\xi}_A(t_{k-1}), \boldsymbol{\xi}_A(t_k), \boldsymbol{\xi}_A(t_{k+1}), \boldsymbol{\xi}_B(t_{Bk})]^T$$

$$\mathbf{W}(k) = \mathbf{G}[\mathbf{n}_{YA}(t_{k-1}), \mathbf{n}_{YA}(t_k), \mathbf{n}_{YA}(t_{k+1}), \mathbf{n}_{YB}(t_{Bk})]^T$$

$$\mathbf{R}_w(k) = a^2\mathbf{J}_A(t_{k-1})\mathbf{R}_A(k-1)[\mathbf{J}_A(t_{k-1})]^T +$$

$$b^2\mathbf{J}_A(t_k)^2\mathbf{R}_A(k)[\mathbf{J}_A(t_k)]^T +$$

$$c^2\mathbf{J}_A(t_{k+1})\mathbf{R}_A(k+1)[\mathbf{J}_A(t_{k+1})]^T$$

由式(14)可以看出,由此方法构建的伪量测仅与传感器的位置、传感器的量测值、传感器的数据时间、传感器的系统误差、传感器的随机噪声相关,而与目标的状态信息无关。因此利用内插外推时间配准后的传感器数据进行空间配准的方法是可行的。

可以得到传感器系统误差的状态方程和量测方程:

$$\left. \begin{aligned} \boldsymbol{\beta}(k+1) &= \mathbf{F}(k|k-1)\boldsymbol{\beta}(k) + \mathbf{Q}(k) \\ \mathbf{Z}(k) &= \mathbf{G}(k)\boldsymbol{\beta}(k) + \mathbf{W}(k) \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

其中 $\mathbf{F}(k|k-1)$ 的取值与传感器的系统误差的变化规律相关,若传感器的系统误差是缓变的,则 $\mathbf{F}(k|k-1)$ 近似为单位矩阵,可取 $\mathbf{F}(k|k-1) = 0.99\mathbf{I}$ 。

根据式(15)构建的伪量测方程采用卡尔曼滤波进行递推,即可得到传感器的系统误差。

首先进行一步预测:

$$\hat{\boldsymbol{\beta}}_{k|k-1} = \mathbf{F}(k|k-1)\hat{\boldsymbol{\beta}}_{k-1|k-1} \quad (16)$$

$$\mathbf{P}_{k|k-1} =$$

$$\mathbf{F}(k|k-1)\mathbf{P}_{k-1|k-1}\mathbf{F}^T(k|k-1) + \mathbf{Q}(k-1) \quad (17)$$

$$\mathbf{Z}_{k|k-1} = \mathbf{G}(k)\hat{\boldsymbol{\beta}}_{k|k-1} \quad (18)$$

随后计算滤波增益:

$$\mathbf{S}_k = \mathbf{G}(k)\mathbf{P}_{k|k-1}\mathbf{G}^T(k) + \mathbf{R}_w(k) \quad (19)$$

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k|k-1}\mathbf{G}^T(k)\mathbf{S}_k^{-1} \quad (20)$$

最后完成更新:

$$\left. \begin{aligned} \hat{\boldsymbol{\beta}}_{k|k} &= \hat{\boldsymbol{\beta}}_{k-1|k-1} + \mathbf{K}_k(\mathbf{Z}(k) - \mathbf{Z}_{k|k-1}) \\ \mathbf{P}_{k|k} &= \mathbf{P}_{k|k-1} - \mathbf{K}_k\mathbf{S}_k\mathbf{K}_k^T \end{aligned} \right\} \quad (21)$$

得到的 $\hat{\boldsymbol{\beta}}_{k|k}$ 即为传感器的量测系统误差估计。

2.3 算法步骤

根据前文分析,本文提出的异步传感器空间配准算法步骤如下:

- 1) 确定低采样率传感器的数据时刻(如前文中的传感器 B 的数据时刻 t_{Bk});
- 2) 采用内插外推时间配准算法,根据式(6)计算高采样率传感器的时间配准结果;
- 3) 根据式(12)计算伪量测方程。

采用卡尔曼滤波,根据式(16)~式(21)估计传感器的系统误差。

3 仿真分析

假定传感器 A 的系统误差为 $\boldsymbol{\xi}_A(k) = [100\text{ m}, 0.01\text{ rad}, 0.01\text{ rad}]^T$,随机噪声为均值为 0、协方差为 $\text{diag}[10^2, 0.002^2, 0.002^2]$ 的白噪声,采样周期为 0.08 s。传感器 B 的系统误差为 $\boldsymbol{\xi}_B(k) = [-150\text{ m}, 0.05\text{ rad}, -0.02\text{ rad}]^T$,随机噪声为均值为 0、协方差为 $\text{diag}[10^2, 0.002^2, 0.002^2]$ 的白噪声,采样周期为 0.1 s。传感器 A 在 ECEF 坐标系下的位置为 (0,0,0),传感器 B 在 ECEF 坐标系下的位置为 (10 000,10 000,5 000)。目标在 ECEF 坐标系下的初始位置为 (5 000,5 000,2 000)。

3.1 目标匀速直线运动

假定目标尚未发现被导弹锁定,仍然保持匀速直线运动状态,速度为 $[100\text{ m/s}, 200\text{ m/s}, 10\text{ m/s}]$ 。分别采用本文算法和文献[9]中的算法对传感器的系统误差进行估计,结果如图 2~图 4 所示。此处所采用的评价方式为迭代中值误差(IMRE, Iterative Mid-Range Error)^[15],可避免均方根误差(RMSE, Root Mean Square Error)在结果评估中的悲观性,且具有较好的鲁棒性。

由图 2~图 4 可以发现,当目标匀速运动时,本文算法对传感器的系统误差估计的 IMRE 和文献[9]中的算法对传感器的系统误差估计的 IMRE 相差不大。传感器 A 的距离系统误差的估计精度在 10 m 左右,传感器 B 的距离系统误差的估计精度在 3 m 左右;传感器 A 的方位角系统误差的估计精度在 0.002 rad 左右,传感器 B 的方位角系统误差的估计精度在 0.004 rad 左右;传感器 A 的俯仰角

系统误差的估计精度在 0.002 rad 左右,传感器 B 的俯仰角系统误差的估计精度在 0.004 rad 左右。

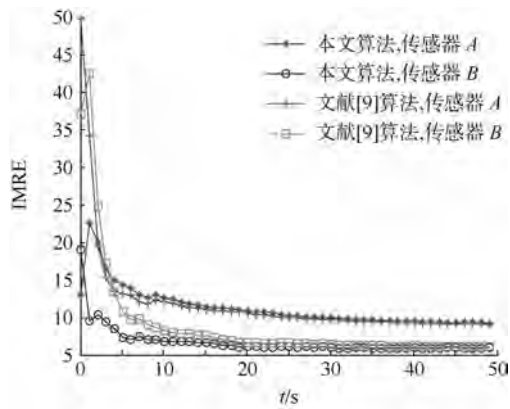


图 2 匀速条件下距离误差估计 IMRE
Fig. 2 IMRE of range bias estimation with CV motion

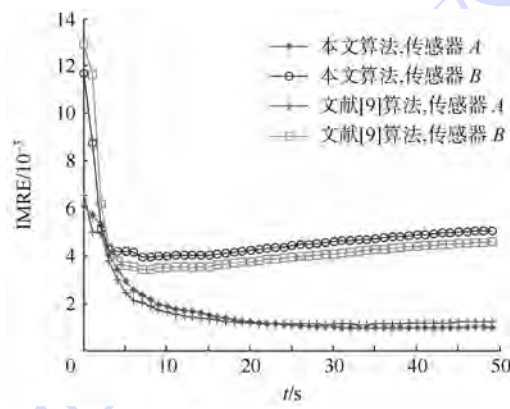


图 3 匀速条件下方位角误差估计 IMRE
Fig. 3 IMRE of azimuth bias estimation with CV motion

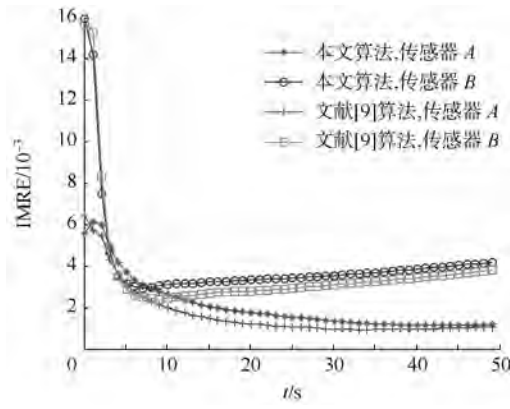


图 4 匀速条件下俯仰角误差估计 IMRE
Fig. 4 IMRE of elevation bias estimation with CV motion

3.2 目标蛇形机动

假定目标发现被锁定,立即采取蛇形机动,现分别采用本文算法和文献[9]中算法对传感器的系统误差进行估计,结果如图 5~图 7 所示。

由图 5~图 7 可以看出,当目标作蛇形机动时,本文算法受影响很小,仍然可以较好地估计传感器的系统误差,但文献[9]算法的估计精度略有下降。

本文算法对传感器距离误差的估计精度仍然能维持在 10 m 以下,但文献[9]中算法对传感器 A 的距离误差的估计精度已经恶化到 15 m 左右;在方位角和俯仰角系统误差的估计精度上,本文算法和文献[9]中的算法均有所恶化,但文献[9]中的算法明显受目标机动影响较大。

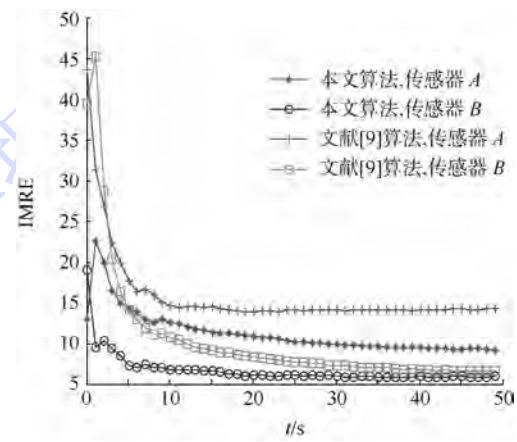


图 5 机动条件下距离误差估计 IMRE
Fig. 5 IMRE of range bias estimation with snake-maneuver motion

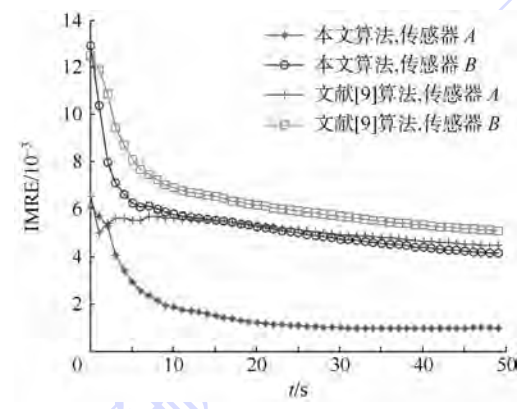


图 6 机动条件下方位角误差估计 IMRE
Fig. 6 IMRE of azimuth bias estimation with snake-maneuver motion

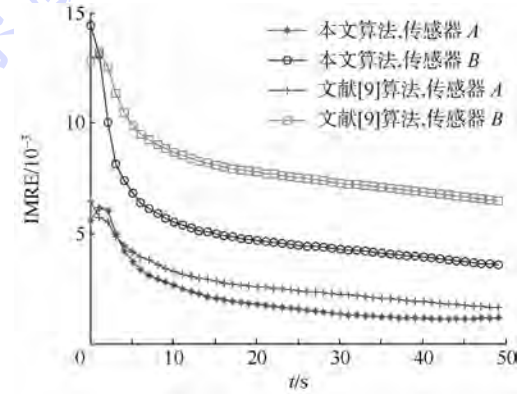


图 7 机动条件下俯仰角误差估计 IMRE
Fig. 7 IMRE of elevation bias estimation with snake-maneuver motion

这是由于文献[9]的算法在在伪量测推导过程与目标的状态向量密切相关,且状态向量为位置和速度分量,因此难以抵抗目标机动可带来的误差。而本文的伪量测推到过程完全基于传感器对目标的量测,仅与目标的位置相关,并不受目标运动状态影响,因此在目标蛇形机动时,本文算法仍然可以较好地实现空间配准。

3.3 算法实时性验证

导弹攻击目标的过程瞬息万变,因此需验证本文算法的实时性是否满足需求。本文算法在进行估计时状态向量的维数较文献[9]增加3维,因此滤波时间应稍有增加。本文仿真环境中的计算机配置如下,CPU为i3-2120,主频3.30 GHz,内存2 GB。在进行500步滤波的情况下,本文算法总的滤波时间需消耗0.008 2 s,文献[9]需消耗0.007 8 s,本文算法仅增加0.000 5 s,可认为未增加实时性负担。

4 结 论

本文将内插外推时间配准算法应用于异步传感器空间配准算法中,推导了在此情况下的伪量测方程,实现了非同步传感器空间配准。本文算法的优越性在于推导伪量测方程的过程中未利用目标运动状态进行外推,从而减轻了目标的机动对伪量测方程的影响。仿真表明:本文算法在目标蛇形机动与非机动时均能实现对传感器系统误差的准确估计;算法实时性满足要求。但是,本文算法的局限性在于仍然只考虑了传感器的探测系统误差,定姿误差与定位误差都未考虑。

参考文献 (References)

- [1] 孙松斌,宋建梅,张婧. 超低空拦截导弹武器系统的 UKF-IMM 目标跟踪算法[J]. 系统工程与电子技术, 2009, 31(10): 2367 - 2371
Sun Songbin, Song Jianmei, Zhang Jing. Target tracking algorithm of super-low altitude interceptors based on UKF-IMM[J]. Systems Engineering and Electronics, 2009, 31(10): 2367 - 2371 (in Chinese)
- [2] 王琳,于雷,王小强,等. 网络瞄准环境下最优分布式航迹融合算法[J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33(11): 2517 - 2521
Wang Lin, Yu Lei, Wang Xiaoqiang, et al. Optimal distributed track fusion method in network targeting[J]. Control Theory and Applications, 2011, 33(11): 2517 - 2521 (in Chinese)
- [3] Besada J A, de Miguel G, Bernardos A M, et al. Generic multi-sensor multitarget bias estimation architecture[J]. IET Radar Sonar and Navigation, 2012, 6(5): 365 - 378
- [4] Besada P J A, García H J, De Miguel V G. New approach to on-line optimal estimation of multisensor biases[J]. IEE Proceedings: Radar, Sonar and Navigation, 2004, 151(1): 31 - 40
- [5] Ristic B E, Gordon N. Calibration of multi-target tracking algorithms using non-cooperative targets[J]. IEEE Journal of Selected Topics in Signal Processing, 2013, 7(3): 390 - 398
- [6] Nabaa N, Bishop R H. Solution to a multisensor tracking problem with sensor registration errors[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1999, 35(1): 354 - 363
- [7] Hsieh C S. General two-stage extended Kalman filters[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2003, 48(2): 289 - 293
- [8] 李达,李少洪. 基于地心坐标系的多传感器动态偏差估计算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(9): 1082 - 1085
Li Da, Li Shaohong. Multisensor dynamic bias estimation with earth-centered earth-fixed coordinate system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(9): 1082 - 1085 (in Chinese)
- [9] Lin X, Bar-Shalom Y, Kirubarajan T. Multisensor-multitarget bias estimation for general asynchronous sensors[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2005, 41(3): 899 - 921
- [10] Hu Y Y, Zhou D H. Bias fusion estimation for multi-target tracking systems with multiple asynchronous sensors[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 27(1): 95 - 104
- [11] Ristic B, Okello N. Sensor registration in ECEF coordinates using the MLR algorithm[C]//Proceedings of the 6th International Conference on Information Fusion, FUSION 2003. Cairns: IEEE Computer Society, 2003, 1: 135 - 142
- [12] Yang W J, Cui F, Li X, et al. Research on time registration algorithms of multi-sensor fusion system[C]//Proceedings of the Conference on Computer Science and Automation Engineering, 2011: 446 - 449
- [13] 王宝树,李芳社. 基于数据融合技术的多目标跟踪算法研究[J]. 西安电子科技大学学报, 1998, 25(3): 269 - 272
Wang Baoshu, Li Fangshe. The research on multiple targets tracking based on the data fusion technique[J]. Journal of Xidian University, 1998, 25(3): 269 - 272 (in Chinese)
- [14] 梁凯,潘泉,宋国明,等. 基于曲线拟合的多传感器时间对准方法研究[J]. 火力与指挥控制, 2006, 31(12): 51 - 53
Liang Kai, Pan Quan, Song Guoming, et al. The study of multi-sensor time registration method based on curve fitting[J]. Fire Control and Command Control, 2006, 31(12): 51 - 53 (in Chinese)
- [15] Yin H L, Lan J, Li X R. New robust metrics of central tendency for estimation performance evaluation[C]//15th International Conference on Information Fusion, FUSION 2012. Washington D C: IEEE Computer Society, 2012: 2020 - 2027

基于空间映射的视觉注意力分配预测模型



吴 旭 完颜笑如 庄达民

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为预测飞行员视觉注意力分配, 在 SEEV (Salient Effort Expectancy Value) 模型和多因素模型的基础上引入注意控制空间和资源分配空间的概念. 前者描述了影响注意力分配因素, 而后者则反应了兴趣区域所获得的注意资源. 并通过空间映射建立注意力分配的预测模型, 应用模糊层次分析的方法对模型进行结算. 为验证预测模型效度, 采用 16 名被试在飞行模拟器上开展基于异常信息恢复的工效学实验, 通过眼动追踪装置记录注视点分布作为注意力分配指标. 被试需要根据实验条件对主飞行显示器仿真界面中的目标信息状态进行监视, 并通过驾驶杆的指定操作对异常信息进行响应. 实验结果表明, 注意力分配预测模型的理论结果与工效实验中注视点分布的实验结果显著相关且吻合较好, 验证了预测模型的可用性.

关 键 词: 视觉注意力分配; 数学模型; 眼动追踪; 注视点分布; 人机工效

中图分类号: R 857.1; B 842.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2014)12-1713-06

Pilot visual attention allocation modeling based on spatial mapping

Wu Xu Wanyan Xiaoru Zhuang Damin

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

Abstract: To investigate pilot visual attention allocation, salient-expectancy-effort-value (SEEV) model and multiple factor model were applied to introduce the concept of attention control space and resource allocation space. The former space described the influencing factors of attention allocation while the latter one depicted the attention resource allocated to certain area of interest. A new forecast mathematical model was established based on spatial mapping and calculated in the method of fuzzy analytic hierarchy process. In order to verify the effectiveness of the new model, sixteen subjects were recruited in an ergonomics experiment to perform an unusual attitude recovery task in a high fidelity flight simulator. As evaluation index of attention allocation, the fixation distribution of subjects was recorded by eye-movement tracking device. The subjects were required to monitor the state of information targets presented on the primary flight display simulation interface according to the current experiment condition and respond to unusual information by the corresponding operation of the steering wheel. The experiment results reveal good agreement and significant correlation with the theoretical model and hence validate the effectiveness of model.

Key words: visual attention allocation; mathematical modeling; eye-movement tracking; fixation distribution; ergonomics

随着飞行器的人机交互程度和智能化程度不断提升, 飞行任务逐渐趋于复杂和多样化, 飞行员

在航空系统中所承担的角色也从系统的操作者变成了监控者和决策者^[1-2]. 在此背景下飞行员在

收稿日期: 2014-01-08; 网络出版时间: 2014-05-26 10:14; DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0001

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0001.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61179053); 高等学校博士学科点专项科研基金资助项目(20121102120013); 研究生科技創新实践基金资助项目(YCSJ-01-201305)

作者简介: 吴 旭(1987-), 男, 天津人, 博士生, e126126_19@126.com.

认知方面的问题日益突出,因此研究飞行员注意力分配机理并开展相应工效学应用研究对于保障飞行安全、减少人为失误、优化显控界面设计,具有重要的理论意义和工程应用前景^[3].

由于飞行任务及飞行环境所具有的复杂性和危险性,对飞行员认知行为进行全面而深入地建模研究历来都受到航空工效学界的重视.近年来国内外学者对注意力分配的认知建模先后进行了不同程度的研究. Senders 通过引入信息带宽的概念建立了第一个仪表监视行为的量化模型,其研究发现作业人员的视觉扫视行为可用仪表带宽来解释^[4]. 随后, Carbonell 和 Sheridan 等人通过引入仪表信息价值因素对 Senders 的模型进行完善^[5-6]. 而 Bohnen 等人将报警率和信息带宽的概念区分开,认为视觉注意力分配是基于探测时间采样,并修正了 Senders 的模型^[7]. Wickens 等人则将影响注意力分配的因素理解为信息突显性、努力、期望以及价值,并通过线性加权的方法建立了 SEEV (Salient Effort Expectancy Value) 模型,随后为预测飞行员对突发事件的注意捕捉能力提出了 Noticing-SEEV 模型^[8-9]. Miller 等人为研究合成视景系统的可用性,在 SEEV 模型的基础上加入信息含量因素,并基于界面生态学优化了该模型^[10]. 此外, Matsui 等人应用模糊控制模型来解释与注意机制相关的心理状态及思维活动,并给出了汽车驾驶员的注意力分配模型^[11]. 完颜笑如等人应用模糊控制模型来量化仪表信息重要度的认知过程,并提出了基于混合熵最大化的注意力分配模型,该模型综合考虑了信息重要度、潜在认知概率和信息检出效率对飞行员注意力分配策略的影响^[12]. 吴旭等人从信息加工的两条通路入手,针对 SEEV 模型和混合熵模型所存在的局限性,提出了一个多因素条件下的注意力分配模型^[3]. 由于该模型所采用的数学公式制约了模型的完善与优化,在考虑新的影响因素特别是脑力负荷时模型的效度有待进一步验证.

为此,本研究在多因素注意力分配模型的基础上,引入注意控制空间和资源分配空间,将与注意相关的多因素归纳为注意控制空间的一组基底,将脑力负荷描述为制约注意控制空间到资源分配空间映射的影响因素. 将注意力分配推广到空间映射的思想便于模型的建立和优化. 由于认知过程存在一定模糊性,则可以根据模糊层次分析方法建立递阶结构模型,从而对研究所提出模型进行结算并预测出注意力分配的情况. 为验证模型效度,本研究在飞行模拟器上开展不同脑力

负荷水平下异常信息恢复的飞行仿真任务,结合眼动测量所获得的注意力分配实验值与理论模型预测值进行比较.

1 基于空间映射的注意力分配模型

通过定义注意控制空间和资源分配空间,将注意力分配机制描述为这两个空间上的映射关系,并结合模糊层次分析的方法进行结算,从而预测出各兴趣区域所获得注意资源的分配情况.

1.1 注意控制空间建模

一般认为注意控制机制由两条通路组成:一条是自上而下的注意,是系统的一种自动的搜索或选择性控制;另一条是自下而上的注意,由输入特征驱动^[13]. 多因素注意力分配模型将影响注意力分配的因素归纳为信息发生概率、信息重要度、信息突显性以及努力^[3],则由这些因素所张成的线性空间记为注意控制空间 Φ . 于是,在 t 时刻 n 个兴趣区域 (AOI, Area of Interest) 中所包含的信息在空间 Φ 上的状态水平为

$$\varphi = (\varphi_1(t), \cdots, \varphi_i(t), \cdots, \varphi_n(t)) \quad (1)$$

$$\varphi_i(t) = \sum_{j=1}^m c_{ij}(t) \phi_j(t) \quad i = 1, 2, \cdots, n \quad (2)$$

其中, $(\phi_j(t))$ 是空间 Φ 上一组维度为 m 的基底; $c_{ij}(t)$ 是其展开系数. 前者是由影响注意力分配的因素所构成的,而后者则是对这些影响因素的数值量化. 在一般的航空人机交互系统中,沿用多因素模型中的 4 个因素,并记作 $\{\phi_j^*(t)\} = \{\text{信息突显性, 努力, 发生概率, 重要度}\}$ 为注意控制空间 Φ 上的基本基底.

1.2 资源分配空间建模

根据 Tombu 等人提出的中枢能量共享理论,注意被看作是对刺激进行归类和识别的认知资源或能力^[14]. 在一段时间内可利用的认知资源量一部分由个体的唤醒水平 ω 所决定,根据 Matsui 的观点,视觉信息认知资源是与脑唤醒水平以及注意控制机制密切相关的^[11]. 那么,定义 n 个兴趣区域中视觉信息所获得的认知资源构成了资源分配空间 Ψ , 则空间 Ψ 中的状态水平可表示为

$$\psi = (\psi_1(\omega), \cdots, \psi_i(\omega), \cdots, \psi_n(\omega)) \quad (3)$$

$$\psi_i(\omega) = \int \xi(\omega) \varphi_i(t) dt \quad (4)$$

其中, $\varphi_i(t)$ 表示在 t 时刻视觉信息在空间 Φ 上的状态; $\xi(\omega)$ 则是由脑唤醒水平决定的算子:

$$\xi(\omega): \Phi \rightarrow \Psi \quad (5)$$

$$\xi(\omega) = (\xi_1(\omega), \cdots, \xi_j(\omega), \cdots, \xi_m(\omega)) \quad (6)$$

$\xi(\omega)$ 将空间 Φ 映射到空间 Ψ , 表示认知资

源水平对注意力控制空间 Φ 基底的权重量化,故:

$$\sum_{j=1}^m \xi_j(\omega) = 1 \tag{7}$$

为了模型的规范和统一,适当选取空间 Φ 的基底 $\{\phi_j(t)\}$ 构成一组标准正交基. 同时将展开系数 $c_{ij}(t)$ 进行归一化处理,使得空间 Φ 上每个维度的基底对所有兴趣区域评价程度的总和为 1,即

$$\sum_{i=1}^n c_{ij} = 1 \quad j = 1, 2, \dots, m \tag{8}$$

不失一般性,假设在作业过程中的较小时间段内,空间 Φ 上状态水平 $\varphi_i(t)$ 不随时间变化,算子 $\xi(\omega)$ 也不随脑唤醒水平变化,并且为了模型的简化将空间 Φ 的基底 $\{\phi_j(t)\}$ 选为自然基底,那么 AOI_i 获得的注意资源分配为

$$\psi_i = \int \xi(\varepsilon) \varphi_i(t) dt = \sum_{j=1}^m \xi_j c_{ij} \tag{9}$$

注意到此时:

$$\sum_{i=1}^n \psi_i = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \xi_j c_{ij} = \sum_{j=1}^m \xi_j = 1 \tag{10}$$

这说明作业人员对 n 个兴趣区域按照其认知水平进行资源分配,并且资源总和为 1.

1.3 基于模糊层次分析的注意力分配模型结算

根据前面提出的注意力控制空间和资源分配空间,应用模糊层次分析的方法预测注意力资源分配,建立如图 1 所示的多层次递阶结构模型. 其中注意控制空间 Φ 描述了方案层到准则层的关系,资源分配空间 Ψ 则描述了从方案层到目标层的关系,算子 $\xi(\omega)$ 定义了准则层到目标层的权重关系,从而将空间 Φ 映射到空间 Ψ .

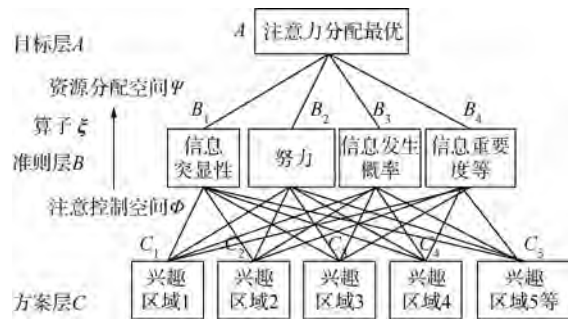


图 1 注意力分配多层次递阶结构模型

Fig. 1 Hierarchical structure model of attention allocation

根据多层次递阶结构模型建立模糊互补矩阵,模糊互补矩阵 R 表示针对上一层次某元素,本层次与之有关的元素之间相对优度的比较. 设上层次元素 B_j 同下一层次中的元素 $C_1, C_2, \dots, C_n$ 有联系,则模糊互补矩阵可表示为

$$R_{BC_j} = \begin{pmatrix} r_{j1} & \cdots & r_{jn} \\ \vdots & & \vdots \\ r_{jn1} & \cdots & r_{jnn} \end{pmatrix} \tag{11}$$

其中 r_{jik} 元素表示元素 C_i 和元素 C_k 相对比上一层元素 B_j 进行比较时,元素 C_i 和元素 C_k 具有模糊关系“ C_i 比 C_k 重要得多”的隶属度. 为了定量描述这种相对优度,采用 0.1 ~ 0.9 的一位小数给予数量标度,数值越大表示重要程度越高. 根据上述的数字标度理论,将方案层 C 及准则层 B 的元素相对上一层进行比较,分别得到模糊互补矩阵 R_{BC_j} 和 R_{AB} .

由于研究问题的复杂性和认知的模糊性,使得构造出来的模糊互补矩阵往往不具有一致性. 这时可应用模糊矩阵一致性的充要条件进行调整,具体的调整步骤参考文献[15].

在单一准则下确定方案的优度值. 根据模糊互补矩阵的元素与权重关系式给出排序方法,则设方案层优度值 w_{ji} 为

$$w_{ji} = c_{ij} = \frac{1}{n} - \frac{1}{2\alpha} + \frac{1}{n\alpha} \sum_{k=1}^n r_{jik} \tag{12}$$

$$r_{jik} \in R_{BC_j}; i, j = 1, 2, \dots, m; \alpha \geq \frac{n-1}{2} \tag{13}$$

准则层优度值为

$$w_j = \xi_j = \frac{1}{n} - \frac{1}{2\alpha} + \frac{1}{n\alpha} \sum_{h=1}^m r_{jh} \tag{14}$$

$$r_{jh} \in R_{AB}; j = 1, 2, \dots, m; \alpha \geq \frac{n-1}{2} \tag{15}$$

根据层次总优度对方案层排序. 在单一准则优度值排序的基础上,计算诸方案的总体优度值,则 AOI_i 所获得注意力资源的比例为

$$\psi_i = \sum_{j=1}^m \xi_j c_{ij} = \sum_{j=1}^m w_j w_{ji} \tag{16}$$

2 工效学实验方法

2.1 被试

实验被试为 16 名北京航空航天大学在校研究生(12 男 4 女),具有航空知识背景,年龄在 23 ~ 28 岁之间(均值 = 24.8,标准差 = 1.3),右利手,视力或矫正视力正常,无色盲色弱.

2.2 实验仪器

实验在飞行模拟器上进行,实验界面选用空客 A320 主飞行显示界面,应用专业仪表仿真软件 GL Studio 快速构建并绘制,如图 2 所示. 实验采用非接触式红外眼动仪 Smart Eye Pro 5.9 记录被试的注视情况.

2.3 实验设计

16 名被试需要参与两组不同脑力负荷下的



图2 实验界面
Fig.2 Experiment interface

飞行模拟实验,完成对主飞行显示器中异常信息恢复的实验任务^[16].参照文献[17]中的方法,实验采用时间压力来控制脑力负荷水平,在低时间压力下,异常信息呈现2 s;在高时间压力下,异常信息呈现1 s.目标信息选用5个主飞行仪表信息:空速、高度、俯仰、滚转和航向,异常状态信息等概率随机发生,同一时间允许一个异常状态信息发生.为消除实验顺序及疲劳造成的误差,实验按照拉丁方设计进行.根据文献[3]实验界面的兴趣区域划分如图2所示,注意到AOI₂包含了姿态表中的滚转和俯仰两个仪表信息.

2.4 实验步骤

实验前被试需要熟悉飞行模拟器并练习实验任务操作.实验任务中异常状态发生时,相应的仪表信息会超出正常数值范围并伴随颜色变化,被试需要通过推/拉或旋转驾驶盘对不同的异常信息做出不同的操作进行响应并恢复异常.被试需要在不同时间压力下合理分配注意力来完成实验任务.每组实验持续10 min,两组实验间隔5 min,实验过程中眼动仪处于实时追踪状态.

3 结果

3.1 注意力分配的理论预测值与眼动追踪实验值

根据建立的注意力分配预测模型,可知本实验中兴趣区域个数 $n=4$,且根据式(2)选取 $\{\phi_j^*(t)\}$ 为注意力控制空间的基底,则注意控制空间维度 $m=4$.

根据式(11)分别建立模糊互补矩阵 R_{BC_j} 和 R_{AB} ,矩阵元素的确定依据多因素模型中属性值的量化以及上述数字标度理论.以 R_{BC_2} 为例,由于 $\phi_2(t)$ 描述了努力因素对注意力分配的影响,根据多因素模型中的量化依据^[3],努力的属性值由兴

趣区域间的平均相对距离 $D(\text{cm})$ 量化.通过测量得出 $D_{AOI_i}=(10.1,8.7,13.1,12.9)$,则根据数字标度理论得出矩阵:

$$R_{BC_2}=\begin{pmatrix}0.5 & 0.3 & 0.6 & 0.6 \\ 0.7 & 0.5 & 0.8 & 0.8 \\ 0.4 & 0.2 & 0.5 & 0.5 \\ 0.4 & 0.2 & 0.5 & 0.5\end{pmatrix}$$

经过一致性检验,则根据式(12)~式(16)可以计算出在不同时间压力水平下单一层次的优度值 w_{μ} 和 w_j 以及方案层的总优度值 ψ_i ,即为注意资源分配比例的理论预测值.

依据实验所采用眼动仪的工作原理,定义被试对某兴趣区域的注视点个数与总注视点个数之比为该信息的注意力分配比例的眼动实验值.注意力分配的理论模型值和眼动实验值详见表1.

表1 注意力分配比例理论值和实验值(均值±标准差)
Table 1 Theoretical and experimental results of percentage attention allocation: mean ± standard deviation %

兴趣区域	低时间压力		高时间压力	
	理论值	实验值	理论值	实验值
1	22.8	21.9±1.7	22.7	20.8±2.6
2	31.5	32.3±2.4	32.0	34.2±3.7
3	24.1	24.7±2.5	23.4	23.6±2.6
4	21.6	21.1±1.7	21.9	21.6±1.4

3.2 注意力分配理论值与实验值的回归分析

一元回归分析表明:在不同时间压力水平下,注意资源分配的理论预测值与被试眼动追踪值的相关系数分别为 $r=0.924,0.912$,残差分别为 $R^2=0.8543,0.8313$,相关性均显著 $p<0.01$,见图3.

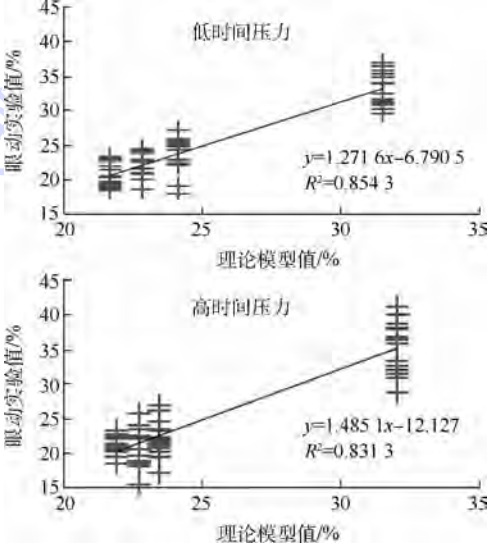


图3 注意力分配的理论值与实验值的回归分析
Fig.3 Regression analysis between theoretical and experimental results of attention allocation

通过理论模型值和眼动实验值的对比,可以看出不同时间压力条件下二者的变化趋势是相一致的,显然兴趣区域 2 获得了更多的注意资源. 并且在两种设定的时间压力下,注意资源的分配存在一定差异,即随时间压力水平的增加,注意资源更倾向于分配到高价值高期望的兴趣区域.

4 讨 论

本研究在提出注意控制空间和资源分配空间的基础上建立注意力分配的数学模型,并根据模糊层次分析的方法对模型进行结算. 通过在飞行模拟器上开展异常状态信息恢复任务的工效学实验,测量并记录了被试的注视点分布情况,在一定程度上验证了预测模型的可用性.

该预测模型在 SEEV 模型和多因素模型的基础上,将注意力分配机制理解为注意控制空间到资源分配空间的映射. 模型将影响注意力分配的因素理解为注意控制空间的基底,从信息加工的两条通路入手提取了信息突显性、努力、重要度和发生概率 4 个主要因素,然而注意控制空间并不局限在这 4 个维度,为模型优化提供了便利. 模型将认知过程中脑唤醒水平理解为空间映射算子的影响因素,在不同脑唤醒程度中注意控制空间的基底对注意资源分配的影响程度是不同的,即注意力分配因素的影响程度是随脑唤醒程度而变化的.

实验结果表明在脑唤醒水平较低的状态下自下而上的加工方式往往占据主动,而当脑唤醒水平升高时由于额外的注意资源不断减少,更多的注意资源被用来加工更重要的信息,此时自上而下的加工方式则成为主导. 这与认知负载理论的观点是相一致的,低负荷时认知资源溢出用来加工无关的信息,从而突显的兴趣区域更容易吸引注意,而在高负荷时认知资源高度集中在与任务相关性较高的信息,从而会克服自下而上的加工方式使得更重要的信息得到及时的加工^[18].

该预测模型借助模糊层次分析的方法进行数值计算,这符合认知过程中的不确定性. 然而此方法仍然存在以下不足之处:一是在较少兴趣区域的结算中误差较大;二是在模糊互补矩阵的构造中数值标度的局限性. 由于本研究着重于理论模型的建立,对模型结算仅提供了一种可行的方法,至于模型的推广和优化拟在后续的工作中进一步研究. 此外,由于本研究采用的被试为没有飞行经验的研究生,故本实验结果与选用飞行员被试的实验结果相比存在差异,注意力分配机制中的个

体差异性也将在后续研究中加以考虑.

5 结 论

1) 在研究设计的工效实验条件下,所建立的注意力分配预测模型的理论值与被试注视点分布的实验值显著相关,且可解释模型的水平高于 80%.

2) 基于空间映射的建模方法和模糊层次分析的结算方法,解决了 SEEV 模型以及多因素模型中存在的因素量化的局限性.

3) 脑力负荷在一定程度上对注意机制产生影响,当脑唤醒水平较低时,注意控制以自下而上的加工为主导;当脑唤醒水平较高时,注意控制以自上而下的加工为主导.

参考文献 (References)

- [1] 郭小朝,刘宝善,马雪松,等. 歼击机座舱通用显示信息及其优先级的确定[J]. 中华航空航天医学杂志,2006,17(4): 260-263
Guo Xiaochao, Liu Baoshan, Ma Xuesong, et al. General information of display and its priority for advanced fighter cockpit[J]. Chinese Journal of Aerospace Medicine, 2006, 17(4): 260-263 (in Chinese)
- [2] 完颜笑如,庄达民,刘伟. 脑力负荷对前注意加工的影响与分析[J]. 北京航空航天大学学报,2012,38(4): 497-501
Wanyan Xiaoru, Zhuang Damin, Liu Wei. Analysis on effect of mental workload on preattentive processing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(4): 497-501 (in Chinese)
- [3] 吴旭,完颜笑如,庄达民. 多因素条件下注意力分配建模[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(8): 1086-1090
Wu Xu, Wanyan Xiaoru, Zhuang Damin. Attention allocation modeling under multi-factor condition[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(8): 1086-1090 (in Chinese)
- [4] Senders J W. The human operator as a monitor and controller of multidegree of freedom systems[J]. IEEE Transactions on Human Factors in Electronics, 1964, 5(1): 2-5
- [5] Carbonell J R. A queueing model of many-instrument visual sampling[J]. IEEE Transactions on Human Factors in Electronics, 1966, 7(4): 157-164
- [6] Sheridan T B. On how often the supervisor should sample[J]. IEEE Transactions on Systems Science and Cybernetics, 1970, 6(2): 140-145
- [7] Bohnen H, Leermakers M. Sampling behavior in a four instrument monitoring task[J]. IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics, 1991, 21(4): 893-897
- [8] Wickens C D, Alexander A L. Attentional tunneling and task management in synthetic vision displays[J]. International Journal of Aviation Psychology, 2009, 19(2): 182-199
- [9] Wickens C D, McCarley J S, Steelman-Allen K S. NT-SEEV: a

model of attention capture and noticing on the flight deck [J]. Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society Annual Meeting, 2009, 53 (12) : 769 – 773

[10] Miller S M, Kirlik A, Kosorukoff A. Ecological validity as a mediator of visual attention allocation in human-machine systems [R]. NASA-04-6, 2004

[11] Matsui N, Bamba E. Consideration of the attention allocation problem on the basis of fuzzy entropy [J]. Association Symposium of Measurement and Automatic Control, 1996, 22 (12) : 27 – 32

[12] Wanyan X R, Zhuang D M, Wei H Y, et al. Pilot attention allocation model based on fuzzy theory [J]. Computers & Mathematics with Applications, 2011, 62 (7) : 2727 – 2735

[13] 庄达民, 完颜笑如. 飞行员注意力分配理论与应用 [M]. 北京 : 科学出版社, 2013 : 31 – 45

Zhuang Damin, Wanyan Xiaoru. Pilot attention allocation theory and applications [M]. Beijing : Science Press, 2013 : 31 – 45 (in Chinese)

[14] Tombu M, Seiffert A E. Attentional costs in multiple-object tracking [J]. Cognition, 2008, 108 (1) : 1 – 25

[15] 张吉军. 模糊层次分析法 [J]. 模糊系统与数学, 2000, 14 (2) : 80 – 88

Zhang Jijun. Fuzzy analytic hierarchy process [J]. Fuzzy System and Mathematics, 2000, 14 (2) : 80 – 88 (in Chinese)

[16] Wei H Y, Zhuang D M, Wanyan X R, et al. An experimental analysis of situation awareness for cockpit display interface evaluation based on flight simulation [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26 (4) : 884 – 889

[17] Rice S, Keller D, Trafimow D. Time pressure heuristics can improve performance due to increased consistency [J]. The Journal of General Psychology, 2012, 139 (4) : 273 – 288

[18] Lavie N. Attention, distraction, and cognitive control under load [J]. Current Directions in Psychological Science, 2010, 19 (3) : 143 – 148

复合材料结构组件抗坠毁试验与渐进失效分析

罗海波 燕 瑛 孟祥吉 梁祖典 侯 康

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)



官少波

(哈尔滨飞机工业集团有限责任公司, 哈尔滨 150066)

摘 要: 对复合材料吸能结构盒段进行了耐撞性 (crashworthiness) 试验研究, 得到吸能所关心的载荷-位移曲线, 并获得相应的平均载荷、峰值载荷以及吸收总能量相关吸能参数。考虑复合材料的各向异性本构关系, 对有限元软件进行了二次开发。考虑含刚度退化的 Hashin 失效准则对结构组件进行渐进失效数值分析讨论。基于扩展的失效准则, 设置相应的渐进削弱式的薄弱环节, 模拟得到了吸能评价参数平均载荷值, 数值计算得到的平均载荷值为 361.10 kN。并与试验结果进行了比较, 其相对误差不超过 7%, 计算结果与试验结果取得较好一致性, 表明这种方法模拟分析结构组件抗坠毁是有效可行的。

关 键 词: 复合材料结构组件; 失效准则; 渐进失效; 平均载荷; 数值分析

中图分类号: TB 332; O 347.1

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2014)12-1719-06

Progressive failure analysis and crashworthiness experiment for composite structural discreteness

Luo Haibo Yan Ying Meng Xiangji Liang Zudian Hou Kang

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

Gong Shaobo

(Corporation of Harbin Aircraft Industry Group, Harbin 150066, China)

Abstract: The experimental crashworthiness research on energy-absorbing discrete structures of composite was carried out. The corresponding energy absorption load-displacement curves, the average load, the peak load and the total energy-absorbing parameters were all obtained. Considering the anisotropic constitutive relation of composites, the secondary development of the finite element software was applied. Considering the Hashin failure criterion with the stiffness degradation theory included, the progressive failure numerical analysis was discussed for the structural discreteness. Based on the extended failure criterion, a gradually weakness of layup triggers links style was set up respectively, also the average load of energy-absorbing evaluation parameter was obtained by numerical simulation, which is 361.10 kN. Compared with the experimental results, the relative error is less than 7%, and the numerical simulation results agree well with those of the experiments, which indicate the feasibility and effectiveness of this method to estimate the crashworthiness of composite structural discreteness.

Key words: composite discreteness structure; failure criterion; progressive failure; average load; numerical analysis

复合材料以其比强度高、比刚度大、吸能能力强及可设计性强等优异的力学性能,广泛应用于航空航天结构.随着人们对航空安全的要求越来越高,飞行器结构的耐撞性能的深入研究尤为重要.耐撞性(crashworthiness)是指发生可生还坠撞情况下飞行器所具有的保护乘员安全的一种能力.复合材料结构作为缓冲吸能结构,已被大量地应用于飞行器抗坠毁设计中,研究复合材料结构的吸能特性,对提高飞行器抗坠毁能力具有重要意义.

目前对于飞行器复合材料结构的耐撞性的研究已成为学者关注的热点,试验研究证明用复合材料结构作为能量吸收元件要比一些常用的金属材料结构具有更高的能量吸收能力^[1].Farley 等人^[2-3]研究了不同纤维复合材料圆管的能量吸收能力及比吸能.Thornton 等人^[4]研究了基体材料对复合材料结构吸能能力的影响,Okano 等人^[5]研究了不同铺层角度 T700-12K 碳纤维增强复合材料的能量吸收能力.Kindervater^[6]对不同结构形式的复合材料结构进行了比吸能试验研究,Sokolinsky 等人对波纹梁准静态轴向压缩进行了试验研究和数值模拟^[7],但没有考虑剪切破坏对失效的影响.Jiménez, 龚俊杰和 Hanagud 等人^[8-10]均研究了薄弱环节对复合材料圆柱壳以及波纹梁吸能能力的影响.文献[11]采用参数等效法研究了波纹梁盒段的吸能特性,但并不考虑复合材料的各向异性本构关系.

以上研究只是针对单一结构的能量吸收特性,并没有考虑复合材料组合结构的能量吸收能力,而在飞行器结构抗坠毁设计中,往往是通过组合结构设计来达到抗坠撞性能要求的,对这方面的研究,国内目前还很少有相关文献报道.

本文首先对结构组件进行抗坠撞试验研究,考虑复合材料各向异性本构关系,提出复合材料组件冲击动态渐进失效分析方法,对瞬态动力学软件进行二次开发,在 Hashin 失效准则^[12]的基础上考虑结构组件渐进损伤分析刚度退化理论,并修正其失效判据.对渐进失效破坏过程进行分析并得到相应的载荷-位移曲线及平均载荷等能量参数,最终评估其吸能效果.

1 试验研究

1.1 试验件及方法

复合材料结构组件几何构型如图 1 所示,由 2 个纵向件、3 个横向件及上下盖板组成.整体尺寸为 1 240 mm×698 mm×290 mm.其中,纵向件采

用波纹梁结构设计,材料为双向碳纤维预浸布 G803/5224,横向件为单向碳纤维预浸布 G827/5224,铺层角度为 $\pm 45^\circ$ 或 90° .纵向件与横向件铺层顺序分别为 $[45_3/0/45_3]$, $[45/90/-45/90]_s$.复合材料性能参数如表 1 所示.

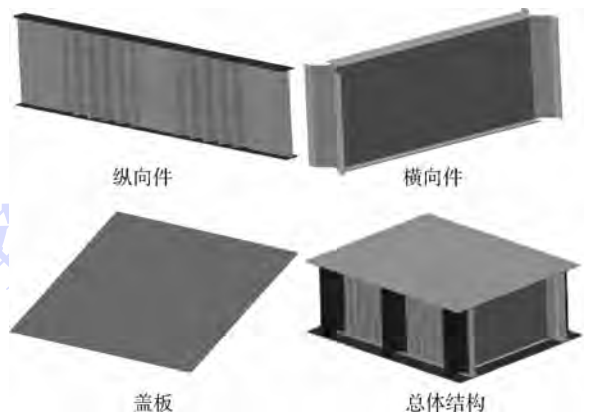


图 1 结构组件几何构型

Fig. 1 Geometry configuration of structural discreteness

表 1 材料性能参数

Table 1 Properties of materials

材料	参数	数值
G803/5224	$E_1, E_2/\text{GPa}$	71.6
	E_3/GPa	60
	$G_{12}, G_{13}/\text{GPa}$	4.06
	G_{23}/GPa	4.06
	ν_{12}	0.056
	X_T/MPa	573
	X_C/MPa	693
	Y_T/MPa	573
	Y_C/MPa	693
	S/MPa	94.1
G827/5224	E_1/GPa	136
	$E_2, E_3/\text{GPa}$	8.9
	$G_{12}, G_{13}/\text{GPa}$	4.9
	G_{23}/GPa	4.9
	ν_{12}	0.35
	X_T/MPa	1 300
	X_C/MPa	1 180
	Y_T/MPa	21
	Y_C/MPa	109
	S/MPa	104

注: E —弹性模量; G —剪切模量; ν —泊松比; 下标 1, 2 和 3—坐标系的 3 个方向; X_T 和 X_C — x 方向的拉伸和压缩强度; Y_T 和 Y_C — y 方向的拉伸和压缩强度; S —剪切强度.

为了保证在冲击过程中产生渐进压溃破坏,在盒段与下盖板接触处设置了初始引发.试验装置如图 2 所示,试件平放,上面板通过螺栓连接到导向架上,导向架上放置质量块,质量块分散对称布置在波纹梁及十字交叉梁上方,导向架、质量块和试件总质量 1 t,最终试验件坠落到承载平台时的速度达到 7.9 m/s.

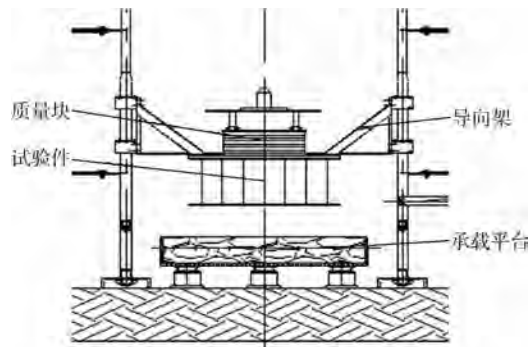


图 2 冲击试验安装示意图
Fig. 2 Installation diagram of impact test

1.2 试验及结果

冲击试验破坏形貌如图 3 所示. 由图可知, 对于只含有双向碳纤维预浸布 G803/5224 的波纹梁, 破坏较为明显, 出现了渐进式的压溃破坏过程, 且在冲击接触面, 表现出典型的宏观带状破坏形貌, 在四周分散着压碎的碎屑, 但可以看到类似分层情况发生, 在盖板与盒段接触面以上, 出现了较大面积的分层区, 这主要是由于面外应力出现较大的应力集中, 并且由于面外强度较低, 使得面外更容易发生损伤破坏. 而对于混合铺设单向碳纤维预浸布 G827/5224 的横向件, 破坏并不是那么显著, 这是由于碳纤维单向布增加了层束的轴向弯曲强度, 使形成的纤维束不容易发生折断. 而最终破坏都出现了较多的碎片, 只是横向件的碎片尺寸较小, 纵向件出现的长条状破坏纤维带明显多于横向件.



图 3 冲击试验破坏形貌
Fig. 3 Damage morphology of impact test

2 数值模拟及分析

2.1 有限元模型

本文对 MSC. Patran/Dytran 软件进行二次开发, 建立结构组件有限元模型如图 4 所示, 结构采用四边形 Belytschko-Lin-Tsay 壳单元, 盖板网格尺寸要大于盒段尺寸, 目的是防止沙漏的产生. 如图

5 所示, 在盒段与盖板接触处设置了相应的薄弱环节, 采用渐进削弱的铺层设计, 其中第 4 层以上均采用一个单元的高度进行铺层设计, 第 4 层开始不设置薄弱环节. 另外, 在盖板与盒段之间定义主从接触, 盖板定义为刚性板, 质量为 1 t, 速度定义为 z 轴正向, 大小为 7.9 m/s.

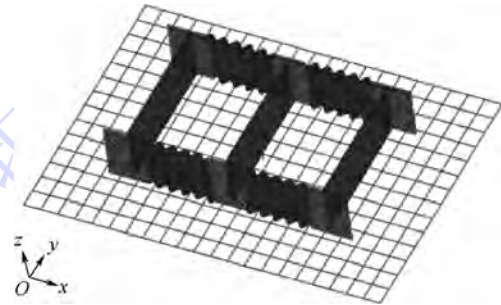


图 4 结构组件有限元模型
Fig. 4 Finite element model of structural discreteness

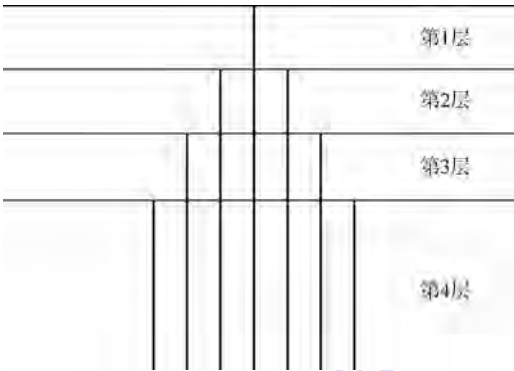


图 5 结构组件薄弱环节设置
Fig. 5 Layout weaknesses of structural discreteness

在建模过程中, 考虑了运动的相对性, 结构组件向承载平台坠落的问题可以转化为平台以同样的速度向结构组件撞击, 进而简化为用一个具有系统全部质量的刚性板代替平台去冲击. 即在试验过程中, 试验件是通过其导向架, 并在其试件上方配置质量块以一定速度与承载平台发生碰撞, 而在数值模拟的过程中, 结构组件底部节点约束其 6 个方向的自由度, 赋予刚性板相应质量属性, 考虑刚性板以 7.9 m/s 与试验件发生碰撞, 以上两种方法的碰撞结果完全等效. 因此在结果输出的时候, 可以选取刚性板上任意一点作为其结果输出值. 为方便起见, 本文选取刚性板的中心点作为其结果输出的参考点.

2.2 失效分析

作为计算动态冲击问题的 MSC. Dytran 专业求解器, 虽具有复合材料分析模块, 但该软件默认复合材料为脆性材料, 并不考虑复合材料的各向异性本构关系, 也得不到吸能参数平均载荷值, 吸能能力非常低, 因此不具有计算复合材料吸能能

力的功能,从而无法评估结构组件的吸能力.为此本文对复合材料子程序进行二次开发,二次开发考虑含刚度退化的 Hashin 失效准则.其中 E_{FT} , E_{FC} , E_{MT} 和 E_{MC} 分别表示不同模式的失效系数.

纤维拉伸失效($\hat{\sigma}_{11} \geq 0$):

$$E_{FT} = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X_T} \right)^2 + \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S_{12}} \right)^2 \tag{1}$$

纤维压缩失效($\hat{\sigma}_{11} < 0$):

$$E_{FC} = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X_C} \right)^2 \tag{2}$$

基体拉伸失效($\hat{\sigma}_{22} \geq 0$):

$$E_{MT} = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y_T} \right)^2 + \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S_{12}} \right)^2 \tag{3}$$

基体压缩失效($\hat{\sigma}_{22} < 0$):

$$E_{MC} = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{2S_{23}} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S_{23}} \right)^2 - 1 \right] \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y_C} \right) + \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S_{12}} \right)^2 \tag{4}$$

式中, σ 为铺层应力; X , Y 和 S 分别为轴向强度、横向强度及剪切强度;下标 F 表示纤维;M 表示基体;T 表示拉伸;C 表示压缩;1 和 2 分别表示沿纤维轴向和垂直于纤维轴向.本文子程序计算中,只考虑面内剪切强度,故对式(4)中面外剪切强度

$$C = \frac{1}{D} \begin{pmatrix} (1 - D_F)E_1 & (1 - D_F)(1 - D_M)\nu_{21}E_1 & 0 \\ (1 - D_F)(1 - D_M)\nu_{12}E_2 & (1 - D_M)E_2 & 0 \\ 0 & 0 & D(1 - D_S)G_{12} \end{pmatrix} \tag{7}$$

式中, $D = 1 - (1 - D_F)(1 - D_M)\nu_{12}\nu_{21}$; E_1 , E_2 和 G_{12} 是材料无损伤模量; ν_{12} 和 ν_{21} 是无损伤泊松比; D_F 和 D_M 对于拉伸和压缩取不同的值; D_S 是关于 D_F 和 D_M 的函数.本文采用含刚度退化的 Hashin 准则预测其渐进失效,考虑 Lapczyk^[14] 直线形式的损伤演化规律,其演化应力-应变曲线如图6 所示.

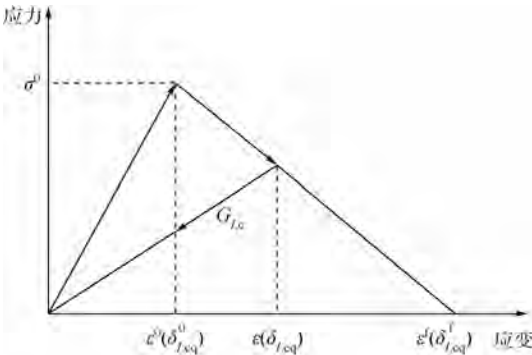


图6 损伤演化应力-应变曲线

Fig. 6 Curves of stress vs strain for damage evolution

$$D_I = \frac{\delta_{l,eq}^0 / (\delta_{l,eq}^f - \delta_{l,eq}^0) + 1}{\delta_{l,eq}^0 / (\delta_{l,eq} - \delta_{l,eq}^0) + 1} \quad \delta_{l,eq}^0 \leq \delta_{l,eq} \leq \delta_{l,eq}^f \tag{8}$$

S_{23} 进行修正,用参数 $K_p = S_{23}/S_{12}$ 将 S_{23} 转化为平面状态剪切强度 S_{12} ,对不同的材料, K_p 为一常量值.将修正后的材料参数 K_p 代入式(4)得

$$E_{MC} = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{2K_p S_{12}} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2K_p S_{12}} \right)^2 - 1 \right] \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y_C} \right) + \left(\frac{\hat{\sigma}_{12}}{S_{12}} \right)^2 \tag{5}$$

在瞬态冲击计算过程中,当复合材料单层满足失效条件时,Dytran 子程序将删除失效单层,若沿厚度方向所有积分点均满足失效条件时,则删除失效单元,而与删除失效单元共享节点的单元将自动转化成下一个碰撞接触单元,用修正的失效准则做进一步判断,直至最终破坏.

复合材料层合结构损伤破坏过程相当复杂,当应力满足一定条件时,结构出现损伤,损伤使得损伤区承载能力降低,刚度减小.刚度退化基于 Matzenmiller 模型^[13].本文假设有效应力 $\hat{\sigma}$ 和名义应力 σ 有如下关系:

$$\hat{\sigma} = M\sigma \tag{6}$$

式中, M 为损伤算子,其为 3×3 的主对角矩阵. D_F , D_M 和 D_S 分别为针对纤维、基体和剪切失效模式的损伤变量,其损伤刚度矩阵为

$$\delta_{l,eq}^f = \frac{2G_{l,c}}{\sigma_{l,eq}^0} \tag{9}$$

$$\left. \begin{aligned} \delta_{l,eq}^0 &= \delta_{l,eq} f_l^{SC} \\ \sigma_{l,eq}^0 &= \sigma_{l,eq} f_l^{SC} \end{aligned} \right\} \tag{10}$$

式中, $I \in \{FT, FC, MT, MC\}$; $\delta_{l,eq}$ 为满足失效准则的等效位移; $\sigma_{l,eq}$ 为等效位移对应的等效应力;上标 0 和 f 分别为初始时刻和完全损伤时的等效位移; f_l 为失效因子; $G_{l,c}$ 为断裂能; ε^f 为极限应变.以上 3 个公式中,损伤变量通过式(8)计算得到,式(10)中,失效因子是关于不同失效模式系数的函数,其在不同的失效模式下取不同的值.另外,本文中的 $G_{l,c}$ 可参考文献[15]而得到.

基于 MSC. Dytran 平台,通过子程序二次开发,将含刚度退化的 Hashin 失效准则应用于用户子程序,对结构组件进行冲击破坏渐进失效分析.

2.3 模拟结果及讨论

结构组件有限元计算位移-时间曲线与试验比较如图 7 所示.由图可知,随着时间的增长,压溃位移渐渐增大,但是并不是线性地增大,类似抛物线增长,等到位移增大到一定程度时,由于失效

单元逐渐增多,盖板与盒段横截面的接触力增大,使其速度降低,导致刚性面有反弹的趋势,故位移在增大到峰值之后,有小幅回弹现象产生,但位移随时间的演化趋势一致。

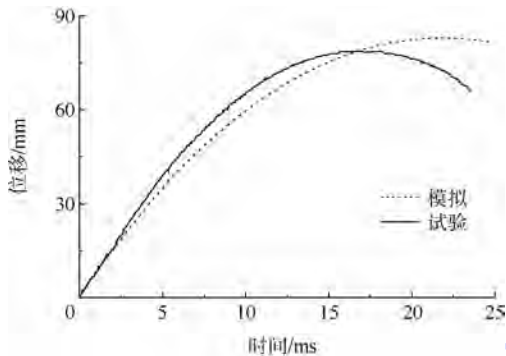


图 7 位移-时间曲线模拟与试验结果对比

Fig. 7 Comparison between simulation results and experiment results; curves of displacement vs time

数值模拟的速度-时间曲线与试验结果如图 8 所示.由图可见,曲线演化趋势是一致的,都是随着时间的增长,速度逐渐降低并趋于零.所不同的是,试验过程中,速度出现反弹的时间提前了一些,而数值模拟过程中,刚性面的速度反弹有延后趋势,且反弹不是很明显,这一点从图 7 的位移-时间曲线也可以看出.其主要原因在于,试验过程中,结构组件与承载平台接触的碰撞区域出现了分层损伤,在层与层之间有破坏碎片的堆积,这样会在碰撞接触区产生较大的阻力作用,故结构组件的动能减小得更快,反映在速度-时间曲线中就是速度减小为零的时间更短.而由于在接触碰撞区产生较大的阻力作用,故结构组件出现速度反向的趋势更为明显.另外,由于在数值模拟的过程中,一旦单元失效,便考虑为删除,单元铺层破坏对刚性板的阻力作用被削弱,故刚性板的速度反弹趋势相比于试验结果减弱了.反映在速度-时间曲线中就是速度趋于零的时间较试验结果延后了。

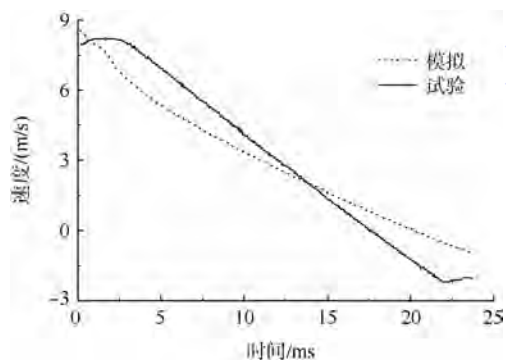


图 8 速度-时间曲线模拟与试验结果对比

Fig. 8 Comparison between simulation results and experiment results; curves of velocity vs time

力-位移曲线数值模拟与试验结果对比如图 9 所示.随着时间的增长,压溃位移与载荷渐进增大,当压溃位移为 9 mm 时,载荷达到第 1 个峰值,此峰值载荷比试验值要小,主要是由于薄弱环节设置引起的,经短暂卸载,载荷又上升到平均载荷附件,当压溃位移为 30 mm 时,模拟值与试验的峰值接近,比试验值稍大,经过两次峰值震荡后,结构进入渐进压溃破坏模式,压溃载荷在平均载荷附件上下微小波动,但是总体的压溃载荷有轻微下降趋势,这主要是由于在渐进压溃过程中,并不是每层单元同时发生破坏.通过对比可知,载荷随位移的变化趋势与试验取得了较好的一致性,模拟与试验结果的平均载荷吻合很好。

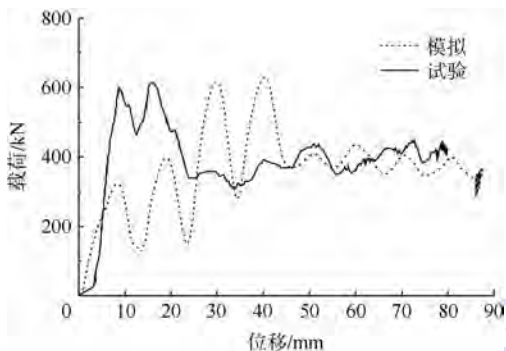


图 9 力-位移曲线模拟与试验结果对比

Fig. 9 Comparison between simulation results and experiment results; curves of force vs displacement

复合材料结构组件有限元计算失效破坏情况如图 10 所示.由图可知,结构主要发生剪切失效,同时也出现了分层损伤情形,图 10 圆圈内还可以看到破坏的小碎片和带状损伤形貌出现,这都是复合材料的典型破坏模式,得到了较直观的模拟效果.结构组件模拟与试验结果各相关吸能参数如表 2 所示.由表 2 可知,计算的平均载荷与试验结果的误差为 6.68%,峰值载荷与试验结果的误差为 2.94%,最终吸能值与试验的误差为 2.30%.综上可知,相对误差最大不超过 7%,能够满足工程应用精度要求。

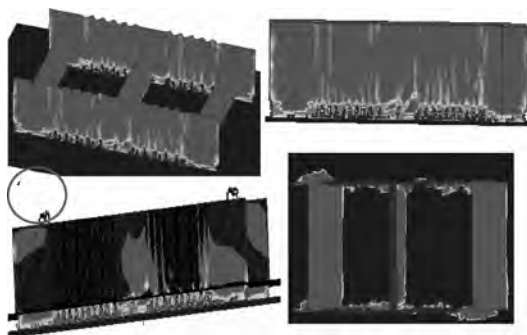


图 10 失效破坏形貌模拟结果

Fig. 10 Simulation results of failure damage morphology

表 2 各吸能参数模拟与试验结果对比

Table 2 Comparison between simulation results and experiment results:energy-absorption parameters

参数	平均载荷/kN	峰值载荷/kN	总吸能值/kJ
计算	361.10	630.45	31.36
试验	386.96	612.44	30.92
误差/%	-6.68	2.94	2.30

3 结 论

本文对复合材料结构组件进行了动态冲击试验研究和渐进失效数值分析,得到以下结论:

1) 对瞬态动力学有限元软件进行了二次开发,考虑复合材料的各向异性本构关系,采用含刚度退化的 Hashin 失效准则,得到了冲击过程中相关的平均载荷、峰值载荷和最终吸能值等重要吸能参数.

2) 对于冲击吸能过程中重点关注的平均载荷,其相对误差为 6.68%,与试验结果吻合很好,其他吸能参数误差均较小,总的来说相对误差最大不超过 7%,满足工程应用精度要求.

3) 通过设置渐进削弱式的薄弱环节能够降低压溃过程中的峰值载荷,增大平均载荷,采用本文方法模拟复合材料结构组件吸能能力是有效可行的.

参考文献 (References)

[1] 倪先平,王永亮,蒯淑萍,等. 直升机机身下部复合材料典型结构耐坠特性研究[J]. 复合材料学报,2003,20(4):51-57
Ni Xianping, Wang Yongliang, Jia Shuping, et al. Analysis of crash impact behavior of typical composite components of helicopter bottom structure[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2003,20(4):51-57 (in Chinese)

[2] Farley G L. Effect of fiber and matrix maximum strain on the energy absorption of composite materials[J]. Journal of Composite Materials,1986,20(4):322-334

[3] Farley G L, Jones R M. Analogy for the effect of material and geometrical variables on energy-absorption capability of composite tubes[J]. Journal of Composite Materials,1992,26(1):78-89

[4] Thornton P H, Jeryan R A. Crash energy management in compos-

ite automotive structures[J]. International Journal of Impact Engineering,1988,7(2):167-180

[5] Okano M, Sugimoto K, Saito H, et al. Effect of the braiding angle on the energy absorption properties of a hybrid braided FRP tube[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials Design and Applications,2005,219(1):59-66

[6] Kindervater C M. Energy absorption of composites as an aspect of aircraft structural crash resistance[C]//European Conference on Composite Materials. Stuttgart:[s. n.],1990:643

[7] Sokolinsky V S, Indermuehle K C, Hurtado J A. Numerical simulation of the crushing process of a corrugated composite plate[J]. Composites: Part A,2011,42(9):1119-1126

[8] Jiménez M A, Miravete A, Larrodé E, et al. Effect of trigger geometry on energy absorption in composite profiles[J]. Composite Structures,2000,48(1):107-111

[9] 龚俊杰,王鑫伟,王新峰. 可控薄弱环节复合材料圆柱壳的耐撞性研究[J]. 应用力学学报,2010,27(2):243-249
Gong Junjie, Wang Xinwei, Wang Xinfeng. Crashworthiness research of controllable weaknesses for composite cylindrical shells[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2010, 27(2):243-249 (in Chinese)

[10] Hanagud S, Craig J I, Sriram P, et al. Energy absorption behavior of graphite epoxy composite sine webs[J]. Journal of Composite Materials,1989,23(5):448-459

[11] 龚俊杰,王鑫伟. 复合材料波纹梁盒段耐撞性的数值模拟[J]. 应用力学学报,2007,24(1):165-168
Gong Junjie, Wang Xinwei. Numerical simulation to crashworthiness of composite corrugated board boxes[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2007, 24(1):165-168 (in Chinese)

[12] Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. Journal of Applied Mechanics, Transactions ASME,1980,47(2):329-334

[13] Matzenmiller A, Lubliner J, Taylor R L. A constitutive model for anisotropic damage in fiber-composites[J]. Mechanics of Materials,1995,20(2):125-152

[14] Lapczyk I, Hurtado J A. Progressive damage modeling in fiber-reinforced materials[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing,2007,38(11):2333-2341

[15] Maimi P, Camanho P P, Mayugo J A, et al. A thermo dynamically consistent damage model for advanced composites[R]. NASA/TM-2006-214282,2006

XY-SAS 模型中不同网格尺度限制器的影响分析



郑玮琳 阎超*

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: XY-SAS(Xu & Yan Scale Adaptive Simulation)模型通过在 SA(Spalart-Allmaras)模型耗散项的湍流尺度中引入基于平均涡量的冯卡门长度尺度,在不稳定流动区域具有类似 LES(Large Eddy Simulation)的计算性能,且不存在 DES(Detached Eddy Simulation)方法中 RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes)与 LES 的交界面问题.由于 SAS 类模型预测的湍流能谱存在高波数衰减不足的缺陷,需要进一步在湍流尺度中引入网格尺度作为限制器.采用不同形式的网格尺度限制器构造了 3 种 XY-SAS 模型,对 $Re = 3\,900$ 的圆柱绕流进行数值模拟,并与 DES 及实验数据进行比较.结果表明网格尺度限制器对 XY-SAS 模型的计算性能有较大影响,以最小网格间距作为高波数衰减限制器是较为合理的选择,此时模型对于大分离流动能够达到 DES 的模拟能力.

关 键 词: XY-SAS 模型;冯卡门长度尺度;网格尺度;湍流模型;分离流动

中图分类号: V 211.3

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2014)12-1725-05

Influence analysis on grid scale limiter of XY-SAS model

Zheng Weilin Yan Chao*

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

Abstract: The Xu & Yan scale adaptive simulation (XY-SAS) model is based on the introduction of the von Karman length scale into the destruction term of spalart-allmaras (SA) turbulence model, which results in a large eddy simulation (LES)-like behavior in unsteady regions of the flowfield without explicit grid dependence. Because the SAS models could not provide sufficient damping of the smallest scales, the grid spacing was introduced as the high wave number damping limitation. Three different XY-SAS models were constructed by using various grid limiters and were tested by the numerical example of circular cylinder at $Re = 3\,900$. The numerical results were compared with detached eddy simulation (DES) and experimental data. It is concluded that, the grid limiter has a strong influence on the performance of the model and the minimum grid spacing is a good limitation, under which the XY-SAS model performs as well as DES method.

Key words: XY-SAS model; von Karman length scale; grid spacing; turbulence model; separation flow

随着计算机技术的飞速发展,数值模拟方法在湍流研究中起到越来越重要的作用.其中,RANS/LES 混合方法对传统 RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes)方法感到棘手的大尺度分离问题特别有效,其网格需求量远小于理想的 LES(Large Eddy Simulation)方法,仅略大于三维的 RANS,并且对于耗散大的数值格式也能够给

出令人满意的结果,是当前计算资源有限条件下的合理选择和切实可行的方法.因此自问世起就受到国内外湍流研究界的广泛关注,引发了 RANS/LES 混合方法的研究热潮^[1-2].

SAS(Scale Adaptive Simulation)模型最早是由 Menter 等人于 2003 年提出^[3],其核心思想是将冯卡门长度尺度(von Karman length scale)引入

到 RANS 模型的尺度方程中. 冯卡门长度尺度是由 Rotta K-KL 模型推导而来, 具体形式为当地速度的一阶导数与二阶导数的比值. 它能够依据当地流动结构动态地调整模型的长度尺度, 从而使模型在稳定流动区域保持原有 RANS 模型的性能, 而在不稳定流动区域允许大尺度非定常结构猝发到湍流能谱, 具有类似 LES 的计算性能. 相比于 DES (Detached Eddy Simulation) 方法, SAS 模型由 RANS 到 LES 计算区域的过渡不依赖于网格尺度, 不存在 DES 类方法的 RANS/LES 交界面问题, 开辟了计算非定常湍流的新途径. 目前 Menter 等人已将 SAS 模型推广到二方程 SST, $k-\varepsilon$, $k-\omega$ 模型中并广泛应用于工程问题的计算^[4-8].

在此基础上, 北京航空航天大学的徐晶磊、阎超等人将 SAS 模型推广到广泛应用于航空航天领域 CFD 计算的一方程 SA 模型中, 构造了 XY-SAS (Xu & Yan Scale Adaptive Simulation) 模型^[9]. 该模型提出了一个新型的、基于平均涡量与涡量梯度比值的三维冯卡门长度尺度. 相比于 Menter-SAS 模型, XY-SAS 模型构造的冯卡门长度尺度包含更丰富的流动信息、具有更直观的物理意义; 同时, 该模型的计算量要显著小于 Menter 等人构造的两方程 SAS 模型. 但是, 由于冯卡门长度尺度在湍流能谱的高波数区域无法提供足够的耗散, SAS 类模型预测的湍流能谱存在高波数衰减不足的缺陷, 需要进一步在湍流尺度中引入网格尺度作为限制器来提高 SAS 类模型的耗散.

本文采用不同形式的网格尺度限制器构造了 3 种 XY-SAS 模型, 对 $Re = 3\,900$ 的圆柱绕流展开数值模拟, 分析不同形式的网格尺度限制器对模型计算性能的影响; 并与 DES 方法及实验结果进行比较, 评估 XY-SAS 模型对于大分离流动的模式能力.

1 模型描述

1.1 SA 模型

SA 模型 $\hat{\nu}$ 的输运方程^[10] 如下:

$$\frac{\partial \hat{\nu}}{\partial t} + u_j \frac{\partial \hat{\nu}}{\partial x_j} = C_{b1} [1 - f_{t2}] \Omega \hat{\nu} + \left\{ C_{b1} [(1 - f_{t2}) f_{v2} + f_{t2}] \frac{1}{\kappa} - C_{w1} f_w \right\} \left(\frac{\hat{\nu}}{d} \right)^2 - \frac{C_{b2}}{\sigma} \hat{\nu} \frac{\partial^2 \hat{\nu}}{\partial x_j^2} + \frac{1}{\sigma} \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\nu + (1 + C_{b2}) \hat{\nu}) \frac{\partial \hat{\nu}}{\partial x_j} \right] \quad (1)$$

SA 模型中涡黏性系数 μ_t 由下式给定:

$$\mu_t = \rho \hat{\nu} f_{\nu_1} \quad (2)$$

其中
$$f_{\nu_1} = \chi^3 / (\chi^3 + C_{\nu_1}^3) \quad (3)$$

$$\chi \equiv \hat{\nu} / \nu \quad (4)$$

输运方程右端第 1 项是黏性的产生项, 第 2 项是黏性的耗散项, 最后两项为黏性的扩散项. 耗散项中包含壁面距离 d 作为 SA 模型的湍流尺度.

1.2 冯卡门长度尺度

XY-SAS 模型的三维冯卡门长度尺度定义为

$$L_{vk} = \kappa |\Omega_i| / |\nabla_j \Omega_i| \quad (5)$$

其中
$$\Omega_i = \varepsilon_{ijk} U_{k,j} \quad (6)$$

Ω_i 表示涡量; $\nabla_j \Omega_i$ 表示涡量梯度; κ 为冯卡门常数.

1.3 XY-SAS 模型

XY-SAS 模型的核心思想是将冯卡门长度尺度引入到 SA 模型的湍流尺度——壁面距离 d 中, 构造新的湍流尺度 $\tilde{d}$ 如下:

$$\tilde{d} = \min(d, \max(L_{vk} / \kappa, C_{ctr} \Delta)) \quad (7)$$

XY-SAS 模型的优点在于不存在显式的 RANS/LES 转换开关, 稳态的 RANS 和非稳态的 LES 区域过渡不依赖于网格形态, 模型的湍流尺度能够根据当地流动结构自动调整.

但是, 由于 SAS 类模型预测的湍流能谱存在高波数衰减不足的缺陷, 需要进一步在湍流尺度中引入网格尺度 Δ 作为限制器, C_{ctr} 为调整限制器大小的控制参数. 采用不同的网格尺度与控制参数可以构造出不同的限制器.

1.3.1 XY-SAS1

类比 DES 方法的网格尺度, 以 3 个方向上的网格最大间距构造限制器, 保证 XY-SAS 模型的涡黏性不小于 DES 方法的亚格子尺度涡黏性, 与文献[11]中原始 XY-SAS 模型的构造方法一致. 将 C_{ctr} 设置为 0.5, 小于 Spalart 用各向同性衰减湍流标定的 Smagorinsky 常数 ($C_{DES} = 0.65$), 用以尽可能地激活冯卡门长度尺度, 即 SAS 的计算.

$$\left. \begin{aligned} C_{ctr} &= 0.5 \\ \Delta &\equiv \max(\Delta x, \Delta y, \Delta z) \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

1.3.2 XY-SAS2

仿照文献[3]中的早期 SAS 模型, 以 3 个方向上的网格最小间距构造限制器, 保证 XY-SAS 模型的冯卡门长度尺度不小于最小网格间距. 与 DES 方法不同的是, 此时网格尺度在 XY-SAS 模型中仅仅起到高波数衰减限制器的作用, 对计算结果影响很小. C_{ctr} 经过各向同性衰减湍流标定为 0.6.

$$\left. \begin{aligned} C_{ctr} &= 0.6 \\ \Delta &\equiv \min(\Delta x, \Delta y, \Delta z) \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

1.3.3 XY-SAS3

将 C_{ctr} 设置为零,即不采用限制器,湍流尺度中完全不包含网格间距^[12].

2 结果与分析

圆柱绕流是典型的绕钝体流动,它既有不固定的分离点,又有分离后的尾流和脱体涡,具有丰富的流动现象,是湍流数值模拟中一个很有挑战性的经典算例.文献[13]分别对流动条件为 $Re = 3900$ 的圆柱绕流做过模型实验,并且提供了尾涡在近壁面与远壁区不同站位处的时均速度场的实验结果.本文选择相同流动条件下的三维圆柱绕流展开数值模拟,来流 $Ma = 0.2$.

计算域在笛卡儿坐标系下表示,选取圆柱底部中心为坐标原点, x 坐标轴方向与来流方向一致, y 方向平行于圆柱横截面,沿圆柱展向取为 z 方向.根据 Kravchenko 和 Moin^[14] 的数值实验研究,计算域中沿圆柱展向的长度取 πD ,此时流动可以充分发展,能较好地体现流动的三维性.圆柱绕流网格展向截面如图 1 所示.计算网格在 xy 平面内采用 O 型网格,节点数为 137×137 ,并在圆柱的边界层和尾迹区进行网格加密,保证第 1 层网格高度 $y^+ < 1$.壁面设置为无滑移的绝热壁,展向边界设为周期性边界条件.

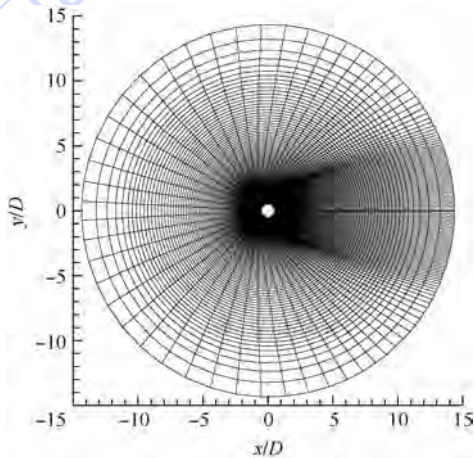


图 1 圆柱绕流展向截面网格

Fig. 1 Two-dimensional grid of the z -slice domain

2.1 瞬时流场

图 2 采用 Q 等值面显示了圆柱绕流的瞬时空间流场.从图 2 可以看到,3 种 XY-SAS 模型都得到了类似于 DES 的三维流场结构.绕流不仅在流向方向有旋涡的卷起和脱落,而且在展向方向也有大尺度的脉动.表明冯卡门长度尺度在大分离区允许大尺度非定常结构猝发到湍流能谱,具有类似 LES 的计算性能.

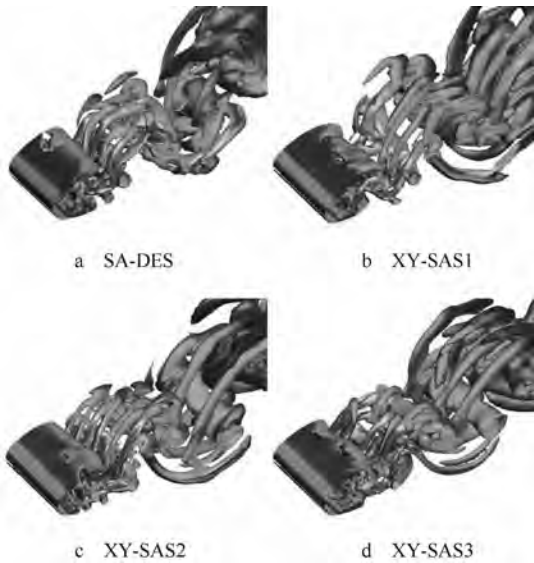


图 2 瞬时流场结构图($Q = S^2 - \Omega^2 = 0.1/s^2$)

Fig. 2 Instant turbulent structures($Q = S^2 - \Omega^2 = 0.1/s^2$)

图 3 比较了 3 种 XY-SAS 模型与 DES 的升力系数功率谱,通过升力系数自相关函数的 Fourier 变换得到,描述了信号功率随频率的分布特点.表 1 列出了相应的阻力系数与表征圆柱尾流区涡脱落主频率的斯特劳哈尔数,并与文献[13 – 15]中的 LES 及实验结果相比较.由图 3、表 1 可以看出,XY-SAS2 的阻力系数及升力系数功率谱与 DES,LES 及实验结果最为接近;XY-SAS1 计算的阻力系数较大,升力系数主频率偏高;XY-SAS3 的阻力系数也略偏大,虽然准确预测了升力系数主频率,但在高频区功率谱明显偏高.

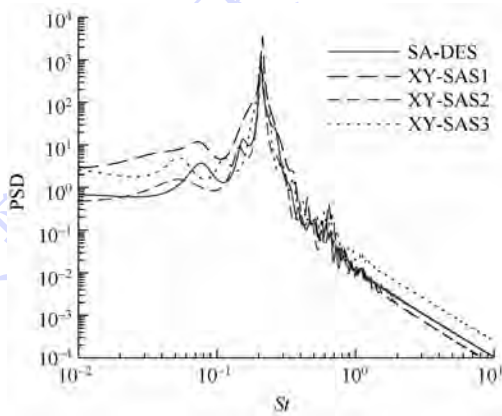


图 3 升力系数功率谱密度分布

Fig. 3 Power spectral density (PSD) of the lifting coefficient

2.2 时均结果

图 4 为圆柱壁面平均压力系数分布.图 5 为尾迹中心线平均流向速度分布.从实验结果可以看出,流体绕过圆柱后,在圆柱尾部约 D 的范围内形成回流区,之后沿 x 正方向流速逐渐增大,最

终达到较为平衡的状态,流速接近来流速度. 其中 XY-SAS2 与 DES 及实验结果吻合较好. XY-SAS1 计算得到的压力系数明显偏低,回流区长度最短,尾迹区中心线上的回流速度最小. 虽然 XY-SAS3 预测的压力系数较为准确,但回流区长度也略小,回流速度偏低.

表 1 阻力系数与脉动主频率对比

Table 1 Comparison of drag coefficients and strouhal number

计算模型	C_D	St
SA-DES	1.046	0.208
XY-SAS1	1.110	0.213
XY-SAS2	1.039	0.208
XY-SAS3	1.056	0.208
LES	1.04	0.208 ± 0.01
EXP	0.98 ± 0.05	0.208 ± 0.02

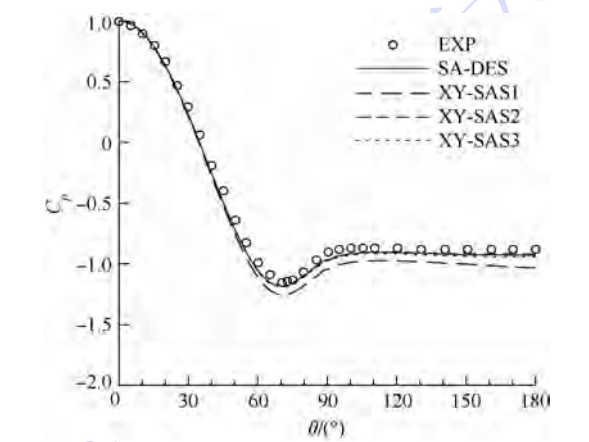


图 4 壁面平均压力分布

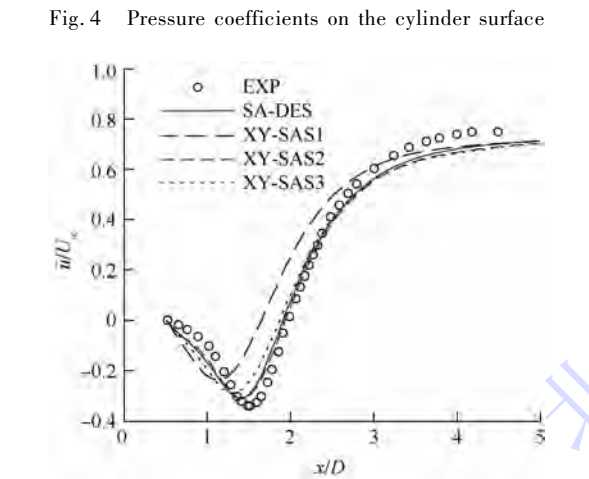


图 5 尾迹区中心线流向平均速度分布

Fig.5 Streamwise mean velocity on the centreline in the wake region

图 6 为近壁面尾迹区不同站位的流向与法向平均速度分布. 图 7 为不同站位的雷诺应力分布曲线. 由图 6、图 7 可以看出,XY-SAS2 计算的平均速度分布与 DES 及实验结果吻合较好,雷诺应力与实验结果略有差异,但与 DES 结果相符合.

当 $x/D = 1.06$ 时流向速度呈“U”型分布,相应的流向雷诺应力呈“M”型分布,且峰值较小. 由此可见,采用最小网格间距可以为 XY-SAS 模型提供较好的高波数衰减限制,对于大分离流动能够达到 DES 的模拟能力,且不存在 DES 的 RANS/LES 交界面问题.

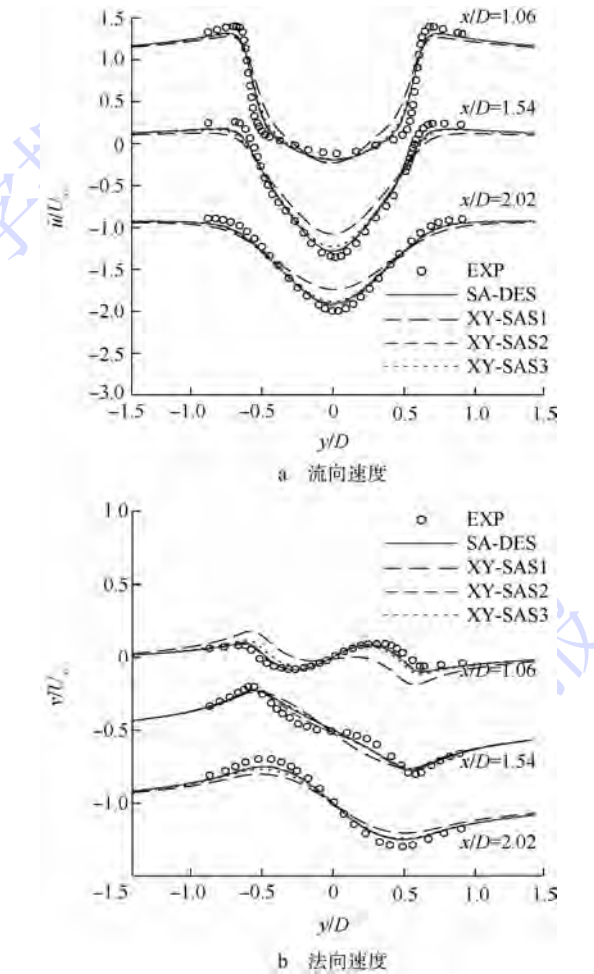


图 6 近壁面尾迹区平均速度分布

Fig.6 Mean velocity profile in the near wake region

图 6 中 XY-SAS1 计算得到的平均流向速度明显偏大,当 $x/D = 1.06$ 时近似“V”型分布,图 7 中相应的流向雷诺应力峰值最大,法向及剪切雷诺应力与 DES 有明显差异. 由此可见,文献[11]中原始 XY-SAS 采用的最大网格间距提供的限制过大,导致模型在高波数区域衰减太快,从而造成雷诺应力预测过大,对应的阻力系数偏大(表 1)、恢复压力系数不准确(图 4)、回流区长度变短(图 5).

XY-SAS3 的计算结果总体与 XY-SAS2 相接近,但由于没有采用网格尺度限制器,XY-SAS3 模型计算的雷诺应力略偏高,对应的阻力系数略偏大,回流区长度略短、回流速度偏低. 因此,适当地引入网格尺度作为限制器可以改善模型在大分离区域的计算性能.

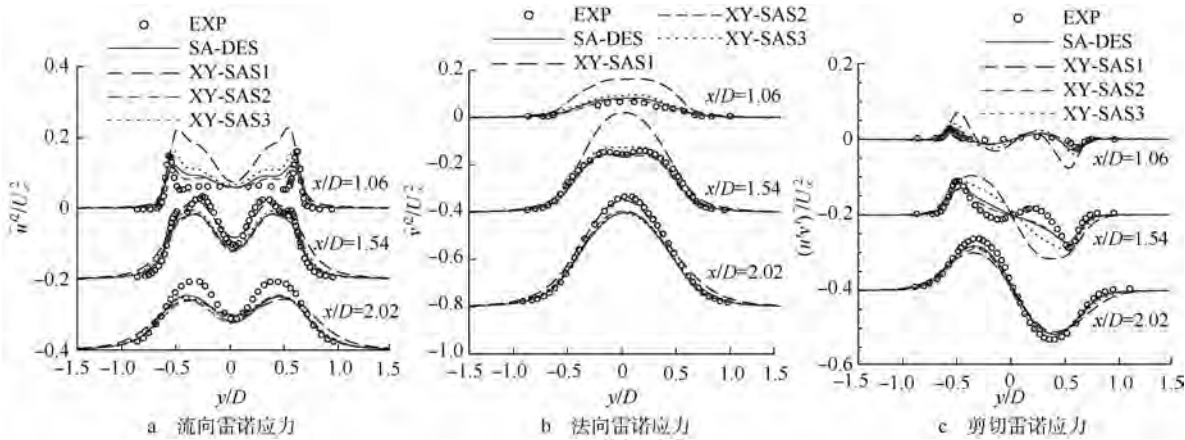


图 7 近壁面尾迹区平均雷诺应力分布

Fig. 7 Mean Reynolds stress profile in the near wake region

3 结 论

本文采用不同形式的网格尺度限制器构造了 3 种 XY-SAS 模型,对 $Re = 3\,900$ 的圆柱绕流进行数值模拟,通过与 DES 方法及实验结果的比较,可以得出以下结论:①采用网格尺度限制器可以改善 XY-SAS 模型在大分离流动区域的计算性能。②采用最大网格间距提供的限制过大,导致模型在高波数区衰减太快,从而造成雷诺应力预测过大,回流区长度变短。③采用最小网格间距可以提供较好的高波数衰减限制,对于大分离流动能够达到 DES 的模拟能力,且不存在 DES 的 RANS/LES 交界面问题,是较为合理的选择。

参考文献 (References)

[1] Fröhlich J, von Teryi D. Hybrid LES/RANS methods for the simulation of turbulent flows[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2008, 44(5): 349 – 377

[2] 阎超,于剑,徐晶磊,等. CFD 模拟方法的发展成就与展望[J]. 力学进展, 2011, 41(5): 562 – 589

Yan Chao, Yu Jian, Xu Jinglei, et al. On the achievements and prospects for the methods of computational fluid dynamics[J]. Advance in Mechanics, 2011, 41(5): 562 – 589 (in Chinese)

[3] Menter F R, Kuntz M, Bender R. A scale-adaptive simulation model for turbulent flow predictions[C]//41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2003-0767

[4] Menter F R, Egorov Y. A scale-adaptive simulation model using two-equation models[C]//43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2005: 271 – 283

[5] Menter F R, Egorov Y. The scale-adaptive simulation method for unsteady turbulent flow predictions. Part 1: theory and model description[J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2010, 85(1): 113 – 138

[6] Egorov Y, Menter F R, Lechner R, et al. The scale-adaptive sim-

ulation method for unsteady turbulent flow predictions. Part 2: application to complex flows[J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2010, 85(1): 139 – 165

[7] Menter F R, Schütze J, Kurbatskii K A, et al. Scale-resolving simulation techniques in industrial CFD[C]//6th AIAA Theoretical Fluid Mechanics Conference. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2011-3474

[8] Menter F R. Review of the shear-stress transport turbulence model experience from an industrial perspective[J]. International Journal of Computational Fluid Dynamics, 2009, 23(4): 305 – 316

[9] 徐晶磊,阎超. 一个一方程 Scale-Adaptive Simulation 模型的构造[C]//第 14 届全国计算流体力学会议. 贵阳: [s. n.], 2009: 113 – 117

Xu Jinglei, Yan Chao. A one-equation scale-adaptive simulation model [C]//14th National Conference on CFD. Guiyang: [s. n.], 2009: 113 – 117 (in Chinese)

[10] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[C]//30th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 1992-0439

[11] 高瑞泽,徐晶磊,赵瑞,等. XY-SAS 模型对分离流动的性能分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(4): 414 – 418

Gao Ruize, Xu Jinglei, Zhao Rui, et al. Evaluation of XY-SAS model for separated flows[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(4): 414 – 418 (in Chinese)

[12] Xu J L, Hu N, Gao G. A high-fidelity turbulence length scale for flow simulation[C]//Progress in Hybrid RANS-LES Modeling. Berlin: Springer, 2012: 141 – 145

[13] Ong L, Wallace J. The velocity field of the turbulent very near wake of a circular cylinder[J]. Exp Fluids, 1996, 20(6): 441 – 453

[14] Kravchenko A G, Moin P. Numerical studies of flow over a circular cylinder at $Re_D = 3\,900$ [J]. Phys Fluids, 2000, 12(12): 403 – 417

[15] Shim Y M, Sharma R N, Richards P J. Numerical study of the flow over a circular cylinder in the near wake at Reynolds number 3 900 [C]//39th AIAA Fluid Dynamics Conference. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2009-4160

基于 IPMC 仿生机器鱼推进效率实验研究



沈 奇 韩晨皓 王田苗 梁健宏

(北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100191)

摘 要: 对由离子聚合物金属复合材料(IPMC, Ionic Polymer-Metal Composite)智能材料驱动的仿生机器鱼的推进效率开展了实验研究. 为了测量机器鱼的推进性能, 使用了一种新型的实验设备完成流体动力学实验. 在伺服拖拽系统下, IPMC 机器鱼在一个外力为零的环境下自推进前进. 通过实验测得在 IPMC 驱动频率为 1 Hz 时有最佳的推进效率 2.3×10^{-3} , 在 1.2 Hz 时有最大的推进力 0.025 3 N, 在 1.5 Hz 时有最大速度 0.021 m/s, 同时在 2.6 Hz 时有最大输出功率 0.36 W. 实验结果表明, 在使机器鱼获得最佳推进效率的最优驱动频率下, 机器鱼也能获得较高的推进速度. 该推进效率测量方法同样可以应用在研究其他基于智能材料的水下机器人运动实验研究中.

关 键 词: 仿生机器鱼; 推进效率测试; 离子聚合物金属复合材料; 自主推进; 水动力学实验

中图分类号: TP 24

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2014)12-1730-06

Experimental investigation of biomimetic robotic fish actuated by IPMC

Shen Qi Han Chenhao Wang Tianmiao Liang Jianhong

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

Abstract: The thrust efficiency of a biomimetic robotic fish was experimentally measured, which was propelled by an ionic polymer-metal composite (IPMC) actuator. In order to test the thrust performance of the robotic fish, a novel experimental apparatus was developed for hydrodynamic experiments. Under a servo towing system, the IPMC fish swam at a self-propelled speed where external force is averagely zero. A maximum thrust efficiency of 2.3×10^{-3} at 1 Hz was recorded experimentally, the maximum thrust force was 0.025 3 N, recorded at 1.2 Hz, while the maximum speed was 0.021 m/s, recorded at 1.5 Hz, and a peak power of 0.36 W was recorded at 2.6 Hz. Additionally, the optimal actuation frequency for the thrust efficiency was also recorded at the maximum self-propelled speed. The present method of examining the thrust efficiency may also be applied to the studies of other types of smart material actuated underwater robots.

Key words: biomimetic robotic fish; thrust efficiency measurement; ionic polymer-metal composites; self-propulsion; hydrodynamic experiment

水下无人航行器在各个领域都被广泛地使用. 受自然界生物启发, 全世界的科学家和工程师设计了一系列的仿生水下机器人. 智能材料的发展和应用同样对水下仿生机器人的发展起到了重要的作用^[1-4]. 在水下仿生机器人的推进模式的选择上, 离子聚合物金属复合材料(IPMC, Ionic

Polymer-Metal Composite) 是一种很有前景的材料^[5-6]. 它由离子聚合膜和作为电极镀在在两侧的金或者铂金属组成. 如果在它们的厚度方向上施加一个电场, 它就会弯曲, 反之亦然. 另外, 如果给它施加一个外力, 同样可以得到一个可观测的电压值. 它具有低触发电压(1 ~ 2V)、低能耗和高

柔性的特点. 因此通过使用 IPMC 能够得到一种低噪声、微型、柔性的仿生机器人.

许多基于 IPMC 的水下仿生机器人已经被设计和制作. Yim 等人提出了 IPMC 驱动器的动力学模型框架, 通过这个模型可以对单片 IPMC 或者多片 IPMC 组成的水下驱动器进行建模, 但是他们只对这个模型进行了仿真, 并没有通过实际实验来证实^[7]. Chen 等人提出了一个 IPMC 推进仿生机器鱼的模型, 对 IPMC 机器鱼的平均游动速度进行了建模, 并设计实验验证模型^[8-10]. Mbemmo 等人提出了一种用来预测 IPMC 水下仿生机器鱼运动的模型框架^[11], 同时利用了数值计算和数字粒子图像测速 (DPIV, Digital Particle Image Velocimetry) 对 IPMC 的流体动力学进行了分析^[12-13]. 但是这只是局限于单片固定的 IPMC, 缺乏对 IPMC 在一个整体的水下机器人系统中的分析. 在微型机器人方面, 因为其体积有限, 所携带的能量也有限, 因此游动效率是一个十分重要的参数. 迄今为止, 很少有对 IPMC 仿生机器鱼的推进效率开展研究.

本文设计实验对机器鱼推进效率开展研究. 通过机器鱼在水中自由游动来测定机器鱼的推进速度. 使用了一种新型的基于伺服拖拽系统的同步测量方法得到机器鱼在水中推力和自推进速度. 通过使用这种方法, 机器鱼能通过自身产生的推力进而以相应的速度游动, 而不再受外部装置的限制. 本文将围绕机器鱼的推力、能耗及稳定时的游动速度开展实验研究, 并最终得到机器鱼推进效率. 其中, 通过测试 IPMC 鱼尾在空气中和水下不同的环境中相同振幅下的能耗, 获得了机器鱼在水下的能量输出. 本文将为 IPMC 效率测试的进一步研究奠定实验基础.

1 IPMC 机器鱼样机

本节将介绍 IPMC 机器鱼样机设计. 图 1 展示了机器鱼样机结构, 其包括了 3 个部分: ①组成鱼身的刚体外壳; ②作为“肌肉”的 IPMC; ③尾端的塑料模拟鱼尾.

整个身体的外形使用 SolidWorks 设计, 同时使用尼龙材料通过 3D 打印机制作, 使用黑色树脂进行表面处理来达到光滑的效果, 整个外形结构设计接近椭圆型. 它的外形结构根据黄花鱼 (石首鱼) 的身体比例设计, 以便于使其满足流线型和减阻性的需求. IPMC 通过作为夹紧装置的小型矩形导电铜盘连接到鱼的身体上. 鱼尾连接到 IPMC 的尾部来增加其在水中的推力. 电池单元 (两节 3.7 V 串

接) 和电子设备装在鱼外壳内. 受电机控制系统设计的启发, 本 IPMC 控制的设计使用了 L289N 的 H-桥结构, 以满足足够大的电流及方便的 I/O 控制. 配重被安置在了鱼的底部使机械鱼处于悬浮状态, 同时增加了其在滚转、俯仰方向的稳定性. 对机器鱼的实验研究包括了水下的自由游动和伺服拖拽系统下的推进. 整条机器鱼的长度 (除去尾部) 为 144 mm, 高为 52.5 mm, 最宽部分为 37.5 mm. 整个机器鱼的质量接近 180 g. 本文采用两条不同尺寸的 IPMC 进行实验测试, 其尺寸如表 1 所示.

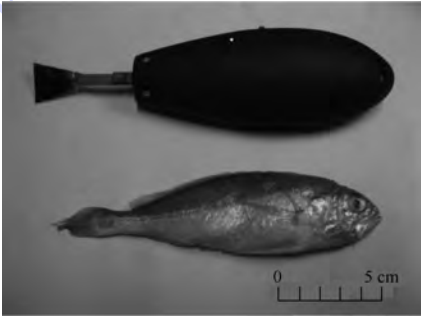


图 1 仿生机器鱼样机
Fig. 1 Prototype of biomimetic robotic fish

表 1 IPMC 的三维参数 Table 1 Dimensional parameters of the IPMC			
内容	厚度/ μm	长度/mm	宽度/mm
IPMC 1	175	26.6	6.2
IPMC 2	100	42.5	12

2 推进效率实验测试

本节测试了 IPMC 机器鱼的推进效率. 推进效率 η_{exp} 的表达式为^[14]

$$\eta_{\text{exp}} = \frac{T_{\text{exp}} \cdot U_{\text{exp}}}{\bar{P}_{\text{exp}}} \quad (1)$$

通过测量推进力 T_{exp} , 速度 U_{exp} 和能量损耗 $\bar{P}_{\text{exp}}$ 来得到推进效率的实验结果. 在 2.1 节中通过拖拽系统和水缸进行了一系列的实验. 在 2.2 ~ 2.4 节中将分别介绍 U_{exp} , T_{exp} , $\bar{P}_{\text{exp}}$ 的测量原理和测量结果. 2.5 节将给出推进效率的最终结果.

2.1 实验装置

实验设计了伺服拖拽系统, 进行流体动力实验来确定推进效率. 整个伺服拖拽系统由 4 kW 的交流电机驱动, 同时被用于测量水下机器人自主推进的流体动力参数^[15-16]. 整个装置的拖拽速度范围从 0.005 ~ 1 m/s, 速度误差为 0.2%.

图 2 中展示了一个自推进实验装置的机械结构, 机器鱼及其附属组件被垂直连接到力传感器下, 同时力传感器由螺丝固定在推进实验装置上.

机械鱼整体没入了水下,连接机器鱼和力传感器的杆在水面之上.采用一个测量范围为 1 N,灵敏度为 0.01 N 的传感器测量轴向推力 T (见图 2). 同时在连接处设置了一个低阻轴承. 根据杠杆原理,力传感器上的力数值将会使作用在鱼身上的合力放大 100 倍. 鱼的质心 G 被设置在杆下,以便减少重力在实验过程中的影响.

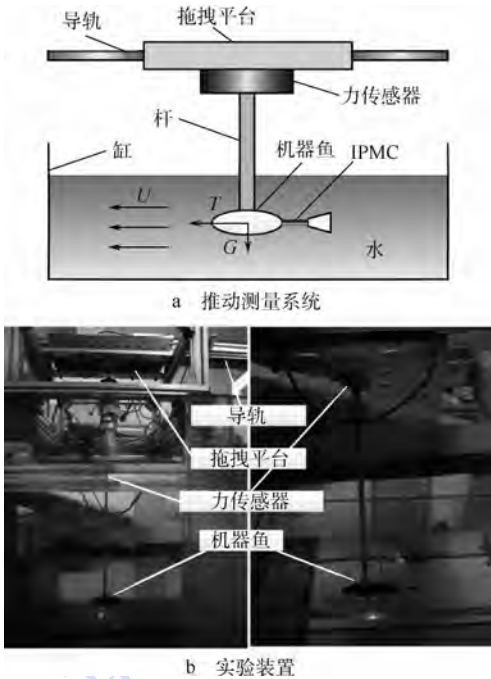


图 2 机器鱼自推进测量系统及实验装置
Fig. 2 Experimental setup of the self-propulsion measurement system

控制单元和机器鱼的电源被安装在了一个沿着拖动方向(前进方向)运行的实验装置上.水槽尺寸为 $7.8\text{ m} \times 1.2\text{ m} \times 1.1\text{ m}$, 提供了机器鱼一个足够大、移动不受边界影响的空间. 机器鱼的位置处于水槽的中等深度以避免任何来自表面和水槽底部的干扰. 目前本实验只考虑到了机器鱼游动的前进方向,对其横向移动以及滚转进行了限制. 这个简化的实验方法(例如:增加了横向约束和滚转约束)被广泛地使用在单独考虑直线游动的鱼类游动流体动力实验研究上^[17]. 实验中使用 Nicolet Vision XP 来记录实验数据.

2.2 游动速度的测量

机器鱼的速度是推进效率中一个重要的参数,本节将通过实验对其进行测量. 在本实验中,机器鱼在水槽中由 IPMC 推进自由游动,并利用一个计时器测量并记录鱼在稳定游动状态下游过一个给定距离(10 cm)的时间. 同时在振幅 $A_v = 3.3\text{ V}$ 的情况下以不同频率的正弦电压驱动来对比不同情况下的机器鱼游动速度. 如图 3 所示,机器鱼在水槽中游动. 在每一个驱动频率下,对机器鱼的速度重复测量 5 次,最终得到了巡游速度 U_{exp} 的平均值.

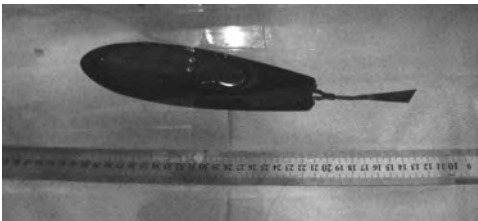


图 3 IPMC 机器鱼在水中游动
Fig. 3 Snapshot of IPMC robotic fish swimming in the tank

图 4 显示了 IPMC 机器鱼在水中自由游动的实验数据. 对于每一个 IPMC 鱼尾,都有一个相应的最佳驱动频率(接近于 1.4 Hz),使其能够达到最高的游动速度. 实验表明,当激励频率变得相对较高或较低时,IPMC 机器鱼的速度就会下降.

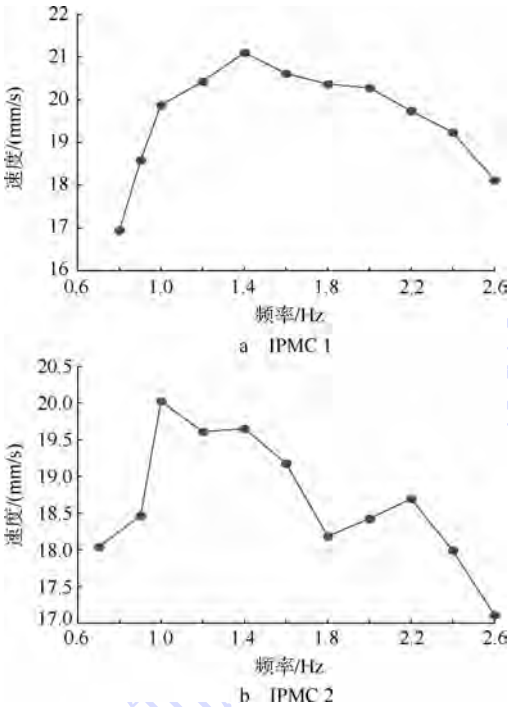


图 4 IPMC 机器鱼速度实验数据
Fig. 4 Experimental results of IPMC robotic fish speed

2.3 推进力的测量

本小节通过流体力学实验研究了 IPMC 机器鱼的推动力和阻力. 当机器鱼游动时,推进力和阻力是以合力体现的,因此推力不能被测量,所以设计拖拽系统来测量 IPMC 产生的推进力. 传统机器鱼样机的流体力学实验模型的理论中,在前进方向上 $T_{\text{ext}} \neq 0$,也就是说推进力并不等于阻力. 因此,多余的力被外部的部件所吸收. 也就是说,机器鱼并不是自驱动的,而是在一个外部约束的情况下被迫地移动,同时推进力和阻力也不相等. 考虑到主动和被动的拖拽方法,本文提出了一个全新的、结合了各自特点的自推进实验方法.

图 4 中测量并得到了在不同的尾部结构下,机器鱼在伺服拖动系统下的拖动速度. 在每一个速度 U_{exp} 下,IPMC 对应相应的正弦电压输入. 在

2.2 节测量自由游动速度 U_{exp} 过程中也许会有一些误差(例如:鱼并不是直线游动,同时人为的时间测量误差也存在).在拖拽实验时通过调整拖拽的速度,以确保外力 $T=0$.根据牛顿定律,当阻力 F_D 等于推进力 T_{exp} 时,也即当检测力 $T=(F_D - T_{\text{exp}}) \times 100 = 0$ 时,可以认为没有了上端的部件作用在其上的外部附加力,即机器鱼是自推进状态下游动.在实验过程中 IPMC 机器鱼在自推进状态的游动范围是 70 cm.期间进行了超过 100 组的实验对其进行了测试.

接下来对推进力 T_{exp} 进行测量.当机器鱼以速度 U_{exp} 游动时,可以通过测量阻力 F_D 来得到推进力 T_{exp} .为了得到阻力 F_D ,将 IPMC 的输入电压设置为零值.在系统下以速度 U_{exp} 拖拽机器鱼,就可以测得阻力 F_D .在此实验中,对于每一个游动速度 U_{exp} ,分别对其进行了 3 次阻力实验测量,以保证实验结果的重复性和准确性.整个过程进行了超过 70 次的实验.

图 5 中展示了不同尺寸的 IPMC 鱼尾的机器鱼推进力实验结果比较.当频率接近 1.4 Hz 时,IPMC 尾部产生的推进力达到了最大值,此结果与图 4 中展示的 IPMC 机器鱼游动速度的结果相对应.本实验同样展示了可以通过增加执行机构的长度和末端的最大位移来提高推进力.图 6 显示了 IPMC 机器鱼在不同速度下的推力.总体上,当机器鱼速度较大时,所输出的推力也较大.

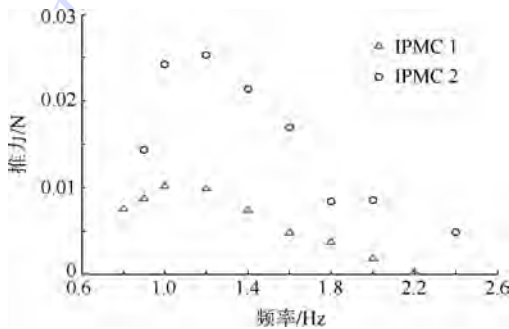


图 5 IPMC 机器鱼在不同频率下的实验推进力
Fig.5 Experimental results of thrust produced by the IPMC robotic fish at various frequencies

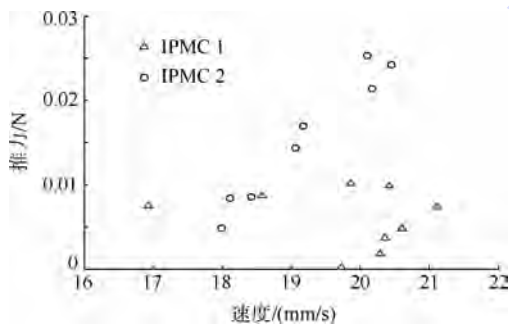


图 6 IPMC 机器鱼在不同速度下的推力
Fig.6 Thrust of IPMC robotic fish vs speed

2.4 能耗测量

为了得到机器鱼在流体中游动状态下的能量输出,需要测量在不同情况下 IPMC 尾部的能耗.首先,IPMC 尾部根据 2.2 节中电压的输入在水下进行摆动.通过激光感应器测量末端位移 D_{flu} .利用示波器对 D_{flu} 成像.图 7 中给出了能耗测量装置的示意图,在实验过程中记录同步电压输入和电流输出以及 D_{flu} .之后,IPMC 尾部在相同的电压输入下在空气中摆动.基于示波器上的显示,通过控制放大器上的电压输入,将 IPMC 在空气中的位移调整到与 D_{flu} 一致,同时测量了 IPMC 在水下和空气中的振动过程中电压 $U_{\text{flu}}, U_{\text{air}}$ 和电流 $I_{\text{flu}}, I_{\text{air}}$.在一个周期内频率 f 下 IPMC 机器鱼尾输出的平均能量可以通过以下方程得到:

$$\bar{P}_{\text{exp}} = \frac{1}{1/f} \int_{t_s}^{t_s+1/f} (U_{\text{flu}} I_{\text{flu}} - U_{\text{air}} I_{\text{air}}) dt \quad (2)$$

其中 t_s 代表了在 IPMC 工作时的任意时间点.最终,得到了机器鱼推进过程中在水中消耗的能量 $\bar{P}_{\text{exp}}$.类似能耗测量方法已在其他机器鱼推进效率实验中得到了实践^[10-11].

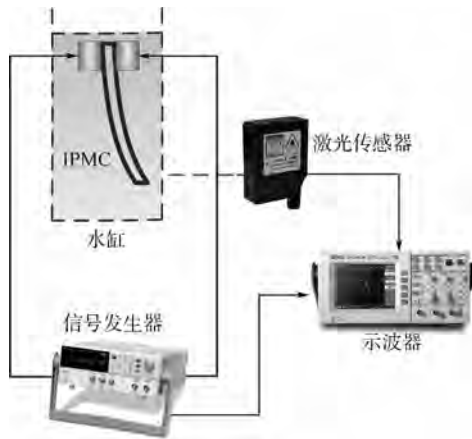


图 7 能耗测量装置简图

Fig.7 Schematic view of power consumption measurement apparatus

实验发现,在同样的电压输入下,IPMC 在空气中的形变要比水中运行时大.图 8 给出了在频率为 1 Hz、等振幅下空气中和水下 IPMC 尾部能耗、电压电流输出的比较.并对不同的频率下 IPMC 的尾部输出能量进行测量.图 9 给出了流体中两个 IPMC 尾部的能量输出.发现随着频率的增加,IPMC 尾部的能耗输出显著地增大.考虑到当频率相对增加时 IPMC 机器鱼的推进力和速度下降的现象(图 4、图 5),可以认为当频率相对较低时存在一个推进效率的最佳值.在实验中,同样可以观察到 IPMC 尾部的振幅随着频率的增加而降低.

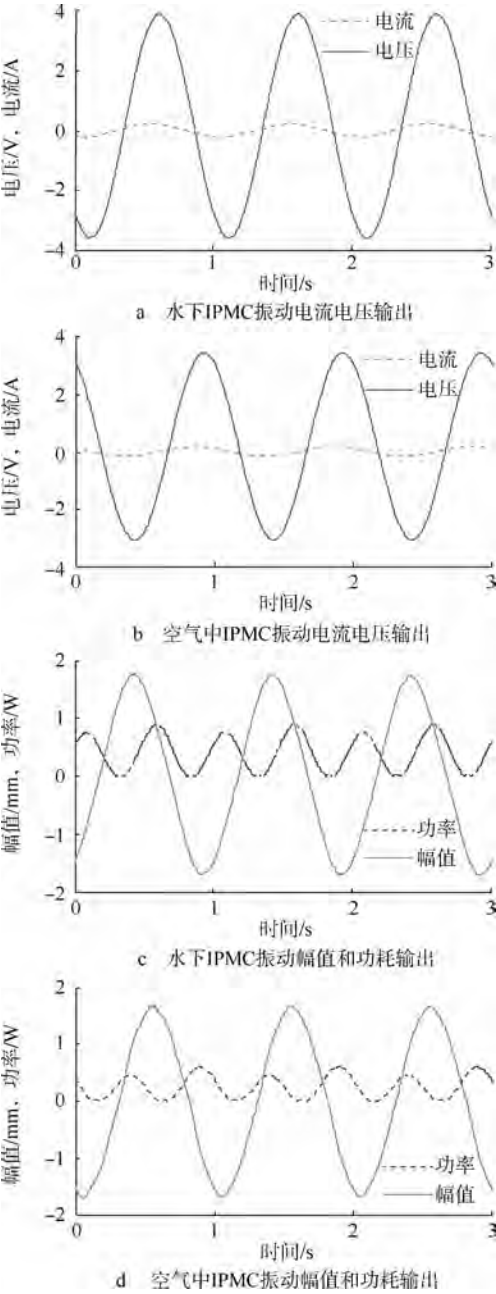


图 8 在 1 Hz 下不同 IPMC 尾部能耗、电压和电流的比较

Fig. 8 Comparison of experimental IPMC tail power consumptions, applied voltages and current outputs with equivalent vibrating amplitude at frequency of 1 Hz

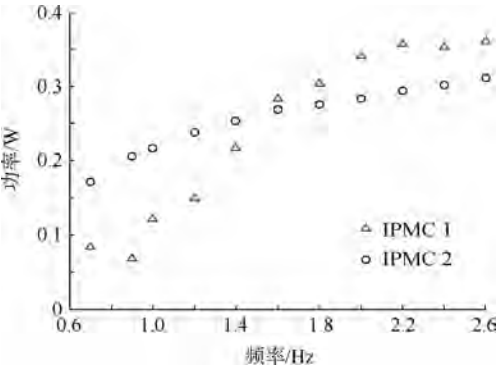


图 9 流体中不同 IPMC 尾部的能量输出
Fig. 9 Power output of different IPMC tails in fluid

2.5 推进效率

由之前的实验得到了 IPMC 机器鱼的推进效率实验结果. 基于对 T_{exp} , U_{exp} , $\bar{P}_{\text{exp}}$ 的测量以及式(1), 便能获得 IPMC 机器鱼推进效率的实验数据 η_{exp} .

图 10 中展示了推进效率的实验数据结果 η_{exp} . 可以发现, 当频率最初增加时效率就会增加, 当频率相对较高时效率反而会下降. 当频率接近 1 Hz 时推进效率达到了最大值. 同时不同的尾部会有不同的推进效率.

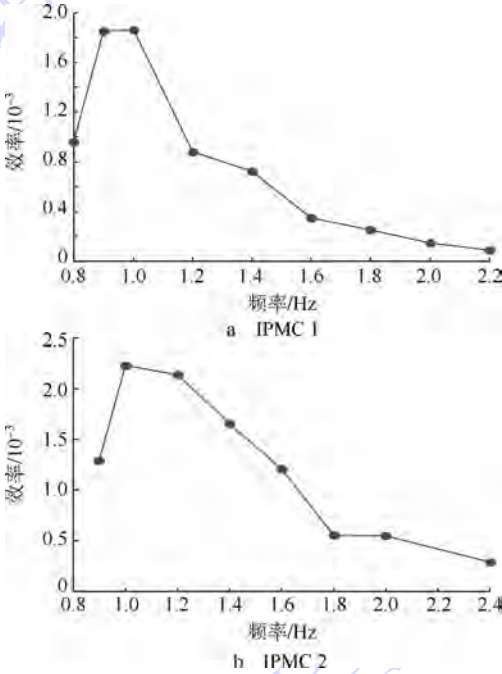


图 10 IPMC 机器鱼推进效率的实验结果
Fig. 10 Experimental results of IPMC robotic fish thrust efficiency

图 11 中给出了一个三维图像, 展示了在不同的 IPMC 激励频率下的推进效率和速度的对比. 当激励频率接近 1 Hz 时, 机器鱼可以达到较高的效率, 同时也得到了相对较高的速度. 可以认为当它的驱动频率接近效率的最优点时, IPMC 机器鱼在推进速度和推进效率上都可以达到一个很好的效果.

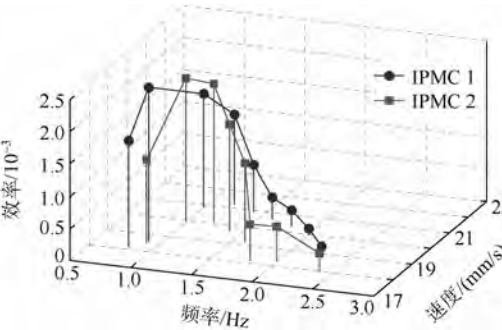


图 11 不同驱动频率下机器鱼推进效率和速度的三维图
Fig. 11 3D plot of thrust efficiencies and velocities of IPMC robotic fish in various actuation frequencies

表 2 显示了不同仿生机器鱼的推进效率对比. 之前在该实验装置下开展了对仿生机器鱼推进效率的实验研究^[12], 基于“自主推进”条件的实验测量方法, 通过光机电一体化技术同步测量了机器鱼的功耗、外力以及流场结果, 并定量估算了机器鱼的推进效率. 测量结果表明, 机器鱼的推进效率与前人的 3D-CFD 数值计算取得较为一致的结果^[13]. 与本文实验结果进行对比, 可以发现 IPMC 仿生机器鱼推进效率较低, 通过对比图 6 和图 9, 相对于 IPMC 输出推力, 其消耗功率较大, 这由 IPMC 本身特性所决定. 同时, IPMC 机器鱼在水中游动时, 其正负电极两端的电势差也会导致水发生电解反应, 这也是造成 IPMC 机器鱼功率消耗较高的原因.

表 2 不同仿生机器鱼推进效率对比

Table 2 Thrust efficiencies of different robotic fish

内容	推进效率/%
IPMC 机器鱼	0.23
仿生机器鱼	32.8
3D-CFD	22.5

3 结 论

本文提出了一种新型的实验方法用来研究 IPMC 机器鱼推进效率. 主要结论如下:

- 1) 提出了一种全新的机器鱼游动效率测量方法, 通过测量作用在机器鱼身上的力来确定拖拽速度, 在自推进的条件下能够精确测量机器鱼的推进效率.
 - 2) 机器鱼的效率随着驱动频率的变化, 先增大后减小, 当 IPMC 驱动频率接近 1 Hz 时, IPMC 机器鱼的游动效率达到峰值 2.3×10^{-3} .
 - 3) 当 IPMC 驱动频率接近 1 Hz, 机器鱼速度达到最大值, 结合上面结论, 游动效率的最优驱动频率接近于游动速度的最优驱动频率.
- 接下来的工作将着重研究柔性鱼鳍对 IPMC 推进机器鱼游动特性的影响, 同时未来将关注刚性鱼鳍等方面. 未来的工作同样也会包括 IPMC 机器鱼高效率控制策略的研究, 同时建立推进效率模型以适应不同雷诺数的环境, 以便于在各个尺度下研究机器鱼的推进特性.

参考文献 (References)

[1] Zhou C L, Low K H. Design and locomotion control of a biomimetic underwater vehicle with fin propulsion [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2012, 17(1): 25 – 35

[2] Shen Q, Wang T M, Liang J H, et al. Hydrodynamic performance of a biomimetic robotic swimmer actuated by ionic polymer-metal

composite [J]. Smart Materials and Structures, 2013, 22(7): 075035

[3] Wang T M, Shen Q, Wen L, et al. On the thrust performance of an ionic polymer-metal composite actuated robotic fish: modeling and experimental investigation [J]. Science China Technological Sciences, 2012, 55(12): 3359 – 3369

[4] Shen Q, Wang T M, Wen L, et al. Modelling and fuzzy control of an efficient swimming ionic polymer-metal composite actuated robot [J]. International Journal of Advanced Robotic Systems, 2013, 10: 350

[5] Shahinpoor M, Kim K J. Ionic polymer-metal composites: I. Fundamentals [J]. Smart Materials and Structures, 2001, 10(4): 819 – 833

[6] Shahinpoor M, Kim K J. Ionic polymer-metal composites: IV. Industrial and medical applications [J]. Smart Materials and Structures, 2005, 14(1): 197 – 214

[7] Yim W, Lee J, Kim K J. An artificial muscle actuator for biomimetic underwater propulsors [J]. Bioinspiration & Biomimetics, 2007, 2(2): S31

[8] Chen Z, Tan X B. A control-oriented and physics-based model for ionic polymer-metal composite actuators [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2008, 13(5): 519 – 529

[9] Chen Z, Shatara S, Tan X B. Modeling of biomimetic robotic fish propelled by an ionic polymer-metal composite caudal fin [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2010, 15(3): 448 – 459

[10] Mbemmo E, Chen Z, Shatara S, et al. Modeling of biomimetic robotic fish propelled by an ionic polymer-metal composite actuator [C]//2008 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). Piscataway, NJ: IEEE, 2008: 689 – 694

[11] Abdelnour K, Mancia E, Peterson S D, et al. Hydrodynamics of underwater propulsors based on ionic polymer-metal composites: a numerical study [J]. Smart Materials and Structures, 2009, 18(8): 085006

[12] Peterson S D, Porfiri M, Rovardi A. A particle image velocimetry study of vibrating ionic polymer metal composites in aqueous environments [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2009, 14(4): 474 – 483

[13] Aureli M, Kopman V, Porfiri M. Free-locomotion of underwater vehicles actuated by ionic polymer metal composites [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2010, 15(4): 603 – 614

[14] Anderson J M. Vorticity control for efficient propulsion [D]. Cambridge: Massachusetts Inst of Tech, 1996

[15] Wen L, Wang T M, Liang J H, et al. A novel method for simultaneous measurement of internal and external hydrodynamic force of self-propelled robotic fish [C]//2010 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Piscataway, NJ: IEEE Computer Society, 2010: 952 – 957

[16] Wen L, Wang T M, Wu G H, et al. Quantitative thrust efficiency of a self-propulsive robotic fish: experimental method and hydrodynamic investigation [J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2013, 18(3): 1027 – 1038

[17] Borazjani I, Sotiropoulos F. Numerical investigation of the hydrodynamics of carangiform swimming in the transitional and inertial flow regimes [J]. Journal of Experimental Biology, 2008, 211(10): 1541 – 1558

阀控电液位置伺服系统非线性鲁棒控制方法



汪成文^{1,2}

尚耀星¹

焦宗夏¹

韩松杉¹

(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. 太原理工大学 机械电子研究所, 太原 030024)

摘 要: 为了解决电液伺服跟踪控制中存在流量非线性以及参数不确定问题, 以阀控液压马达为对象设计了一种非线性鲁棒控制器. 该算法基于 Back-Stepping 的设计思想, 将阀控电液系统的位置跟踪问题转化为系统负载流量规划问题, 仅需一步反步递推, 即可完成控制器设计, 具有较强的工程实用性. 该算法综合考虑了制约电液位置系统跟踪精度的流量非线性以及系统参数不确定性问题. 理论证明了该算法的稳定性. 通过和传统 PID (Proportional-Integral-Derivative) 控制器的对比试验表明, 基于该控制器, 系统跟踪性能得到了显著提升.

关 键 词: 非线性控制; 电液位置伺服系统; 参数不确定性; 流量非线性; 鲁棒控制

中图分类号: V 242

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2014)12-1736-05

Nonlinear robust control of valve controlled electro-hydraulic position servo system

Wang Chengwen^{1,2}

Shang Yaoxing¹

Jiao Zongxia¹

Han Songshan¹

(1. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Institute of Machinery and Electronics, Taiyuan University of Technology, Taiyuan 030024, China)

Abstract: To deal with the problem of flow nonlinearity and parametric uncertainties of valve controlled hydraulic position servo system, a nonlinear robust controller was developed based on the Back-Stepping design method. The mathematic model of the valve controlled system was developed, and the nonlinear robust algorithm was derived based on the developed model. The position tracking problem was converted into the load flow planning problem, and the controller was achieved just through one step. The developed controller took the flow nonlinearity and system parametric uncertainties into consideration. The stability of the developed algorithm was proved theoretically. Experimental results show the tracking performance based on the developed controller could be improved compared with that of traditional proportional-integral-derivative (PID) controller.

Key words: nonlinear control; electro-hydraulic servo system; parametric uncertainties; flow nonlinearity; robust control

阀控电液系统因具有功率密度大、响应速度快、电磁兼容性好等优点,而在机器人^[1-2]、电液负载模拟器^[3-6]、飞行转台以及汽车工业^[7]等领域取得了广泛的应用. 如何提高电液位置伺服系统的跟踪性能,一直是学术界的研究热点. 制约阀控电液位置伺服系统性能的因素主要来自于两个方面:一是阀控电液系统本身固有的流量非线性

问题;二是液压系统参数不确定性问题. 比如,油液弹性模量会随着环境温度、油液中空气含量等因素的变化而发生改变;系统的内泄漏会随着油液黏度、外部负载变化等因素而变化等. 针对这两方面制约因素,相关学者进行了大量研究. 模糊控制^[8-9]、神经网络^[10-11]等智能算法被广泛地应用于电液位置伺服系统的控制当中. 这类方法的主

要特点是不基于被控对象的数学模型,属于“黑箱”控制算法.由于受到实时性、稳定性等因素的制约,该类算法的工程实用性还有待进一步改善.定量反馈控制技术(QFT, Quantitative Feedback Control)^[12]、 H_∞ 鲁棒控制^[13]、干扰观测器等基于线性控制理论的算法也被成功地应用于电液位置伺服系统的控制.这类算法的一个共同点是基于系统的线性化模型.然而,当伺服阀阀芯工作区间范围较大时,线性模型并不能准确地描述真实的物理对象,进而导致基于线性理论的算法控制性能下降.随着非线性控制理论的日趋成熟,特别是 Back-Stepping 设计方法的出现,使得电液伺服系统的非线性控制研究成为热点.美国普渡大学的姚斌教授基于 Back-Stepping 的设计思想,提出了自适应鲁棒控制算法^[14],该方法综合了自适应控制与鲁棒控制的优点,可同时兼顾系统的参数不确定性以及未建模动态问题.这类基于 Back-Stepping 方法得到的控制器往往比较复杂.在设计过程中,各虚拟控制量之间是相互耦合的,这给算法的调试带来了一定的困难,工程应用不便.本文将从工程应用角度出发,以阀控液压摆动马达构成的角度跟踪系统为具体研究对象,设计一种易于工程应用的非线性鲁棒控制器.

1 系统模型

本文所研究的阀控有限转角液压摆动马达系统如图 1 所示.液压马达的流量连续性方程^[15]:

$$Q_L = D_L \dot{y}_1 + \frac{V_t}{4\beta_e} \dot{P}_L + C_L P_L \quad (1)$$

式中, D_L 为液压马达排量; P_L 为马达两腔压差; Q_L

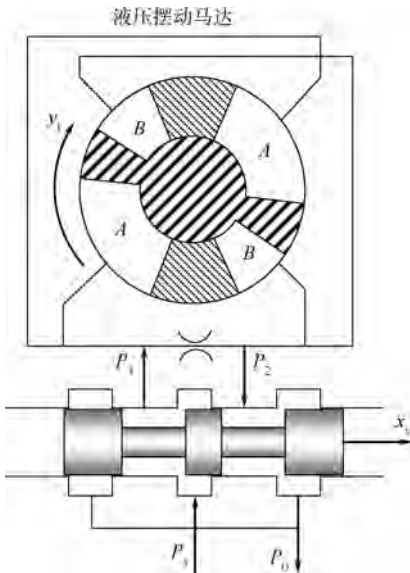


图 1 阀控马达系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of valve controlled motor system

为伺服阀输出流量; $\dot{y}_1$ 为马达输出角速度; V_t 为控制容腔; β_e 为有效弹性模量; C_L 为马达内泄漏.

方程(1)可以写成:

$$\dot{y}_1 = \alpha Q_L - \theta_1 \dot{P}_L - \theta_2 P_L \quad (2)$$

式中, $\alpha = 1/D_L$; $\theta_1 = V_t/(4\beta_e D_L)$; $\theta_2 = C_L/D_L$.

伺服阀流量方程:

$$Q_L = C_d \omega x_v \sqrt{[P_s - \text{sgn}(x_v) P_L]/\rho} \quad (3)$$

式中, C_d 为伺服阀流量系数; ω 为伺服阀的梯度; x_v 为阀芯位移; ρ 为液压油密度; P_s 为油源供油压力; $\text{sgn}(\cdot)$ 为非线性符号函数, 定义为

$$\text{sgn}(\cdot) = \begin{cases} 1 & \cdot > 0 \\ 0 & \cdot = 0 \\ -1 & \cdot < 0 \end{cases} \quad (4)$$

忽略伺服阀的动态特性, 认为伺服阀阀芯位移与输入电压信号成比例关系, 即

$$x_v = k_{x_v} u \quad (5)$$

式中, k_{x_v} 为阀芯放大增益; u 为控制电压.

本文的控制目标是在系统存在参数不确定性以及流量非线性的情况下设计控制器, 使得马达转角 y_1 尽可能准确地跟踪给定的角度指令 y_d .

在控制器设计前, 做如下假设, 设系统参数有界, 并满足:

$$\theta \in \Omega_\theta \triangleq \{\theta : \theta_{\min} \leq \theta \leq \theta_{\max}\} \quad (6)$$

式中, $\theta = [\theta_1, \theta_2]^T$; $\theta_{\min} = [\theta_{1\min}, \theta_{2\min}]^T$ 为参数向量 θ 的下界; $\theta_{\max} = [\theta_{1\max}, \theta_{2\max}]^T$ 为参数向量的上界. 定义参数界向量:

$$\theta_B = \theta_{\max} - \theta_{\min} \quad (7)$$

2 非线性鲁棒控制器设计

2.1 控制器设计

定义角度跟踪误差为

$$e_1 = y_1 - y_d \quad (8)$$

对上式求导:

$$\dot{e}_1 = \dot{y}_1 - \dot{y}_d \quad (9)$$

将式(2)代入式(9)可得

$$\dot{e}_1 = \alpha Q_L - \theta_1 \dot{P}_L - \theta_2 P_L - \dot{y}_d \quad (10)$$

定义 Lyapunov 函数:

$$V_1 = \frac{1}{2} e_1^2 \quad (11)$$

对上式求导:

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= e_1 (\alpha Q_L - \theta_1 \dot{P}_L - \theta_2 P_L - \dot{y}_d) = \\ &= e_1 (\alpha Q_L - \hat{\theta}_1 \dot{P}_L - \hat{\theta}_2 P_L + \tilde{\theta}_1 \dot{P}_L + \tilde{\theta}_2 P_L - \dot{y}_d) = \\ &= e_1 (\alpha Q_L - \dot{y}_d - \hat{\theta}^T \varphi + \tilde{\theta}^T \varphi) \end{aligned} \quad (12)$$

式中, $\varphi = [\dot{P}_L, P_L]^T$; $\hat{\theta} = [\hat{\theta}_1, \hat{\theta}_2]^T$; $\tilde{\theta} = [\tilde{\theta}_1, \tilde{\theta}_2]^T$.

将 Q_L 看作输入控制量,为了保证式(12)是半负定,设期望的负载流量由如下 2 部分组成:

$$Q_L = Q_{La} + Q_{Lr} \tag{13}$$

$$\left. \begin{aligned} Q_{La} &= \frac{1}{\alpha} (\hat{\theta}_1 \dot{P}_L + \hat{\theta}_2 P_L + \dot{y}_d) \\ Q_{Lr} &= -\frac{1}{\alpha} k e_1 \end{aligned} \right\} \tag{14}$$

式中 $k > 0$ 为鲁棒项增益系数.

如式(13)、式(14)所示, Q_{La} 主要由 3 部分组成:第 1 部分表示油液的压缩流量,第 2 部分为马达泄漏流量,第 3 部分用于产生期望速度; Q_{Lr} 为线性误差反馈项,用于补偿系统的参数不确定以及稳定误差动态.

下面的工作是根据规划的期望负载流量计算出实际的伺服阀控制量.通常情况下,伺服阀在特定压降下的额定流量是已知的,即

$$C_d \omega u_{\max} \sqrt{\Delta P_{\text{drop}} / \rho} = Q_{\text{rated}} \tag{15}$$

式中 $u_{\max}$ 为伺服阀的最大输入; Q_{rated} 表示伺服阀上压降为 ΔP_{drop} 时的额定流量.

结合式(3)与式(15),可得系统控制输出:

$$u = \frac{Q_L}{Q_{\text{rated}}} \sqrt{\frac{\Delta P_{\text{drop}}}{P_s - \text{sgn}(u) P_L}} \cdot u_{\max} \tag{16}$$

2.2 稳定性证明

针对本文所研究的系统以及所得到的控制率式(13)、式(14)和式(16),有如下定理成立:

定理 1 只要线性反馈项增益系数取足够大,基本控制率式(14)~式(16)可保证系统的跟踪误差渐进稳定,且误差幅值可由鲁棒控制项系数 k 决定.

证明 将式(14)代入到式(12)中可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= e_1 [-k e_1 - \tilde{\theta}^T \cdot \varphi] \leq \\ &e_1 [-k e_1 + \|\tilde{\theta}^T\| \|\varphi\|] \leq \\ &-k e_1^2 + \|\theta_B^T\| \|\varphi\| |e_1| \end{aligned} \tag{17}$$

保证反馈增益系数 k 满足式(18):

$$k > k_1 + \frac{\|\theta_B^T\|^2 \|\varphi\|^2}{4\varepsilon} \tag{18}$$

式中, $k_1 > 0$; $\varepsilon > 0$. 把式(18)代入式(17)可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &\leq -k_1 e_1^2 + \left(-\frac{\|\theta_B^T\|^2 \|\varphi\|^2}{4\varepsilon} e_1^2 + \|\theta_B^T\| \|\varphi\| |e_1| \right) \leq \\ &-k_1 e_1^2 + \varepsilon \end{aligned} \tag{19}$$

即有下式成立:

$$\begin{aligned} V_1(t) &\leq \exp(-2k_1 t) V_1(0) + \\ &\frac{\varepsilon}{2k_1} [1 - \exp(-2k_1 t)] \Rightarrow \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} e_1^2 &\leq \exp(-2k_1 t) e_1^2(0) + \frac{\varepsilon}{k_1} [1 - \exp(-2k_1 t)] \\ &\tag{20} \end{aligned}$$

式(20)表明,系统跟踪误差是指数收敛的,并可控制在一定的误差带内. 证毕

3 试验

3.1 试验系统

为了验证本文所提算法的有效性,对基于该算法和 PID 控制器进行了对比试验研究. 试验台照片如图 2 所示. 整个试验系统主要由 4 个部分组成:油源系统、机械台体、测控系统及阀控马达系统. 试验系统主要元件的规格如表 1 所示.

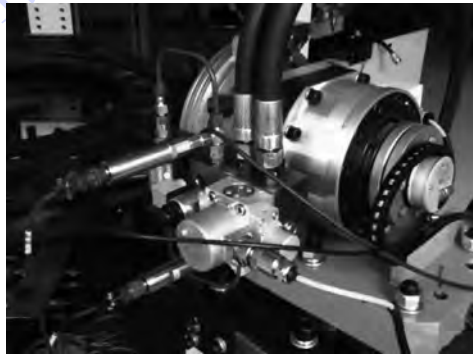


图 2 试验台照片

Fig. 2 Photo of the test rig

表 1 试验台主要元件

Table 1 Main component of the test rig

元件	型号	品牌
恒压变量泵	A4VSO40DR/10PR25N0	REXROTH
AC 电机	30 kW, 280 V, 4poles, B35	ABB
溢流阀	DBW10B1-5X/315-6EG24N4	REXROTH
液压马达	115 cm/rad, range: ± 45°	Self-development
伺服阀	D765-1633-5, 38 L/min	MOOG
角度码盘	ECN413	HEIDENHAIN
力矩传感器	strain gauge(HBM)	Institute 701
压力传感器	US175-c00002-20086	MEAS
工控机	IEI Ws-855GS	ADVANTECH
A/D 板卡	PCI-1716, 250 ks/s	ADVANTECH
D/A 板卡	PCI-1723, 16 bit DAC	ADVANTECH

3.2 试验结果

为了抑制微分产生的噪声干扰,试验中使用了截止频率为 100 Hz 的四阶 Butterworth 滤波器对微分信号进行滤波. 按照角度指令频率由低至高的顺序,共进行了 3 组对比试验:分别设角度指令为 5°, 1 Hz; 5°, 3 Hz 以及 5°, 7 Hz. 试验控制参数如下:PID 控制器参数, P-3.5, I-0.7, D-0. 本文设计的非线性鲁棒控制器控制参数如下: $k = 1\,200$, $\hat{\theta}_1 = 4.205\,4 \times 10^{-10}$, $\hat{\theta}_2 = 5.073\,9 \times 10^{-9}$.

1) 角度指令为 5°, 1 Hz 时的对比试验数据如图 3 所示. 由图可见,基于 PID 控制方法的控制误差为 0.28°,而基于非线性鲁棒算法的跟踪误差为 0.01°.

2) 角度指令为 5°, 3 Hz 时的对比试验数据如

图 4 所示,基于 PID 的控制误差为 0.72° ,而基于非线性鲁棒算法的跟踪误差只有 0.03° .

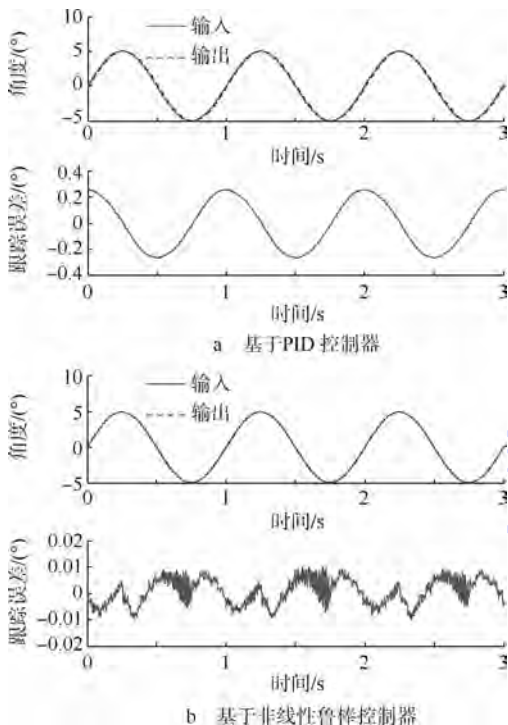


图 3 对比试验 1:作动器跟踪正弦指令 $5^{\circ}, 1\text{ Hz}$

Fig. 3 Comparative experiment 1: actuator tracks sine reference is $5^{\circ}, 1\text{ Hz}$

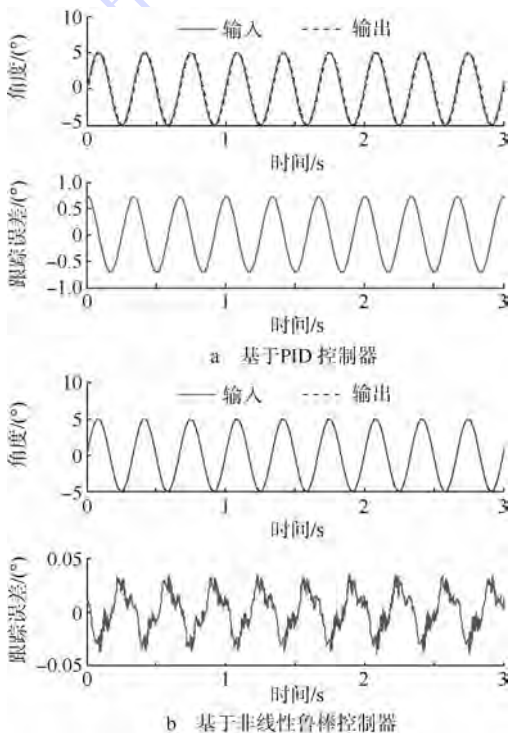


图 4 对比试验 2:作动器跟踪正弦指令 $5^{\circ}, 3\text{ Hz}$

Fig. 4 Comparative experiment 2: actuator tracks sine reference is $5^{\circ}, 3\text{ Hz}$

3) 角度指令为 $5^{\circ}, 7\text{ Hz}$ 时的对比试验数据如图 5 所示,此时基于 PID 的控制误差为 1.75° ,而

基于非线性鲁棒算法的跟踪误差只有 0.17° .

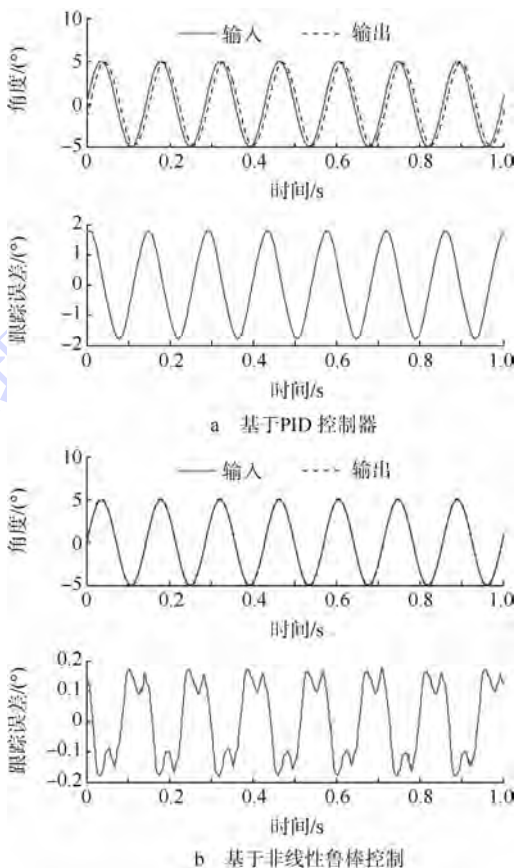


图 5 对比试验 3:作动器跟踪正弦指令 $5^{\circ}, 7\text{ Hz}$

Fig. 5 Comparative experiment 3: actuator tracks sine reference is $5^{\circ}, 7\text{ Hz}$

为了便于比较,基于 PID 控制方法和基于非线性鲁棒控制方法的 3 组误差对比数据如图 6 所示.从试验数据表明,随着指令频率的增加,基于改进方案的多余力抑制能力比改进前分别提高了 96.4%, 95.8% 以及 90.3%.试验结果显示基于所提方法控制误差呈现出一定的“毛刺”,这主要是由于算法中包含了系统的压力信号、压力信号的“导数”以及指令信号的导数.

试验验证,本文提出的非线性鲁棒控制算法显著地缩小了电液伺服系统的角度跟踪误差,其性能改善的原因可从以下两个方面分析.首先, PID 控制器并没有利用系统的模型信息,属于典型的“黑箱”控制方法;而本文设计的控制器是基于系统模型的.其次,通过对控制器式 (14) 的分析可以看出,该控制器考虑了系统的流量非线性、内泄漏以及油液的可压缩特性.另一方面,试验对比数据表明,随着指令频率的增加,系统跟踪性能的改善水平在降低.这是因为随着指令信号频率的增加,伺服阀本身的频响特性对跟踪性能的影响越来越显著.而在非线性控制器的设计过程中,从便于工程应用的角度出发,仅仅是将伺服阀简

化成一个比例环节,并没有考虑阀的滞后特性.

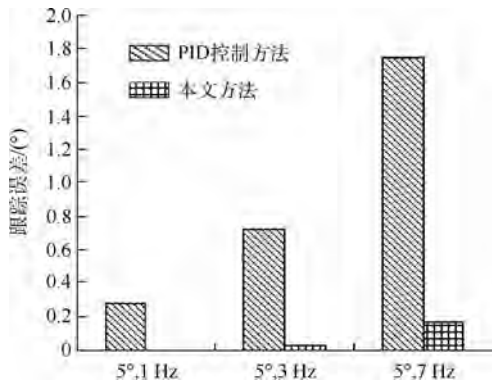


图 6 3 组试验跟踪误差对比

Fig. 6 Tracking errors comparison of the three experiments

4 结 论

1) 制约阀控电液伺服系统跟踪性能的因素主要有两个方面:一是由于小孔节流引起的流量非线性问题;二是由于系统自身具有的参数不确定性问题.

2) 电液伺服系统的跟踪问题可以转换为系统负载流量的规划问题. 本文基于 Back-Stepping 的设计思想,为阀控电液位置伺服系统设计了一种非线性鲁棒控制器. 该控制器综合考虑了系统的流量非线性以及参数不确定性问题. 和传统的基于三阶模型得到的控制算法相比,该算法具有结构简单、易于工程应用的特点.

3) 通过对控制器的分析可以看出,电液伺服系统的负载压力及其导数、指令信号微分可用于改善伺服系统的跟踪性能.

参考文献 (References)

[1] Yao B, Bu F P, Reedy J, et al. Adaptive robust motion control of single-rod hydraulic actuators; theory and experiments[J]. IEEE-ASME Transactions on Mechatronics, 2000, 5(1): 79 - 91

[2] Yao B, Chiu G T C, Reedy J T. Nonlinear adaptive robust control of one-DOF electro-hydraulic servo systems[C]//ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition (IMECE'97), FPST. Los Alamitos, CA: IEEE Comp Soc, 1997, 4: 191 - 197

[3] Wang C W, Jiao Z X, Wu S, et al. "Dual-loop control" of load simulator[C]//IEEE International Conference on Industrial Informatics (INDIN). Piscataway, NJ: IEEE, 2012: 530 - 535

[4] Wang C W, Jiao Z X, Wu S, et al. Nonlinear adaptive control of electro-hydraulic load simulator with active motion disturbance[J]. Mechatronics, 2014, 24(1): 32 - 40

[5] 汪成文, 焦宗夏, 罗才瑾. 基于改进的速度同步控制的电液负载模拟器[J]. 航空学报, 2012, 33(9): 1717 - 1725

Wang Chengwen, Jiao Zongxia, Luo Caijin. An improvement velocity synchronization control on electro-hydraulic load simulator[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(9): 1717 - 1725 (in Chinese)

[6] Wang C W, Jiao Z X, Wu S, et al. An experimental study of the dual-loop control of electro-hydraulic load simulator[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(6): 1586 - 1595

[7] Plummer A R. Robust electrohydraulic force control[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part I-Journal of Systems and Control Engineering, 2007, 221(1): 717 - 731

[8] Zhao T N, Virvalo T. Fuzzy control of a hydraulic position servo with unknown load[C]//Second IEEE International Conference on Fuzzy Systems. Piscataway, NJ: IEEE, 1993: 785 - 788

[9] Mihajlov M, Nikolić V, Antić D. Position control of an electro-hydraulic servo system using sliding mode control enhanced by fuzzy PI controller[J]. Facta Universitatis Series: Mechanical Engineering, 2002, 1(1): 1217 - 1230

[10] Miller W T, Hewes R P, Glanz F H, et al. Real-time dynamic control of an industrial manipulator using a neural network-based learning controller[J]. Robotics and Automation, IEEE Transactions on, 1990, 6(2): 1 - 9

[11] Zhong W F, He X X. Fuzzy neural network control of electro-hydraulic position servo system[J]. Electric Machines and Control, 2008, 4(2): 18 - 24

[12] Karpenko M, Sepehri N. On quantitative feedback design for robust position control of hydraulic actuators[J]. Control Engineering Practice, 2010, 18(3): 289 - 299

[13] Ahn K, Lee B, Yang S. Design and experimental evaluation of a robust force controller for a six-link electro-hydraulic manipulator via H_∞ control theory[J]. KSME International Journal, 2003, 17(3): 999 - 1010

[14] Yao B. Adaptive robust control of nonlinear systems with application to control of mechanical systems[D]. California: University of California, 1996

[15] Merritt H E. Hydraulic control systems[M]. New York: John Wiley & Sons Inc, 1967: 134 - 146

环境温度对电动汽车热泵空调系统性能的影响



彭发展 魏名山* 黄海圣 张虹

(北京理工大学 机械与车辆学院, 北京 100081)

摘 要: 针对电动汽车冬天取暖能耗较高, 设计了基于蒸气压缩循环的热泵空调试验系统, 研究了制热模式下不同的环境温度和压缩机转速对车室内平均温度、高压管路内部工质的温度和压力、系统能效比 (COP, Coefficient of Performance) 等参数的影响. 试验结果表明, 当环境温度和压缩机的转速较高时, 压缩机出口、车室内换热器出口处工质的温度和压力值较大, 车室内平均温度的上升速度越快, 达到舒适温度所需的时间越短. 在压缩机转速相同时, 环境温度越高, 系统的 COP 值越大.

关 键 词: 电动汽车; 热泵空调; 环境温度; 能效比; 试验研究

中图分类号: TM 925

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2014)12-1741-06

Effects of different ambient temperatures on performance of electric vehicles' heat pump air conditioning

Peng Fazhan Wei Mingshan* Huang Haisheng Zhang Hong

(School of Mechanical Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: A heat pump air conditioning experimental system for electric vehicles based on the vapor-compression cycle was designed because much energy was consumed for the electric vehicle air conditioning under the heating mode when the ambient temperature was low. The refrigerant temperature and pressure in the high-pressure pipeline, the rate of temperature rising in the cab and the coefficient of performance (COP) for the air conditioning system were studied in the heating mode under different ambient temperatures and different compressor speeds. The test results indicate that, when the ambient temperature and the compressor speeds are higher, the temperature and pressure of the refrigerant at the compressor outlet and the heat exchanger outlet are higher, and the average temperature increases faster and the time reached to the comfort temperature is shorter in the cab. When the ambient temperature is higher in case that the compressor kept the same speed, the COP is greater.

Key words: electric vehicle; heat pump air-conditioning; ambient temperature; coefficient of performance (COP); experimental study

传统内燃机汽车在工作时不仅会消耗掉大量的化石能源, 同时排放的尾气也会对环境产生不利的影响^[1]. 而电动汽车作为新型的绿色交通工具, 在行驶过程中具有零排放、效率高、噪音低等突出优点, 已引起广泛的注意^[2-3]. 电动汽车在冬季使用时, 由于电池输出功率随环境温度的降低而减小, 且环境温度较低时电动汽车大多采用能

耗较高的电加热等方法取暖, 从而导致电动汽车冬季的续航里程严重降低^[4-5]. 据相关资料研究表明, 空调系统作为电动汽车能耗最大的辅助子系统^[6-7], 在冬季取暖时能耗占整车耗能的 33% 左右, 导致续航里程减少 18 ~ 30%^[8-9].

热泵是利用少量高品位能源使热量由低温热源流向高温热源的节能装置^[10], 在电动汽车中使

用热泵空调系统取暖,可利用电能将环境中的热量泵送到车室内,得到的热量为消耗的电能与吸收的低位热能之和,因此其能效比 (COP, Coefficient of Performance) 大于 1. 谢卓等人^[11]分析了内燃机汽车与电动汽车空调系统之间的区别,提出了开发适合我国国情的电动汽车热泵空调系统的设计方法. Hosoz 等人^[12]将传统汽车空调改装为热泵系统,研究了压缩机转速与制冷/制热量、COP 等参数之间的关系. 史保新等人^[13]研制了电动汽车热泵空调系统,并分析了压缩机转速对制冷量、压缩机输入功等参数的影响. 魏名山等人^[14]针对电动汽车在冬天取暖时能耗较高的问题,设计了一套用于取暖的热泵空调系统. 本文设计了用于电动汽车室内取暖的热泵空调试验平台,研究了不同的环境温度和压缩机转速对热泵空调系统的性能及车室内平均温度的影响.

1 电动汽车热泵空调系统

1.1 热泵空调的工作原理

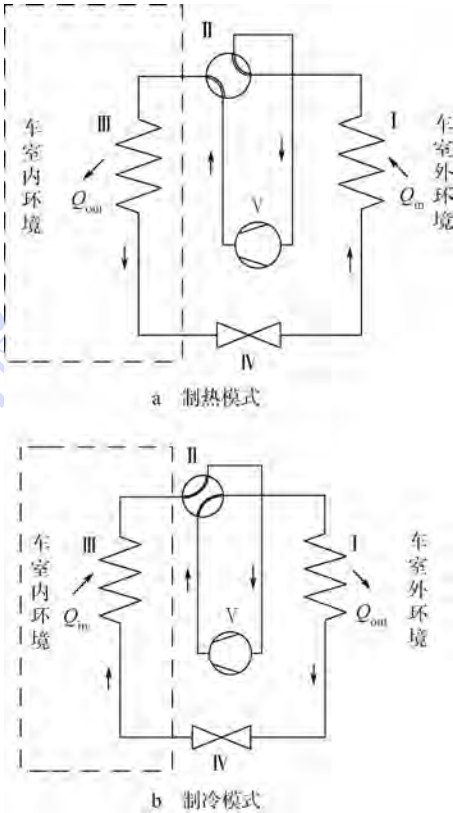
电动汽车热泵空调系统主要由压缩机、节流机构、换热器、四通换向阀等构成,工作原理如图 1 所示. 当热泵空调系统处于制热模式时,工质的流动方向如图 1a 所示. 在压缩机 V 的作用下,换热器 I 中低温低压的气态工质经四通换向阀 II 被吸入压缩机中,经压缩后变为高温高压的气态经四通换向阀 II 的另一通道进入换热器 III 中冷凝放热,在提高车室内环境温度的同时工质变为中温高压的液体,然后工质经过节流机构 IV 变为低温低压的气液混合物进入换热器 I 中蒸发吸热,从而将环境中的热量带到热泵空调系统中. 当热泵空调系统处于制冷模式时工质的流动方向如图 1b 所示,此时工质在换热器 I 中冷凝放热,在换热器 III 中蒸发吸热.

由此可知,车室外换热器 I 在制热模式下当蒸发器使用,在制冷模式下当冷凝器使用;车室内换热器 III 在制热模式下当冷凝器使用,在制冷模式下当蒸发器使用.

1.2 热泵空调系统的能效比

COP 是制热模式下热泵空调系统的实际制热量与实际输入功率之比^[15],是衡量系统性能的重要参数之一. 当电动汽车热泵空调系统处于制热模式时,理论上工质要经过等熵压缩、等压冷凝、绝热膨胀和等压蒸发 4 个基本过程,将低温环境中的热量源源不断地泵送到车室内. 图 2 为热

泵空调系统理论循环的温熵图和压焓图.



I—车室外换热器; II—换向阀; III—车室内换热器;
IV—节流机构; V—压缩机.

图 1 热泵空调工作原理

Fig. 1 Principle of heat pump air conditioning

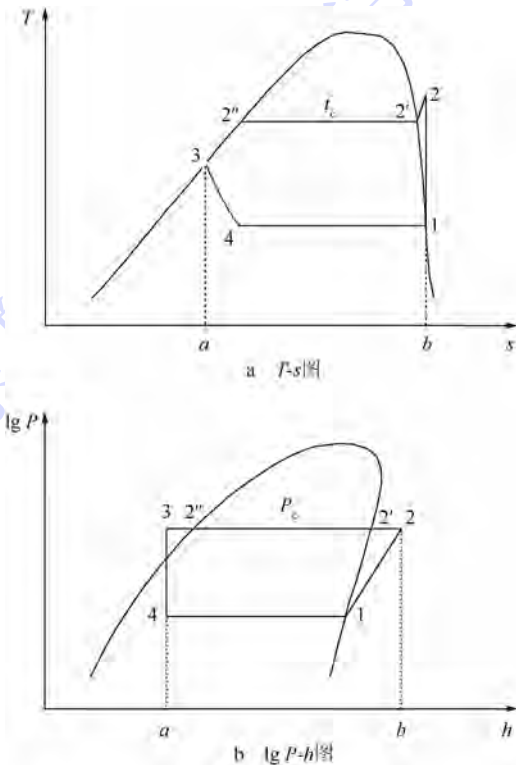


图 2 蒸气压缩式热泵的理论循环

Fig. 2 Theoretical cycle of vapor compression heat pump

由图 2 可知,单位质量工质的制热量 q_c 在 T - s 图中以 2-2'-2''-3- a - b -2 所围成的面积 $S_{22'2''3ab2}$ 表示,其值包括显热和潜热两部分,在 $\lg P$ - h 图中以点 2 与点 3 的焓差表示,即单位质量工质的制热量为

$$q_c = S_{22'2''3ab2} = h_2 - h_3$$

(1)

压缩单位质量工质的耗功量 w 在 T - s 图中以 1-2-2'-2''-3-4-1 所围成的面积 $S_{122'2''341}$ 表示,在 $\lg P$ - h 图中以点 2 与点 1 之间的焓差表示,即单位质量工质的耗功量为

$$w = S_{122'2''341} = h_2 - h_1$$

(2)

因此,热泵空调系统在制热时的 COP 可表示为

$$\text{COP} = \frac{q_c}{w} = \frac{h_2 - h_3}{h_2 - h_1}$$

(3)

2 试验设备

2.1 热泵空调试验系统

本文设计的热泵空调试验平台由热泵空调系统、控制系统和模拟车身部分构成.热泵空调系统由斜盘式变排量压缩机、平行流换热器、翅片式换热器、内平衡式膨胀阀及四通换向阀等部件按照图 3 所示的顺序用带有保温材料包裹的铜管连接起来,该部分是热泵空调试验平台的核心部分.在平行流换热器前的适当位置处安装转速可调的风扇;同时将翅片式换热器、轴流风扇等部件安装在车室内部的风道中.

在热泵空调系统管道的合适位置安装温度传感器、压力传感器,如图 3 所示,同时在车室内距前后风挡玻璃大约 15 cm 处分别放置温度传感器.压缩机、传感器及换热器的主要参数分别如表 1~表 3 所示.模拟车身部分与某型号的电动汽车内部空间相当,除风挡玻璃外,车室内壁均用保温材料覆盖.

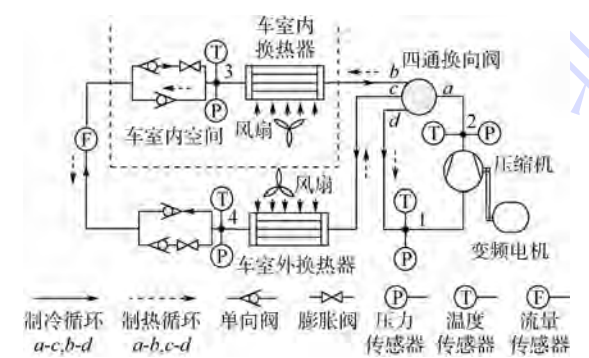


图 3 电动汽车热泵空调试验系统

Fig. 3 Experimental system of heat pump air conditioning for electric vehicles

表 1 斜盘式变排量压缩机的主要参数

Table 1 Main parameters of the swash plate type variable displacement compressor

参数	排量/ (mL/r)	允许持续转速/ (r/min)	工质	润滑油量/ mL
数值	10.4 ~ 161.3	7 000	R134a	135

表 2 传感器参数

Table 2 Sensor parameters

传感器类型	测量范围	精度/%
温度传感器	-40 ~ 150℃	0.20
压力传感器	0 ~ 4 MPa	0.25

表 3 换热器主要参数

Table 3 Main parameters of heat exchangers

名称	外形尺寸/ mm	管径/ mm	迎风面积/ m ²	换热面积/ m ²
平行流换热器	560 × 15 × 355	16 × 1.8	0.2	4.5
翅片式换热器	265 × 80 × 228	φ10	0.06	5.5

2.2 控制系统及数据采集系统

在热泵空调试验系统中,斜盘式变排量压缩机的带轮与变频电机的带轮通过多楔带相连接.当压缩机带轮上的电磁离合器通电时,变频电机带动压缩机工作,此时压缩机对低温低压的气态工质做功;当电磁离合器不通电时,变频电机只带动压缩机的带轮空转,压缩机不对工质做功.当控制系统使四通换向阀通电时,热泵空调系统处于制热模式,此时由压缩机排出的高温高压气态工质经四通换向阀首先进入翅片式换热器中;当控制系统使四通换向阀断电时,热泵空调系统处于制冷模式,此时从压缩机排出的高温高压气态工质经四通换向阀首先进入平行流换热器中.用于改变平行流换热器表面风速的风扇由独立的低压直流电源供电,当热泵空调系统工作时,通过调节电压实现对风扇转速的控制,从而模拟电动汽车在不同速度行驶时迎面风速对热泵空调系统性能产生的影响.根据传感器的测量范围,利用 labVIEW 搭建了数据采集系统,记录监测点处工质的状态参数随热泵空调系统运行时间的关系,可根据实际需要设置不同的采样频率.

3 试验过程

由于试验是在露天环境下进行的,现场的环境温度和湿度是不可控制的,所以无法选择完全相同的环境参数进行对比试验,只能选择近似相同的环境参数进行试验.试验前调整换热器风扇的电压,使其迎面风速保持一定值,在表 4 所示的工况下进行试验,同时打开数据采集系统记录监

测点处工质的温度值和压力值. 当车室内平均温度超过 25℃ 或者热泵空调系统运行超过 1 300 s 时, 控制系统使压缩机上的电磁离合器断电, 热泵空调系统停止工作.

表 4 试验工况
Table 4 Test conditions

工况	环境温度/℃	相对湿度/%	压缩机转速/(r/min)
1	5	36	3 400
2	4	43	1 700
3	-1	50	1 700
4	-1	30	3 400
5	-5	36	3 400

4 试验结果与讨论

在不同环境温度下, 车室内平均温度达到舒适温度(18℃)需要的时间是衡量电动汽车热泵空调系统制热能力的重要参数之一, 系统运行时间与车室内平均温度的变化关系如图 4 所示. 压缩机转速为 3 400 r/min 时, 在环境温度分别为 5, -1 和 -5℃ 的情况下, 车室内平均温度达到 18℃ 时分别需要 240, 307 和 445 s. 压缩机转速为 1 700 r/min 时, 在环境温度分别为 4℃ 和 -1℃ 的情况下, 车室内平均温度达到 18℃ 时分别需要 255 s 和 1 220 s. 由此可知, 在压缩机转速相同的情况下, 环境温度越高, 车室内平均温度达到 18℃ 的时间越短; 环境温度较高时, 压缩机转速对车室内温度的影响较小, 但是环境温度较低时, 转速对车室内温度上升的速度影响较大.

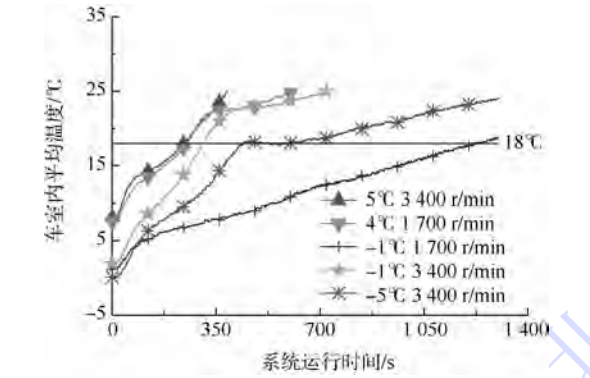


图 4 车室内平均温度与时间的关系
Fig. 4 Average temperature in the cabin vs the running time

压缩机出口处工质的状态参数对热泵空调系统的性能及使用寿命有很大的影响, 图 5 为压缩机的排气温度和排气压力随系统运行时间的变化关系. 由图可知, 当系统稳定运行时, 压缩机的排气温度和排气压力随环境温度的升高而升高. 在环境温度近似相等的情况下, 压缩机的排气温度和排气压

力随压缩机转速的升高而升高. 系统开始运行时, 压缩机排气温度上升的速率比较快, 随后缓慢增加, 最后趋于稳定, 如图 5a 所示. 同排气温度类似, 在环境温度较高和压缩机转速较高的情况下, 其排气压力较大, 同时, 在热泵空调系统的启动阶段, 压缩机的排气压力出现波动, 如图 5b 所示.

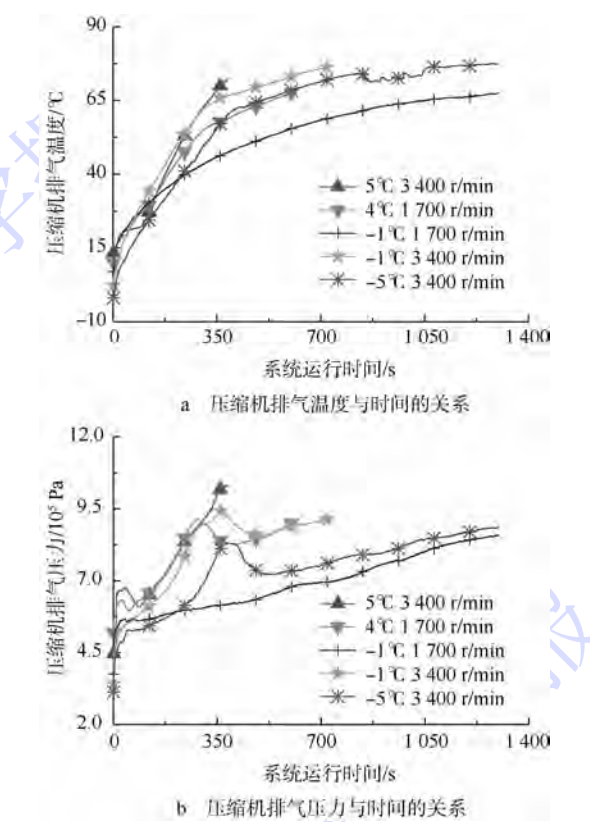


图 5 压缩机出口工质状态参数与时间关系
Fig. 5 Compressor discharge temperature and pressure vs the running time

冷凝温度和冷凝压力是热泵空调系统运行时的重要参数. 系统开始运行时, 车室内换热器出口处工质的温度变化较慢, 接着以近似线性的速度增加. 如图 6a 所示, 在环境温度近似相等时, 车室内换热器出口处工质的温度随压缩机转速的升高而升高; 在压缩机转速相等的情况下, 该换热器出口处工质的温度随环境温度的升高而升高. 由于工质在车室内换热器中近似等压冷凝, 其出口处的压力比压缩机的排气压力稍低, 如图 6b 所示.

当压缩机转速为 3 400 r/min, 车室内平均温度达到 18℃ 时, 根据数据采集系统得到相关位置处工质的温度值和压力值, 利用 REFPROP 软件查询压缩机入口、压缩机出口、车室内换热器出口以及膨胀阀出口处工质的焓值, 并做出系统的 lg P-h 图, 如图 7 所示. 由式(1)计算出单位质量工质的制热量, 由式(2)计算出单位质量工质的耗功量, 由式(3)计算出系统的 COP, 结果如表 5 所

示.由此可知,当压缩机的转速为 3 400 r/min 时,随着环境温度的降低,单位质量工质的制热量和单位质量工质的耗功量均有所增加,但是单位质量工质的耗功量增加的较多,因此导致电动汽车热泵空调系统的 COP 降低.

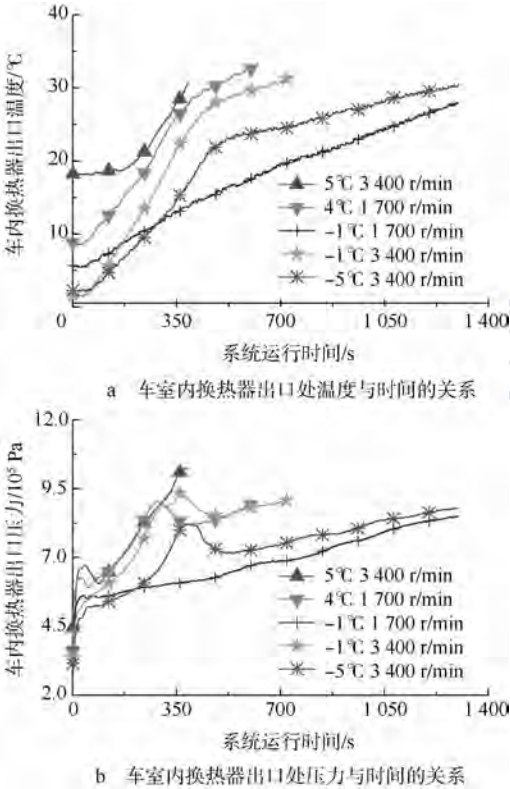


图 6 车室内换热器出口工质状态参数与时间关系
Fig. 6 Temperature and pressure at the outlet of the heat exchanger in the cabin vs the running time

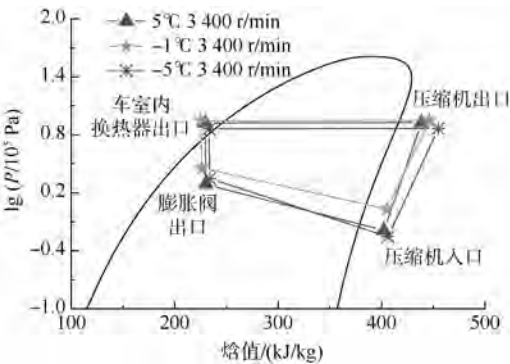


图 7 车内温度达到 18℃ 时的压焓图
Fig. 7 Pressure-enthalpy diagram when the average temperature in the cabin reaches 18℃

表 5 不同工况下热泵空调系统的 COP 值
Table 5 COP of the heat pump air conditioner at different conditions

工况	单位工质制热量/ (kJ/kg)	单位工质耗功量/ (kJ/kg)	COP
1	208.91	36.4	5.74
4	220.73	41.01	5.30
5	221.72	48.65	4.55

根据式(1)~式(3)计算电动汽车热泵空调系统的 COP 时,由于没有考虑变频电机到压缩机的传动损失及换热器风扇等部件的功耗,因此导致计算得到的 COP 可能比实际值偏大.

5 结 论

本文利用电动汽车热泵空调试验平台,研究了环境温度和压缩机转速对工质的状态参数、车室内平均温度和 COP 的影响,得到以下结论:

- 1) 压缩机出口和车室内换热器出口处工质的温度值和压力值随环境温度及压缩机转速的升高而变大.
- 2) 在压缩机转速为 3 400 r/min 的情况下,当环境温度分别为 5, -1 和 -5℃ 时,热泵空调系统的 COP 分别为 5.74, 5.3 和 4.55.
- 3) 当环境温度为 -5℃ 时,热泵空调系统能满足车室内取暖的要求,并且压缩机的排气温度、排气压力等参数在合适的范围内. 当环境温度较低时,提高压缩机转速可以减少车室内达到舒适温度的时间.

参考文献 (References)

[1] 魏名山. 汽车与环境 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2005: 6 - 7
Wei Mingshan. Automobile and the environment [M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2005: 6 - 7 (in Chinese)

[2] 赵清, 徐衍亮, 安忠良, 等. 电动汽车的发展与环境保护 [J]. 沈阳工业大学学报, 2000, 22 (5): 430 - 432
Zhao Qing, Xu Yanliang, An Zhongliang, et al. Development of electric vehicles and environmental protection [J]. Journal of Shenyang University of Technology, 2000, 22 (5): 430 - 432 (in Chinese)

[3] 马国远, 史保新, 陈观生, 等. 电动汽车热泵空调系统的试验研究 [J]. 低温工程, 2000 (4): 40 - 44
Ma Guoyuan, Shi Baoxin, Chen Guansheng, et al. Experimental study of heat pump system for electric vehicle air conditioning [J]. Cryogenics, 2000 (4): 40 - 44 (in Chinese)

[4] 张优, 张海东, 黄绍军, 等. 纯电动汽车空调制热方案探讨 [C]//SAE-C2010160. 北京: 机械工业出版社, 2010
Zhang You, Zhang Haidong, Huang Shaojun, et al. Discussing the heating schemes of air-conditioning in pure electric vehicle [C]//SAE-C2010160. Beijing: China Machine Press, 2010 (in Chinese)

[5] 王晓丹. 纯电动客车空调系统参数匹配与设计研究 [D]. 长春: 吉林大学, 2009
Wang Xiaodan. Study on design and parameter matching for air conditioning system of electric bus [D]. Changchun: Jilin University, 2009 (in Chinese)

[6] 宁秋宇. 电动车空调系统的匹配设计 [D]. 长春: 吉林大学, 2011

Ning Qiuyu. Matching design for air conditioning system of electric vehicle[D]. Changchun: Jilin University, 2011 (in Chinese)

[7] 陈清泉, 孙逢春, 祝嘉光. 现代电动汽车技术[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2002: 249

Chen Qingquan, Sun Fengchun, Zhu Jianguang. Modern electric vehicle technology[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2002: 249 (in Chinese)

[8] Tadashi O, Imanishi Y, Sekiya S. Thermal management system for electric vehicles[J]. SAE International Journal of Materials and Manufacturing, 2011, 4 (1) : 1277 – 1285

[9] Rugh J P. Proposal for a vehicle level test procedure to measure air conditioning fuel use[C] // SAE Technical Papers. Warrendale, PA: SAE, 2010

[10] 姚杨, 马最良. 浅议热泵定义[J]. 暖通空调, 2002, 32 (3) : 33

Yao Yang, Ma Zuiliang. Notion of heat pump definition [J]. Heating, Ventilating & Air Conditioning, 2002, 32 (3) : 33 (in Chinese)

[11] 谢卓, 陈江平, 陈芝久. 电动车热泵空调系统的设计分析[J]. 汽车工程, 2006, 28 (8) : 763 – 765

Xie Zhuo, Chen Jiangping, Chen Zhijiu. On the design of heat pump air conditioning system for electric vehicles[J]. Automotive Engineering, 2006, 28 (8) : 763 – 765 (in Chinese)

[12] Hosoz M, Direk M. Performance evaluation of an integrated automotive air conditioning and heat pump system [J]. Energy Conversion and Management, 2006, 47 (5) : 545 – 559

[13] 史保新, 马国远, 陈观生. 电动车用空调装置的研究[J]. 流体机械, 2002, 30 (4) : 48 – 50

Shi Baoxin, Ma Guoyuan, Chen Guansheng. Research on heat pump system for electric vehicle air conditioning[J]. Fluid Machinery, 2002, 30 (4) : 48 – 50 (in Chinese)

[14] 魏名山, 彭发展, 李丽, 等. 一种变频电机驱动的电动汽车热泵空调系统: 中国, 201220659508. 9 [P]. 2013-05-15

Wei Mingshan, Peng Fazhan, Li Li, et al. A heat pump air conditioner driven by a variable-frequency motor for electric vehicle: China, 201220659508. 9 [P]. 2013-05-15 (in Chinese)

[15] 陈万仁, 王保东. 热泵与中央空调节能技术[M]. 北京: 化学工业出版社, 2010: 16

Chen Wanren, Wang Baodong. Energy-saving technology of heat pump[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2010: 16 (in Chinese)

成本约束的表决冗余系统可靠度优化与分配



刘志君

高亚奎

(西北工业大学 自动化学院, 西安 710129) (中国航空工业集团公司 第一飞机设计研究院, 阎良 710000)

章卫国

(西北工业大学 自动化学院, 西安 710129)

摘 要: 在成本限制下,为使系统的可靠度最大,系统采用表决冗余结构,并对具有表决冗余结构的系统可靠度和冗余度同时进行优化和分配,优化方法采用增广拉格朗日乘子法和鱼群算法相结合的混合算法;不仅分析了成本与可靠度的关系,同时讨论了表决器失效率对系统可靠度的影响;最后,以某型飞机的纵向俯仰运动飞行控制系统为例,仿真说明了在成本约束下,为使系统可靠度尽可能高,系统采用四余度配置更合理,且在只有单个表决条件下,应选取可靠度尽可能高的表决器.为避免单个表决器失效对系统可靠度的影响,实际系统中常选择多表决器冗余结构.

关 键 词: 可靠度;冗余度;表决器;增广拉格朗日乘子法;鱼群算法

中图分类号: V 249.4

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2014)12-1747-07

Reliability-redundancy optimization and allocation of voting system under cost constraint

Liu Zhijun

(School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Gao Yakui

(The First Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Yanliang 710000, China)

Zhang Weiguo

(School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

Abstract: Voting-redundancy structure was adopted in a system to maximize the system reliability under the cost constraint. With the combination of the augmented Lagrangian multiplier method and the fish swarm algorithm, a hybrid method was employed to optimize and allocate the system reliability and redundancies. In the meanwhile, the relationship between the reliability and the cost was not only analyzed, but also the impact of the voter failure rate on the system reliability was discussed. Finally, simulation results based on the longitudinal pitch motion flight control system of a certain type aircraft verify that the quaternion configuration is more appropriate to maintain an optimal system reliability taking into account the cost limit. In addition, in the case of a single voter, the voter reliability should be selected as high as possible. Most of the actual project systems select more voters redundancies structure to avoid the impact of single voter failure on the system reliability.

Key words: reliability; redundancy; voters; augmented Lagrangian multiplier method; fish swarm algorithm

在实际工程中,系统可靠度优化是一项非常重要的研究内容,且多年来,对系统可靠度优化的研究已有大量文献^[1-13]. 为了设计一个具有高可靠度的系统,通常采用两种方式提高系统的可靠度:一是采用冗余形式,二是提高组件单元的可靠度. 而提高组件单元的可靠度,不仅需要更精进的制造工艺,且需要更长的研制周期,从而使制造成本呈指数增加,但组件单元可靠度增加的非常有限. 因此,在实际应用中,通常采用组件冗余的方式,提高整个系统的可靠度.

过去对系统可靠度的优化主要集中在假定构成组件的可靠度一定,在某种约束条件下,对系统的冗余进行分配. 为了设计一个高可靠度的系统, Misra 等人^[4]提出了一个新的观点,即对组件的可靠度和冗余量同时进行优化分配. Garg 等人^[5]采用两阶段方法对系统可靠度-冗余度分配进行了研究,首先在第 1 阶段,基于蜂群免疫算法得到可靠度-冗余度优化分配的最优解,在此基础上,在冗余量固定的前提下得到组件可靠度的分配结果. 高仁璟等人^[6]采用遗传算法对电力系统的可靠度和冗余度进行了分配研究. 文献[7]采用布谷鸟算法和遗传算法相结合的混合算法对 4 种类型的系统进行了可靠度-冗余度的分配与优化; Valian 等人^[8]提出基于惩罚引导的布谷鸟启发算法,用于系统可靠度-冗余度的优化和分配;为了更有效

地解决可靠度-冗余度的分配问题, Tan 等人^[9]提出了一种将粒子群(PSO)算法与差分进化(DE)和混沌局部搜索相结合的混合算法;而 Wang 等人^[10]则将差分进化与协调搜索相结合解决可靠度-冗余度的连续优化和整数优化,使系统具有最优的可靠度. 以上对可靠度-冗余度的分配研究均没有考虑具有表决结构的冗余度的分配对系统可靠度的影响. 文献[13]对电路系统的交叉多表决器对冗余系统可靠度的影响进行了分析.

在前人研究的基础上,本文对飞行控制系统可靠度和冗余度的优化与分配进行了研究,并同时考虑了表决器对系统可靠度的影响. 优化算法采用基于鱼群算法的混合算法,鱼群算法作为一种新型的群体智能优化方法,具有全局收敛性好,鲁棒性强等优点.

1 系统可靠度数学模型与分配算法

本文的研究对象为飞行控制系统,且假定该系统由 4 个子系统构成,即指令传感器组成的子系统、飞行控制计算机组成的子系统、作动器组成的子系统和速率陀螺组成的子系统. 为了得到高可靠度的系统,各子系统均有冗余,且各冗余子系统均带有表决器. 具有表决的冗余系统可靠度框图如图 1 所示.

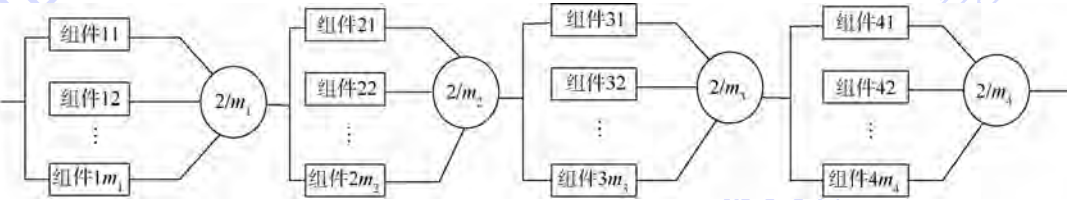


图 1 具有表决的冗余系统可靠度框图

Fig. 1 Reliability-redundancy diagram of voting system

图 1 中, m_i 表示第 i 子系统组件单元的冗余量, $i = 1, 2, 3, 4$. 其中表决结构采用 $2/m$ 表决进行系统可靠度的优化与分配. 在进行系统可靠度的优化与分配前,先进行如下假设:

- 1) 各组件单元只有两种状态,即工作或失效;
- 2) 同一子系统的组件具有相同的可靠度;
- 3) 各组件单元以及各子系统相互独立;
- 4) 各表决器的结构和失效率具有一致性.

除作动器按照威布尔分布外,其余组件均按照指数分布.

1.1 可靠度数学模型

本文考虑在给定成本约束下,使系统的可靠度最大. 具有表决的冗余系统可靠度模型如下.

$$\begin{aligned} \max \quad & R_s = \prod_{i=1}^n R_i R_{iv} \\ R_i = \quad & \sum_{k=2}^m C_{m_i}^k r_i^k (1 - r_i)^{m-k} \\ \text{s. t.} \quad & c_i = \beta_i - \frac{\beta_i}{\alpha_i} \ln(1 - r_i) \\ & g(r, m) = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m c_{ij} m_{ij} \leq C_0 \\ & 0 < r_i < 1; 2 \leq m_i \leq 5 \text{ 且 } m_i \text{ 为正整数} \end{aligned} \quad (1)$$

其中,定义变量 $\mathbf{X} = (r_1, r_2, r_3, r_4, m_1, m_2, m_3, m_4)$; R_s 表示系统可靠度; R_i 表示第 i 子系统的可靠度; R_{iv} 表示第 i 子系统表决器的可靠度; n 表示串联子系统数; r_i 表示第 i 子系统组件单元的可靠度; c_i 表示第 i 子系统组件单元的成本; α_i 和 β_i 分别表示第 i

子系统组件单元的参数; C_0 为给定系统总成本.

根据表达式 (1) 的形式,冗余数为 3,4,5 时的子系统可靠度和系统可靠度可以分别表示为

$$\left. \begin{aligned} R_i &= \sum_{k=2}^3 C_3^k r_i^k (1-r_i)^{3-k} = 3r_i^2 - 2r_i^3 \\ R_s &= \prod_{i=1}^n R_i R_{iv} \quad m=3 \\ R_i &= \sum_{k=2}^4 C_4^k r_i^k (1-r_i)^{4-k} = 6r_i^2 - 8r_i^3 + 3r_i^4 \\ R_s &= \prod_{i=1}^n R_i R_{iv} \quad m=4 \end{aligned} \right\} \quad (2a)$$
$$\left. \begin{aligned} R_i &= \sum_{k=2}^5 C_5^k r_i^k (1-r_i)^{5-k} = 10r_i^2 - 20r_i^3 + 15r_i^4 - 4r_i^5 \\ R_s &= \prod_{i=1}^n R_i R_{iv} \quad m=5 \end{aligned} \right\} \quad (2b)$$

$$\left. \begin{aligned} R_i &= \sum_{k=2}^5 C_5^k r_i^k (1-r_i)^{5-k} = 10r_i^2 - 20r_i^3 + 15r_i^4 - 4r_i^5 \\ R_s &= \prod_{i=1}^n R_i R_{iv} \quad m=5 \end{aligned} \right\} \quad (2c)$$

参照文献 [14] 中提出的方法,采用鱼群算法和增广拉格朗日乘子法相结合的混合算法进行系统可靠度的分配与优化.

1.2 分配算法

增广拉格朗日乘子法常用于约束函数的优化求解,而鱼群算法作为一种新型的群体智能优化方法,具有全局收敛性好、鲁棒性强等优点,且无需设定决策变量的初始值.

定义增广拉氏函数为

$$L_p(X, \lambda) = f(X) + \frac{\rho}{2} \sum_{i=1}^p \left[\max \left(0, g_i(X) + \frac{\lambda_i}{\rho} \right) \right]^2 \quad (3)$$

其中,决策变量 $X \in \Omega$; $f(X)$ 为目标函数; $g_i(X)$ 为不等式约束或等式约束函数; p 为约束函数个数; $\lambda \in \mathbf{R}_+^m$; $\rho > 0$ 为拉格朗日惩罚参数. 优化目标变成

$$\min L_{\rho^k}(x, \lambda^k) \quad (4)$$

将约束优化问题转化成了无约束优化问题.

首先,定义惩罚参数初值为

$$\rho^1 = \max \left\{ 10^{-6}, \min \left\{ 10, \frac{2|f(x_0)|}{\| [g(x_0)]_+ \|^2} \right\} \right\} \quad (5)$$

其中, $[g(x)]_+ = \max(0, g_i(x))$, 并设定惩罚函数的范围 $\rho \in (\rho^l, \rho^u)$, ρ^l, ρ^u 分别为 ρ 下限和上限; $\lambda^k \in [0, \lambda^u]$, λ^u 为 λ^k 的上限, 定义拉氏乘子更新表达式为

$$\lambda_i^k = \min \left\{ \max \left\{ 0, \lambda_i^{k-1} + \rho^{k-1} g_i(x^k) \right\}, \lambda^+ \right\} \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (6)$$

设定算法精度为 ε^* , 迭代终止条件更新表达式为

$$v_i^k = \max \left\{ g_i(x^k), -\frac{\lambda_i^k}{\rho^k} \right\} \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (7)$$

若满足 $\|v_i^k\| \leq \varepsilon^*$ 或外部迭代达到最大迭代次数 $K_{\max}$, 则算法停止. 否则, 若 $\|v^k\| \leq \alpha \|v^{k-1}\|$ ($0 < \alpha < 1$), 则停止惩罚; 否则, 按照一定的条件增大惩罚或减小惩罚. ε^k 用于限制每次迭代过程中内部鱼群算法迭代的收敛精度. ε^k 需满足 $k \rightarrow \infty$ 时, $\varepsilon^k \rightarrow 0$. 因此在本文中定义 $\varepsilon^k = \max \{ \varepsilon^*, 10^{-k} \}$. 算法程序如图 2 所示.

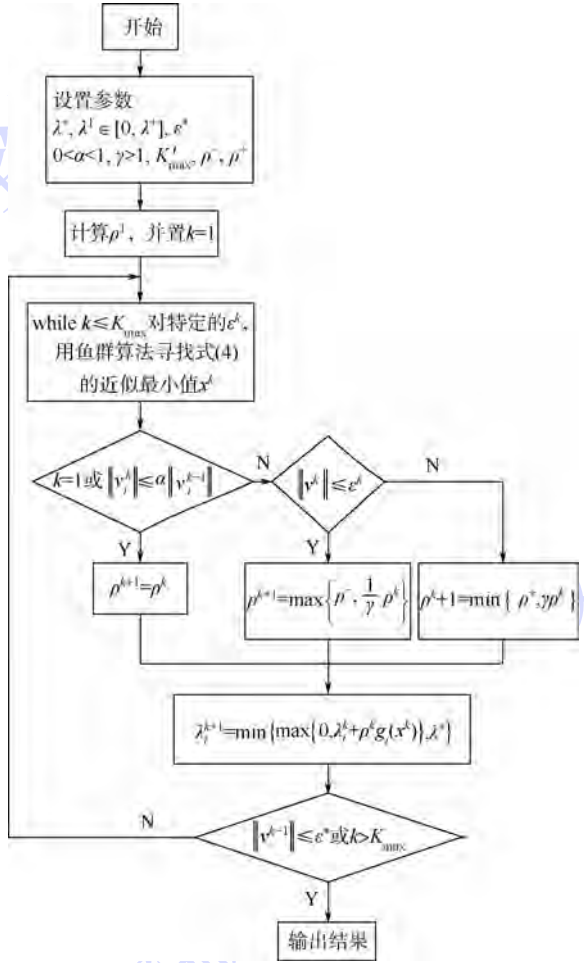


图 2 分配算法流程
Fig. 2 Allocation algorithm process

程序的内部算法采用鱼群算法,用鱼群算法寻找增广拉氏函数的最优解,并将该最优解用于惩罚参数和拉氏参数等的更新. 并需注意,将第 k 次得到的最优解作为第 $k+1$ 次鱼群的一条人工鱼,其余人工鱼则随机生成.

鱼群算法的实现程序主要包括:初始化操作、觅食行为实现、聚群行为实现、追尾行为实现以及随机行为等. 其中随机行为是觅食行为的一种缺省操作. 影响算法的主要参数有:鱼群规模、迭代次数、视距、步长和拥挤度因子等. 在本文中,视距参数采用自适应的方式实现,步长采用和决策变量有关的随机步长.

仿真说明本文采用的混合鱼群算法在处理约

束优化问题中具有优良的全局收敛性能. 选取文献[15]中的3个测试函数, 仿真参数设定如下^[9]. 鱼群算法的参数设定: 鱼群规模 $P_{\text{size}} = 160$, 最大迭代次数 $G_{\text{max}} = 100$, g 为迭代次数, 拥挤度因子 $\eta = 9$, 移动步长 $s = \text{rand} \cdot \max(X_{\text{max}} - X_{\text{min}})$, 遍历次数为 10, 视距 $v = \delta \cdot \max(X_{\text{max}} - X_{\text{min}})$.

其中
$$\delta = \begin{cases} 1 & g = 1 \\ \max(10^{-8}, 0.9 \cdot \delta) & \text{其他} \end{cases}$$

仿真结果如表 1 所示, 并和文献[16]中的方法对比, 说明本文所采用的优化方法能够较好地解决非线性函数的优化问题, 优化得到的可行解具有较高的计算精度, 且算法具有较好的稳定性, 甚至对于较高维的优化函数也可以得到比较满意的可行解, 如测试函数 G02, 维数为 20.

表 1 测试函数优化对比

测试函数	理论最优值 $f(x^*)$	f_{best}	
		AFS_aL	文献[16]
G02	-0.8036	-0.8043	-0.79252
G06	-6961.81	-6961.9	-6961.45
G10	7049.25	7055.47	7070.56

2 仿真分析

以某型飞机的纵向俯仰运动控制系统为例, 在成本约束下, 采用本文提出的优化算法, 对具有冗余和表决的系统进行可靠度的优化与分配.

系统参数设定如下: 组件常数 $\alpha = (1, 3.5, 2, 5)$, $\beta = (0.3, 0.55, 0.4, 0.65)$. 指令传感器的失效率 $\lambda_c = 2.2 \times 10^{-5}$, 飞行控制计算机的失效率 $\lambda_{fc} = 2.5 \times 10^{-4}$, 作动器失效率 $\lambda_a = 1.4492 \times 10^{-3}$, 速率陀螺失效率 $\lambda_r = 5 \times 10^{-4}$, 且给定系统总成本为 30.

2.1 冗余对系统可靠度的影响分析

需要指出的是, 表 2 ~ 表 5 中的组件 1, 2, 3, 4 分别代表组成子系统 1, 2, 3, 4 的各组件单元. 在对未优化系统进行可靠度分配时, 本文采用[4, 4, 4, 5]的余度结构为例对比优化前与优化后的分配结果. 同时不考虑表决器的失效, 认为其完全可靠工作. 系统未进行优化时分配的系统可靠度、各子系统可靠度以及各组件单元的可靠度如表 2 所示, 表 3 说明未优化系统分配后的各组件的成本、子系统成本以及系统成本等, 优化分配后的系统可靠度、各子系统可靠度以及各组件可靠度如表 4 所示. 优化后的系统成本、子系统成本和各组件成本如表 5 所示. 图 3 和图 4 分别说明了冗余对系统可靠度和子系统可靠度的影响. 图 5 表示了组件可靠度与成本间的函数关系.

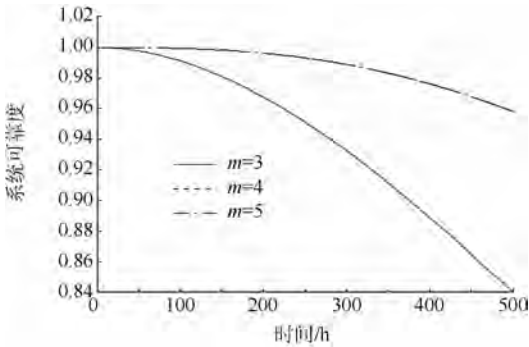


图 3 冗余对系统可靠度的影响

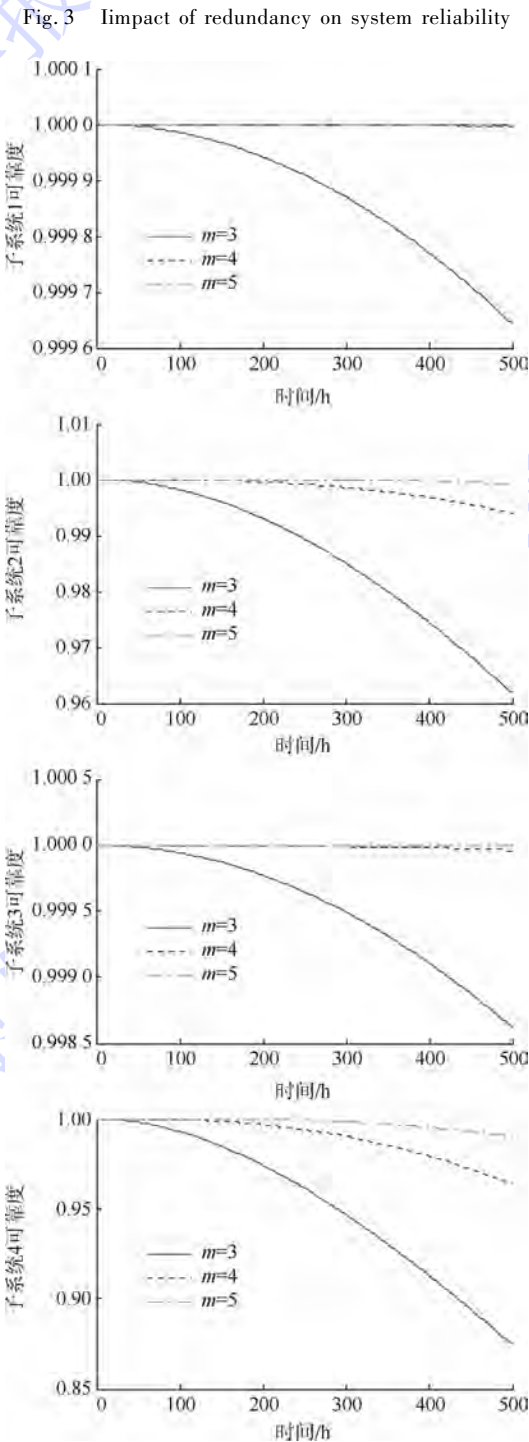


图 4 冗余对子系统可靠度的影响

Fig. 4 Impact of redundancy on subsystems reliability

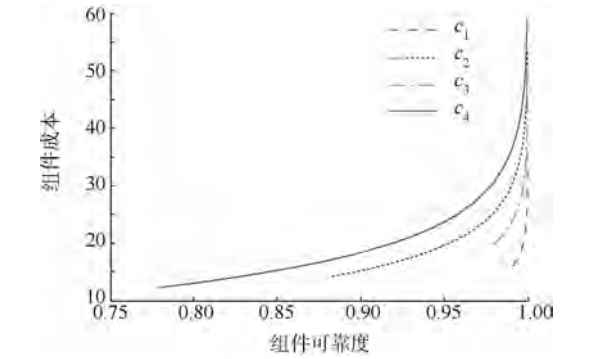


图 5 成本与组件可靠度的关系

Fig. 5 Reliability relationship between costs and components

首先,通过表 2~表 5 中的数据对比,虽然未优化系统的成本降了下来,但系统可靠度最高仅达 0.940 196 25;表 4 的数据说明优化后系统的可靠度主要集中分布 0.999 997~0.999 999,表 5 中

的系统总成本主要集中分布在 26~29,数据分布比较均匀,说明文中采用的算法具有较强的全局收敛性,且算法的稳定性较好;其次,如果没有采用冗余结构,优化后的系统可靠度最高仅达到 0.987 658,而采用冗余后的系统可靠度最高可以达到 0.999 999 695,说明在现有制造工艺和成本限制下,冗余大大提高了系统的可靠度.得到的系统可靠度最优为 0.999 999 695 的优化结果中,系统冗余数为[4,4,4,5],反而比其他几组数据的冗余度要少,这是因为组件可靠度比其他几的要高,这证明了提高系统可靠度的两种途径,即提高组件可靠度或采用冗余.综合表 4 和表 5 的结果,以组件 1 的可靠度和成本优化结果为例,在组件可靠度提高 0.023 1 时,成本就增加 0.562 9,说明组件可靠度的提高要以花费高昂的成本为代价,图 5 很好地证明这一点.

表 2 优化前的可靠度

Table 2 Unoptimized reliabilities

组件可靠度				子系统可靠度				冗余	系统可靠度
组件 1	组件 2	组件 3	组件 4	子系统 1	子系统 2	子系统 3	子系统 4		
0.827 870 35	0.517 855 84	0.924 564 65	0.966 996 62	0.982 233 71	0.713 794 43	0.998 380 09	0.999 994 22	4,4,4,5	0.699 973 17
0.839 367 58	0.878 870 07	0.871 566 23	0.696 113 51	0.985 418 3	0.993 536 75	0.992 342 1	0.967 726 3	4,4,4,5	0.940 196 25
0.827 738 95	0.585 593 34	0.853 023 04	0.515 916 42	0.982 195 01	0.803 807 55	0.988 699 85	0.831 762 51	4,4,4,5	0.649 252 48
0.847 414 31	0.658 549 74	0.975 111 02	0.517 223 04	0.987 415 97	0.881 542 09	0.999 939 48	0.833 287 65	4,4,4,5	0.725 290 28
0.827 549	0.581 305 87	0.559 498 84	0.749 182 03	0.982 138 97	0.798 598 97	0.771 054 43	0.984 182 45	4,4,4,5	0.595 199 2

表 3 优化前的成本与可靠度

Table 3 Unoptimized costs and reliabilities

组件成本				系统成本				系统总成本	系统可靠度
组件 1	组件 2	组件 3	组件 4	子系统 1	子系统 2	子系统 3	子系统 4		
0.827 852 19	0.664 376 2	0.916 895 86	1.093 448 9	3.313 408 77	2.658 550 48	3.667 583 46	5.467 244 52	15.104 787 2	0.699 973 17
0.848 590 98	0.881 711 52	0.810 468 39	0.804 843 13	3.394 363 94	3.526 846 07	3.241 873 56	4.024 215 67	14.187 299 2	0.940 196 25
0.827 623 26	0.688 428 33	0.783 495 89	0.744 314 70	3.310 493 03	2.753 713 30	3.133 983 57	3.721 573 51	12.919 763 4	0.649 252 48
0.864 008 68	0.718 858 37	1.138 666 06	0.744 666 07	3.456 034 74	2.875 433 48	4.554 664 26	3.723 330 33	14.609 492 8	0.725 290 28
0.827 292 65	0.686 810 87	0.563 968 44	0.829 793 61	3.309 170 58	2.747 243 48	2.255 873 76	4.148 968 07	12.461 255 9	0.595 199 2

表 4 优化分配后的可靠度

Table 4 Optimized and allocated reliabilities

组件可靠度				子系统可靠度				冗余	系统可靠度
组件 1	组件 2	组件 3	组件 4	子系统 1	子系统 2	子系统 3	子系统 4		
0.993 563 65	0.993 563 65	0.989 348 52	0.991 963 44	0.999 999 06	0.999 999 99	0.999 999 94	0.999 999 98	5,5,5,5	0.999 998 971
0.993 449 59	0.992 592 15	0.985 354 14	0.981 125 91	0.999 999 99	0.999 998 38	0.999 999 77	0.999 999 38	5,4,5,5	0.999 997 522
0.972 748 35	0.989 807 77	0.999 681 12	0.987 508 11	0.999 997 30	0.999 999 95	0.999 999 999 9	0.999 999 88	5,5,5,5	0.999 997 13
0.986 005 09	0.980 471 15	0.975 740 703	0.997 153 12	0.999 999 81	0.999 999 28	0.999 998 302	0.999 999 999 6	5,5,5,5	0.999 997 396
0.995 826 63	0.999 420 99	0.998 936 37	0.993 428 72	0.999 999 71	0.999 999 999	0.999 999 995	0.999 999 991	4,4,4,5	0.999 999 695

表 5 优化后的成本与系统可靠度

Table 5 Optimized costs and system reliability

组件成本				系统成本				系统总成本	系统可靠度
组件 1	组件 2	组件 3	组件 4	子系统 1	子系统 2	子系统 3	子系统 4		
1.460 582 2	1.342 910 46	1.308 411 28	1.277 088 07	7.302 911 01	6.714 552 3	6.542 056 38	6.385 440 36	26.944 960 1	0.999 998 971
1.808 468 3	1.320 819 49	1.244 719 48	1.166 095 51	9.042 341 7	5.283 277 97	6.223 597 38	4.945 748 56	26.379 694 6	0.999 997 522
1.380 792 4	1.270 677 55	2.010 140 25	1.219 747 78	6.903 962 01	6.353 387 75	10.050 701 26	6.098 738 91	29.406 789 9	0.999 997 13
1.580 718 48	1.168 492 65	1.1437 910 7	1.411 999 27	7.903 592 37	5.842 463 23	5.718 955 35	7.059 996 37	26.525 007 3	0.999 997 396
1.943 709 6	1.721 372 07	1.769 212 71	1.303 256 13	7.774 838 42	6.885 488 29	7.076 850 82	6.516 280 66	28.253 458 2	0.999 999 695

同时从图 3 和图 4 可以清楚地看到,冗余度的不同对系统可靠度和子系统可靠度的显著影响,同时发现冗余度为 4 和 5 的系统可靠度曲线几乎完全重合,说明系统可靠度的提高并不是采用冗余越多越好. 另外,在系统可靠度不小于 0.99 的要求下,冗余度为 3 的系统能够维持时间约为 107 h,而冗余度为 4 和 5 的系统可以持续到 288 h. 因此,在可用资源有限的条件下,目前飞行控制系统大多选用 4 余度配置结构.

2.2 表决器对系统可靠度的影响分析

以 4 余度配置系统为例,时间设定为 500 h,分析表决器失效率对系统可靠度和子系统可靠度的影响. 图 6 中表决器的失效率设定为: $\lambda_{v1} = 10^{-7}$, $\lambda_{v2} = 10^{-5}$, $\lambda_{v3} = 10^{-4}$, $\lambda_{v4} = 10^{-3}$. 图 7 中以 $\lambda_v = 10^{-4}$ 为例,分析说明表决器的失效率对子系统可靠度影响.

从图 6 中,可以清楚地看到,在表决器失效率 $\lambda_v \leq 10^{-7}$ 的条件下,系统可靠度曲线几乎和不考虑表决器失效时完全重合. 当不考虑组成系统单元组件失效时,随着表决器失效率的增大,系统可靠度急剧下降,当表决器失效率 $\lambda_v \geq 10^{-3}$ 时,系统

能够保持在可靠度不小于 0.99 的时间不足 2.5 h,这是因为随着表决器失效率的增大,子系统的可靠度急剧下降,图 6 清晰地说明了这种变化.

综合图 6 和图 7 的表决器对系统可靠度和子系统可靠度的影响变化曲线,发现,即使组件单元工作完好,一旦表决器出现故障,则系统将出现故障. 因此,为了使系统能够在比较长的时间内保持较高的任务可靠度,除了使用组件单元冗余配置结构外,还应设法提高表决器的可靠度.

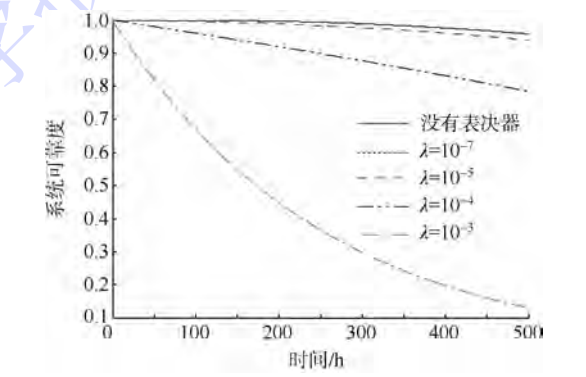


图 6 表决器对系统可靠度的影响
Fig. 6 Impact of voters on system reliability

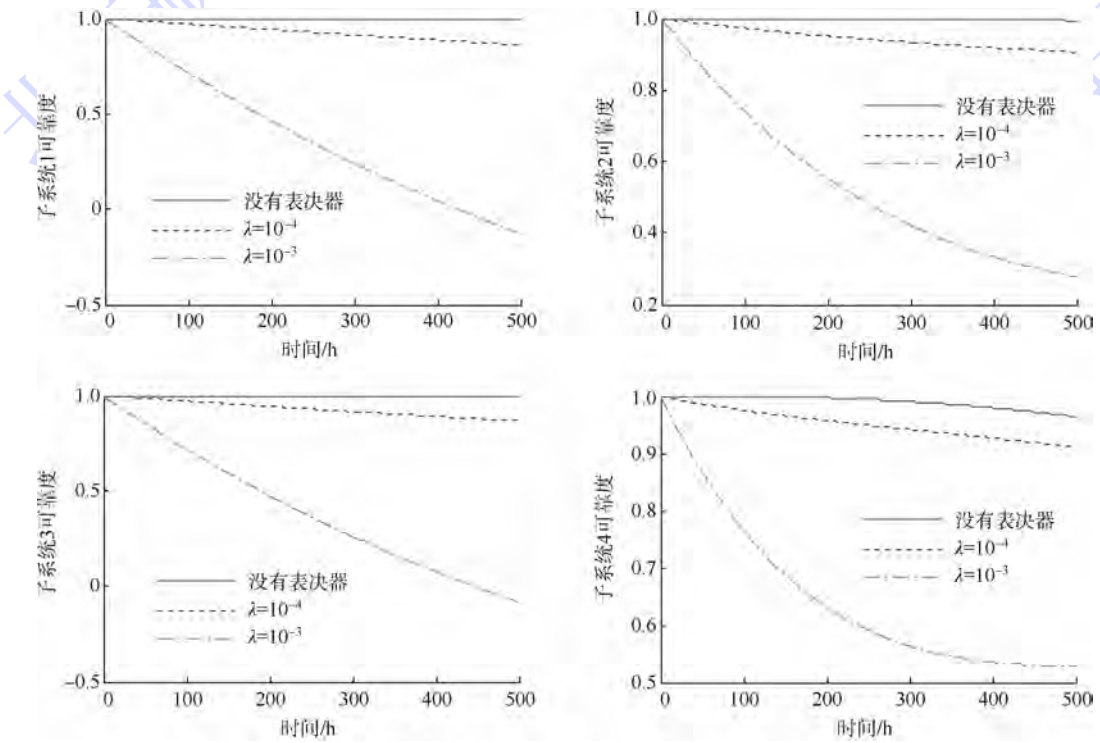


图 7 表决器对子系统可靠度的影响
Fig. 7 Impact of voters on subsystems reliability

3 结 论

通过测试函数的仿真分析,说明了本文提出的鱼群算法和增广拉格朗日乘法相结合的混合

优化算法能够有效地处理函数极值问题的优化求解,同时将该混合算法用于飞行控制系统可靠度和冗余度的同时优化与分配,通过仿真分析可以得出:

- 1) 分配结果进一步证明了该算法具有较强的全局收敛性和较好的算法稳定性;
- 2) 证明了采用余度配置可以大大提高系统的可靠度,改善系统的可靠性;
- 3) 仿真分析了表决器的失效率对系统可靠度的影响,说明改善系统的可靠度不仅要恰当地配置系统冗余,同时也要注意改善表决器的可靠度. 因此,目前在实际工程中,除了采用组件系统冗余,同时也注重表决器结构的冗余配制,保证系统更可靠地工作.

参考文献 (References)

- [1] Fyffe D E, Hines W W, Lee N K. System reliability allocation and a computational algorithm [J]. Reliability, IEEE Transactions on, 1968, 17(2): 64 – 69
- [2] Ravi V, Reddy P J, Zimmermann H J. Fuzzy global optimization of complex system reliability [J]. Fuzzy Systems, IEEE Transactions on, 2000, 8(3): 241 – 248
- [3] Lim M H, Teoh A B J, Toh K A. An efficient dynamic reliability-dependent bit allocation for biometric discretization [J]. Pattern Recognition, 2012, 45(5): 1960 – 1971
- [4] Misra K B, Ljubojevic M D. Optimal reliability design of a system; a new look [J]. Reliability, IEEE Transactions on, 1973, 22(5): 255 – 258
- [5] Garg H, Rani M, Sharma S P. An efficient two phase approach for solving reliability-redundancy allocation problem using artificial bee colony technique [J]. Computers & Operations Research, 2013, 40(12): 2961 – 2969
- [6] 高仁璟, 刘书田. 基于遗传算法的复杂系统可靠度和冗余数设计分配优化 [J]. 大连理工大学学报, 2002, 42(6): 741 – 744
Gao Renjing, Liu Shutian. Reliability and redundancy optimal planning for complex system using genetic algorithm [J]. Journal of Dalian University of Technology, 2002, 42(6): 741 – 744 (in Chinese)
- [7] Kanagaraj G, Ponnambalam S G, Jawahar N. A hybrid cuckoo search and genetic algorithm for reliability-redundancy allocation problems [J]. Computers & Industrial Engineering, 2013, 66(4): 1115 – 1124
- [8] Valian E, Valian E. A cuckoo search algorithm by Lévy flights for solving reliability redundancy allocation problems [J]. Engineering Optimization, 2013, 45(11): 1273 – 1286
- [9] Tan Y, Tan G, Deng S. Hybrid particle swarm optimization with differential evolution and chaotic local search to solve reliability-redundancy allocation problems [J]. Journal of Central South University, 2013, 20(6): 1572 – 1581
- [10] Wang L, Li L. A coevolutionary differential evolution with harmony search for reliability-redundancy optimization [J]. Expert Systems with Applications, 2012, 39(5): 5271 – 5278
- [11] Sheikhalishahi M, Ebrahimipour V, Shiri H, et al. A hybrid GA-PSO approach for reliability optimization in redundancy allocation problem [J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2013, 68(1-4): 317 – 338
- [12] Mahato S K, Sahoo L, Bhunia A K. Reliability-redundancy optimization problem with interval valued reliabilities of components via genetic algorithm [J]. J Inf Comput Sci, 2012, 7(4): 284 – 295
- [13] 伊小素, 邓燕, 潘雄, 等. 表决器对分层三模冗余系统可靠性影响分析 [J]. 中国惯性技术学报, 2011, 19(4): 494 – 498
Yi Xiaosu, Deng Yan, Pan Xiong, et al. Voter's influence on reliability of partitioned triple modular redundancy system [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2011, 19(4): 494 – 498 (in Chinese)
- [14] Rocha A M A C, Martins T F M C, Fernandes E M G P. An augmented Lagrangian fish swarm based method for global optimization [J]. Journal of Computational and Applied Mathematics, 2011, 235(16): 4611 – 4620
- [15] Thomas P R, Yao X. Stochastic ranking for constrained evolutionary optimization [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2000, 4(3): 284 – 294
- [16] Barbosa H J C, Lemonge A C C. An adaptive penalty method for genetic algorithms in constrained optimization problems [M]. Vienna: In Tech Education and Publishing, Vienna Austria, 2008: 9 – 34

质心位置对超空泡射弹尾拍运动影响分析



赵成功 王 聪 魏英杰 马庆鹏

(哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 基于均质平衡流理论, 通过求解混合介质的 RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations) 方程、SST (Shear Stress Transport) 湍流方程和不同介质之间的质量输运方程, 结合刚体运动方程和网格变形方法, 研究了不同质心位置的超空泡射弹尾拍运动特性以及尾拍运动下超空泡形态特性, 对比分析了不同质心位置的超空泡射弹尾拍运动的刚体运动和尾拍力的变化特征. 结果表明, 射弹尾拍运动对空泡形态的对称性有较大影响, 发生碰撞处的空泡壁面朝着弹体转动的方向发展; 射弹尾拍运动的转动角度、角速度、角加速度以及尾拍阻力和尾拍升力等都表现出周期性变化规律, 且随着质心与射弹头部距离的增加, 转动惯量增大, 变化周期也增大.

关 键 词: 多相流; 超空泡射弹; 尾拍运动; 质心位置; 尾拍力

中图分类号: O 351

文献标识码: A **文 章 编 号:** 1001-5965 (2014) 12-1754-07

Analysis of the effect of mass center position on tailslap of supercavitating projectile

Zhao Chenggong Wang Cong Wei Yingjie Ma Qingpeng

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The numerical simulation of the cavity morphology in supercavitating projectile tailslap was studied and the rigid body motion parameters and tail-slapping forces variations were comparatively analyzed under different mass centre positions of the supercavitating projectile, based on the theory of homogeneous equilibrium flows, by solving the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations (RANS) of mixture fluid, shear stress transport (SST) turbulence transport equations and the mass transport equations between each phase, combined with rigid body motion equations and mesh deformation method. The result shows that the tail-slapping of the supercavitating projectile destroys the symmetry of cavity morphology, the cavity wall of the impact position develops along the direction of the projectile motion; the rotation angle, angular velocity, angular acceleration and tailslap force change periodically, and with the centroid position away from the head of the projectile, the larger the moment of inertia, the greater the period.

Key words: multiphase flow; supercavitating projectile; tailslap; mass centre position; tail-slapping force

航行体在水下高速运动时, 其表面附近的水因为低压而发生空化现象. 当航行体速度很高时, 空泡会完全包裹航行体, 形成超空泡^[1]. 超空泡

的形成使得航行体在水下运动的阻力明显减小, 从而可大幅度提高航行体的水下航行速度^[2].

当超空泡射弹在水中运动时, 任何微小的扰

收稿日期: 2014-01-14; 网络出版时间: 2014-05-29 15:28; DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0014

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0014.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金资助项目 (HIT.NSRIF.201159); 哈尔滨市科技创新人才研究专项资金资助项目 (2013RFLXJ007)

作者简介: 赵成功 (1986 -), 男, 河南南阳人, 博士生, zcg hit@163.com.

动,如射弹在发射出膛或不稳定流动引起的微小扰动等都可能使射弹尾部与空泡壁面发生连续撞击,称之为尾拍现象^[3].近年来,高速超空泡射弹的尾拍运动引起了国内外学者的广泛关注和研究,主要集中于研究其流体动力学特性等^[4]. Ruzzene 等人^[5-6]建立了尾拍运动的撞击力学模型,分析了尾拍力作用下航行体的结构响应. Savchenko 等人利用开放式水洞测试了圆柱形航行体在空泡内部滑行时的尾部流体动力^[7-11].国内方面,曹伟等人^[12]通过高速射弹试验对超空泡的形态特性和发展规律进行了深入研究.金大桥等人^[13]设计了一种通气超空泡水下射弹试验,对射弹的空泡形态进行了试验研究.何乾坤等人^[14]对超空泡射弹尾拍运动结构动力学响应和空泡摆动对超空泡射弹尾拍运动的影响进行了分析.对于不同用途和性能的超空泡射弹,其局部构造具有一定的差异,相应地,射弹质心位置也不同,表现为射弹的转动惯量有所差异,导致射弹发生尾拍运动时的转动周期不同,进而影响射弹的流体动力学和结构动力学性能,可能会因共振或强度、抗弯刚度不足而导致结构失效,因此研究不同质心位置对超空泡射弹结构运动参数和空泡形态的影响具有重要的实际工程意义.

本文对超空泡射弹尾拍运动引起的射弹转动、空泡形态变化等开展了数值模拟研究,对比分析了质心位置对射弹尾拍运动弹体转动、空泡形态、尾拍阻力和升力等的影响,从而加深对超空泡射弹运动过程中尾拍现象的认识,同时为超空泡射弹结构设计提供参考.

1 数值计算方法

1.1 控制方程

连续性方程:

$$\frac{\partial \rho_m}{\partial t} + \frac{\partial (\rho_m u_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

动量方程:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial (\rho_m u_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho_m u_i u_j)}{\partial x_j} = \\ & - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu_m + \mu_t) \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] \end{aligned} \quad (2)$$

其中, u_j 为第 j 相的速度; $\rho_m = \sum_{k=1}^n \alpha_k \rho_k$ 为混合物的

密度; $\mu_m = \sum_{k=1}^n \alpha_k \mu_k$ 为混合物的动力黏性系数.

1.2 湍流模型

湍流是流场结构中的一种强非线性流体状态,是空化流场的主要特征之一.在空泡的发展尤其是尾部闭合阶段均存在着湍流现象.文中所采用的湍流模型为 SST (Shear Stress Transport). 基于 Baseline $k-\omega$ 的 SST 湍流模型通过计算湍流剪切应力的输运方式,对于逆压梯度下的流动分离问题有了更为精准的预测. Baseline $k-\omega$ 湍流模型的控制方程如下^[15]:

$$\frac{\partial (\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_j k)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{\partial k}{\partial x_j} \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k3}} \right) \right] + P_k - \beta' \rho k \omega + P_{kb} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial (\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho u_j \omega)}{\partial x_j} = \\ & \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\frac{\partial \omega}{\partial x_j} \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega 3}} \right) \right] + \alpha_3 \frac{\omega}{k} P_k - \beta_3 \rho \omega + \\ & P_{\omega b} + 2(1 - F_1) \rho \frac{1}{\sigma_{\omega 2} \omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \end{aligned} \quad (4)$$

SST 湍流模型中的涡黏度限制方程为

$$\nu_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)} \quad (5)$$

其中, μ 为流体的黏性系数; $\nu_t = \mu_t / \rho$, μ_t 为湍流黏度; F_1 与 F_2 为混合函数; P_k 为湍动能中由黏性力产生的部分; P_{kb} 为湍动能中由浮力产生的部分; 常数 $\beta' = 0.09$; $\alpha_1 = 5/9$; S 为应变率的不变测度.

1.3 空化模型

对于多相流场的空化问题而言,空化数是描述流场空化强弱的特征参数,表示为

$$\sigma = \frac{p_\infty - p_c}{\rho U_\infty^2 / 2} \quad (6)$$

其中, p_∞ 为无穷远处流场压力; p_c 为当前温度下水的饱和蒸汽压; $\frac{1}{2} \rho U_\infty^2$ 为流场的参考动压力. 由空化数的定义可以看出,当流场的空化数越小时,流场的空化现象越严重.

当流场中发生空化现象时的水蒸汽和水两相之间的质量转换运输方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} (\alpha_i \rho_i) + \text{div} (\alpha_i \rho_i U_i) = S_i + \Gamma_i \quad (7)$$

式中 Γ_i 表示进入第 i 相的单位体积质量源.

空化模型采用基于 Rayleigh-Plesset 方程的简化形式:

$$\frac{dR_b}{dt} = \pm \sqrt{\frac{2}{3} \frac{p_c - p}{\rho}} \quad (8)$$

式中, R_b 为气泡半径; P 为气泡周围流场压强. 气体体积分数为 $\gamma_b = V_b N_b = 4/3 \pi R_b^3 N_b$ (N_b 为单位体积中的气泡数量), 气泡生长和凝结的质量转换表达式为

$$\dot{m}_{fg} = F \frac{3\gamma_{fg}\rho_g}{R_b} \sqrt{\frac{2}{3} \frac{|p_c - p_\infty|}{\rho}} \operatorname{sgn}(p_c - p)$$

(9)

其中 F 为经验常数.

1.4 刚体运动方程与网格变形方法

超空泡射弹尾拍运动的影响因素较多, 使得研究尾拍运动比较复杂, 国内外对超空泡射弹尾拍运动的研究往往假设射弹的轴线为一直线, 在计算过程中也采用此假设. 计算时将射弹头部切除一层网格的厚度以与主体分离, 固定射弹头部, 转动中心于头部截面中心位置, 这样做可以消除头部攻角引起的空泡形态变化对尾拍流场研究的影响. 同时将射弹主体简化为刚体, 引入刚体运动方程实现射弹在流场力作用下的运动规律求解. 射弹运动方程定义如下:

$$\frac{d\boldsymbol{P}}{dt} = \boldsymbol{F}$$

(10)

$$\frac{d\boldsymbol{\pi}}{dt} = \boldsymbol{m}$$

(11)

式中, $\boldsymbol{P} = m\boldsymbol{v}$ 表示刚体的线动量; $\boldsymbol{\pi} = I\boldsymbol{\omega}$ 表示刚体的角动量, I 为刚体的转动惯量, $\boldsymbol{\omega}$ 为刚体的转动角速度; $\boldsymbol{F}$, $\boldsymbol{m}$ 分别为刚体的合外力和合外力矩.

超空泡射弹尾拍运动的研究涉及动网格的计算问题, 本文使用位移扩散模型 (displacement diffusion model) 计算尾拍运动中的动网格问题. 具体定义如下:

$$\nabla \cdot (\boldsymbol{\Gamma}_{\text{disp}} \nabla \delta) = 0$$

(12)

式中, δ 为网格位移; $\boldsymbol{\Gamma}_{\text{disp}} = \left(\frac{1}{V}\right)^{c_{\text{stiff}}}$ 为网格刚度, 衡量网格变形的能力, 文中取值为 10, V 为网格体积.

2 计算模型与方法验证

2.1 计算模型与网格

本文计算采用的射弹模型为具有大长细比的圆柱体, 头部空化器为圆盘形, 空化器直径与弹体直径相同, 均为 8 mm, 弹体长度为 160 mm, 弹体长细比为 20. 射弹模型如图 1 所示.

射弹尺寸及属性如表 1 所示.

计算流域及边界条件设置如图 2 所示, 坐标

原点位于射弹头部中心处, x 轴与射弹轴线重合, 在入口处采用速度入口的边界条件, 在侧壁和出口均采用压力出口的边界条件, 计算域的参考压力为 101 325 Pa, 高速运动时重力对空泡形态的影响较小, 文中计算忽略重力作用.

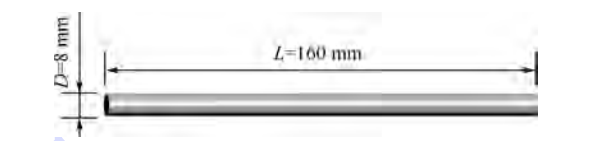


图 1 射弹模型
Fig. 1 Model of projectile

表 1 射弹尺寸及属性

Table 1 Dimensions and properties of projectile				
参数	L/mm	D/mm	密度 $\rho_s/(\text{kg}/\text{m}^3)$	转动惯量 $I_z/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$
数值	160	8	7 820	5.369×10^{-4}

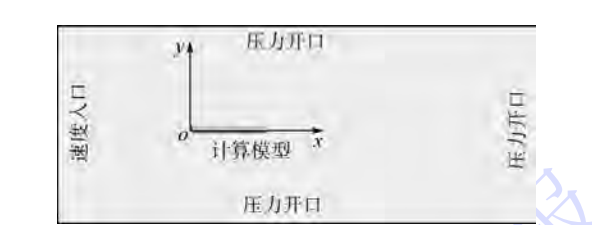


图 2 计算域及边界条件设置
Fig. 2 Computational domain and boundary conditions

计算域网格划分如图 3 所示. 本文采用的计算网格均为六面体结构化网格, 在射弹头部和空泡闭合区域附近等压力梯度变化较大的流场区域对网格进行加密处理, 考虑到需要对尾拍运动撞击空泡壁面时的精确捕捉, 对射弹尾部也进行了加密处理, 边界层网格厚度为 0.2 mm.

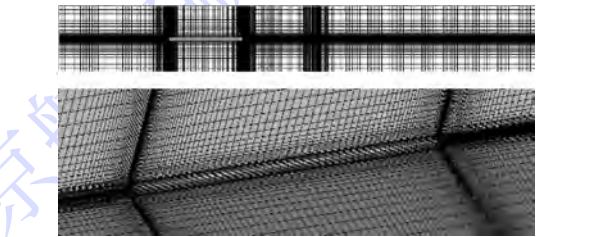


图 3 计算域网格划分
Fig. 3 Mesh of computational domain

2.2 网格无关性验证

针对图 1 所示的射弹模型, 建立了精细 (50 万)、中等精细 (35 万)、粗糙 (13 万) 3 种不同精度的网格, 对 3 种精度网格的计算结果进行了对比分析.

不同网格精度下射弹超空泡尾部闭合区域的压力系数变化如图 4 所示. 射弹头部的压力系数变化如图 5 所示. 从图中可以看出, 对于头部附近

区域的压力系数变化,不同网格数量的计算结果差异较小,而对于空泡闭合区域 3 种网格的计算结果有所差别,其中精细网格(50 万)和中等精细网格(35 万)的计算结果几无差异,而粗糙网格(13 万)的计算结果与精细网格和中等精细网格的计算结果有着明显差异,因此为了节省计算资源,并且达到计算所需求的精度,下文选用中等精细网格(35 万)进行计算.

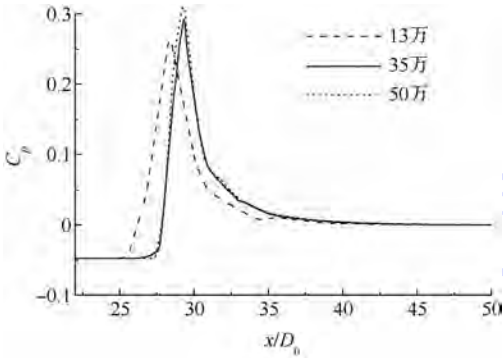


图 4 不同网格精度下空泡闭合区域压力系数对比
Fig. 4 Comparison of pressure coefficient of cavity closure area with different mesh density

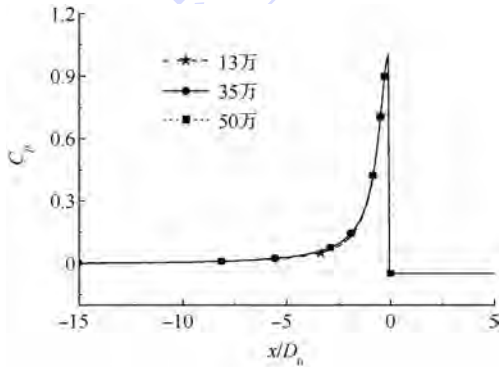


图 5 不同网格数量下射弹头部附近压力系数对比
Fig. 5 Comparison of pressure coefficient of projectile head area with different mesh density

2.3 湍流模型选取

首先使用不同的湍流模型($k-\varepsilon$ 湍流模型、 $k-\omega$ 湍流模型、SST 湍流模型)对射弹的空化流场进行计算得到流场压力及空泡轮廓,如图 6 所示.从图中可以看出,3 种模型的头部流场压力差别不大,主要差别在于空泡的长度和射弹尾部回射流的强弱.SST 湍流模型的空泡长度和回射流的强弱介于其他二者之间.为验证计算结果的有效性,将 3 种湍流模型计算的空泡外形与Lognovinch 独立膨胀原理^[16]所得的空泡外形对比,如图 7 所示.由图 7 可以看出,数值计算与独立膨胀原理所得的空泡外形在空泡前体几乎一致,但在空泡闭合区域附近有一定的差异,SST 湍流模型的空

泡外形与独立膨胀原理计算所得的空泡外形差别较小.超空泡尾部闭合区域的压力系数分布如图 8 所示. SST 湍流模型的计算结果也介于其他两种模型之间.综合以上因素,本文选用 SST 湍流模型进行计算.

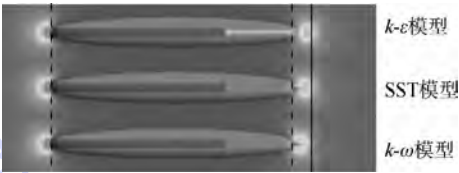


图 6 不同湍流模型计算的射弹空化流场
Fig.6 Comparison of the projectile cavitation flow field using different turbulence models

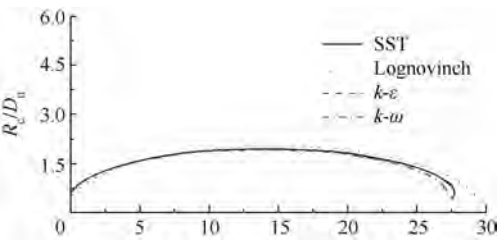


图 7 不同湍流模型及独立膨胀原理所得空泡轮廓比较
Fig. 7 Comparison of cavity profiles using different turbulence models and principle of independence cavity section expansion

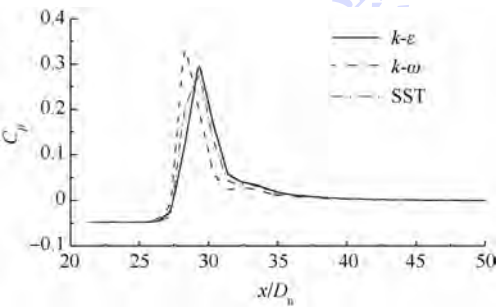


图 8 不同湍流模型空泡闭合区域压力系数分布
Fig. 8 Comparison of pressure coefficient of cavity closure area using different turbulence models

3 计算结果与分析

本文针对 4 种不同质心位置(如图 9 所示)的超空泡射弹尾拍运动问题开展了相关研究, $I_1 \sim I_4$ 为不同质心位置下弹体相对于头部转轴的转动惯量(如表 2 所示), I_2 为质心位于几何中心时的转动惯量.空化数为 0.048,初始扰动角速度假设为 $\dot{\theta}_0 = 8 \text{ rad/s}$.



图 9 射弹不同质心位置示意图
Fig.9 Schematic of different mass centers of projectile

表 2 不同质心位置对应的转动惯量
Table 2 The moment of inertia of different mass centers

	mass centers			
参数	I_1	I_2	I_3	I_4
数值	4.846	5.369	5.637	6.215

3.1 射弹尾拍运动的空泡形态分析

以空化数 $\sigma = 0.048$, 绕弹体头部转轴的转动惯量 $I_2 = 5.369 \times 10^{-4} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $\dot{\theta}_0 = 8 \text{ rad/s}$ 的射弹运动为例来分析射弹尾拍运动在一个周期 T 的空泡形态变化, 如图 10 所示。

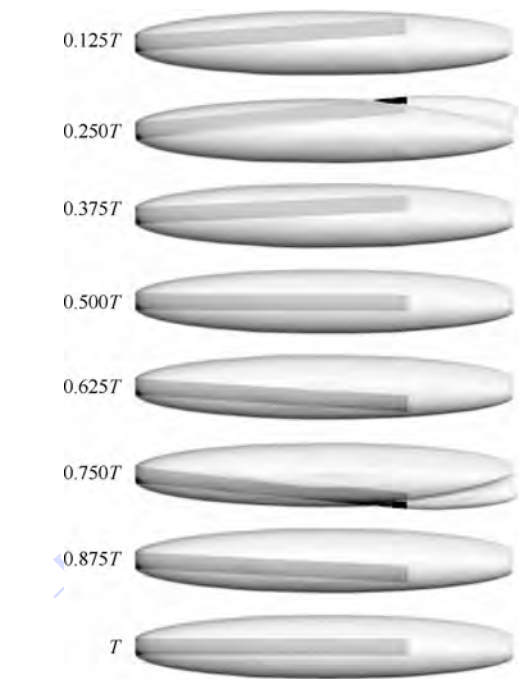


图 10 射弹尾拍运动空泡形态变化
Fig.10 Change of cavity shape due to tailslap of projectile

由图 10 可以看出, 射弹的尾拍运动将引起空泡形态变化, 破坏空泡原有的对称壁面。在弹体尾部与空泡壁面碰撞的位置, 空泡形态发生显著的改变, 弹体与空泡壁面碰撞位置之后的空泡形态发生改变。弹体与空泡壁面的碰撞增大了尾部空泡的截面面积, 同时也破坏了空泡的对称性。发生碰撞期间, 射弹尾部的空泡朝着弹体运动的方向发展。

3.2 质心位置对射弹刚体运动的影响分析

图 11 ~ 图 14 分别给出了不同质心位置的射弹在尾拍运动过程中的转角、转动角速度、角加速度以及尾拍周期随时间的变化规律。

图 11 ~ 图 13 表明, 不同质心位置下的超空泡射弹尾拍运动的转角、转动角速度和角加速度都呈现出周期性的变化。这种周期性变化是由初始扰动引起的射弹在空泡内的转动与空泡壁面的碰撞所产生。该碰撞过程涉及汽、液、固等多相之

间的能量传递和转换, 存在能量耗散, 因此会引起射弹转动角速度、角加速度等的迅速衰减。不同质心位置下射弹转角、转动角速度以及角加速度的时间历程曲线表明, 射弹的转动惯量越大, 即质心离射弹头部越远, 射弹刚体运动的参量变化越滞后, 体现为射弹的转角、角速度、角加速度的周期越长。图 14 表明了尾拍周期随着尾拍次数的增加而变大, 且质心与头部距离越大, 周期也越大。

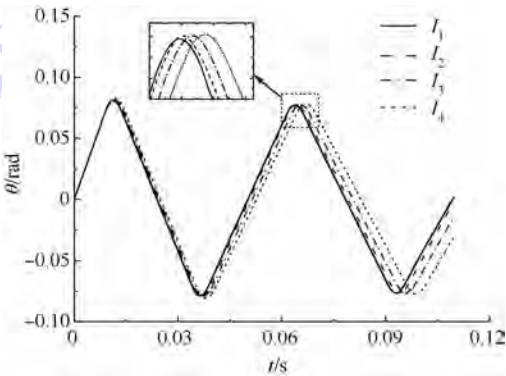


图 11 不同质心位置下的射弹转角变化
Fig.11 Change of projectile rotation angle of different mass centers

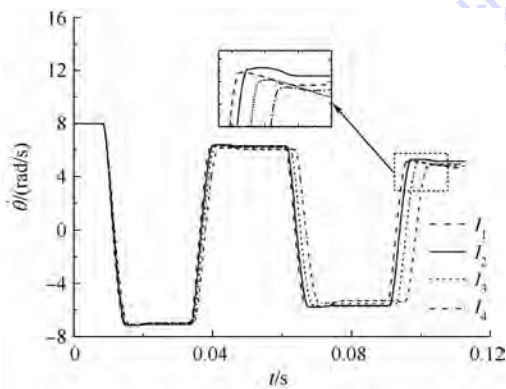


图 12 不同质心位置下的射弹转动角速度变化
Fig.12 Change of projectile angular velocity of different mass centers

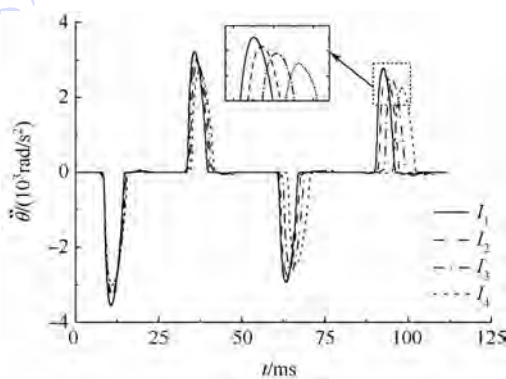


图 13 不同质心位置下的射弹转动角加速度变化
Fig.13 Change of projectile angular acceleration of different mass centers

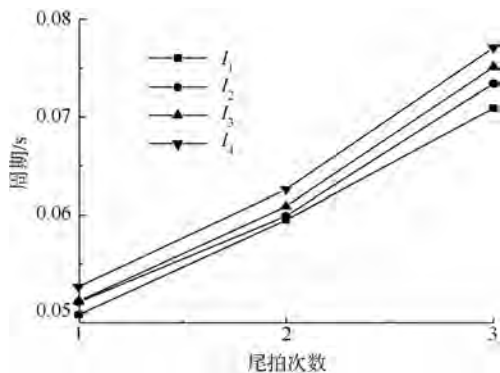


图 14 射弹尾拍周期随尾拍次数的变化

Fig. 14 Change of projectile tailslap cycle with tail-slaps numbers

3.3 质心位置对射弹尾拍力的影响分析

通过开展超空泡射弹以在同一空化数 ($\sigma = 0.048$) 不同质心位置下的三维数值计算,得到了超空泡射弹尾拍运动中的射弹尾拍阻力(射弹撞击空泡壁面的撞击力在射弹前进速度方向上的分力)的变化如图 15 所示,射弹尾拍升力(射弹撞击空泡壁面的撞击力在垂直于射弹前进速度方向上的分力)如图 16 所示。

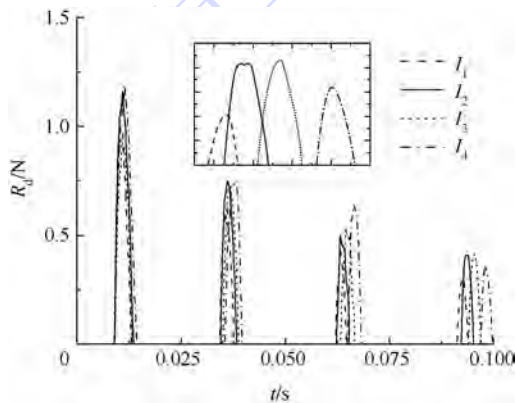


图 15 不同质心下射弹尾拍阻力的变化

Fig. 15 Change of projectile tailslap resistance force of different mass centers

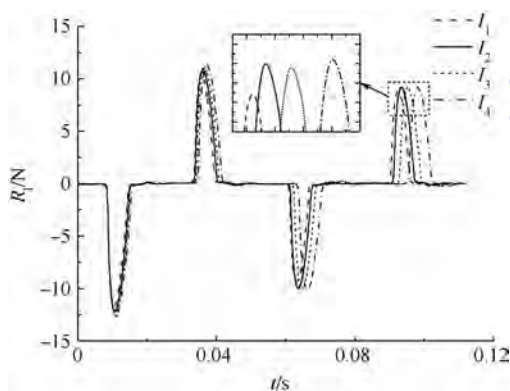


图 16 不同质心下射弹尾拍升力的变化

Fig. 16 Change of projectile tailslap lift force of different mass centers

图 15 和图 16 表明,射弹在空泡内的转动,使得射弹与空泡壁面的撞击力呈现出明显的周期性变化,具体体现在射弹尾拍阻力和尾拍升力的周期性变化。同时,随着射弹质心距头部越远,转动惯量越大,射弹尾拍运动的周期越大。从图 15 和图 16 中可以看出,射弹转动惯量越大,尾拍阻力和尾拍升力的变化周期也越大。

4 结 论

本文通过求解混合介质的 RANS 方程、SST 湍流方程和不同介质之间的质量输运方程,研究了超空泡射弹尾拍运动的空泡形态变化,对比分析了不同质心位置下的刚体运动参量和尾拍力的变化,得到如下结论:

- 1) 超空泡射弹的尾拍运动将破坏空泡形态的对称性,弹体与空泡壁面发生碰撞的位置,空泡壁面朝着弹体转动的方向发展。
- 2) 超空泡射弹尾拍运动的转动角度、角速度和角加速度都表现出周期性。当射弹的质心位置越靠后,射弹的转动惯量越大时,射弹尾拍运动的转动角度、角速度和角加速度的周期越大。
- 3) 超空泡射弹尾拍运动时的尾拍阻力和尾拍升力都呈现出周期性,且射弹的质心越靠后,转动惯量越大,尾拍阻力和尾拍升力的变化周期也越大。

参考文献 (References)

- [1] 孟庆昌,张志宏,刘巨斌,等. 水下高速航行体超空泡流动研究进展[J]. 船海工程,2006(6):26-29
Meng Qingchang, Zhang Zhihong, Liu Jubin, et al. Research development of high-speed underwater vehicle [J]. Journal of Marine Science and Application, 2006(6):26-29 (in Chinese)
- [2] Savchenko Y N. Control of supercavitation flow and stability of supercavitating motion of bodies [C]//VKI Special Course on Supercavitating Flows. Brussels: RTO2AVT and VKI, 2001: 313-341
- [3] 孟庆昌,张志宏,顾建农,等. 超空泡射弹尾拍分析与计算[J]. 爆炸与冲击,2009,29(1):56-60
Meng Qingchang, Zhang Zhihong, Gu Jiannong, et al. Analysis and calculation for tail-slaps of supercavitating projectiles [J]. Explosion and Shock Waves, 2009, 29(1):56-60 (in Chinese)
- [4] Kulkarni S S, Pratap R. Studies on the dynamics of a supercavitating projectile [J]. Applied Mathematical Modeling, 2000, 24(2):113-129
- [5] Ruzzene M, Soranna F. Impact dynamics of elastic stiffened supercavitating underwater vehicles[J]. Journal of Vibration and Control, 2004, 10(2):243-267
- [6] Ruzzene M, Kamada R, Bottasso C L, et al. Trajectory optimization strategies for supercavitating underwater vehicles[J]. Jour-

nal of Vibration and Control,2008,14(5):611 – 644

[7] Savchenko Y N. Experimental investigation of supercavitating motion of bodies [C]//Van den Braembussche R. RTO AVT Lecture Series on “ Supercavitating Flows ”. Brussels: VKI, 2001(4):1 – 24

[8] Vasin A D. Immersion of a cylinder in a fluid through a cylindrical free surface[J]. Fluid Dynamics,2001,36(2):169 – 177

[9] Kubenko V D. Impact of a long thin body on a cylindrical cavity in liquid;a plane problem[J]. International Applied Mechanics, 2006,42(6):32 – 53

[10] Kubenko V D,Gavrilenko O V. Impact of a spherical rigid body on the surface of a cavity in a compressible liquid an axisymmetric problem [J]. International Applied Mechanics, 2008, 44(1):8 – 15

[11] Kubenko V D,Gavrilenko O V. Impact interaction of cylindrical body with a surface of cavity during supercavitation motion in compressible fluid[J]. Journal of Fluids and Structures,2009, 25(5):794 – 814

[12] 曹伟,王聪,魏英杰,等. 自然超空泡形态特性的射弹试验研究[J]. 工程力学,2006,23(12):175 – 187
Cao Wei,Wang Cong,Wei Yingjie,et al. High-speed projectile experimental investigations on the characteristics of natural supercavitation[J]. Engineering Mechanics, 2006, 23 (12): 175 – 187 (in Chinese)

[13] 金大桥,王聪,魏英杰,等. 通气超空泡水下射弹实验研究 [J]. 工程力学,2011,28(9):214 – 222
Jin Daqiao,Wang Cong,Wei Yingjie,et al. Experimental study of ventilated supercavity by underwater projectile [J]. Engineering Mechanics,2011,28(9):214 – 222 (in Chinese)

[14] 何乾坤,魏英杰,尤天庆,等. 空泡摆动对超空泡航行体尾拍影响分析[J]. 北京航空航天大学学报,2012,38(4):509 – 512
He Qiankun,Wei Yingjie,You Tianqing,et al. Analysis of tail-slaps of supercavitating vehicle influenced by distortion of cavity shape[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2012,38(4):509 – 512 (in Chinese)

[15] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. AIAA-Journal, 1994, 32 (8): 1598 – 1605

[16] Savchenko Y N,Semenenko V N,Serebryakov V V. Experimental study of the supercavitation flows at subsonic flow velocities [J]. Doklady AN Ukrainy,1992,2(2):64 – 69

SDUV 方法中组织振动信号提取算法比较



蔡夕然 樊 璠 李晓斐 牛海军*

(北京航空航天大学 生物与医学工程学院, 北京 100191)

摘 要: 组织振动信号的提取是剪切波频散超声振动成像技术 (SDUV) 方法中的重要步骤. 目前, SDUV 方法中有两种常用的组织振动信号提取算法, 正交解调法 (QDM) 和互功率谱法 (CSM), 但是未见比较这两种算法提取质量差异的相关研究. 因此, 构造了不同信噪比 (SNR_U) 的参数化仿真超声回波信号模型, 分别使用 QDM 和 CSM 从超声回波信号中提取组织振动信号, 比较了两种方法的提取效果与计算效率. 实验结果表明, 当 $\text{SNR}_U \geq 35 \text{ dB}$, 两种算法在相同信噪比下提取出的信号所分离出的振动相位结果相近, 标准差均小于 1° , 对于剪切波波速的计算结果没有太大影响. CSM 的计算效率低于 QDM 的计算效率. 因此, 当 $\text{SNR}_U < 35 \text{ dB}$, 为了减小振动信号初始相位的提取误差, 应该使用 CSM 提取组织的振动信号. 当 $\text{SNR}_U \geq 35 \text{ dB}$, 应该选择 QDM 提取组织的振动信号, 以减少信号处理时间. 本研究的发现有助于提高 SDUV 方法的检测效率.

关 键 词: SDUV; 信噪比; 振动信号提取; 正交解调法; 互功率谱法

中图分类号: R 318.6

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2014)12-1761-06

Comparison of tissue vibration signal extraction algorithms in shearwave dispersion ultrasound vibrometry

Cai Xiran Fan Fan Li Xiaofei Niu Haijun*

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

Abstract: Vibration extraction is an important step in shearwave dispersion ultrasound vibrometry (SDUV). There are two primary algorithms for vibration extraction in SDUV, the quadrature demodulation method (QDM) and the cross-spectrum method (CSM). However, the extraction qualities of QDM and CSM are under appropriate comparison. This study aimed at comparing the performance of QDM and CSM for tissue vibration extraction based on a parameterized model under various signal-to-noise ratio of ultrasound echoes (SNR_U). Results show that when $\text{SNR}_U \geq 35 \text{ dB}$, the standard deviations of the estimated vibration phase using the vibration extracted by the two methods are close, which has no significant influence on the calculation result of the shear wave speed. The computation efficiency of CSM for vibration extraction is lower than that of QDM. As a conclusion, when $\text{SNR}_U < 35 \text{ dB}$, the tissue vibration should be extracted by CSM to suppress the error of vibration phase estimation. However, when $\text{SNR}_U \geq 35 \text{ dB}$, the tissue vibration should be extracted by QDM to reduce the signal processing time. The findings may provide some strategy in SDUV, which can optimize the examination protocol and make it more efficient.

Key words: SDUV; signal-to-noise ratio (SNR); vibration extraction; quadrature demodulation method (QDM); cross-spectrum method (CSM)

一般来说,当组织发生病变时,组织的黏弹性等力学特性的变化往往早于组织形态的改变,因此,有效提取组织的力学特征对于疾病的早期诊断具有重要的临床价值^[1-2]. 1991 年 Ophir 等提出了超声弹性成像(ultrasound elastography)的概念与技术,该技术主要运用超声测量受压组织不同位置的位移,通过超声回波估计组织形变状况,进一步计算组织相对弹性模量,并应用组织不同位置的相对弹性模量来成像,进行疾病的早期诊断^[3].

近年来,超声弹性成像技术得到了迅速的发展,一些技术已经应用于临床. 迄今为止,超声弹性成像技术,按照施加激励的方式或检测方法的不同,可以大致分为静态/准静态压缩弹性成像^[4]、剪切波弹性成像^[1]、振动声成像^[5]和快速剪切波成像^[6]等. 上述大部分成像方法应用的前提是首先假设所检测的组织是一个线弹性体,它们的主要缺陷是仅估计了组织的弹性,而忽略了黏性. 实际上,人体大部分软组织都表现出黏弹性特征,忽略黏性,不但会造成组织弹性系数估计的偏差,而且易造成对组织病变特征判断不准确^[7].

为了弥补上述不足,Chen 等人提出了剪切波频散超声振动成像技术(SDUV, Shearwave Dispersion Ultrasound Vibrometry)^[8],可以同时估计组织的剪切弹性模量与剪切黏性系数. 通过超声聚焦,在组织内施加周期性的声辐射力,可使焦点处的组织产生简谐振动,从而引起背离激励点向外传播的平面剪切波. 该剪切波含有多种谐振频率成分,且频率越大波速越大,满足 Yamakoshi 提出的各项同性均匀介质中平面剪切波与介质力学性质之间的关系模型^[9]. 因此,通过检测传播路径上不同位置不同频率剪切波的相位变化,估计剪切波波速,就可以拟合得到组织的弹性系数和黏性系数.

在 SDUV 方法中,剪切波相位估计的准确与否对剪切波波速的计算结果起着决定性的作用,而剪切波的相位需要从组织振动信号中提取出来. 组织振动信号提取算法的原理都是基于组织产生相对运动时,超声回波在频域上会有相应的频移,通过获取该频移信息便可以提取出组织的振动信息. 目前提取组织振动信号的方法主要有互相关估计法^[3]、正交解调法^[10]和互功率谱法^[11]. 互相关估计法需要确定最佳的时窗窗长和重叠率^[3],增加了算法提取效果的不确定性. 同时,互相关估计法的算法复杂度高,计算效率低,

在 SDUV 方法中不常使用,因此本文不做讨论. 正交解调法通过频谱搬移,将待解调信号搬移到低频后滤除高频成分留下有用的信号,这样便可以获取相邻回波的相位变化以提取出组织的振动信号. 而互功率谱法则是直接获取相邻回波互功率谱峰值处的相位,从而提取出组织的振动信号. 尽管这两种方法都可以从原始超声回波中提取组织振动信号,但是应用于不同信噪比的超声回波信号时,它们的提取效果如何,方法的应用环境如何,以及算法的复杂度如何,都缺乏系统的研究和比较.

本文首先构造不同信噪比的参数化仿真超声回波信号模型,然后分别使用正交解调法和互功率谱法从超声回波信号中提取组织振动信号,进一步分离出组织振动信号的初始相位,比较两种方法的提取效果与计算效率,并对两种算法的实际应用予以讨论.

1 方 法

1.1 正交解调法

由声辐射力在组织内产生的简谐振动可以由公式(1)表示^[5]:

$$D(t_s) = D_0 \sin(\omega_s t_s + \phi_s) \tag{1}$$

其中, D_0 是振动幅度; t_s 是振动时间; ϕ_s 是振动相位. 当组织振动速度和振动频率分别远小于检测超声波的传播速度和频率时,振动信号的频谱可以用频率调制的模型表示^[12]. 因此,若检测探头的中心角频率为 ω_f , 包含有组织振动信息的反射回波可以表示为^[13]

$$r(t_f, t_s) = A(t_f, t_s) \cos(\omega_f t_f + \phi_f + \beta \sin(\omega_s t_s + \phi_s)) \tag{2}$$

其中, t_f 是回波的采样时间; $A(t_f, t_s)$ 是回波的复包络; ϕ_f 是回波的初相位.

$$\beta = \frac{2D_0 \omega_f \cos \theta}{c} \tag{3}$$

其中, θ 是多普勒角,默认为 0; c 是超声在介质中的纵向波速. 在 SDUV 方法中,该模型(式(2))可以用来仿真组织振动时的超声回波检测信号^[10,12,14]. 对超声回波信号 $r(t_f, t_s)$ 做正交解调后,可以得到包含组织振动信息的同相分量式(4)和正交分量式(5):

$$I(t_f, t_s) = |A(t_f, t_s)| \cos(\beta \sin(\omega_s t_s + \phi_s) + \phi_0) \tag{4}$$

$$Q(t_f, t_s) = |A(t_f, t_s)| \sin(\beta \sin(\omega_s t_s + \phi_s) + \phi_0) \tag{5}$$

其中 ϕ_0 是一个相位常量. 组织振动信息就是利用相邻回波的相位差计算得到的. Zheng 等人利用正交解调后相邻回波的同相分量和正交分量定义了复速度量^[10]:

$$v(t_f, t_s) = X(t_f, t_s) + jY(t_f, t_s)A(t_f, t_s)A^*(t_f, t_s + T) = |A(t_f, t_s)| |A(t_f, t_s + T)| e^{j(\phi(t_f, t_s) - \phi(t_f, t_s + T))} \quad (6)$$

其中, X 为复速度量的实部; Y 为复速度量的虚部. 计算复速度量 $v(t_f, t_s)$ 的复角, 即相位信息, 就可以提取出相邻回波的相位差, 所以组织振动信号可以表示为

$$s(t_f, t_s) = \frac{-1}{2\sin(\omega_s T/2)} \arctan\left(\frac{X(t_f, t_s)}{Y(t_f, t_s)}\right) = \frac{-1}{2\sin(\omega_s T/2)} (\phi(t_f, t_s) - \phi(t_f, t_s + T)) = \beta c \cos(\omega_s t_s + \phi_s + \omega_s T/2) \quad (7)$$

1.2 互功率谱法

Hasegawa 和 Kanai 提出计算相邻回波的互功率谱, 使用互功率谱幅度最大处的频率作为实际的中心频率, 在该频率处所对应的相位差作为相邻回波的相移^[11]. 若相邻回波 r_n 和 r_{n+1} 的功率谱分别是 $R_n(f)$ 和 $R_{n+1}(f)$, 则它们的互功率谱可以表示为

$$R_n^*(f) R_{n+1}(f) = |R_n(f)| |R_{n+1}(f)| e^{j\Delta\theta_n(f)} \quad (8)$$

其中, $\Delta\theta_n(f)$ 是相邻回波间的相移; $*$ 是复共轭运算. 为了使得功率谱幅度在中心频率处达到最大值, 所有回波运算前需要使用汉宁窗加窗. 得到相邻回波的互功率谱后, 可以找到谱幅度最大处的频率, 分离出该频率所对应的互功率谱相位, 即由组织位移引起的相位变化. 组织的振动速度可以表示为

$$v_n = \frac{c\Delta\theta_n(f_0)}{2\omega_f T_{\text{prf}}} \quad (9)$$

其中, f_0 是互功率谱的中心频率; T_{prf} 是检测脉冲的检测时间间隔; ω_f 是检测探头的中心角频率; c 是组织中的声速. 对式(1)求导可以获得组织振动位移与振动速度间的关系. 由于组织以 ω_s 谐振, 所以, 振动位移信号可以表示为

$$D_n = \frac{v_n}{\omega_s} \quad (10)$$

超声波在生物组织内传播时, 会产生非线性效应, 不同频率的超声波在组织的衰减系数不同, 检测到的超声回波的中心频率可能会发生偏移. Kanai 和 Hasegawa 指出, 若不对超声回波的中心频率做矫正, 会造成错误的结果^[11].

2 实验

在 FDA 关于施加于人体的超声强度的标准要求下 ($I_{\text{SPTA}} < 720 \text{ mW/cm}^2$), 施加于人体的声辐射力引起的组织振动幅度非常微弱, 通常只能达到亚微米级^[13-14]. 本文设定振动信号的幅度为 $1 \text{ }\mu\text{m}$, 是 SDUV 检测实验中振动信号幅度的典型值. 其他仿真超声回波的参数设置如表 1 所示.

表 1 仿真超声回波的参数设置
Table 1 Parameters of simulated ultrasound echoes

参数符号	物理意义	默认值
D_0	振动幅度	$1 \text{ }\mu\text{m}$
ϕ_s	振动相位	45°
N	振动周期	5
ω_s	振动频率	$2\pi \times 200 \text{ Hz}$
ω_f	超声频率	$2\pi \times 9 \text{ MHz}$
F_s	采样频率	100 MHz
l_g	窗长度	1 mm
c	声速	1480 m/s

实际上, 超声回波信号中会含有噪声, 其信噪比主要由采集系统的噪声和组织的背向散射强度决定, 若回波是反射信号, 则信噪比能够达到 30 dB 以上, 若回波主要来源于散射信号, 信噪比可能会更低^[15]. 在 SDUV 检测中, 噪声主要来自电子系统, 因此, 本文设定超声回波信号的噪声为高斯白噪声, 信噪比 20 ~ 50 dB, 以比较不同信噪比下这两种方法提取振动信号的差异. 每个信噪比的仿真回波取 100 组不同的数据, 噪声的混入方法如式(11)所示.

$$r(t_f, t_s) = A(t_f, t_s) \cos(\omega_f t_f + \phi_f + \beta \sin(\omega_s t_s + \phi_s)) + n(t_f, t_s) \quad (11)$$

图 1 是 $\text{SNR}_U = 20 \text{ dB}$ 时的仿真超声回波, 横轴是振动时间, 纵轴是组织深度, 从图中可以看到, 仿真超声回波中包含了本文所设定的振动信息.

在 SDUV 的算法中, 振动信号相位提取的准确性直接影响剪切波波速的计算是否正确, 剪切波波速计算的准确性又会影响黏弹性系数计算的准确性, 因此, 本文首先对如图 1 所示的仿真回波分别使用正交解调法和互功率谱法提取振动信号, 接着, 利用 Zheng 等人提出的算法^[13], 从提取出的振动信号中分离出振动相位, 以比较正交解调法和互功率谱法这两种算法对提取出的振动信号的信噪比以及振动相位分离结果的影响. 使用式(11)的模型是因为, 无法确定真实超声回波信号中提取出的振动信号相位的真实值, 从而无法对算法进行定量化的比较和分析. 为了方便描述,

下文中一些需要进行分析 and 比较的参数用表 2 中的符号表示.

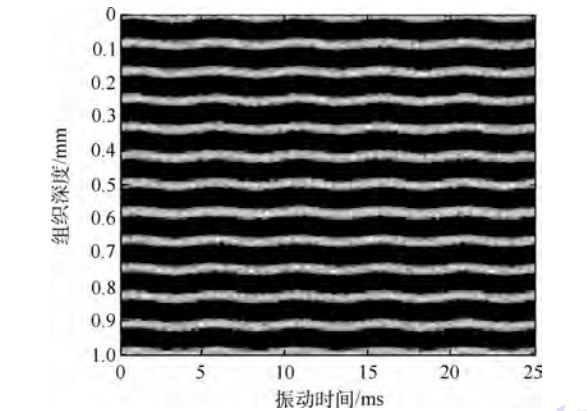


图 1 仿真超声回波信号, $\text{SNR}_U = 20 \text{ dB}$
Fig. 1 Simulated ultrasound echo data with vibration, $\text{SNR}_U = 20 \text{ dB}$

表 2 需要分析和比较的相关参数	
Table 2 Symbols for the analyzed parameters	
参数符号	物理意义
SNR_{VD}	超声回波信号的信噪比
SNR_{VD}	QDM 提取出的振动信号的信噪比
SNR_{VC}	CSM 提取出的振动信号的信噪比
ϕ_{VD}	QDM 提取出的振动信号所分离出的振动相位
ϕ_{VC}	CSM 提取出的振动信号所分离出的振动相位

3 结 果

图 2 为使用正交解调法、互功率谱法提取的振动信号和实验设定的振动信号,图中画出了 2 个周期. 从图 2a 中可以看到,当 $\text{SNR}_U = 20 \text{ dB}$,互功率谱法可以很好地提取振动信号,提取效果优于正交解调法;当 $\text{SNR}_U = 35 \text{ dB}$ (图 2b),使用互功率谱法提取的振动信号仍然比使用正交解调法提取的振动信号更加接近于真实的振动信号,但是与图 2a 比较,两者的差异减小.

定量化的分析,分别使用正交解调法和互功率谱法提取出的振动信号的信噪比如表 3 所示. 当 $\text{SNR}_U = 20 \text{ dB}$ 时, SNR_{VD} 和 SNR_{VC} 的均值和标准差分别为 $2.80 \pm 0.64 \text{ dB}$ 和 $14.00 \pm 0.64 \text{ dB}$. 当 SNR_U 在 $20 \sim 50 \text{ dB}$ 的范围内, SNR_{VC} 大约比 SNR_{VD} 要高 11 dB . 图 3 是不同 SNR_U 下,正交解调法和互功率谱法提取出的振动信号所分离出的振动相位,实验设定的振动信号真实相位为 45° . 图中可以看到,随着 SNR_U 逐渐变大, ϕ_{VC} 和 ϕ_{VD} 的标准差都逐渐减小,均值也更加接近 45° .

表 4 是 ϕ_{VD} 和 ϕ_{VC} 的结果. 值得注意的是, $\text{SNR}_U = 20 \text{ dB}$ 时, ϕ_{VD} 的标准差为 3.97° ,而 ϕ_{VC} 的

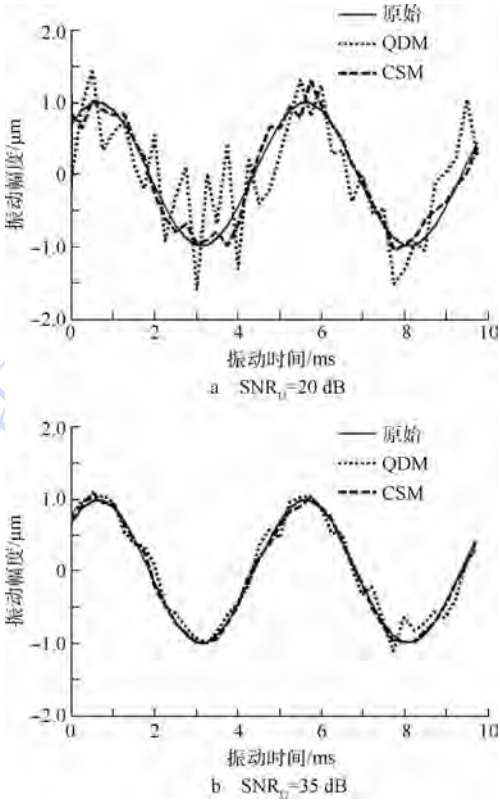


图 2 QDM 和 CSM 提取出的振动信号
Fig. 2 Vibration signals extracted by QDM and CSM

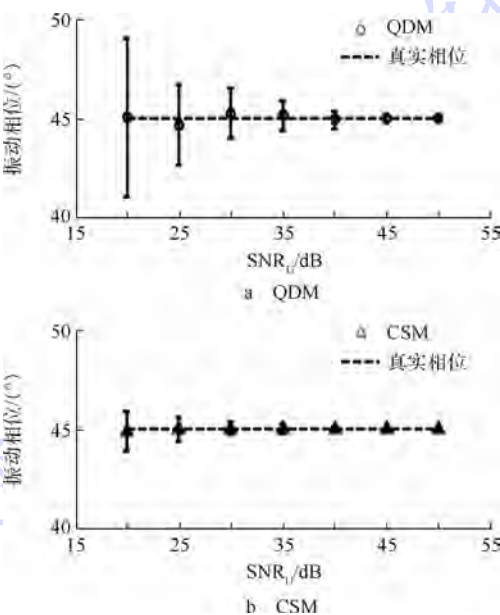


图 3 不同 SNR_U 下, QDM 和 CSM 法提取出的振动信号所分离出的振动相位
Fig. 3 Estimated vibration phase using the vibration extracted by QDM and CSM for various SNR_U

标准差为 1.00° , 后者的结果明显优于前者; 同时, 相同 SNR_U 时, ϕ_{VC} 比 ϕ_{VD} 更加接近真实的相位, 标准差更小; $\text{SNR}_U = 20 \text{ dB}$ 时, ϕ_{VD} 均值为 45.16° , 标准差为 0.73° , 而 ϕ_{VC} 均值为 45.01° , 标准差为 0.22° , 两者标准差都在 1° 以内.

表 3 不同 SNR_U 下,QDM 和 CSM 法提取出的振动信号的信噪比(均值 $\pm$ 标准差)

Table 3 SNR (Mean $\pm$ SD) of the vibration signalsextracted by QDM and CSM for various SNR_U

方法	信噪比/dB						
	$\text{SNR}_U = 20 \text{ dB}$	$\text{SNR}_U = 25 \text{ dB}$	$\text{SNR}_U = 30 \text{ dB}$	$\text{SNR}_U = 35 \text{ dB}$	$\text{SNR}_U = 40 \text{ dB}$	$\text{SNR}_U = 45 \text{ dB}$	$\text{SNR}_U = 50 \text{ dB}$
QDM	2.80 ± 0.64	7.75 ± 0.67	12.79 ± 0.67	17.75 ± 0.67	22.72 ± 0.68	27.86 ± 0.68	32.67 ± 0.51
CSM	14.00 ± 0.64	19.11 ± 0.67	24.13 ± 0.64	29.12 ± 0.60	34.13 ± 0.64	39.02 ± 0.67	43.81 ± 0.64

表 4 不同 SNR_U 下,QDM 和 CSM 法提取出的振动信号所分离出的振动相位(均值 $\pm$ 标准差)

Table 4 Estimated vibration phase (Mean $\pm$ SD) of the vibration extracted by QDM and CSM for varions SNR_U

方法	振动相位/($^\circ$)						
	$\text{SNR}_U = 20 \text{ dB}$	$\text{SNR}_U = 25 \text{ dB}$	$\text{SNR}_U = 30 \text{ dB}$	$\text{SNR}_U = 35 \text{ dB}$	$\text{SNR}_U = 40 \text{ dB}$	$\text{SNR}_U = 45 \text{ dB}$	$\text{SNR}_U = 50 \text{ dB}$
QDM	45.05 ± 3.97	44.67 ± 2.04	45.25 ± 1.26	45.16 ± 0.73	44.92 ± 0.46	45.00 ± 0.22	45.00 ± 0.13
CSM	44.89 ± 1.00	45.00 ± 0.62	45.02 ± 0.34	45.01 ± 0.22	44.99 ± 0.11	45.00 ± 0.06	45.00 ± 0.03

4 讨 论

本文首先构造了不同信噪比的参数化仿真超声回波信号模型,然后分别使用正交解调法和互功率谱法从超声回波信号中提取振动信息,进一步分离出振动信号的初始相位.通过比较提取出的组织振动信号的信噪比和分离出组织振动信号相位的结果,研究了正交解调法和互功率谱法的组织振动信号提取效果.

从振动信号提取结果可以看出,与实验设定的振动信号比较,相同的 SNR_U 下,互功率谱法的提取效果优于正交解调法.由于初始设定的中心频率下超声回波信号中包含的振动信息被加入的噪声干扰,即相位发生了变化,而正交解调法是按照设定的中心频率提取超声回波信号的相位,因此不能有效跟踪噪声干扰后的回波信号中的实际中心频率,提取效果受到限制;而互功率谱法可以根据实际中心频率提取超声回波信号的相位,因此提取效果更好.随着 SNR_U 的提高,两种方法提取出的振动信号的信噪比也相应地提高,说明超声回波信噪比是影响组织振动信号提取效果的重要因素.

$\text{SNR}_U \geq 35 \text{ dB}$ 时, SNR_{VC} 大约比 SNR_{VD} 高约 11 dB,但是相位 ϕ_{VC} 和 ϕ_{VD} 的标准差都在 1° 以内,结果非常接近.这是因为,当振动信号信噪比大于 15 dB 以后,本文所用的卡尔曼滤波算法分离出的振动相位的标准差小于 1° ,而 $\text{SNR}_U \geq 35 \text{ dB}$ 时, SNR_{VC} 和 SNR_{VD} 均大于 15 dB.运用 SDUV 检测组织黏弹性时,相邻检测点间距通常大于 1/10 的剪切波波长.也就是说,相邻检测点间的剪切波相位差大于 36° , 1° 的标准差与其相比可以忽略不计,对于剪切波速度的估计没有太大影响.

正交解调法需要对回波信号低通滤波,若采用频域的方法,需要进行快速傅里叶变换和逆变

换.互功率谱法需要对原始回波信号加窗,求取功率谱,并获取回波的相位信息,其算法复杂度比正交解调法要高,需要的计算时间更多.针对本文的实验,正交解调法提取出振动信号需要 0.081 s,而互功率谱法提取出振动信号需要 0.208 s(计算环境:Matlab R2011b, Intel E8200 2.66 GHz),互功率谱法的计算时间约为正交解调法的 2.6 倍.

5 结 论

综上所述,当超声回波信号的信噪比小于 35 dB 时,应该使用互功率谱法提取组织的振动信号,以减小振动信号初始相位的提取误差.当超声回波的信噪比大于 35 dB,两种算法在相同信噪比下提取出的信号所分离出的振动相位结果相近,对剪切波速度的估计没有太大影响,而互功率谱法算法复杂度比正交解调法高,因此,为了提高系统的实时性,应该选择正交解调法提取组织的振动信号.本研究的发现有助于提高 SDUV 方法的检测效率.

本文讨论了超声回波信号中的噪声为高斯白噪声的情况下,正交解调法和互功率谱法提取组织振动信号的差异.然而,临床上,超声回波信号可能被其他复杂的情况影响,如散射子混合产生的斑点效应,后续工作将会考虑对这些情况进行研究.

参考文献 (References)

[1] Sarvazyan A P, Rudenko O V, Swanson S D, et al. Shear wave elasticity imaging: a new ultrasonic technology of medical diagnostics[J]. Ultrasound in Medicine Biology, 1998, 24(9): 1419 – 1435

[2] Sarvazyan A, Hall T J, Urban M W, et al. An overview of elastography-an emerging branch of medical imaging[J]. Current Medical Imaging Reviews, 2011, 7(4): 255 – 282

[3] Ophir J, Cespedes I, Ponnekanti H, et al. Elastography: a quantitative method for imaging the elasticity of biological tissues[J].

- Ultrasonic Imaging, 1991, 13(2): 111 – 134
- [4] Ophir J, Cespedes I, Garra B, et al. Elastography; ultrasonic imaging of tissue strain and elastic modulus in vivo[J]. European Journal of Ultrasound, 1996, 3(1): 49 – 70
- [5] Fatemi M, Greenleaf J F. Ultrasound-stimulated vibro-acoustic spectrography[J]. Science, 1998, 280(5360): 82 – 85
- [6] Bercoff J, Tanter M, Fink M. Supersonic shear imaging: a new technique for soft tissue elasticity mapping[J]. IEEE Transactionson Ultrasonics Ferroelectrics Frequency Control, 2004, 51(4): 396 – 409
- [7] Salameh N, Peeters F, Sinkus R, et al. Hepatic viscoelastic parameters measured with MR elastography; correlations with quantitative analysis of liver fibrosis in the rat[J]. Journal of Magnetic Resonance Imaging, 2007, 26(4): 956 – 962
- [8] Chen S G, Urban M W, Pislariu C, et al. Shearwave dispersion ultrasound vibrometry (SDUV) for measuring tissue elasticity and viscosity [J]. IEEE Transactionson Ultrasonics Ferroelectrics Frequency Control, 2009, 56(1): 55 – 62
- [9] Yamakoshi Y, Sato J, Sato T. Ultrasonic imaging of internal vibration of soft tissue under forced vibration[J]. IEEE Transactionson Ultrasonics Ferroelectrics Frequency Control, 1990, 37(2): 45 – 53
- [10] Zheng Y, Greenleaf J F. Stable and unbiased flow turbulence estimation from pulse echo ultrasound[J]. IEEE Transactionson Ultrasonics Ferroelectrics Frequency Control, 1999, 46(5): 1074 – 1087
- [11] Hasegawa H, Kanai H. Improving accuracy in estimation of artery-wall displacement by referring to center frequency of RF echo[J]. IEEE Transactionson Ultrasonics Ferroelectrics Frequency Control, 2006, 53(1): 52 – 63
- [12] Huang S R, Lerner R M, Parker K J. On estimating the amplitude of harmonic vibration from the Doppler spectrum of reflected signals[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 1990, 88(6): 2702 – 2712
- [13] Zheng Y, Chen S G, Tan W, et al. Detection of tissue harmonic motion induced by ultrasonic radiation force using pulse-echo ultrasound and kalman filter[J]. IEEE Transactionson Ultrasonics Ferroelectrics Frequency Control, 2007, 54(2): 290 – 300
- [14] Urban M W, Greenleaf J F. Harmonic pulsed excitation and motion detection of a vibrating reflective target[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 2008, 123(1): 519 – 533
- [15] Urban M W, Chen S G, Greenleaf J F. Harmonic motion detection in a vibrating scattering medium[J]. IEEE Transactionson Ultrasonics Ferroelectrics Frequency Control, 2008, 55(9): 1956 – 1974

一种高动态条件下惯性星光组合定姿方法



韩礼 张力军 蔡洪 张士峰

(国防科技大学 航天科学与工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 针对高动态条件下星图拖尾导致惯性星光组合定姿精度下降甚至无法定姿的问题,提出了一种基于乘性扩展卡尔曼滤波的惯性星光深度组合姿态确定方法.利用星敏感器观测信息修正姿态误差,补偿陀螺漂移,并建立了陀螺输出的角度变化量与星图像移的关系,利用陀螺输出信息估计星图拖尾的模糊参数,采用维纳滤波复原方法对产生拖尾的星图进行复原以提高星图信噪比和观测精度.仿真结果表明该方法可以有效提高星像质心提取精度和星图识别率,对初始姿态误差修正更快,且不存在星图误匹配的情况,保证了惯性星光组合定姿方法在高动态条件下仍能保持较高的精度.

关 键 词: 姿态确定; 卡尔曼滤波; 拖尾; 维纳滤波; 复原

中图分类号: V 448.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2014)12-1767-06

A method of stellar-inertial attitude determination under high dynamic condition

Han Li Zhang Lijun Cai Hong Zhang Shifeng

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Under high dynamic condition, the accuracy of stellar-inertial attitude determination degraded or even failed to obtain the attitude information because of star image smearing. Based on multiplicative extended Kalman filter (MEKF), a deep integration attitude determination method using gyro and star sensor was proposed. The attitude estimation errors and gyro drifts were compensated by using the star sensor information. The relationship between the gyro output and the pixel motion of the image was established, then the smearing parameters could be estimated by using the gyro output. The star image was restored by using Wiener filter with estimated smearing parameters to improve the signal-to-noise ratio and observation accuracy. Simulation results show that the estimation accuracy of star centroid and the recognition rate of star image can be improved remarkably, the initial attitude estimation errors can be modified faster. The method eliminates recognition mistakes and ensures high accuracy of attitude determination under high dynamic condition.

Key words: attitude determination; Kalman filtering; smearing; Wiener filtering; restoration

面向高精度姿态确定的任务需求,星敏感器通常是必备的姿态确定设备,而星敏感器/陀螺组合测量更是成为了现代航天器普遍采用的敏感器配置模式.该配置模式结合了二者的优点,一方面利用星敏感器的高精度姿态信息对陀螺漂移进行修正补偿,另一方面陀螺作为惯性器件所具有的

自主、实时、连续的特点可以弥补星敏感器在输出频率和易受外部环境影响上的不足,从而能够在长航时内获得高精度的定姿信息^[1-2].但是,在高动态条件下,恒星星光在星敏感器成像曝光时间内会拉长变形产生拖尾,有限的星光能量分散到更多的像元上,星像变得暗淡甚至淹没在背景噪

声中,导致星图对比度和信噪比显著下降,影响星敏感器的观测精度,从而使惯性星光组合定姿的精度下降,甚至无法定姿.因此,星图拖尾是高动态条件下进行组合定姿亟待解决的一个关键问题.

星图拖尾是由于感光介质在曝光瞬间与被摄物之间存在相对运动造成的.传统的机械式、光学式、电子式像移补偿法^[3-5]可以较好地抑制星图拖尾,但存在体积大、成本高、结构复杂、应用不灵活等缺陷.图像复原技术可以通过对星图进行后期处理消除拖尾,且成本低,算法比较成熟.常见的复原算法有逆滤波、维纳滤波、约束最小二乘、Richardson-Lucy 算法^[6-7]等.逆滤波对噪声的影响比较敏感,约束最小二乘方法在噪声较强时复原效果较差,Richardson-Lucy 方法则需要确定复原的迭代次数,且一般计算时间较长.鉴于星敏感器上的微处理器计算能力有限和星图拖尾成像过程中受噪声影响较大,可采用计算量小、抗噪性能优良的维纳滤波方法对拖尾星图进行复原处理.

为了解决高动态条件下惯性星光组合定姿的问题,本文提出了一种基于乘性扩展卡尔曼滤波(MEKF, Multiplicative Extended Kalman Filter)^[8]的惯性星光深度组合姿态确定方法,利用星敏感器姿态信息修正陀螺误差,补偿陀螺漂移,同时利用陀螺输出信息估计星图拖尾的模糊参数,对产生拖尾的星图进行维纳滤波复原以提高观测精度.仿真实验表明该方法可以有效提高高动态条件下的惯性星光组合定姿的精度.

1 星敏感器角运动对成像的影响

星敏感器坐标系表示为 $O-X_sY_sZ_s$, OZ_s 为光轴, $O-X_sY_s$ 为星敏感器成像面阵.以绕 Y_s 轴转动来讨论星敏感器角运动对成像的影响,如图 1 所示,光轴向右旋转 $\Delta\theta$ 角度,导致星光成像从 P 点向 P' 点移动,星敏感器曝光时间很短,因此在曝光时间内光轴近似是匀速旋转,星光的能量均匀

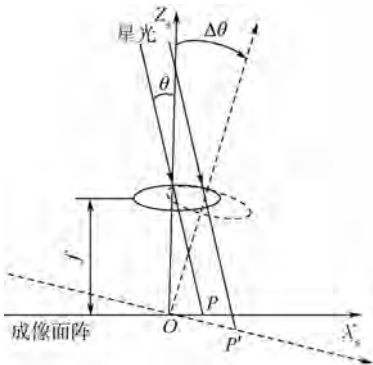


图 1 绕 Y_s 轴转动产生的像移
Fig. 1 Image motion by rotation of Y_s .

分布到 PP' 这段距离,星点像移量为^[9]

$$L_x = OP' - OP = f \cdot [\tan(\theta + \Delta\theta) - \tan\theta] / d_{\text{ccd}} \quad (1)$$

式中, f 为星敏感器焦距; d_{ccd} 为成像面阵单个像素长度. 对式(1)泰勒展开,化简可得

$$L_x = f \cdot (1 + \tan^2\theta) \cdot \Delta\theta / d_{\text{ccd}} \quad (2)$$

式中 $\Delta\theta = \omega_y \cdot \Delta t$. 同理,当 X_s 和 Y_s 同时转动时,星像将是沿其产生的像移的合成方向移动:

$$L_{xy} = f \cdot (1 + \tan^2\theta) \cdot \Delta\theta' / d_{\text{ccd}} \quad (3)$$

式中, $\Delta\theta' = \omega_{xy} \cdot \Delta t$, $\omega_{xy} = \sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2}$; $\theta \in [0, V_{\text{Fov}}/2]$. 当视场 V_{Fov} 为小角度时,可进一步化简为

$$L_{xy} = f \cdot \omega_{xy} \cdot \Delta t / d_{\text{ccd}} \quad (4)$$

星敏感器绕 X_s 轴正向转动产生的像移为 Y_s 的负方向,绕 Y_s 轴正向转动产生的像移为 X_s 的正方向,当星敏感器同时绕 X_s 和 Y_s 转动时,像移的方向如图 2 所示,假设沿 X_s 正方向向上偏转角度为正,则像移方向可表示为

$$\alpha = -\arctan\left(\frac{L_y}{L_x}\right) = -\arctan\left(\frac{\omega_x}{\omega_y}\right) \quad (5)$$

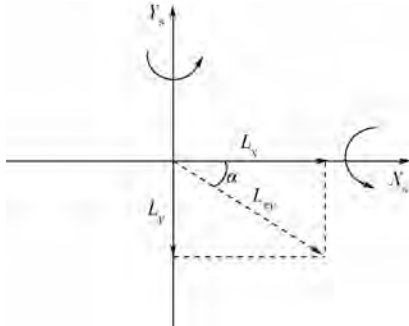


图 2 同时绕 X_s, Y_s 轴转动的像移方向
Fig. 2 Direction of image motion by rotation of X_s and Y_s .

2 基于维纳滤波的图像复原技术

维纳滤波复原方法在频域中的表达式为

$$\hat{F}(u, v) = \left[\frac{1}{H(u, v)} \times \frac{|H(u, v)|^2}{|H(u, v)|^2 + [S_n(u, v)/S_f(u, v)]} \right] G(u, v) \quad (6)$$

其中, $G(u, v)$ 为退化图像; $\hat{F}(u, v)$ 为复原图像; $S_n(u, v)$ 和 $S_f(u, v)$ 分别为噪声功率谱和未退化图像功率谱; $H(u, v)$ 为退化函数,对于拖尾星图其退化函数在时域表达式为

$$h(x, y) = \begin{cases} \frac{1}{L_{xy}} & x \sin|\alpha| - y \cos|\alpha| = 0; 0 \leq x < L_{xy} \cos|\alpha| \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (7)$$

在实际应用中,由于不知道未退化图像的功率谱,常将图像信噪比设为一个常量 k .而确定拖尾星图的模糊参数,只需要知道星敏感器在曝光时间内各轴的角度变化量,由陀螺进行估计得到.由于曝光时间一般很短,在这段时间内陀螺输出的角度变化量不存在积累误差,只含陀螺漂移和随机噪声,因而,模糊参数的估计误差很小.

3 惯性星光组合滤波器设计

3.1 系统状态方程及其线性化

一般情况下,陀螺测量的是航天器惯性系中角速度在体系中的分量,常用如下模型^[10]:

ω_b=ω_b+β+η_v
β=η_u (8)

其中,ω_b为陀螺的测量输出量;β为漂移量;η_v和η_u分别为陀螺仪角度随机游走和陀螺仪漂移斜率随机游走,都是独立的零均值高斯白噪声过程.

误差状态变量选取Δx≡[Δφ^TΔβ^T]^T,其中,Δβ为陀螺漂移的估计误差,Δφ是描述四元数估计误差的三分量矢量.系统的误差状态方程为

Δx˙=F·Δx+G·w (9)

其中

F=[-ω_b×-I_{3×3}
0_{3×3}0_{3×3}] (10)

G=[-I_{3×3}0_{3×3}
0_{3×3}I_{3×3}] (11)

w≡[η_v
η_u] (12)

过程噪声w的谱密度矩阵为

Q=[σ_v²I_{3×3}0_{3×3}
0_{3×3}σ_u²I_{3×3}] (13)

3.2 状态和方差传播

方差传播的离散形式可以表示为

P_{k+1}⁻=Φ_kP_k⁺Φ_k^T+U_k (14)

式中,Φ为状态转移阵;U为过程噪声方差阵.选取时间间隔Δt,来构造矩阵:

A=[-FQGQ^T
0F]Δt (15)

然后,计算公式(15)的矩阵指数:

B=e^A≡[B₁₁B₁₂
0B₂₂]=[B₁₁Φ⁻¹U
0Φ^T] (16)

于是可得Φ=B₂₂^T,U=ΦB₁₂.

3.3 观测方程及其线性化

基于矢量观测的测量方程可写成^[11]

z˜=h(v_B)+ε=[u₁/u₃
u₂/u₃]+ε (17)

其中v_B和u分别为航天器体系和敏感器坐标系中的三维观测矢量,假设航天器体系与敏感器坐标系重合,则u=v_B,对于星敏感器这种焦平面敏感器,观测量可构造成式(17)右端的形式.

由于观测量不依赖于航天器姿态角速度和陀螺漂移,因此,总测量灵敏度矩阵可写为

H=[H_{Δφ}0_{2×3}] (18)

其中

H_{Δφ}=1/û₃²[û₃0-û₁
0û₃-û₂][û×] (19)

ε为观测噪声,假定它是均值为0的高斯白噪声,满足下式:

E{ε}=0
E{(ε)ε^T(τ)}=Rδ(t-τ) (20)

其中,δ(t-τ)为狄拉克函数;R可以通过多次观测用统计的方法确定^[12],图3给出了统计意义上的星敏感器测量噪声均方差σ_s随拖尾像移量的变化曲线.

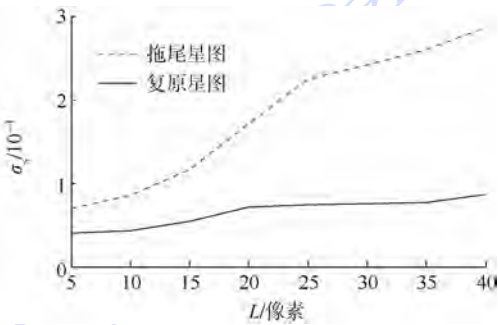


图3 σ_s随像移量的变化曲线

Fig. 3 Variation of σ_s

3.4 滤波更新

给出如下形式滤波更新方程:

Δxˆ(+)=K(z˜-zˆ) (21)

K=P(-)H^T[HP(-)H^T+R]⁻¹ (22)

P(+)=[I-KH]P(-) (23)

其中,四元数的更新方程为

q_{l→b}⁺=δq(Δφ)⊗q_{l→b}⁻ (24)

陀螺漂移的更新方程为

βˆ(+)=βˆ(-)+Δβˆ(+) (25)

滤波器如采用误差状态量作为滤波的变量,每次滤波之后,滤波器都要重置,即令Δxˆ(+)=0_{6×1}.

4 仿真结果

仿真流程如图 4 所示,由陀螺输出的角速度信息一方面作为 MEKF 的输入,另一方面用来估计模糊参数,采用维纳滤波方法对拖尾星图进行复原,星图中星像的模拟采用高斯灰度扩散模型^[13],然后进行星像质心提取,并采用基于 K 矢量查找技术^[14]的星棱锥星图识别方法^[15]对提取的星像进行识别,输出结果作为 MEKF 的观测量. MEKF 输出误差状态量 $[\Delta\phi \ \Delta\beta]$,其中 $\Delta\phi$ 用来修正姿态误差, $\Delta\beta$ 对陀螺漂移进行补偿,经过补偿后的陀螺输出对模糊参数的估计更加精确,从而进一步提高图像复原的效果. 仿真参数设置如表 1 所示.

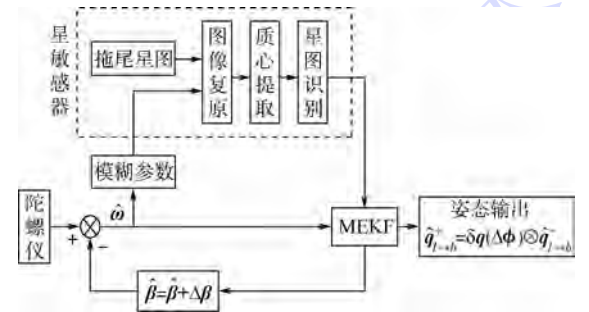


图 4 仿真流程图
Fig. 4 Flow chart of simulation

表 1 仿真参数

Table 1 Simulation parameters

参数	取值
曝光时间/s	0.2
成像面阵/像素	512×512
像元大小/μm	15
焦距/mm	36.54
视场/(°)	12×12
星点高斯半径	0.45
星等阈值	5.5
陀螺角度随机游走 $\sigma_v/(\text{rad}/\sqrt{\text{s}})$	5×10^{-5}
陀螺漂移斜率随机游走 $\sigma_u/(\text{rad}/\text{s}^2)$	1×10^{-10}
陀螺漂移 $\beta/((^\circ)/\text{h})$	[5 5 5]
维纳滤波加性噪声	$N(0,0.001)$
k	0.001
初始状态估值	$\mathbf{0}_{6 \times 1}$
初始方差 $\sigma_{\Delta\phi}/(^\circ)$	5
初始方差 $\sigma_{\Delta\beta}/((^\circ)/\text{h})$	5
初始姿态真值/(°)	[0 0 0]
初始姿态估值/(°)	[3 3 3]
真实角速度/(rad/s)	[-0.03 0.05 0]

在高动态条件下会产生星图拖尾现象,使得星图的信噪比显著下降,部分暗星无法提取,导致

星图中由于提取的星像少于 3 个或提取误差较大而无法识别的概率大大增加,在这种情况下,星敏感器不参与定姿滤波,无法修正陀螺漂移,由陀螺单独输出姿态,定姿精度较低. 即使星图识别成功,由于星像质心提取误差的增加,同样会降低组合定姿的精度. 更为严重的是,星像质心提取误差的增加会导致星图误匹配,使姿态误差急剧增加. 图 5 和图 6 显示,高动态条件下组合定姿误差严重发散,在 1500 s 的仿真时间内共发生了 12 次误匹配,已经不能进行姿态确定,而对星图进行复原后,无误匹配发生,且在仿真时间内都能提供高精度的定姿结果.

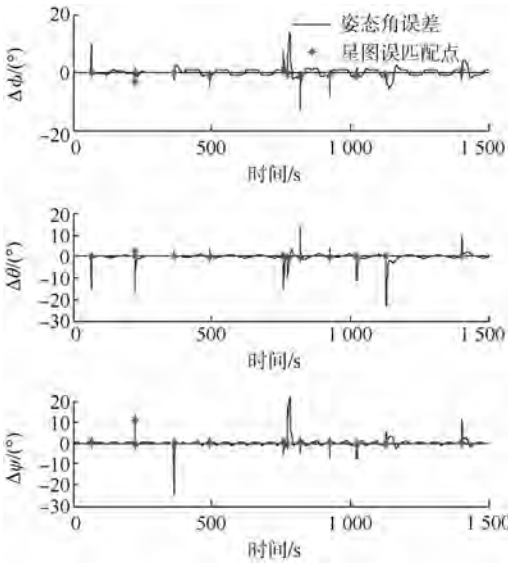


图 5 组合定姿误差
Fig. 5 Estimation errors of attitude

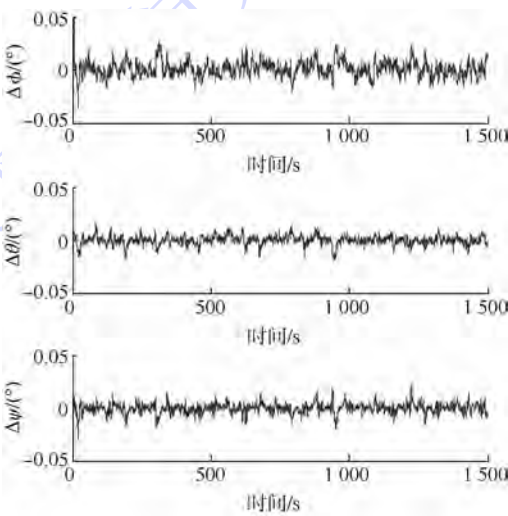


图 6 复原后组合定姿误差
Fig. 6 Estimation errors of attitude after restoration

图 7 和图 8 表明高动态条件下组合定姿方法的陀螺三轴漂移估计值都远远偏离了设定的真

值,而进行星图复原后的组合定姿方法陀螺三轴漂移估计值最终都趋近于真值 $5(^{\circ})/\text{h}$. 这表明星图复原后星敏感器可以对陀螺漂移进行很好的补偿,且 β_2 和 β_3 的估计效果优于 β_1 . 另外,仿真参数中的 3 个欧拉角按 321 转序定义且估计初值均有 3° 的误差偏移. 图 9 给出了在高动态条件下,组合定姿方法和进行星图复原后的组合定姿方法前 50 s 的姿态误差对比曲线,由图可知进行星图复原后的组合定姿方法对 3 个欧拉角初值估计误差的修正收敛更快、更平稳. 仿真结果具体数据如表 2 所示.

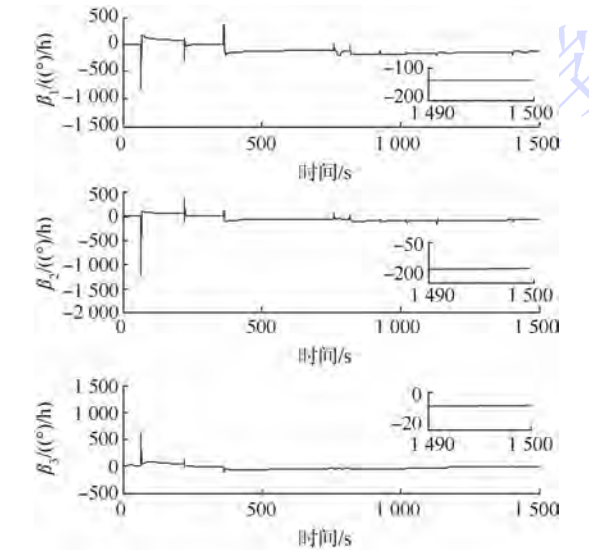


图 7 陀螺漂移估计曲线

Fig. 7 Estimation curves of gyro drifts

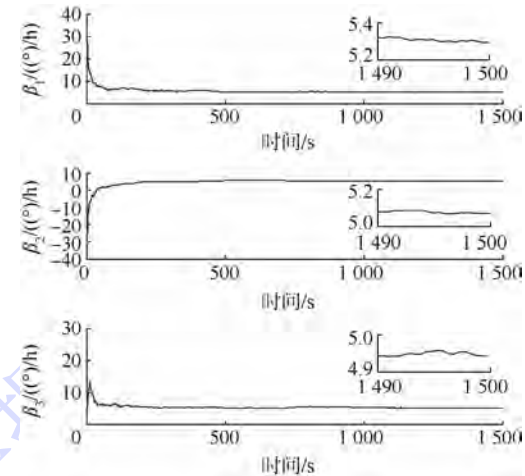


图 8 复原后陀螺漂移估计曲线

Fig. 8 Estimation curves of gyro drifts after restoration

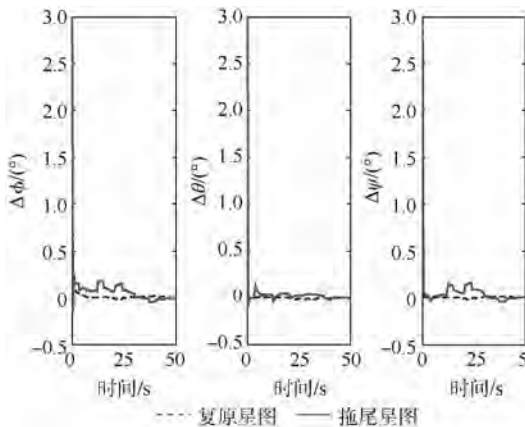


图 9 仿真前 50 s 组合定姿误差对比

Fig. 9 Comparison of attitude errors in first 50 seconds

表 2 定姿结果比较

Table 2 Comparison of attitude determination results

组合定姿模式	误匹配率/%	星图识别率/%	质心精度/像素	β 估计误差/ $(^{\circ})/\text{h}$	定姿精度/ $(^{\circ})$
星图拖尾	0.4	33.6	0.849 3	[142.6 87.3 12.2]	滤波发散
星图复原	0	88.0	0.169 5	[0.29 0.07 -0.06]	[15.83 8.87 9.34]

5 结 论

本文提出了一种在高动态条件下进行惯性星光组合定姿的方法,其优势体现在以下 3 方面:

- 1) 在质心提取环节,可以有效地提高星图信噪比和星像的质心提取精度;
- 2) 在星图识别环节,降低了星点误匹配情况的发生,大大提高了星图识别率;
- 3) 在姿态确定环节,对姿态初值误差的修正收敛更快,滤波稳定后的定姿精度更高,对陀螺漂移的估计更加精确.

该方法满足了航天器在高动态条件下的定姿要求,具有一定的工程应用价值.

参考文献 (References)

[1] 曾威,崔玉平,李邦清,等. 惯性星光组合导航应用与发展[J]. 飞航导弹,2011(9):74-79
Zeng Wei, Cui Yuping, Li Bangqing, et al. The application and development of INS/Star integrated navigation[J]. Aerodynamic Missile Journal,2011(9):74-79 (in Chinese)

[2] 谭汉清,刘垒. 惯性星光组合导航技术综述[J]. 飞航导弹,2008(5):44-51
Tan Hanqing, Liu Lei. The overview of INS/Star integrated navigation[J]. Aerodynamic Missile Journal,2008(5):44-51 (in Chinese)

[3] 李兴华. 高分辨力空间摄影相机像移补偿控制技术研究[D]. 长春:中国科学院长春光学精密机械与物理研究所,2000
Li Xinghua. A study on image motion compensation control sys-

- tem in high-resolution space camera [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2000 (in Chinese)
- [4] van Bezooijen R W H, Anderson K A, Ward D K. Performance of the AST-201 star tracker for the microwave anisotropy probe [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Monterey, California: AIAA, 2002: 1 – 11
- [5] 李清军. 面阵 CCD 相机像移补偿技术 [J]. 计算机测量与控制, 2008, 16 (12): 1951 – 1953
- Li Qingjun. IMC technology of the area scan CCD camera [J]. Computer Measurement & Control, 2008, 16 (12): 1951 – 1953 (in Chinese)
- [6] 刘微. 运动模糊图像恢复算法的研究与实现 [D]. 长春: 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2006
- Liu Wei. The research on restoration algorithm of motion blur image and its realization [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2006 (in Chinese)
- [7] 彭青建. 运动模糊图像复原算法研究 [D]. 成都: 电子科技大学, 2010
- Peng Qingjian. Research of algorithm for restoration of motion blurred images [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2010 (in Chinese)
- [8] 张力军. 基于多视场星敏感器的航天器姿态确定方法研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2011
- Zhang Lijun. Spacecraft attitude determination for multiple fields of view star sensors [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011 (in Chinese)
- [9] 吴小娟, 王新龙. 星图运动模糊及其复原方法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37 (11): 1338 – 1342
- Wu Xiaojuan, Wang Xinlong. Motion blur of star image and restoration [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37 (11): 1338 – 1342 (in Chinese)
- [10] Crassidis J L. Sigma-point Kalman filtering for integrated GPS and inertial navigation [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. San Francisco, California: AIAA, 2005: 1981 – 2004
- [11] Markley F L. Attitude error representations for Kalman filtering [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2003, 26 (2): 311 – 317
- [12] 张金槐, 蔡洪. 飞行器试验统计学 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1995: 149 – 152
- Zhang Jinhuai, Cai Hong. Experimental statistics of aircraft. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1995: 149 – 152 (in Chinese)
- [13] 王海涌, 周文睿, 赵彦武. 简易高斯灰度扩散模型的误差分析及适用性研究 [J]. 光学学报, 2012, 32 (7): 115 – 120
- Wang Haiyong, Zhou Wenrui, Zhao Yanwu. Error analysis and applicability study on simplified Gaussian gray diffusion model [J]. Acta Optica Sinica, 2012, 32 (7): 115 – 120 (in Chinese)
- [14] Mortari D, Neta B. K-vector range searching techniques [J]. Advances in the Astronautical Sciences, 2000, 1051: 449 – 463
- [15] Mortari D, Junkins J L, Samaan M A. Lost-in-space pyramid algorithm for robust star pattern recognition [C]//Guidance and Control Conference. Breckenridge, Colorado: AAS, 2001, 107: 49 – 68

模糊变分原理在求解结构固有频率中的应用



张旭东 邱志平 李琦

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 在处理含模糊参数的结构固有频率问题时, 现有的方法局限于先将模糊参数转化为区间数求解, 再由区间解构造出相应的模糊解. 由于现有方法计算量较大, 所以提出了基于模糊变分原理的模糊里兹法和模糊有限元法. 通过在瑞利商变分中直接引入模糊参数, 得到了结构固有频率问题的模糊变分原理. 作为模糊变分原理的应用, 推导了模糊里兹法和模糊有限元法. 这两种方法都可以直接得到问题的模糊解, 与传统的区间解法相比, 提高了计算效率. 算例表明, 这两种方法不但具有较高的计算精度, 而且可以很大程度上减少计算量.

关 键 词: 模糊; 变分原理; 里兹法; 有限元法; 固有频率

中图分类号: O 327; O 159

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2014)12-1773-07

Application of fuzzy variational principle in solution of natural frequency of structures

Zhang Xudong Qiu Zhiping Li Qi

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

Abstract: When dealing with the natural frequency of structures with fuzzy parameters, the previous methods are limited to the case that the fuzzy parameters are transformed into the interval parameters before the calculation, and then the fuzzy results are constructed by the interval results. The calculation cost of the previous methods is relatively expensive, so the fuzzy Ritz method and the fuzzy finite element method which are based on the fuzzy variational principle were adopted. By introducing the fuzzy parameters into Rayleigh quotient variation, the fuzzy variational principle was developed. The fuzzy Ritz method and the fuzzy finite element method were proposed as the application of the fuzzy variational principle. These two methods can obtain the fuzzy result directly. Compared with the traditional interval analysis methods, the proposed methods can increase computational efficiency. The numerical example demonstrates that both methods can achieve high computational accuracy and reduce computational cost significantly.

Key words: fuzzy; variational principle; Ritz method; finite element method; natural frequency

结构固有频率分析在工程结构的动态特性分析和设计中具有重要的作用. 然而, 由于实际工程结构系统的复杂性, 使得一些参数具有模糊性, 如结构的几何参数、物理参数等, 这就使得在结构固有频率分析时不得不考虑这些模糊参量对固有频率的影响.

模糊有限元法是有限元分析的一个新领域, 它起始于 20 世纪 90 年代早期, Rao 等人^[1-2]在研究了模糊有限元的理论和方程式之后, 提出了用区间数求解模糊有限元方程的方法, 并将其应用到工程系统的静态分析和振动分析中. 郭书祥等人^[3]基于模糊变量的区间表达和区间运算, 导

出了模糊变量的运算规则,并利用区间有限元理论,提出了结构模糊有限元静力控制方程的求解方法.吕恩琳^[4]将区间数方程组解的定义与结构有限元平衡方程的力学意义结合起来,提出了结构的模糊有限元平衡方程的一种新解法.此外,国内外还有许多学者对模糊有限元做了一定的研究^[5-9].

由于现有模糊有限元方法的局限性,目前在处理含有模糊参数的结构固有频率问题时,多采用基于区间理论的解法.邱志平等人^[10]通过模糊数学中隶属度的性质,把振动结构的模糊参数表示成区间形式,得到区间形式的有限元平衡方程,再利用 Taylor 级数展开法求解特征值所在的区间集,最后通过模糊分解定理构造出相应的模糊解.索奇峰等人^[11]基于区间运算和区间有限元理论,提出了用于求解模糊有限元自由振动方程的一阶 Taylor 级数展开算法.虽然区间方法具有应用面广的优点,但区间方法需要计算多个截集才能构造出相应的模糊解,计算量较大.

为了克服上述缺点,Yang 等人^[12]提出了模糊变分原理,并将该原理用于对模糊结构进行静态分析.该方法可以直接求解含有模糊参数的结构静态问题,不必将模糊参数转化为区间形式求解,而且可以直接得到相应的模糊解.由于模糊变分原理相对于传统的区间解法具有计算量少、求解简单的优点,所以本文将将其推广到模糊结构的固有频率分析上.首先,基于模糊数学相关理论,在瑞利商变分中直接引入参数的模糊性,得到了结构固有频率问题的模糊变分原理.进而基于模糊变分原理,推导了模糊里兹法和模糊有限元法的计算公式.最后以模糊直梁为算例,说明了这两种方法的可行性和实用性.

1 线性峰型模糊数

对于普通集合,可以用特征函数来刻画,论域 U 中的一个元素是否属于 U 的某个子集 A ,只要看这个元素对集合 A 的特征函数值取 1 还是 0.美国的控制专家 Zadeh^[13]推广了这个概念,提出用隶属函数来定义模糊集合.对于一个模糊集合,无法确定一个元素是否属于这个模糊集合,只能说它有多大程度属于这个模糊集合.这种从属程度本文用 0,1 之间的一个数来表示.这就是模糊集合的隶属函数.

定义 1^[14] 设在论域 U 上给定了一个映射 $\mu:U\rightarrow[0,1]$,则 μ 定义了 U 上的一个模糊子集,

记为 $\tilde{A}.\mu$ 称为 $\tilde{A}$ 的隶属函数,记为 $\mu_{\tilde{A}}$.

定义 2^[15] 有界闭模糊数 $\tilde{A}$ 如果满足下列条件:

1) $\tilde{A}$ 的左右隶属函数 $L_A(x)$ 和 $R_A(x)$ 严格单调且连续,且 $0\leq L_A,R_A\leq 1$.

2) 集合 $\text{Ker}\tilde{A}$ 有且只有一个元素,则称 $\tilde{A}$ 为峰型模糊数. $\tilde{A}$ 可记为

$$\tilde{A}=[A_0,L_A(x),R_A(x)]$$

(1)

式中, A_0 称为模糊数 $\tilde{A}$ 的真值; $L_A(x),R_A(x)$ 称为模糊数 $\tilde{A}$ 的左、右隶属函数.当 $L_A(x)$ 和 $R_A(x)$ 为线性函数时,称 $\tilde{A}$ 为线性峰型模糊数,如图 1 所示.这时有

$$L_A(x)=\left\{\begin{array}{ll}\frac{x-A_0}{a_L}+1 & A_0-a_L<x\leq A_0 \\ 0 & x\leq A_0-a_L\end{array}\right\}$$
$$R_A(x)=\left\{\begin{array}{ll}\frac{A_0-x}{a_R}+1 & A_0\leq x<A_0+a_R \\ 0 & x\geq A_0+a_R\end{array}\right\}$$

(2)

式中 a_L,a_R 分别为 $\tilde{A}$ 的左右支集的长度.

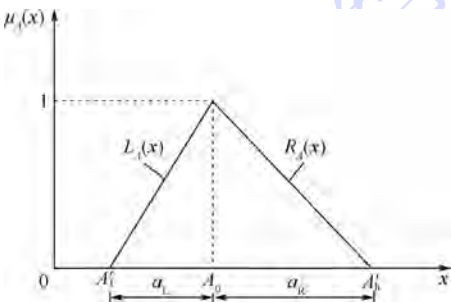


图 1 线性峰型模糊数

Fig. 1 Linear peaky fuzzy number

由工程师或专家给出模糊数 $\tilde{A}$ 的真值 A_0 及其可能的变化范围 $[A_1,A_h]$ 后,可利用下式求出 a_L,a_R :

$$\left. \begin{array}{l} a_L=A_0-A'_1 \\ a_R=A'_h-A_0 \end{array} \right\}$$

(3)

$$A'_1=\left\{\begin{array}{ll}2A_1-A_0 & A_0<2A_1 \\ 0 & A_0\geq 2A_1\end{array}\right\}$$
$$A'_h=2A_h-A_0$$

(4)

2 模糊变分原理

结构的固有频率是结构参数的函数,当一个结构的几何参数、物理参数是模糊数时,则结构的

固有频率就是模糊数. 具有模糊参数的结构的瑞利商变分可表示为

$$\tilde{\omega}^2 = \text{st} \frac{\tilde{V}_{\max}}{\tilde{T}} \tag{5}$$

式中, st 表示取泛函驻立值; $\tilde{V}_{\max}$ 是模糊结构弹性势能的最大值; $\tilde{T}$ 是模糊结构的动能系数.

$$\left. \begin{aligned} \tilde{V}_{\max} &= \int_V \tilde{U} \, dV \\ \tilde{T} &= \int_V \tilde{M} \, dV \end{aligned} \right\} \tag{6}$$

式中

$$\left. \begin{aligned} \tilde{U} &= \frac{1}{2} \tilde{c}_{ijkl} \tilde{\epsilon}_{ij} \tilde{\epsilon}_{kl} \\ \tilde{M} &= \frac{1}{2} \tilde{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_i \end{aligned} \right\} \tag{7}$$

其中, $\tilde{c}_{ijkl}$ 表示模糊弹性张量; $\tilde{\epsilon}_{ij}$ 表示模糊应变张量; $\tilde{\rho}$ 表示模糊密度; $\tilde{u}_i$ 表示模糊位移矢量.

令 $\tilde{\lambda} = \tilde{\omega}^2$, 则有

$$\delta \int_V \tilde{U} \, dV = \tilde{\lambda} \delta \int_V \tilde{M} \, dV \tag{8}$$

设模糊场 $\tilde{\mathbf{X}}$ 包含了结构的所有模糊参量, 其展开式如下:

$$\tilde{\mathbf{X}} = (\tilde{X}_1, \tilde{X}_2, \dots, \tilde{X}_r)^T \tag{9}$$

其中 r 为结构的模糊参量的个数. 上述模糊场可以分解成如下形式:

$$\tilde{\mathbf{X}} = \mathbf{X}_0 + \tilde{\boldsymbol{\beta}} \tag{10}$$

式中, $\mathbf{X}_0 = (X_{01}, X_{02}, \dots, X_{0r})^T$ 是各模糊参量的真值; $\tilde{\boldsymbol{\beta}} = (\tilde{\beta}_1, \tilde{\beta}_2, \dots, \tilde{\beta}_r)^T$ 是真值为零的模糊摄动量.

由于模糊量 $\tilde{\lambda}$ 是模糊场 $\tilde{\mathbf{X}}$ 的函数, 因此, $\tilde{\lambda}$ 可以在 $\mathbf{X}_0$ 处通过 Taylor 级数进行二阶摄动展开.

$$\tilde{\lambda} = \lambda_0 + \tilde{\beta}_m \lambda_{,m} + \frac{1}{2} \tilde{\beta}_m \tilde{\beta}_n \lambda_{,mn} \tag{11}$$

其中, λ_0 表示 λ 在 $\mathbf{X}_0$ 处的值; $\lambda_{,m}$ 表示 λ 对 X_m 的一阶偏导数在 $\mathbf{X}_0$ 处的值; $\lambda_{,mn}$ 表示 λ 对 X_m, X_n 的二阶偏导数在 $\mathbf{X}_0$ 处的值. 同理, $\tilde{U}, \tilde{M}$ 也可以类似地展开. 将展开式代入式(8)中, 利用摄动法可得式(12)~式(14).

零阶:

$$\delta \int_V U_0 \, dV = \lambda_0 \delta \int_V M_0 \, dV \tag{12}$$

一阶:

$$\delta \int_V U_{,m} \, dV = \lambda_{,m} \delta \int_V M_0 \, dV + \lambda_0 \delta \int_V M_{,m} \, dV \tag{13}$$

二阶:

$$\begin{aligned} \delta \int_V U_{,mn} \, dV &= \lambda_{,mn} \delta \int_V M_0 \, dV + \lambda_{,m} \delta \int_V M_{,n} \, dV + \\ &\lambda_{,n} \delta \int_V M_{,m} \, dV + \lambda_0 \delta \int_V M_{,mn} \, dV \end{aligned} \tag{14}$$

分别对(12)~式(14)进行变分, 并令 $\tilde{I}_i = -\tilde{\lambda} \tilde{\rho} \tilde{u}_i$, 可得式(15)~式(17).

零阶:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{0ij,j} &= I_{0i} \\ \sigma_{0ij} n_j|_{S_\sigma} &= 0 \end{aligned} \right\} \tag{15}$$

一阶:

$$\left\{ \begin{aligned} \sigma_{ij,jm} &= I_{i,m} \\ \sigma_{ij,m} n_j|_{S_\sigma} &= 0 \end{aligned} \right\} \tag{16}$$

二阶:

$$\left\{ \begin{aligned} \sigma_{ij,jmn} &= I_{i,mn} \\ \sigma_{ij,mn} n_j|_{S_\sigma} &= 0 \\ \sigma_{ij,jm} &= I_{i,m} \\ \sigma_{ij,m} n_j|_{S_\sigma} &= 0 \\ \sigma_{0ij,j} &= I_{0i} \\ \sigma_{0ij} n_j|_{S_\sigma} &= 0 \end{aligned} \right\} \tag{17}$$

由上述方程可知, 二阶摄动展开式的变分极值条件包含了零阶和一阶的变分极值条件, 因此只需要利用二阶摄动展开式的变分极值条件即可得到全部的控制方程.

3 模糊里兹法

如图 2 所示的等截面弹性简支直梁, 设其弹性模量 E 和密度 ρ 是模糊量. $\tilde{E}$ 的真值为 E_0 , 可能变化范围是 $[E_l, E_h]$; $\tilde{\rho}$ 的真值为 ρ_0 , 可能变化范围是 $[\rho_l, \rho_h]$. 根据式(3)和式(4), 可计算出 $\tilde{E}$ 和 $\tilde{\rho}$ 的左、右支集长度 e_L, e_R 和 ρ_L, ρ_R . 为了简化计算, 此处取左、右支集长度相等, 即

$$\left. \begin{aligned} e_L &= e_R = \gamma_e \\ \rho_L &= \rho_R = \gamma_\rho \end{aligned} \right\} \tag{18}$$

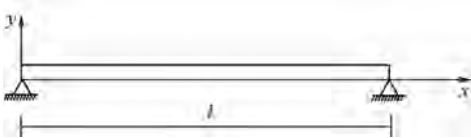


图 2 等截面弹性简支直梁

Fig.2 Simply supported elastic beam with uniform cross section

梁的模糊瑞利商变分如下所示:

$$\delta \frac{1}{2} \int_0^l \tilde{D} \tilde{\chi}^2 dx = \tilde{\lambda} \delta \frac{1}{2} \int_0^l \tilde{\rho} A \tilde{w}^2 dx \quad (19)$$

式中, $\tilde{D} = \tilde{E} I$; $\tilde{\chi} = -\frac{d^2 \tilde{w}}{dx^2}$.

式(19)的二阶摄动展开式为

$$\begin{aligned} \delta \int_0^l \left[\frac{1}{2} D_{,mn} \chi_0^2 + D_{,m} \chi_{,n} \chi_0 + D_{,n} \chi_{,m} \chi_0 + \right. \\ \left. D_0 \chi_{,m} \chi_{,n} + D_0 \chi_{,mn} \chi_0 \right] dx = \\ \lambda_{,mn} \delta \int_0^l \frac{1}{2} \rho_0 A w_0^2 dx + \\ \lambda_{,m} \delta \int_0^l \left[\frac{1}{2} \rho_{,n} A w_0^2 + \rho_0 A w_{,n} w_0 \right] dx + \\ \lambda_{,n} \delta \int_0^l \left[\frac{1}{2} \rho_{,m} A w_0^2 + \rho_0 A w_{,m} w_0 \right] dx + \\ \lambda_0 \delta \int_0^l \left[\frac{1}{2} \rho_{,mn} A w_0^2 + \rho_{,m} A w_{,n} w_0 + \right. \\ \left. \rho_{,n} A w_{,m} w_0 + \rho_0 A w_{,m} w_{,n} + \rho_0 A w_{,mn} w_0 \right] dx \end{aligned} \quad (20)$$

设可能挠度为

$$\tilde{w} = \sum_{i=1}^{\infty} \tilde{a}_i \sin \frac{i\pi x}{l} \quad (21)$$

将其代入式(20)中进行变分运算可得

$$\frac{l^4 \pi^4}{2l^4} 2D_0 - \lambda_0 \rho_0 A = 0 \quad (22)$$

$$\frac{l^4 \pi^4}{l^4} D_{,m} - \lambda_{,m} \rho_0 A - \lambda_0 \rho_{,m} A = 0 \quad (23)$$

$$\begin{aligned} \frac{l^4 \pi^4}{l^4} D_{,mn} - \lambda_{,mn} \rho_0 A - \lambda_{,m} \rho_{,n} A - \lambda_{,n} \rho_{,m} A - \\ \lambda_0 \rho_{,mn} A = 0 \end{aligned} \quad (24)$$

从上述列式中可以解出结构第 i 阶固有频率对应的 $\lambda_{i0}, \lambda_{i,m}, \lambda_{i,mn}$, 将其代入式(11), 根据线性峰型模糊数的运算法则^[12], 即可得到结构第 i 阶模糊固有频率表达式:

$$\begin{aligned} \tilde{\lambda}_i = \lambda_{i0} + \tilde{\beta}_m \lambda_{i,m} + \frac{1}{2} \tilde{\beta}_m \tilde{\beta}_n \lambda_{i,mn} = \\ [\lambda_{i0}, L_{i\lambda}(\lambda), R_{i\lambda}(\lambda)] \end{aligned} \quad (25)$$

$$\left. \begin{aligned} L_{i\lambda}(\lambda) = & \left\{ \begin{aligned} 1 + \frac{a_i - \sqrt{a_i^2 - 4c_i(\lambda_i - \lambda_{i0})}}{2c_i} & \lambda_{iL} < \lambda_i < \lambda_{i0} \\ 0 & \lambda_i \leq \lambda_{iL} \end{aligned} \right. \\ R_{i\lambda}(\lambda) = & \left\{ \begin{aligned} 1 + \frac{a_i - \sqrt{a_i^2 + 4c_i(\lambda - \lambda_0)}}{2c_i} & \lambda_{i0} < \lambda_i < \lambda_{iR} \\ 0 & \lambda_i \geq \lambda_{iR} \end{aligned} \right. \end{aligned} \right\} \quad (26)$$

其中, $a_i = \lambda_{i,1} \gamma_e - \lambda_{i,2} \gamma_p$; $c_i = \frac{\lambda_{i,22} \gamma_p^2 - 2\lambda_{i,12} \gamma_e \gamma_p}{2}$;

$\lambda_{iL} = \lambda_{i0} - a_i - c_i$; $\lambda_{iR} = \lambda_{i0} + a_i + c_i$.

对于阈值 $\xi \in [0, 1]$, $\tilde{\lambda}_i$ 的 ξ -截集为

$$\begin{aligned} \tilde{\lambda}_{i\xi} = [\lambda_{i0} - c_i(\xi - 1)^2 + a_i(\xi - 1), \\ \lambda_{i0} + c_i(\xi - 1)^2 - a_i(\xi - 1)] \end{aligned} \quad (27)$$

4 模糊有限元法

将结构离散成有限个单元体, 对单元位移场 $\tilde{u}$ 进行插值:

$$\tilde{u} = \sum_{i=1}^t N_i(x) \tilde{a}_i = \mathbf{N} \tilde{\mathbf{a}} \quad (28)$$

其中, t 为单元的节点数; $\tilde{a}_i$ 为 $\tilde{u}$ 在节点 i 上的值; $\mathbf{N}$ 为形函数矩阵.

应变 $\tilde{\epsilon}$ 与 $\tilde{\mathbf{a}}$ 满足下式:

$$\tilde{\epsilon} = \mathbf{L} \tilde{u} = \mathbf{L} \mathbf{N} \tilde{\mathbf{a}} = \mathbf{B} \tilde{\mathbf{a}} \quad (29)$$

其中, $\mathbf{L}$ 表示求导运算; $\mathbf{B}$ 表示应变矩阵.

由式(7)和式(8)可得

$$\delta \int_V \frac{1}{2} \tilde{c}_{ijkl} \tilde{\epsilon}_{ij} \tilde{\epsilon}_{kl} dV = \tilde{\lambda} \delta \int_V \frac{1}{2} \tilde{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_i dV \quad (30)$$

代入式(28)和式(29), 得到:

$$\delta \frac{1}{2} \int_V \tilde{\mathbf{a}}^T \mathbf{B}^T \tilde{\mathbf{C}} \mathbf{B} \tilde{\mathbf{a}} dV = \tilde{\lambda} \delta \frac{1}{2} \int_V \tilde{\mathbf{a}}^T \mathbf{N}^T \tilde{\rho} \mathbf{N} \tilde{\mathbf{a}} dV \quad (31)$$

对其进行二阶摄动展开, 由模糊变分原理可知, 第 2 阶摄动展开式包含全部的控制方程, 因此, 只需考虑第 2 阶摄动展开式. 利用变分极值条件, 可得到下列方程.

零阶:

$$\det[\mathbf{K}_0 - \lambda_0 \mathbf{M}_0] = 0 \quad (32)$$

其中

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{K}_0 &= \int_V \mathbf{B}^T \mathbf{C}_0 \mathbf{B} dV \\ \mathbf{M}_0 &= \int_V \mathbf{N}^T \rho_0 \mathbf{N} dV \end{aligned} \right\} \quad (33)$$

一阶:

$$\lambda_{i,m} = \mathbf{a}_{i0}^T (\mathbf{K}_{,m} - \lambda_{i0} \mathbf{M}_{,n}) \mathbf{a}_{i0} \quad (34)$$

其中

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{K}_{,m} &= \int_V \mathbf{B}^T \mathbf{C}_{,m} \mathbf{B} dV \\ \mathbf{M}_{,m} &= \int_V \mathbf{N}^T \rho_{,m} \mathbf{N} dV \end{aligned} \right\} \quad (35)$$

$\mathbf{a}_{i0}$ 为 λ_{i0} 对应的归一化后的特征向量.

二阶:

$$\lambda_{i,mn} = \mathbf{a}_{i0}^T (\mathbf{K}_{,mn} - \lambda_{i0} \mathbf{M}_{,mn} - \lambda_{i,m} \mathbf{M}_{,n} - \lambda_{i,n} \mathbf{M}_{,m}) \mathbf{a}_{i0} +$$

$$\begin{aligned} & \boldsymbol{a}_{i0}^T (\boldsymbol{K}_{,m} - \lambda_{i0} \boldsymbol{M}_{,m} - \lambda_{i,m} \boldsymbol{M}_0) \boldsymbol{a}_{i,n} + \\ & \boldsymbol{a}_{i0}^T (\boldsymbol{K}_{,n} - \lambda_{i0} \boldsymbol{M}_{,n} - \lambda_{i,n} \boldsymbol{M}_0) \boldsymbol{a}_{i,m} \end{aligned} \quad (36)$$

其中

$$\left. \begin{aligned} \boldsymbol{K}_{,mn} &= \int_V \boldsymbol{B}^T \boldsymbol{C}_{,mn} \boldsymbol{B} dV \\ \boldsymbol{M}_{,mn} &= \int_V \boldsymbol{N}^T \boldsymbol{\rho}_{,mn} \boldsymbol{N} dV \\ \boldsymbol{a}_{i,m} &= \sum_{j=1, j \neq i}^N \left[\frac{1}{\lambda_{i0} - \lambda_{j0}} \boldsymbol{a}_{j0}^T (\boldsymbol{K}_{,m} - \lambda_{i0} \boldsymbol{M}_{,m}) \boldsymbol{a}_{i0} \right] \boldsymbol{a}_{j0} - \\ & \quad \left[\frac{1}{2} \boldsymbol{a}_{i0}^T \boldsymbol{M}_{,m} \boldsymbol{a}_{i0} \right] \boldsymbol{a}_{i0} \end{aligned} \right\} \quad (37)$$

将上述列式中解出的 $\lambda_{i0}, \lambda_{i,m}, \lambda_{i,n}$ 代入式 (11) 中, 根据线性峰型模糊数的运算法则^[12], 即可得到结构第 i 阶固有频率的模糊有限元解。

5 数值算例

对于图 2 所示的等截面弹性简支直梁, 取杨氏模量 E 和密度 ρ 为模糊量, 其真值分别为 E_0, ρ_0 , 二者的可能变化范围分别是 $[0.8E_0, 1.2E_0], [0.9\rho_0, 1.1\rho_0]$ 。利用模糊里兹法, 可求得结构第 i 阶模糊固有频率 $\tilde{\lambda}_i$ 的 ξ -截集为

$$\begin{aligned} \tilde{\lambda}_{i\xi} &= [1 - 0.12(\xi - 1)^2 + 0.6(\xi - 1), \\ & 1 + 0.12(\xi - 1)^2 - 0.6(\xi - 1)] \frac{i^4 \pi^4 E_0 I}{\rho_0 A l^4} \end{aligned} \quad (38)$$

表 1 不同置信水平下梁的一阶固有频率

Table 1 The first-order natural frequency of the beam at various levels of confidence

ξ	FAM	FFEM	FFEM 误差/%	FRM	FRM 误差/%
1	97.409	97.419	0.010	97.409	0.000
0.9	[91.679, 103.373]	[91.457, 103.381]	0.242, 0.008	[91.448, 103.371]	0.253, 0.002
0.8	[86.170, 109.585]	[85.261, 109.577]	1.054, 0.007	[85.252, 109.566]	1.064, 0.018
0.7	[80.868, 116.062]	[78.832, 116.007]	2.518, 0.048	[78.823, 115.995]	2.528, 0.058
0.6	[75.763, 122.820]	[72.168, 122.670]	4.744, 0.122	[72.161, 122.658]	4.754, 0.132

表 2 不同置信水平下梁的二阶固有频率

Table 2 The second-order natural frequency of the beam at various levels of confidence

ξ	FAM	FFEM	FFEM 误差/%	FRM	FRM 误差/%
1	1 558.5	1 561.1	0.162	1 558.5	0.000
0.9	[1 466.9, 1 654.0]	[1 465.5, 1 656.6]	0.091, 0.160	[1 463.2, 1 653.9]	0.253, 0.002
0.8	[1 378.7, 1 753.4]	[1 366.2, 1 755.9]	0.904, 0.144	[1 364.0, 1 753.1]	1.064, 0.018
0.7	[1 293.9, 1 857.0]	[1 263.2, 1 858.9]	2.370, 0.104	[1 261.2, 1 855.9]	2.528, 0.058
0.6	[1 212.2, 1 965.1]	[1 156.4, 1 965.7]	4.600, 0.029	[1 154.6, 1 962.5]	4.754, 0.132

表 3 不同置信水平下梁的三阶固有频率

Table 3 The third-order natural frequency of the beam at various levels of confidence

ξ	FAM	FFEM	FFEM 误差/%	FRM	FRM 误差/%
1	7 890.1	7 952.5	0.791	7 890.1	0.000
0.9	[7 426.0, 8 373.2]	[7 465.8, 8 439.2]	0.536, 0.789	[7 407.3, 8 373.0]	0.253, 0.002
0.8	[6 979.7, 8 876.4]	[6 960.1, 8 945.0]	0.282, 0.773	[6 905.4, 8 874.8]	1.064, 0.018
0.7	[6 550.3, 9 401.0]	[6 435.2, 9 469.9]	1.757, 0.733	[6 384.7, 9 395.6]	2.528, 0.058
0.6	[6 136.8, 9 948.4]	[5 891.0, 10 014]	4.001, 0.658	[5 845.0, 9 935.3]	4.754, 0.132

对于等截面弹性简支直梁, 其第 i 阶固有频率的解析解为

$$\lambda_i = \frac{i^4 \pi^4 E I}{\rho A l^4} \quad (39)$$

将 E 和 ρ 取为模糊量, 即可得到结构第 i 阶固有频率的模糊解析解:

$$\tilde{\lambda}_i = \frac{i^4 \pi^4 \tilde{E} I}{\tilde{\rho} A l^4} \quad (40)$$

表 1 ~ 表 3 给出在不同 ξ -截集下, 采用模糊解析法 (FAM, Fuzzy Analytical Method)、模糊有限元法 (FFEM, Fuzzy Finite Element Method)、模糊里兹法 (FRM, Fuzzy Ritz Method) 所计算的梁结构前三阶固有频率的结果以及模糊有限元法、模糊里兹法相对于模糊解析法的计算误差, 其中各阶固有频率计算结果的乘子为 $E_0 I / (\rho_0 A l^4)$ 。并且在模糊有限元法求解时, 将梁结构离散成了 6 个三次直梁单元。

从表 1 ~ 表 3 列出的梁前三阶固有频率的计算结果中可以看出, 当置信水平为 1 时, 模糊结构退化为确定性结构, 其固有频率也变为一个确定值; 随着模糊参量的置信水平的降低, 结构的模糊性增大, 相应的其固有频率的变化范围增大; 当置信水平取为 0.8 时, 以一阶固有频率的里兹解为例, 其最大值超出了确定性计算所得结果的 12.48%, 这说明对结构固有频率进行模糊分析是很有必要的; 模糊里兹法和模糊有限元法都可以

直接得到各阶固有频率的 ξ -截集下 $\tilde{\lambda}_{i\xi}$ 的表达式,方便得出不同的置信水平下的结构固有频率的变化范围.

通过对表 1~表 3 中模糊有限元法和模糊里兹法的计算误差进行对比分析可以看出,该算例中两种方法计算所得的结构固有频率的上界误差都小于相应下界误差;模糊有限元法的误差是随着置信水平和固有频率阶次的不同而变化的,模糊里兹法的误差却只与置信水平有关,与固有频率的阶次无关;随着置信水平的降低,两种方法的下界误差都在逐渐增大;当置信水平 $\xi \geq 0.8$ 时,在各阶固有频率的计算中,模糊有限元法的最大误差为 1.054%,模糊里兹法的最大误差为 1.064%;即使将置信水平降到 $\xi = 0.6$,两种方法的最大误差也都不超过 4.8%,可见本文所提的两种方法都具有较高的计算精度.

下面以一阶固有频率为例,讨论本文所提方法相对于传统区间解法的优势.

采用本文所提的模糊里兹法和模糊有限元法,都可以直接得到一阶固有频率的模糊解:

$$\tilde{\lambda}_1 = [\lambda_{10}, L_{1\lambda}(\lambda), R_{1\lambda}(\lambda)] \quad (41)$$

$$L_{1\lambda}(\lambda) = \begin{cases} 1 + \frac{15 - 5\sqrt{9 - 12(\lambda/\lambda_{10} - 1)}}{6} & 0.28\lambda_{10} < \lambda < \lambda_{10} \\ 0 & \lambda \leq 0.28\lambda_{10} \end{cases}$$
$$R_{1\lambda}(\lambda) = \begin{cases} 1 + \frac{15 - 5\sqrt{9 + 12(\lambda/\lambda_{10} - 1)}}{6} & \lambda_{10} < \lambda < 1.72\lambda_{10} \\ 0 & \lambda \geq 1.72\lambda_{10} \end{cases}$$

其中,对于模糊里兹法, $\lambda_{10} = 97.409E_0I/(\rho_0Al^4)$; 对于模糊有限元法, $\lambda_{10} = 97.419E_0I/(\rho_0Al^4)$.

若采用文献[10]中所提的基于区间理论的模糊有限元法求解该问题,首先要通过 ξ -截集方法将模糊参数转换成多个区间参数.对于该问题中的模糊参数 $\tilde{E}$ 和 $\tilde{\rho}$,可以转成表 4 所示的 6 组区间参数.

表 4 模糊参数到区间参数的转换

Table 4 Transition from fuzzy parameters to interval parameters

ξ	E	ρ
1	E_0	ρ_0
0.8	$[0.92E_0, 1.08E_0]$	$[0.96\rho_0, 1.04\rho_0]$
0.6	$[0.84E_0, 1.16E_0]$	$[0.92\rho_0, 1.08\rho_0]$
0.4	$[0.76E_0, 1.24E_0]$	$[0.88\rho_0, 1.12\rho_0]$
0.2	$[0.68E_0, 1.32E_0]$	$[0.84\rho_0, 1.16\rho_0]$
0	$[0.60E_0, 1.40E_0]$	$[0.80\rho_0, 1.20\rho_0]$

之后,将梁结构离散成 6 个三次直梁单元,对表 4 中的 6 组区间参数分别进行区间运算,可以得到如表 5 所示的每个 ξ -截集下的区间解.

表 5 不同截集下的梁的一阶固有频率

Table 5 The first-order natural frequency of the beam at various levels of confidence

ξ	λ
1	$97.419E_0I/(\rho_0Al^4)$
0.8	$[85.261, 109.577]E_0I/(\rho_0Al^4)$
0.6	$[72.168, 122.670]E_0I/(\rho_0Al^4)$
0.4	$[58.140, 136.699]E_0I/(\rho_0Al^4)$
0.2	$[43.176, 151.662]E_0I/(\rho_0Al^4)$
0	$[27.277, 167.561]E_0I/(\rho_0Al^4)$

最后,将得到的 6 组区间解,通过模糊分解定理构造出如图 3 所示的模糊解,其中固有频率的乘子为 $E_0I/(\rho_0Al^4)$.

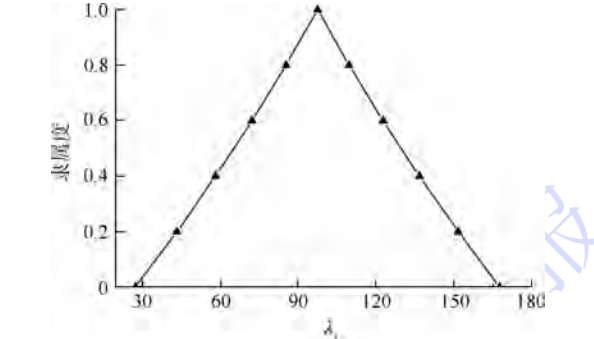


图 3 由区间解构造的模糊解

Fig. 3 Fuzzy result constructed by interval results

因此,采用传统的区间解法,要先将模糊参数转化为多组区间参数,之后通过多次区间运算得到区间解,最后由区间解构造出相应的模糊解.构造所得的模糊解的精确性与所取 ξ -截集个数有关,截集个数越多,所构造的模糊解越精确,但同时需要进行区间计算的次数就越多,计算量也就越大.而使用本文所提方法,只需要进行一次模糊运算就可以得到问题的模糊解.因此,本文所提方法可以很大程度上减少计算量.

6 结 论

通过本文的理论推导及数值算例的验证,可以得到以下 3 个重要结论:

- 1) 提出了结构固有频率问题的模糊变分原理;
- 2) 基于模糊变分原理,推导了可以直接得到问题模糊解的模糊里兹法和模糊有限元法;
- 3) 所提方法与传统的区间解法相比,减少了计算量,提高了计算效率.

因此,本文提出的方法为分析模糊结构的固有频率提供了一种简单而有效的途径.

参考文献 (References)

- [1] Rao S S, Sawyer J P. A fuzzy element approach for the analysis of imprecisely-defined system [J]. AIAA Journal, 1995, 33 (12): 2364 – 2370
- [2] Chen L, Rao S S. Fuzzy finite-element approach for the vibration analysis of imprecisely-defined systems [J]. Finite Elements in Analysis and Design, 1997, 27 (1): 69 – 83
- [3] 郭书祥, 吕震宙, 冯立富. 模糊运算和模糊有限元静力控制方程的求解 [J]. 应用数学和力学, 2002, 23 (9): 936 – 942
Guo Shuxiang, Lü Zhenzhou, Feng Lifu. Fuzzy arithmetic and solving of the static governing equations of fuzzy finite element method [J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2002, 23 (9): 936 – 942 (in Chinese)
- [4] 吕恩琳. 结构模糊有限元平衡方程的一种新解法 [J]. 应用数学和力学, 1997, 18 (4): 361 – 365
Lü Enlin. A new solution to structural fuzzy finite element equilibrium equations [J]. Applied Mathematics and Mechanics, 1997, 18 (4): 361 – 365 (in Chinese)
- [5] 林育梁. 模糊有限单元法的运算方法探讨 [J]. 岩土力学, 1996, 17 (2): 81 – 87
Lin Yuliang. Exploring the calculating method of fuzzy finite element method [J]. Rock and Soil Mechanics, 1996, 17 (2): 81 – 87 (in Chinese)
- [6] 禹智涛, 吕恩琳, 王彩华. 结构模糊有限元平衡方程的一种解法 [J]. 重庆大学学报: 自然科学版, 1996, 19 (1): 53 – 58
Yu Zhitao, Lü Enlin, Wang Caihua. A method of solving the structural fuzzy finite element equilibrium equations [J]. Journal of Chongqing University: Natural Science Edition, 1996, 19 (1): 53 – 58 (in Chinese)
- [7] Valliappan S, Pham T D. Fuzzy finite element analysis of a foundation on an elastic soil medium [J]. International Journal for Numerical and Analytical Methods in Geomechanics, 1993, 17 (11): 771 – 789
- [8] Akpan U O, Koko T S, Orisamololu I R, et al. Practical fuzzy finite element analysis of structures [J]. Finite Elements in Analysis and Design, 2001, 38 (2): 93 – 111
- [9] Behera D, Chakraverty S. Fuzzy finite element analysis of imprecisely defined structures with fuzzy nodal force [J]. Engineering Applications of Artificial Intelligence, 2013, 26 (10): 2458 – 2466
- [10] 邱志平, 刘正权. 含模糊参数振动系统的 Taylor 级数展开法 [J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31 (12): 1342 – 1346
Qiu Zhiping, Liu Zhengquan. Taylor series expansion method for vibration system with fuzzy parameters [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31 (12): 1342 – 1346 (in Chinese)
- [11] 索奇峰, 谢尚英. 桥梁结构动力特性的模糊有限元分析 [J]. 公路交通科学, 2010, 27 (4): 56 – 59
Suo Qifeng, Xie Shangying. Analysis of dynamic property of bridge structures using fuzzy finite element method [J]. Journal of Highway and Transportation Research and Development, 2010, 27 (4): 56 – 59 (in Chinese)
- [12] Yang L F, Li Q S, Leung A Y T, et al. Fuzzy variational principle and its applications [J]. European Journal of Mechanics-A/Solids, 2002, 21 (6): 999 – 1018
- [13] Zadeh L A. Fuzzy sets [J]. Information and Control, 1965, 8: 338 – 353
- [14] 刘林, 曹艳平, 王婷. 应用模糊数学 [M]. 2 版. 西安: 陕西科学技术出版社, 2008: 20 – 48
Liu Lin, Cao Yanping, Wang Ting. Applied fuzzy mathematics [M]. 2nd ed. Xi'an: Shanxi Science and Technology Press, 2008: 20 – 48 (in Chinese)
- [15] 杨绿峰. 模糊随机有限元法及其应用 [D]. 武汉: 武汉工业大学, 1998
Yang Lūfeng. Fuzzy stochastic finite element methods and their applications [D]. Wuhan: Wuhan University of Technology, 1998 (in Chinese)

海天背景多光谱成像特性仿真



何晓雨 许小剑

(北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100191)

摘 要: 采用红外传感器观测海面,若观测天顶角较大,则视场中会同时出现海面与天空背景.通过计算传感器每一像素单元接收的辐射强度,可以得到海天背景多谱段光学图像.为了计算假定海况条件下海面随观测方向变化的反射辐射,基于几何光学原理修正了传统海面辐射特性模型.由于路径长度随传感器垂直视场变化,此时大气对辐射传输的影响十分显著.天光及水平路径辐射采用改进的大气辐射传输模型计算.该模型具有更高的光谱分辨率,适用于多谱段成像仿真.基于给出的海面辐射特性模型和大气辐射传输模型,分别仿真了不同时刻不同观测角下可见光、中波红外和长波红外的海天背景辐射图像.仿真结果符合物理原理,与实测图像的对比验证了新模型的可靠性.

关 键 词: 海天背景; 红外辐射特性; 多谱段成像仿真; 海面反射辐射; 大气辐射传输
中图分类号: TN 215

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2014)12-1780-06

Multispectral imaging simulation of sea-sky background scene

He Xiaoyu Xu Xiaojian

(School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: When an infrared sensor observes sea surfaces at a high zenith angle of the sensor, both sea and sky backgrounds are in the field of view (FOV). By calculating the radiance received by each pixel of the sensor, multispectral optical images of sea-sky background can be obtained. To calculate the reflected radiance of sea surfaces varying with viewing direction under given sea conditions, traditional sea surface radiative characteristic model was modified based on geometrical optics theory. Since the length of transmission path varies with vertical FOV, the effects of atmosphere on radiative transfer are obvious. The radiance of sky light and horizontal path was calculated using a modified atmospheric radiative transfer model. The modified model has higher spectral resolution and is suitable for multispectral imaging simulation. With the improved models, several sea-sky background images were simulated at different time and viewing angles covering the visible up to long wavelength infrared spectral bands, separately. Simulation results are coincident with physical principles. The comparison between simulated and measured images validates the reliability of the new model.

Key words: sea-sky background; infrared radiance characteristic; multispectral imaging simulation; reflected radiance of sea surface; atmospheric radiative transfer

海面是自然界中最为常见和复杂的背景之一.海面的可见光散射与红外辐射特性,受海表面风场、空气温度、海水温度以及天空、云层、太阳等红外辐射的影响,同时也与传感器的观测角度有密切关系.当观测天顶角很大时,传感器视场中同

时出现海面 and 天空背景,即海天背景.

1954 年美国科学家 Cox 和 Munk 根据卫星拍摄的 $8 \sim 12 \mu\text{m}$ 波段的海面红外图像,首次建立了计算海面红外辐射通量的理论模型^[1]. Saunders 在 Cox 和 Munk 的经验模型的基础上,考虑了遮

蔽对辐射特性的影响^[2]. Torrance 和 Sparrow 则研究了粗糙面的双站反射,建立了海面的双站反射模型^[3]. Schwenger 和 Repasi 引入大气辐射传输模型计算相关辐射量和透过率,并对比了仿真和实测结果,模型具有相当的逼真度^[4]. 尽管 Cox 和 Munk 的经验模型具有数学上的严谨性,但因它已预先假定海面起伏为高斯分布或指数分布,这在几何层面与海谱生成的海面存在冲突,表现为在短波红外(SWIR)和中波红外(MWIR)谱段,仿真结果图呈现高斯分布^[5]. 而且,该模型并未考虑传感器位置对观测的影响.

国内对海面红外仿真也展开了多方面的研究. Ren 等人建立了海面波浪的发射率、反射率及遮蔽模型^[6];杨尧等人建立了海面温度模型,并与实际测量结果进行了比对^[7];石坤等人利用 GPU 提升了 MWIR 和 LWIR(长波红外)谱段海面背景的渲染速度^[8];Zhang 等人仿真了海面及目标的热辐射图像^[9].

本文从场景的几何关系出发,在前人工作的基础上建立了海天背景仿真模型:引入几何光学理论计算海面的反射光谱辐射,使得模型能够仿真海天背景随观测太阳方位与观测角度的变化;集成大气辐射传输模型计算路径辐射和透过率,用极限路径辐射处理天光辐射问题.

1 海天背景红外辐射方程

传感器接收的总辐射 L_t 可表示为

$$L_t = \tau S_h [\varepsilon L_{sea} + \rho(L_{sky} + L_{sun})] + L_p \quad (1)$$

式中, S_h 为遮挡因子; τ 为海面与传感器之间的路径透过率; ε 为海面发射率; ρ 为海面反射率; L_{sea} 为海面自身辐射; L_{sky} 为到达海面的天光辐射; L_{sun} 为达到海面的太阳辐射; L_p 为海面与传感器之间的路径辐射. 当海面处于热平衡状态时,海水的吸收率与发射率相等. 假定透过的能量全部被海水吸收,则有 $\rho + \varepsilon = 1$.

太阳辐射的入射方向由太阳所在方位决定. 太阳方位的计算已比较成熟,算法本身并不复杂且精度差异不大,但是涉及到许多天文概念. 本文采用文献[5]中的计算方法.

天光源于大气对太阳辐射的散射(主要发生在 SWIR 谱段)以及对太阳辐射吸收后的再辐射(主要发生在 LWIR 谱段). 由散射和热辐射两部分组成,其中 LWIR 分量基本被海水吸收,SWIR 分量与气象条件和入射方向有关. 由于散射进入前向锥角的能量等价于直接透过^[10],因此假定式

(1) 中的 L_{sky} 代表弥散部分的散射能量,不具有强烈的方向性; L_{sun} 代表具有特定传播方向的透过能量.

2 海面反射计算模型

2.1 海面反射系数

二维线性海面可由海谱快速傅里叶变换(FFT, Fast Fourier Transform)算法生成. 海面的菲涅尔(Fresnel)反射系数可以表示为水平偏振反射系数和垂直偏振反射系数的简单平均^[11]:

$$\Gamma = \frac{|\Gamma_v|^2 + |\Gamma_h|^2}{2} \quad (2)$$

式中, Γ_v 为垂直偏振的反射系数; Γ_h 为水平偏振的反射系数. 其计算式如下^[12]:

$$\Gamma_v = \frac{\varepsilon \sin \theta_i - \sqrt{\varepsilon - \cos^2 \theta_i}}{\varepsilon \sin \theta_i + \sqrt{\varepsilon - \cos^2 \theta_i}} \quad (3)$$

$$\Gamma_h = \frac{\sin \theta_i - \sqrt{\varepsilon - \cos^2 \theta_i}}{\sin \theta_i + \sqrt{\varepsilon - \cos^2 \theta_i}} \quad (4)$$

式中, ε 为海面的复介电常数; θ_i 为入射余角. 对于所有电介质和导电材料,在远离吸收带的频率,可以使用 Debye 方程计算复介电常数.

2.2 海水温度

海水温度可以通过求解热平衡方程得到^[9]. 水深 z 处的热平衡方程为

$$S(1 - e^{-L_z}) = B(T_0) + c\rho_0 w(T_0 - T) + c\rho K \frac{dT}{dz} \quad (5)$$

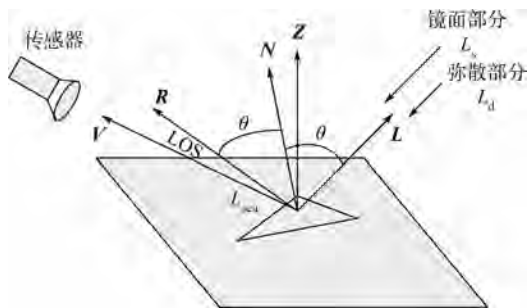
式中, S 为海面吸收的总辐射,包括海面吸收的太阳辐射和天光辐射; L 为透射深度; $B(T_0)$ 为海面总的热耗散,表示海水与空气的热交换,由海水表面辐射、海水与空气的热传导及水蒸气蒸发的潜热 3 部分组成; c 为海水比热容; ρ_0 为海水密度; w 为海水的上下对流速度; T 为海水温度; T_0 为海面温度; K 为涡流扩散系数.

式(5)的求解基于以下客观事实:水温随深度的变化分为 3 个明显的部分——表面区域温度保持恒定,称之为同温层;同温层继续下潜,温度均匀变化,出现明显的对流区域,称之为对流层;随着深度进一步增加,水温趋于恒定,称之为深海区域. 假定深海温度已知且不出现剧烈变化.

2.3 随观测方向变化的海面反射率

对于已经获得海面的高度分布和面元法线(场景几何模型已知)的情形, Cox 和 Munk 的经验模型并不适用. 假定每个小面元的双站反射率函数可分为镜面部分和弥散部分. 根据几何光学

理论,在某些观测角度下,传感器视场中将出现太阳耀斑.反射模型如图 1 所示.



L —太阳辐射及天光的入射方向向量; Z —竖直方向向量; N —小面元法向量; V —传感器观测方向向量; R —镜面反射方向向量; θ —小面元法线与传感器视线的夹角.

图 1 小面元反射模型

Fig. 1 Reflection model of facets

传感器接收到的镜面反射部分为

$$L_{ts} = L_{sun} \cdot \Gamma \cdot (V \cdot R)^{1/r} \quad (6)$$

式中, r 为粗糙因子; R 由入射方向向量和法向量求得:

$$R = 2(L \cdot N) \cdot N - L \quad (7)$$

式(1)中的天光辐射 L_{sky} 在小面元表面,服从朗伯余弦定理.天光和太阳辐射均通过大气辐射传输模型计算得到.

海面光谱辐射可由海面温度和黑体辐射方程计算.具有方向性的海面发射率的经验公式由 Wilson 给出^[13]:

$$\varepsilon(\lambda, \theta) = \varepsilon(\lambda) [1 - (1 - \cos \theta)^5] \quad (8)$$

式中, $\varepsilon(\lambda)$ 为随入射波长变化的海面发射率,且有 $\varepsilon(\lambda) = 1 - \Gamma$.

将式(6)~式(8)代入式(1),所得方程可以求解每一小面元向传感器方向反射和发射的辐射强度.

应该指出,上述计算过程并未采用 Cox 和 Munk 对小面元斜率分布函数的假设.

2.4 遮蔽效应

式(1)中的遮蔽函数 S_h 可以采用经验公式计算.小面元一方面遮蔽入射辐射产生阴影,另一方面遮蔽传感器视线产生遮挡.

海面自身辐射仅有遮挡影响,可表示为^[2]

$$S_h(v) = \frac{2}{1 + \operatorname{erf}(v) + \frac{1}{v\sqrt{\pi}}e^{-v^2}} \quad (9)$$

式中, erf 为误差函数; v 由下式定义:

$$v = \frac{\tan \theta}{\sigma} \quad (10)$$

Cox 和 Munk 推导得到了海上 12.5 m 处风速 v_{wind} 与斜率方差 σ^2 之间的关系为^[1]

$$\sigma^2 = 0.003 + 0.00512 \cdot v_{wind}^2 \quad (11)$$

对于天光和太阳辐射,遮蔽函数包括阴影和遮挡两部分,可表示为^[14]

$$S_h(\gamma, \theta) = \frac{1}{C_0 + C_2 + 1} \quad (12)$$

式中, γ 为入射角, $\gamma = L \cdot N$; θ 同图 1 定义.且有

$$2C_0 = \left(\frac{2\sigma^2}{\pi}\right)^{1/2} \tan \gamma \cdot e^{-\cot^2 \gamma / (2\sigma^2)} - \operatorname{erfc}\left(\frac{\cot \gamma}{\sigma\sqrt{2}}\right) \quad (13)$$

$$2C_2 = \left(\frac{2\sigma^2}{\pi}\right)^{1/2} \tan \theta \cdot e^{-\cot^2 \theta / (2\sigma^2)} - \operatorname{erfc}\left(\frac{\cot \theta}{\sigma\sqrt{2}}\right) \quad (14)$$

式中, erfc 为互补误差函数; σ 由式(11)定义.

3 透过率和路径辐射计算模型

本文采用大气辐射传输模型 BHU-ARTM^[15] 计算大气透过率、路径辐射、到达海面的太阳辐射及天光辐射. BHU-ARTM 模型是对 SBDART 模型的改进,其光谱分辨率为 1 nm.

根据文献[10]中的论述,水平观测时的背景辐射即为极限路径辐射;路径辐射可由极限路径辐射 L_{ps} 和透过率 τ 表示:

$$L_p = L_{ps}(1 - \tau) \quad (15)$$

极限路径辐射由散射和热辐射两部分组成.热辐射部分取决于大气温度,与太阳的入射方向无关,可由大天顶角情况下的 BHU-ARTM 计算得到,记为 $L_{horizon}$;散射辐射中的前向散射部分等效于直接透过,弥散散射部分为大气顶层光谱辐射 L_{top} 与底层光谱辐射 L_{bottom} 的差值.根据第 2 节中的假设,极限路径辐射可表示为

$$L_{ps} = L_{top} - (L_{bottom} - L_{horizon}) + L_{horizon} = L_{top} - L_{bottom} + 2L_{horizon} \quad (16)$$

4 场景生成与仿真结果分析

当传感器的高度角很小(天顶角很大)时,天空背景将出现在光学传感器的视场中.图 2 示出了传感器视场中存在天空背景时的几何关系图.假定地球为半径为 R 的球体.图中 PO, P_1O 分别为垂直向下观测和视场中存在天空背景时的观测视线,长度为定值 H ; α 为传感器垂直向视角大小,假定不存在下视角,垂直视场关于观测方向对称; $\beta = \angle POP_1$ 为传感器的观测天顶角; A, B 为传感器垂直视场与海面的交点; Q 为地心. P_1Q 与地面的交点为 C ,弦 CO 对应的圆心角为 φ .

令 $\angle BP_1O = \mu$, 根据基本的几何关系有

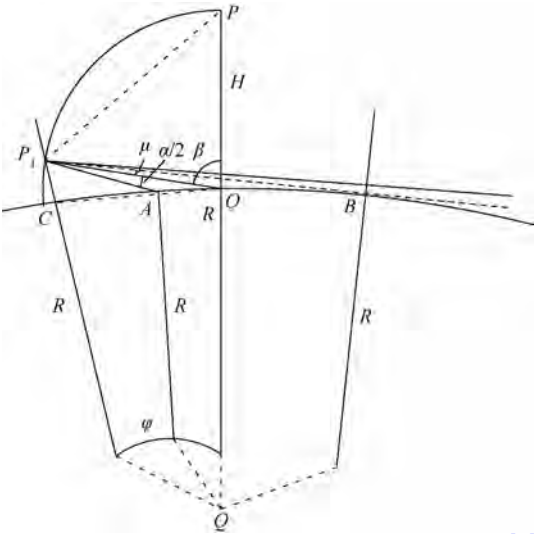


图 2 海天背景几何关系图

Fig.2 Geometrical relationship of sea-sky background

$$\left. \begin{aligned} R \sin \varphi &= H \sin (\beta - \varphi) \\ \sin (\beta - \varphi) &= \sin \beta \cdot \sin (\beta - \varphi + \mu) \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

求解式(17)可得视场中天空背景所占比例. 对于给定的传感器垂直视场大小和垂直像素点数目,利用图 2 几何关系可以计算出每一行像素的路径长度. 路径长度的差异将导致透过率和路径辐射沿传感器垂直视场变化.

模型能够仿真多个谱段、不同观测条件下的海天背景辐射特性图像. 对于可见光谱段,选取场景中存在太阳耀斑与不存在太阳耀斑的两组输入参数生成仿真结果. 设定传感器视场为焦距 50 mm 的相机,可见光谱段的主要仿真参数如表 1 所示. 根据式(5)解得有耀斑时的海面温度为 285.6 K,无耀斑时的海面温度为 294.3 K. 定义

表 1 观测太阳耀斑的仿真参数

Table 1	Parameters to simulate sun glint in view	
	输入参数	取值
仿真时间	有耀斑	2013-08-13
		北京时间 6:30
	无耀斑	2013-08-13
		北京时间 11:30
	纬度	25°N
	经度	12.0°E
	大气廓线	中纬度夏季
	传感器的观测天顶角/(°)	83
	传感器的观测方位角/(°)	101
	垂直视场/(°)	26
	水平视场/(°)	39
	光谱区间/μm	0.4~0.76
	光谱积分步长/μm	0.01
	海面风速/(m/s)	2.6
	海面风向/(°)	25
	气象视程/km	21.0
	海面的空气温度/K	293.96

正北方向的方位角为 0°,逆时针方向为正.

图 3 为可见光谱段海天背景反射与辐射特性仿真对比图. 当某些小面元的太阳辐射入射方向与传感器观测方向趋近于镜面反射时,场景中能够观测到太阳耀斑(图 3a). 此时传感器面向太阳,散射路径辐射较强,天空背景明亮. 随着时间的推移,镜面反射方向与传感器观测方向的夹角增大,传感器视场中的镜面分量及散射路径辐射减弱,同一观测位置不能再观测到太阳耀斑,并且天空背景变暗(图 3b).



图 3 可见光谱段海天仿真对比图

Fig.3 Simulated comparison images of visible band

对于 MWIR 谱段及 LWIR 谱段,选取文献[4]中的观测条件及传感器参数生成仿真结果,并与其中的实测结果进行比对. 主要参数由表 2 给出.

表 2 MWIR 谱段和 LWIR 谱段的主要参数^[4]

Table 2	Major parameters of MWIR and LWIR ^[4]		
	实测参数	取值	
	观测时间	2003 年 10 月当地时间 12:00	
传感谱段/μm	MWIR	3.4~5.3	
	LWIR	8.0~8.75	
传感器视场/(°)	MWIR	5.3×4.0	
	LWIR	垂直视场 6.6	
传感器下视角/(°)	MWIR	2.5	
	LWIR	2.0	
	传感器高度/m	6.7	
	海面风速/(m/s)	2.6	
	海面相对湿度/%	71	
	气象视程/km	21.0	
	海面的空气温度/K	277.46	
	海面温度/K	285.16	

图4为海天背景 LWIR 谱段反射与辐射特性仿真对比图. 图4a为本文的仿真结果, 图4b为文献[4]中的实测图像. 由于海面温度高于空气温度, 近距离处的海面辐射强于路径辐射. 随着传感器观测路径长度的增加, 大气的透过率降低、发射率升高, 图像中的海面在较远处变得暗淡. 在海天交界处, 路径辐射到达极大值, 图像中出现海天线. 图4c与图4d分别为仿真图像(图4a)与实测图像(图4b)的背景辐射垂直向廓线.

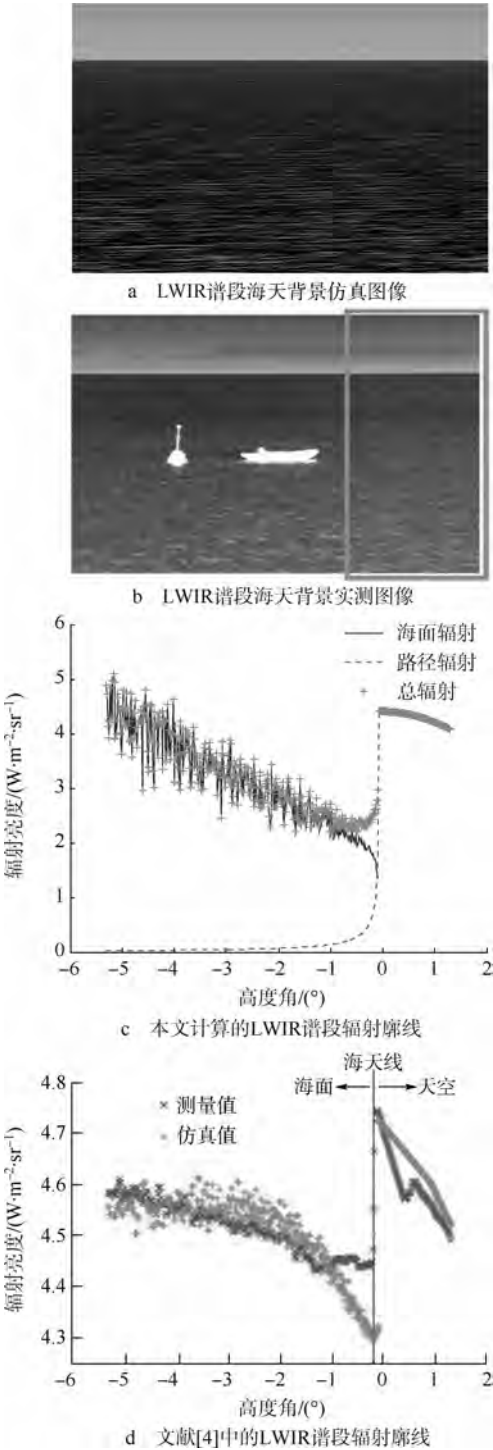


图4 LWIR 谱段海天仿真对比图

Fig.4 Simulated comparison images of LWIR

图5为海面背景 MWIR 谱段反射与辐射特性仿真对比图. 图4与图5的观测时间及气象条件均相同. 由于图5中的传感器观测天顶角及垂直视场均较图4传感器小, 故图5中仅存在海面背景. 图5a为本文的仿真结果, 图5b为文献[4]中的实测图像. 图5c与图5d分别为仿真图像(图5a)与实测图像(图5b)的背景辐射垂直向廓线.

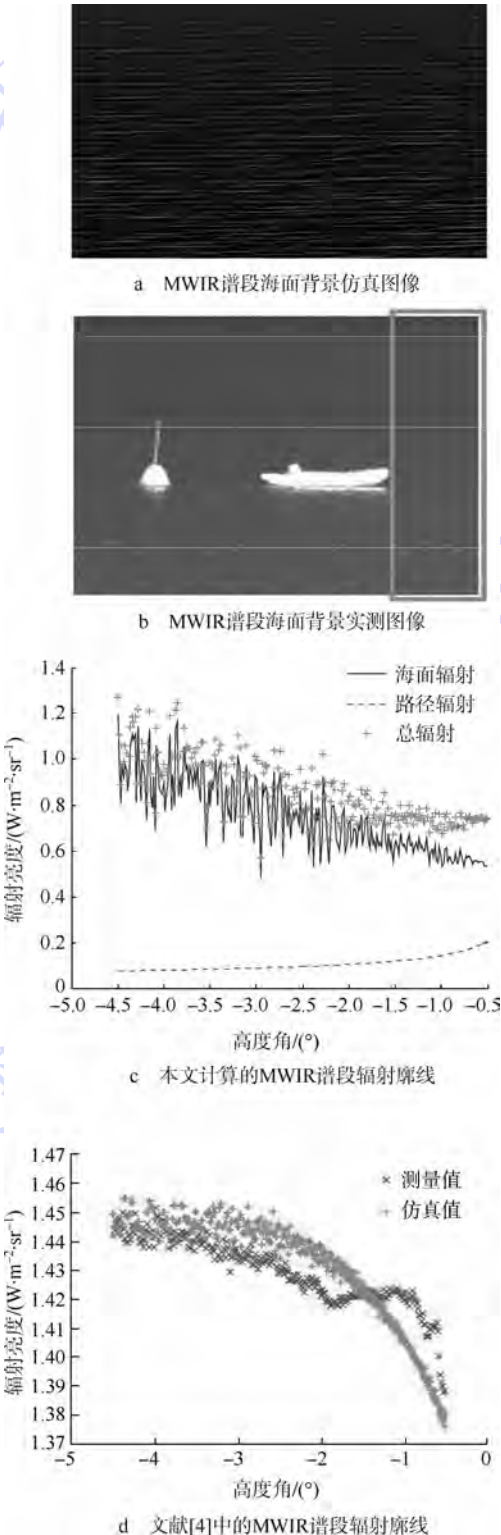


图5 MWIR 谱段海面仿真对比图

Fig.5 Simulated comparison images of MWIR

图 4 与图 5 的背景辐射廓线在近距离处存在明显的起伏,对应图像中海面的斑纹;随着观测路径长度增加,海面辐射的减小速率与路径辐射的增加速率相当,背景辐射廓线存在一段平缓区域,因此图像在远处变得均匀;在海天相接的位置,海面辐射迅速减小,路径辐射快速增加,背景辐射廓线出现快速上升区域,对应图像中的海天相接区域.此外,仿真图像的辐射垂直廓线图的浮动范围大于实测数据辐射垂直廓线,这可能是由于仿真中未加入传感器的响应函数及相关偏置量.

5 结 论

- 1) 本文建立了适用于可见光至长波红外谱段海天或海面背景图像仿真模型.
- 2) 与实测图像的比对表明,仿真所得辐射廓线的波动较实测辐射廓线剧烈,但是二者的变化趋势较为一致,且辐射强度相当.
- 3) 仿真结果符合物理原理,仿真模型具有一定的参考价值.

参考文献 (References)

[1] Cox C, Munk M. Statistics of the sea surface derived from sun glitter[J]. Journal of Marine Research, 1954, 13(2): 198 - 227

[2] Saunders P M. Radiance of sea and sky in the infrared window 800 - 1 200 cm^{-1} [J]. J Opt Soc Am, 1968, 58(5): 645 - 652

[3] Torrance K E, Sparrow E M. Theory for off-specular reflection from roughened surfaces[J]. J Opt Soc Am, 1981, 15(3): 307 - 316

[4] Schwenger F, Repasi E. Sea surface simulation in the infrared modeling and validation [C]//Proc of SPIE on Targets and Backgrounds XII: Characterization and Representation. Bellingham, WA: SPIE, 2006, 62390J: 1 - 14

[5] 赵颖君. 海天背景红外辐射特性建模研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2008

Zhao Yingjun. Infrared radiation modeling for sea and sky background [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008 (in Chinese)

[6] Ren H G, Xin Q, Chen H P, et al. Modeling the infrared radiance of rough sea surface in the infrared windows: 3 - 5 μm and 8 - 12 μm [J]. Optik, 2006, 117(10): 492 - 498

[7] 杨尧, 吴振森, 姚连兴. 从红外辐照热平衡方程求解海面温度 [J]. 红外与毫米波学报, 2003, 22(5): 357 - 360

Yang Yao, Wu Zhensen, Yao Lianxing. Solving the sea surface temperature from the infrared radiation heat balance equation [J]. Journal of Infrared and Millimeter Waves, 2003, 22(5): 357 - 360 (in Chinese)

[8] 石坤, 郝颖明, 王明明, 等. 海面背景红外实时仿真 [J]. 红外与激光工程, 2012, 41(1): 25 - 29

Shi Kun, Hao Yingming, Wang Mingming, et al. Real-time simulation method of infrared sea background [J]. Infrared and Laser Engineering, 2012, 41(1): 25 - 29 (in Chinese)

[9] Zhang Z J, Wang C S, Song Y. Real-time infrared imaging simulation in sea background based on field tests [C]//Proc of SPIE on Optical Instruments and Technology: Optoelectronic Imaging and Processing Technology. Bellingham, WA: SPIE, 2011, 820004: 1 - 15

[10] Brien S G O, Shirkey R C. Determination of atmospheric path radiance; sky-to-ground ratio for wargamers [R]. ARL-TR-3285, 2004

[11] Jiang Z Y, Wang X, Ling Y. Infrared simulation of ocean scene utilizing PC graphics hardware [C]//Education Technology and Training and International Workshop on Geoscience and Remote Sensing. Piscataway, NJ: IEEE Computer Society, 2008, 2: 468 - 471

[12] 许小剑, 黄培康. 雷达系统及其信息处理 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2009: 36

Xu Xiaojian, Huang Peikang. Radar system and its information processing [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2009: 36 (in Chinese)

[13] Wilson D. A method of computing ship contrast temperature [R]. AD-A078794, 1979

[14] Sun Y L. Self shadowing and local illumination of randomly rough surfaces [C]//Proc of IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Computer Society, 2004, 1: 158 - 165

[15] Chen W S, Xu X J. Spectral resolution enhancement for SBDART [C]//1st International Congress on Image and Signal Processing. Piscataway, NJ: IEEE Computer Society, 2008, 5: 523 - 527

复合材料单搭接胶接接头试验研究与数值模拟

梁祖典 燕 瑛 张涛涛 李剑峰 孟祥吉

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)



廖宝华

(成都飞机设计研究所, 成都 610041)

摘 要: 针对不同搭接长度和不同被胶接件厚度的 T300/QY8911 层合板单搭接胶接接头进行了试验研究和数值模拟. 建立了不同试验参数下的三维有限元模型, 基于 Hashin 准则和连续介质损伤力学 (CDM, Continuum Damage Mechanics) 预测层合板面内损伤的起始和演化, 应用黏聚区模型 (CZM, Cohesive Zone Model) 模拟层合板的分层损伤及胶层的失效. 系统地研究了接头在不同参数下的失效模式、破坏形貌和极限载荷等的变化, 模拟结果与试验吻合良好, 验证了有限元分析模型的有效性. 通过对接头的破坏形貌和应力分布进一步分析发现, 胶接连接的失效模式和极限载荷均与胶接长度和被胶接件厚度有关; 模拟接头胶接区在不同加载时刻的应力分布变化, 反映了胶接连接在拉伸载荷下的破坏起始和演化过程.

关 键 词: 复合材料层合板; 单面搭接; 渐进损伤; 黏聚区模型; 失效模式; 应力分析

中图分类号: V 257

文献标识码: A **文 章 编 号:** 1001-5965(2014)12-1786-07

Experimental investigation and numerical simulation of composite laminate adhesively bonded single-lap joints

Liang Zudian Yan Ying Zhang Taotao Li Jianfeng Meng Xiangji

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

Liao Baohua

(Chengdu Aircraft Design and Research Institute, Chengdu 610041, China)

Abstract: Both experimental tests and finite element method (FEM) simulation were implemented to investigate T300/QY8911 composite laminate single-lap joints with various single-lap length and adherend thickness. 3D finite element models of the joints under various experimental parameters were established. The damage initiation and progressive damage evolution of laminates were predicted based on Hashin criterion and continuum damage mechanics (CDM). The delamination of laminates and the failure of adhesive were simulated by cohesive zone model (CZM). The change of failure modes, damage contours and ultimate-loads of adhesively bonded single-lap joints were investigated systematically under various parameters. The FEM simulation accords well with experimental results which proves the efficiency of FEM simulation. Damage contours and stress distribution of the joints show that the failure modes and ultimate-loads of single-lap joints are both related to the single-lap length and adherend thickness. Simulation of the stress distribution of joints at different loading points reflects damage initiation and evolution of adhesively bonded single-lap joints under extension loads.

Key words: composite laminates; single-lap joints; progressive damage; cohesive zone models; failure modes; stress analysis

复合材料结构设计力图实现结构的整体性,但由于工程实际需要又须离型制造,再进行装配,所以复合材料之间的连接必不可少.相较于传统的机械连接,胶接连接具有结构重量轻、连接效率高、破损安全性好、减振及绝缘性能好、能获得光滑气动外形等优点,越来越广泛地应用于复合材料构件间的连接.再者,在研究复合材料结构的胶接修补时,一般先对其相应的胶接接头的力学性能进行研究.单面搭接由于工艺简便,操作容易,经济性好,在工程上应用十分广泛,因此对复合材料单搭接接头的研究越来越引起学者们的重视.

与金属的胶接相比,复合材料具有各向异性、层间强度低等特点,其胶接行为相当复杂.胶接失效模式与搭接长度、被胶接件厚度、铺层方式等因素密切相关.自 20 世纪 30 年代开始,国内外学者^[1-6]便对胶接连接理论进行了研究.近年来,有限元分析方法在胶接连接分析中逐渐得到应用^[7-11].Groth 等人^[12]应用有限元方法研究了与接头奇异强度因子相关的断裂准则;Wahab 等人^[13]根据热力学原理得到了一种损伤演化准则,通过损伤变量来控制损伤演化过程;De Moura 等人^[14]讨论了黏聚区模型和连续损伤模型预测胶接接头力学行为的适用性;Anyfantis 等人^[15]提出了一种新的 T-S 准则来模拟韧性胶层的混合破坏模式.但是对于接头在不同参数下的失效模式、破坏形貌和极限载荷等的变化缺少可靠有效的有限元模拟,本文针对 T300/QY8911 层合板单搭接接头进行了上述研究,对其工程应用具有指导意义.

本文首先开展了不同参数下层合板胶接连接的拉伸强度试验研究,分析其随胶接长度、被胶接件厚度的变化而发生不同拉伸失效的机理;其次,建立了层合板单搭接接头的三维有限元模型,基于 Hashin 准则和连续介质损伤力学(CDM, Continuum Damage Mechanics)预测层合板的面内损伤起始和演化,应用黏聚区模型(CZM, Cohesive Zone Model)模拟层合板的分层损伤及胶层的失效.通过和试验结果的对比,验证了有限元模型的有效性;最后,基于数值模拟研究胶接连接件的应力分布,进一步分析胶接连接在拉伸过程中的破坏过程.

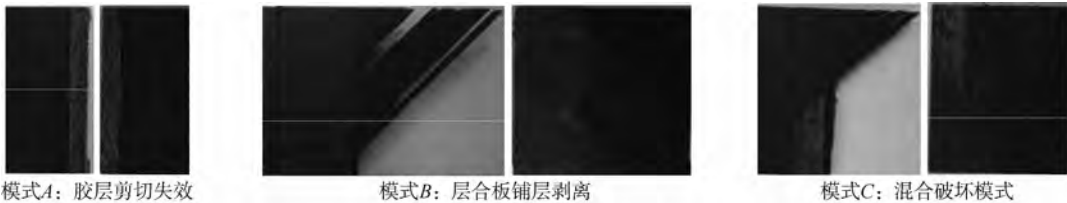


图 2 单搭接接头的 3 种失效模式

Fig. 2 Three failure modes of single-lap joints

1 试验研究

1.1 试验件及试验方法

试验件示意图如图 1a 所示.为研究不同几何参数下接头的失效模式和极限载荷,试验件分为 6 组,每组 5 件,长×宽均为 170 mm×25 mm,各组试验件的搭接长度 L_d 和铺层方式如表 1 所示.层合板采用 T300/QY8911 预浸料经加压固化制成,固化后预浸料的单层厚度为 0.12 mm;胶层材料采用厚度为 0.12 mm 的 J116B 型胶膜,通过对试验件进行密封包装、抽真空、烘箱中加热固化,实现接头的胶接行为.为减小载荷偏心对试验的影响,并避免在加载过程中产生端部损伤,在层合板两端采用正交铺层的玻璃纤维增强板作为加强片,长度均为 50 mm.试验使用 INSTRON 8801 伺服液压测试系统进行加载,如图 1b 所示.

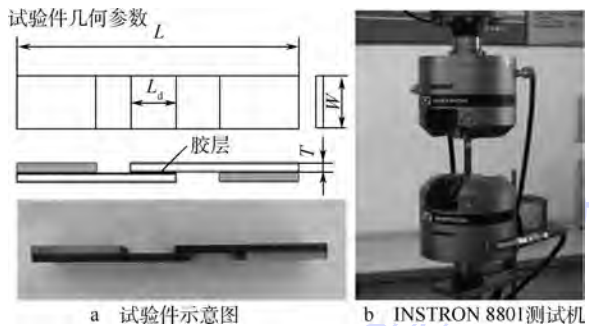


图 1 试验件示意图与 INSTRON 8801 测试机

Fig. 1 Test samples sketch and INSTRON 8801 equipment

表 1 单面搭接试验件

Table 1 Test samples of single-lap joints

试验件编号	L_d/mm	铺层方式	
		上面板	下面板
SL-2.5-0.96	2.5	[45/0/-45/90] _s	[-45/0/45/90] _s
SL-5-0.96	5	[45/0/-45/90] _s	[-45/0/45/90] _s
SL-10-0.96	10	[45/0/-45/90] _s	[-45/0/45/90] _s
SL-20-0.96	20	[45/0/-45/90] _s	[-45/0/45/90] _s
SL-10-1.92	10	[45/0/-45/90] _{2s}	[-45/0/45/90] _{2s}
SL-10-3.84	10	[45/0/-45/90] _{4s}	[-45/0/45/90] _{4s}

1.2 试验结果与讨论

如图 2 所示,单搭接胶接接头的失效模式主要有 3 种:模式 A,胶层剪切失效;模式 B,层合板

的铺层剥离及纤维的撕裂与拉断;模式 C , 二者的混合破坏模式.

各组试验件失效模式的统计结果如表 2 所示.

表 2 不同试验参数下接头的失效模式
Table 2 Failure modes under different test parameters

搭接长度/mm	被胶接件厚度/mm	失效模式
2.5	0.96	几乎全为模式 A
5	0.96	50% 模式 B + 50% 模式 C
10	0.96	几乎全为模式 B
20	0.96	几乎全为模式 B
10	1.92	90% 模式 B + 10% 模式 C
10	3.84	50% 模式 B + 50% 模式 C

对于被胶接件厚度为 0.96 mm 的接头,当搭接长度较小时,接头失效模式主要为 A;随着搭接长度的增大,失效变为混合模式 C;当搭接长度增大到一定长度时,失效模式主要为 B.

对于搭接长度为 10 mm 的接头,当被胶接件厚度较小时,接头处附加弯矩较小,接头失效模式主要为 B;随着被胶接件厚度的增大,接头处附加弯矩逐渐增大,引起部分胶层也发生失效,失效模式逐渐变为模式 C;被胶接件厚度越大,越容易引发胶层失效,失效区域也逐渐扩大.

2 数值分析模型

2.1 面内损伤模型

基于 Hashin 准则,并结合连续介质损伤力学建立面内损伤模型,采用渐进损伤分析理论来模拟面内损伤的起始及演化.

Hashin 准则考虑了 4 种不同模式的损伤失效机制:纤维拉伸断裂、纤维压缩屈曲、基体在横向拉伸和剪切下的断裂、基体在横向压缩和剪切下的压溃.具体表达形式如下.

纤维拉伸($\hat{\sigma}_{11} \geq 0$):

$$F_f^t = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^T} \right)^2 + \alpha \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L} \right)^2 \quad (1)$$

式中, $D = 1 - (1 - d_f)(1 - d_m)\nu_{12}\nu_{21}$; $\boldsymbol{\varepsilon}$ 为应变; $\boldsymbol{C}_d$ 为材料的损伤弹性矩阵; E_1, E_2 分别为面内纤维方向和垂直于纤维方向的弹性模量; G 为剪切模量; ν_{12} 和 ν_{21} 为泊松比.

2.2 层间损伤与胶层损伤模型

基于黏聚区模型建立层间损伤和胶层损伤模型.层合板层间界面采用零厚度的内聚力单元,胶层采用有厚度的内聚力单元.基于牵引-分离准则

纤维压缩($\hat{\sigma}_{11} \leq 0$):

$$F_f^c = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^C} \right)^2 \quad (2)$$

基体拉伸($\hat{\sigma}_{22} \geq 0$):

$$F_m^t = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^T} \right)^2 + \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L} \right)^2 \quad (3)$$

基体压缩($\hat{\sigma}_{22} \leq 0$):

$$F_m^c = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{2S^T} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y^C}{2S^T} \right)^2 - 1 \right] \frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^C} + \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L} \right)^2 \quad (4)$$

其中, $X^T, X^C, Y^T, Y^C, S^L, S^T$ 分别表示纵向拉伸强度、纵向压缩强度、横向拉伸强度、横向压缩强度、面内剪切强度、横向剪切强度; α 表示剪切应力对于纤维拉伸失效贡献的系数; $\hat{\boldsymbol{\sigma}} = \boldsymbol{M}\boldsymbol{\sigma}$ 为有效应力张量,表征损伤处的真实承载能力和应力水平,用于评估损伤的起始,其中 $\boldsymbol{\sigma}$ 为真实应力, $\boldsymbol{M}$ 为损伤算子:

$$\boldsymbol{M} = \text{diag}((1 - d_f)^{-1}, (1 - d_m)^{-1}, (1 - d_s)^{-1}) \quad (5)$$

其中 d_f, d_m, d_s 分别为表征纤维、基体、剪切损伤的内在损伤变量,由与 4 种损伤模式相对应的失效系数推导得出;在损伤发生之前,损伤算子矩阵 $\boldsymbol{M}$ 为单位矩阵,因此 $\hat{\boldsymbol{\sigma}} = \boldsymbol{\sigma}$.当材料至少在一种模式下发生损伤并演化后,损伤算子在其他模式的损伤起始判据中的影响逐渐增大.

基于连续介质损伤力学 (CDM, Continuum Damage Mechanics) 的渐进损伤理论采用损伤变量来描述 Hashin 准则的各种失效模式,假定材料在损伤发生前是线弹性的,损伤起始后材料的刚度逐渐退化最终导致失效,损伤演化的过程基于能量耗散理论.

材料发生损伤后,其本构关系为

$$\boldsymbol{\sigma} = \boldsymbol{C}_d \boldsymbol{\varepsilon} \quad (6)$$

(traction-separation law) 的内聚力单元的本构模型有多种形式,主要体现在材料退化曲线上,本文采用双线性本构模型(如图 3 所示).假设单元的初始厚度为 T_0 ,对于单纯的 I 型、II 型、III 型开裂模式,单元应变 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 与张开位移 $\boldsymbol{\delta}$ 之间的关系为

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_n &= \delta_n / T_0 \\ \varepsilon_s &= \delta_s / T_0 \\ \varepsilon_t &= \delta_t / T_0 \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

单元未发生损伤时,其线弹性本构关系为

$$\mathbf{t} = \text{diag}(K_{nn}, K_{ss}, K_{tt}) \boldsymbol{\varepsilon} \quad (8)$$

其中, $\mathbf{t} = (t_n, t_s, t_t)^T$ 包含正应力和两个剪应力分量; K_{nn}, K_{ss} 和 K_{tt} 则是对应的刚度系数.

内聚力单元的损伤起始采用二次名义应力准则来判断:

$$\left\{ \frac{t_n}{t_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_s}{t_s^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_t}{t_t^0} \right\}^2 = 1 \quad (9)$$

其中 t_n^0, t_s^0 和 t_t^0 分别表示内聚力单元的法向强度和两个方向的剪切强度,当单元各方向的名义应力比的平方和等于 1 时,开始发生损伤,此时, $\delta = \delta^0$. 当内聚力单元发生损伤后,其应力-应变关系变为

$$\mathbf{t} = (1 - D) \text{diag}(K_{nn}, K_{ss}, K_{tt}) \boldsymbol{\varepsilon} \quad (10)$$

其中 D 为损伤系数, $0 \leq D \leq 1$. $D = 0$ 表示材料未发生损伤; $D = 1$ 表示材料完全破坏,此时, $\delta = \delta^f$. 材料的软化过程和最终失效位移 δ^f 由单元的临界应变能释放率 G^C 来控制, G^C 的值等于图 3 中应力-位移曲线下的面积.

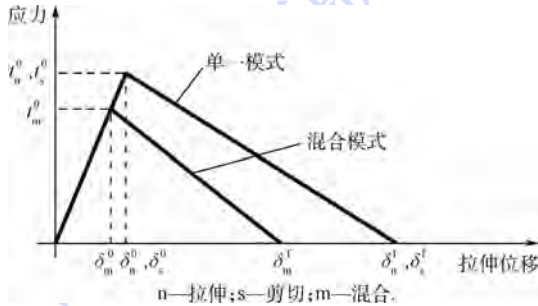


图 3 内聚力单元的双线性本构模型

Fig. 3 Bilinear constitutive model of cohesive element

由于内聚力单元的破坏往往并不是单纯的 I 型、II 型、III 型开裂,而是发生混合模式的开裂,因此引入混合模式下的等效张开位移 δ_m :

$$\delta_m = \sqrt{\langle \delta_n \rangle^2 + \delta_s^2 + \delta_t^2} \quad (11)$$

混合模式下的临界应变能释放率通过 B-K (Benzeggagh-Kenane) 断裂准则来计算:

$$G^C = G_n^C + (G_s^C - G_n^C) \left(\frac{G_s}{G_T} \right)^\eta \quad (12)$$

其中, $G_s = G_s + G_t$; $G_T = G_n + G_s$; η 为与材料有关的参数,对于碳纤维环氧复合材料, $\eta = 1 \sim 2$, 本文取 $\eta = 1.45$.

2.3 有限元模型

基于前述面内损伤模型及层间损伤和胶层损伤模型,在大型有限元软件平台 ABAQUS 中建立了单搭接接头的三维有限元模型,选取中间有效区域进行等效建模. 边界条件等效为接头一端面的结点固支约束,另一端面通过参考点施加均匀的位移载荷;对邻近胶层的上下铺层间定义接触

约束. 为准确模拟每一铺层的损伤,对层合板逐层划分网格,并对搭接区域进行网格细化,胶层沿厚度方向划分一层网格,邻近胶层的两铺层间插入零厚度的内聚力单元以模拟分层损伤. 图 4 为有限元模型的细节,层合板采用减缩积分 8 结点连续壳单元 (SC8R),胶层采用厚度为 0.12 mm 的三维内聚力单元 (COH3D8),层间界面采用零厚度的三维内聚力单元.

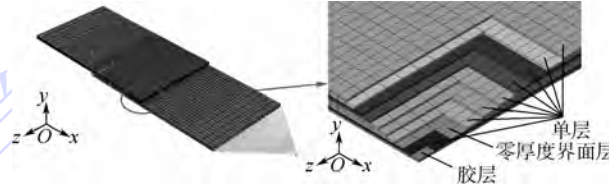


图 4 单搭接接头有限元模型

Fig. 4 Finite element models of single-lap joints

3 结果分析与讨论

3.1 失效模式与破坏形貌

图 5 和图 6 分别为搭接长度 2.5 mm 和 20 mm 接头的模拟结果. 破坏形貌模拟与试验基本吻合,主要是胶层破坏和层合板铺层剥离,不同的破坏形貌反映接头发生了不同的失效模式.

当搭接长度为 2.5 mm 时,胶层的失效系数已经全部先后达到极限值,内聚力单元逐步删除,表示胶层发生了破坏 (见图 5a);而层间界面和邻近胶层的基体大部分区域失效系数都很小,应力水平未满足损伤起始准则,无损伤发生 (见图 5b 和图 5c),故接头的失效模式主要为模式 A.

当搭接长度为 20 mm 时,图 6a 为模拟的破坏形貌,邻近胶层的铺层在搭接区域的部分被从下面板剥离开来黏附在胶层上,并从端部沿着纤维 45° 方向继续向外剥离撕裂,直至层合板的边缘,与试验现象相吻合;胶层只有端部小部分区域失效系数较大,大部分区域完好 (如图 6b 所示);而下面板在搭接区域内的层间界面完全失效,并从搭接区域端部沿着纤维 45° 方向向外扩展,直至层合板的边缘 (如图 6c 所示);被剥离铺层的基体的横向拉伸和剪切破坏因子的分布云图也反映了这一破坏过程,基体在搭接区域端部最先破坏,然后基体破坏沿纤维 45° 方向向外扩展 (如图 6d 所示),故接头的失效模式主要为模式 B 和 C.

3.2 极限载荷

极限载荷的试验与模拟结果见图 7. 可以看出,试验测定的极限载荷值的离散度均在 10% 以内,模拟结果与试验的相对误差均小于 5%,吻合度较好,验证了有限元模拟的有效性.

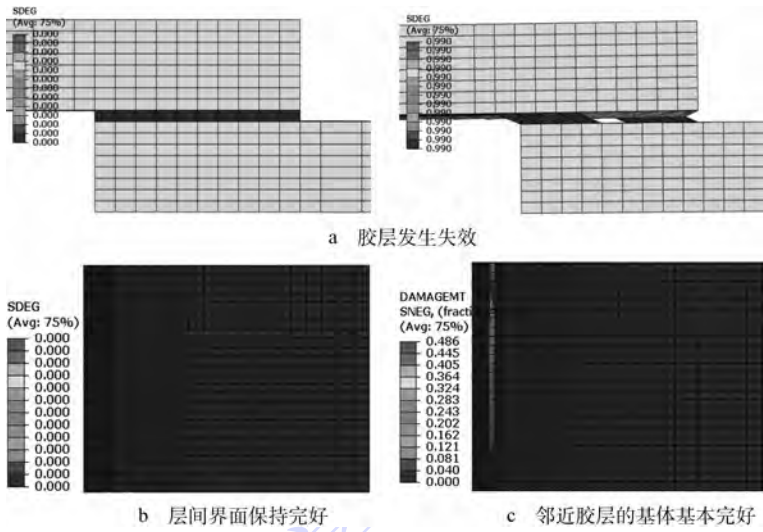


图 5 搭接长度为 2.5 mm 的单搭接接头失效模式

Fig. 5 Joints failure modes under 2.5 mm lap length

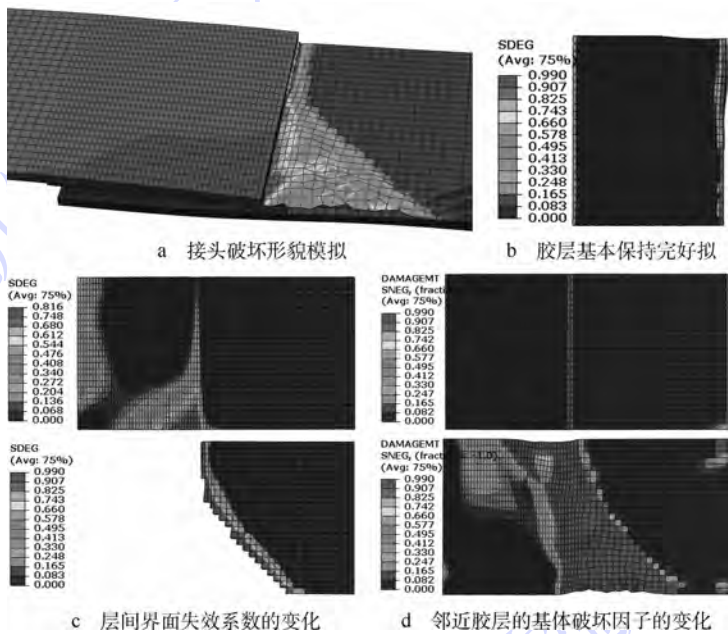


图 6 搭接长度为 20 mm 的单搭接接头失效模式

Fig. 6 Joints failure modes under 20 mm lap length

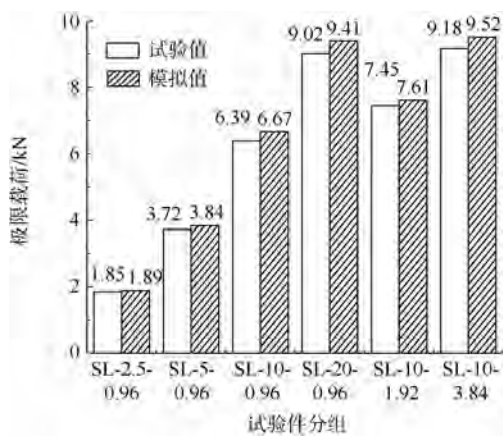


图 7 试验与模拟的极限载荷值

Fig. 7 Ultimate-loads of experiments and simulation

图 8 为搭接长度 20 mm 的载荷-位移曲线,可以看出,模拟的最大载荷值比试验值略大,原因是试验件在工艺制备中可能存在胶层厚度不均匀、材料含有初始裂纹等固有缺陷,而且胶接区域越大,包含的固有缺陷越多,受其影响也越大,这在试验结果的离散度上也有所体现,胶接区域较大时,试验结果的离散度普遍较大.图 9 为不同搭接长度下的极限载荷变化曲线,可以看出,极限载荷随搭接长度增大而增大,但增幅逐渐变缓,极限载荷趋于一定值.图 10 为不同被胶接件厚度下的极限载荷变化曲线,可以看出,在本试验所测试的 3 种厚度(8 层、16 层、32 层)下,极限载荷随被胶接件厚度增大基本呈线性增大.

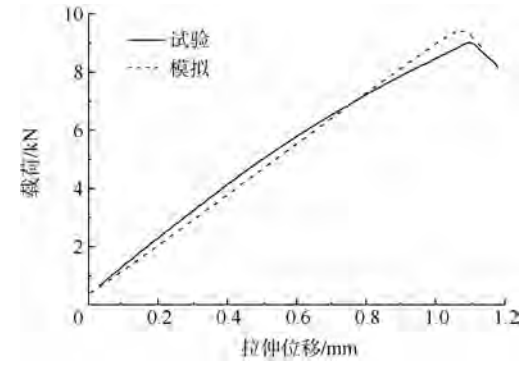


图 8 试验与模拟的载荷-位移曲线

Fig. 8 Load-displacement curves of experiments and simulation

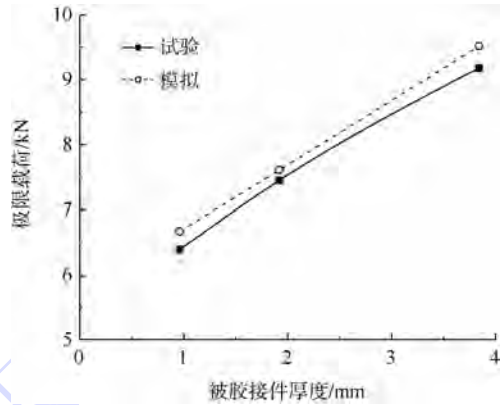


图 10 不同胶接件厚度的极限载荷变化曲线

Fig. 10 Ultimate-loads changing curves under different adherend thickness

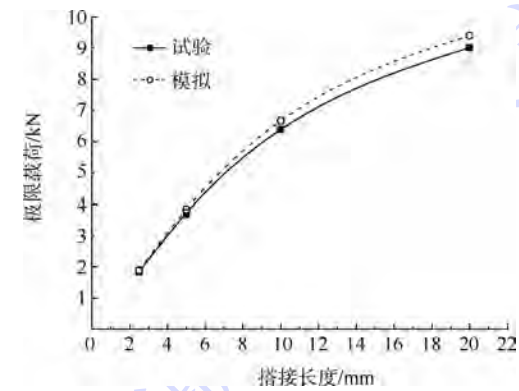


图 9 不同搭接长度的极限载荷变化曲线

Fig. 9 Ultimate-loads changing curves under different lap length

3.3 应力分析

选取搭接长度为 20 mm 的接头进行应力分析, 根据加载历程中的载荷-位移曲线选取 5 个具有代表性的加载点 ($u = 0.1, 0.4, 0.8, 1.0, 1.05$ mm), 相应的胶接区内的胶层应力和层间应力分布如图 11 和图 12 所示。

总体来看, 由于胶层位于接头上下面板的中间对称位置, 两端附加弯矩相等, 故应力曲线呈对称分布; 而由于载荷中心线偏离层间界面两端的距离不等, 导致所受附加弯矩不相等, 故应力曲线呈非对称分布。

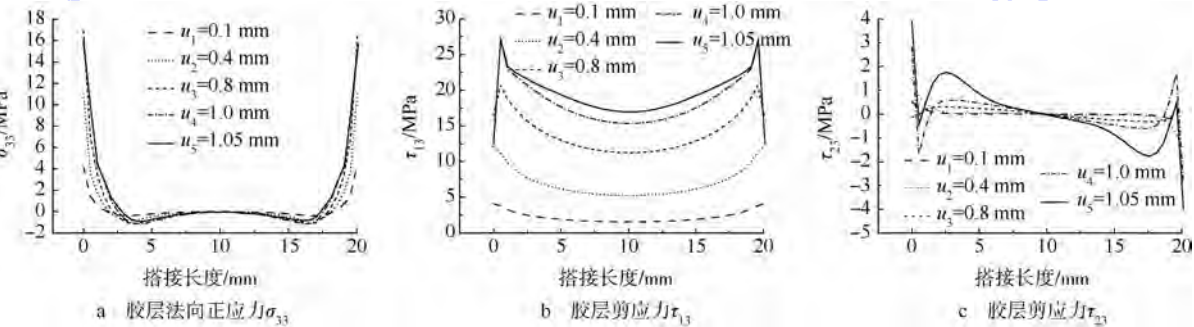


图 11 不同加载时刻胶层的应力分布

Fig. 11 Stresses distribution of adhesive at different loading points

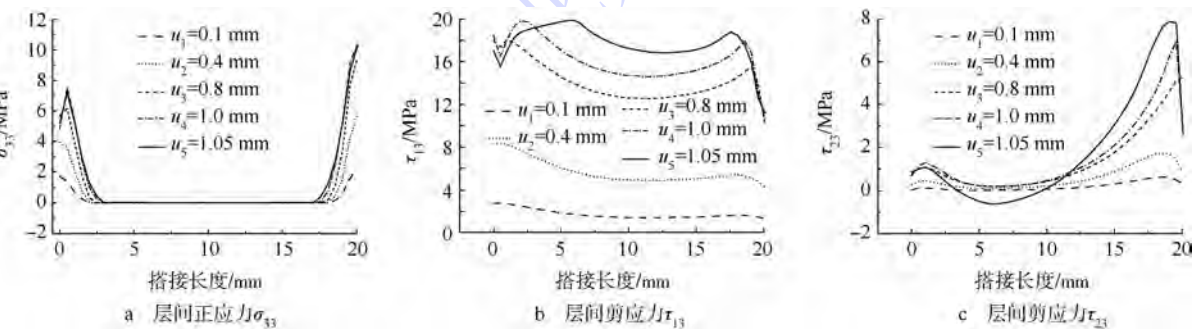


图 12 不同加载时刻邻近胶层铺层层间的应力分布

Fig. 12 Interlaminar stresses distribution of plies adjacent to adhesive at different loading points

图 11a 和图 12a 分别描述了胶层和层间的正应力 σ_{33} . 可以看出, 胶层正应力在胶接区中间的大部分区域应力水平较低, 且处于负应力受压状态, 而在靠近两端位置胶层正应力迅速增加, 且高于同时刻的层间正应力; 层间正应力在胶接区中间的大部分区域基本保持在零应力状态, 而在靠近两端位置应力值迅速增长, 右端的正应力水平高于左端, 原因在于层间界面右端所受附加弯矩大于左端, 而且左端的应力峰值随加载历程逐渐右移, 说明层间界面的内聚力单元在混合模式下从左端向右逐渐发生失效.

图 11b 和图 12b 分别描述了胶层和层间的剪应力 τ_{13} , 可以看出, 胶层剪应力的分布呈两端高中间低的“凹”形分布, 而层间剪应力的分布则呈一向右倾斜的“凹”形, 左端高于右端; 胶层和层间界面各位置处的应力值均随加载历程有较大增长, 且在加载到一定程度后, 曲线在两端处均有所下降, 应力峰值开始从两端向内移动.

图 11c 和图 12c 分别描述了胶层和层间的剪应力 τ_{23} , 可以看出, 胶层剪应力呈中心对称, 两端受力方向相反, 而层间剪应力的右端值要高于左端和中间区域; 但胶层和层间的剪应力 τ_{23} 相比于 σ_{33} 和 τ_{13} 均较低, 对接头失效影响也较小.

4 结 论

本文的研究为飞行器复合材料胶接结构设计提供了重要的试验和有限元分析方法, 针对胶层厚度均为 0.12 mm 的 T300/QY8911 复合材料层合板单搭接胶接接头, 通过对其在不同试验参数下的试验研究与数值模拟, 得到如下结论:

- 1) 胶接连接的失效模式与胶接长度和被胶接件厚度有关, 随胶接长度和被胶接件厚度的增加逐渐由胶层失效转变为层合板失效.
- 2) 接头强度随搭接长度和胶接件厚度增大而增大, 但增幅逐渐变缓, 最后趋于一稳定值.
- 3) 接头端部的应力集中和剥离应力最为严重, 是失效的起始位置.

参考文献 (References)

[1] Volkersen O. Die nietkraftverteilung in zugbeanspruchten Nietv-

erbindingen mit konstanten Laschenquerschnitten[J]. Luftfahrtforschung, 1938, 15(1/2): 41 - 47

[2] Goland M, Reissner E. The stresses in cemented joints[J]. Journal of Applied Mechanics, 1944, 11(1): A17-A27

[3] Hart-Smith L J. Adhesive-bonded single-lap joints[M]. Hampton, VA: Langley Research Center, 1973

[4] Adams R D, Peppiatt N A. Stress analysis of adhesive-bonded lap joints[J]. The Journal of Strain Analysis for Engineering Design, 1974, 9(3): 185 - 196

[5] Renton W J, Vinson J R. The efficient design of adhesive bonded joints[J]. The Journal of Adhesion, 1975, 7(3): 175 - 193

[6] Allman D J. A theory for elastic stresses in adhesive bonded lap joints[J]. The Quarterly Journal of Mechanics and Applied Mathematics, 1977, 30(4): 415 - 436

[7] Ribeiro F L, Borges L, Dalmeida J R M. Numerical stress analysis of carbon-fibre-reinforced epoxy composite single-lap joints[J]. International Journal of Adhesion and Adhesives, 2011, 31(5): 331 - 337

[8] Da Costa Mattos H S, Sampaio E M, Monteiro A H. Static failure analysis of adhesive single lap joints[J]. International Journal of Adhesion and Adhesives, 2011, 31(6): 446 - 454

[9] Hua Y, Gu L, Trogon M. Three-dimensional modeling of carbon/epoxy to titanium single-lap joints with variable adhesive recess length[J]. International Journal of Adhesion and Adhesives, 2012, 38: 25 - 30

[10] Ekh J, Schön J, Zenkert D. Simple and efficient prediction of bearing failure in single shear, composite lap joints[J]. Composite Structures, 2013, 105: 35 - 44

[11] Tang J H, Sridhar I, Srikanth N. Static and fatigue failure analysis of adhesively bonded thick composite single lap joints[J]. Composites Science and Technology, 2013, 86: 18 - 25

[12] Groth H L, Brottare I. Evaluation of singular intensity factors in elastic-plastic materials[J]. Journal of Testing and Evaluation, 1988, 16(3): 291 - 297

[13] Wahab M M A, Ashcroft I A, Crocombe A D, et al. Prediction of fatigue thresholds in adhesively bonded joints using damage mechanics and fracture mechanics[J]. Journal of Adhesion Science and Technology, 2001, 15(7): 763 - 781

[14] De Moura M F S F, Gonçalves J P M, Chousal J A G, et al. Cohesive and continuum mixed-mode damage models applied to the simulation of the mechanical behaviour of bonded joints[J]. International Journal of Adhesion and Adhesives, 2008, 28(8): 419 - 426

[15] Anyfantis K N, Tsouvalis N G. A 3D ductile constitutive mixed-mode model of cohesive elements for the finite element analysis of adhesive joints[J]. Journal of Adhesion Science and Technology, 2013, 27(10): 1146 - 1178

北 京 航 空 航 天 大 学 学 报

2014 年 第 40 卷 总目次

(总第 251 期 ~ 总第 262 期)

北京航空航天大学学报 2014 年第 40 卷第 1 期(总第 251 期)

5800	三维四向编织复合材料改进模型弹性性能计算	刘振国	商园春	董阿鹏	吕明云(1)
5801	3UPS-S 并联机构单支链驱动奇异分析	韩先国	刘岩龙(6)		
5802	基于活动预测和能耗均衡的 WSN 路由算法	汪成亮	王 强(10)		
5803	电动汽车动力电池生热模型和散热特性	姬芬竹	刘丽君	杨世春	徐 斌(18)
5804	永磁球形电机的神经网络自适应控制算法	刘敬猛	刘 岩	陈伟海	张 良(25)
5805	氧化硫硫杆菌和芽孢杆菌协作下 Q235 钢腐蚀行为 ..	杜 娟	李松梅	刘建华	于 美(31)
5806	结构材料对光纤陀螺动态性能的影响	刘海霞	蒋鷁飞	宋凝芳	潘 雄(39)
5807	一体化数字液压传动系统的建模仿真和控制	齐海涛	付永领	祁晓野(44)	
5808	复合弯扭涡轮叶片尾缝的快速建模	张宝源	席 平	杨 炯(48)	
5809	气动布局参数对直升机飞行品质的影响	吕少杰	曹义华	李国知(54)	
5810	压缩感知合成孔径雷达射频干扰抑制处理	麦超云	孙进平	崔如心	张冰尘(59)
5811	基于公理设计的产品可靠性要求实现方法	杨德真	任 羿	王自力	肖 静(63)
5812	基于 PERT 网络的航空弹药保障人员优化配置	郭小威	马登武	邓 力(69)	
5813	基于切换多胞模型的变体飞行器增益调参控制	王 通	王 青	江未来	董朝阳(75)
5814	高超声速飞行器抗干扰反步滑模控制	后德龙	王 青	王 通	董朝阳(80)
5815	飞机座舱显示界面脑力负荷测量与评价	卫宗敏	完颜笑如	庄达民(86)	
5816	软管锥套式空中加油系统建模与特性分析	王海涛	董新民	窦和锋	薛建平(92)
5817	基于复合材料的高余压座舱设计	高海朋	刘 猛	王 浚(99)	
5818	高精度紧缩场的机械精度检测与电性能验证	栾京东	李晓星	周国锋	王魁奎(104)
5819	HLA/RTI 下周期与非周期任务调度的实时性改进	刘述田	戴树岭	张亚琳(110)	
5820	基于图论的潜通路分块分析方法	梁 因	马齐爽	徐 萍(115)	
5821	多导弹分布式协同制导与控制方法	孙雪娇	周 锐	吴 江	陈哨东(120)
5822	非线性回归支持向量机的 SMO 算法改进	赵长春	姜晓爱	金英汉(125)	
5823	BCM 的多阶段译码算法	任 杰	苗俊刚	张会生	陈正康(131)
5824	钛合金 TB6 铣削加工硬化实验	周子同	陈志同	蒋理科	李秀琴(135)

北京航空航天大学学报 2014 年第 40 卷第 2 期(总第 252 期)

5825	带静态参数的高超声速飞行器轨迹优化算法	张红文	张科南	陈万春(141)	
5826	航空重载面齿轮三维裂纹分析与疲劳寿命预测	王延忠	田志敏	侯良威	兰 州(148)
5827	汽油机进气歧管流通性和均匀性数值模拟		姬芬竹	谷可帅(154)	
5828	双立尾对战斗机隐身特性的数值模拟	岳奎志	孙 聪	姬金祖(160)	
5829	大型紧缩场边缘干涉误差检测及拼缝修正	周国锋	李晓星	栾京东	程德级(166)
5830	石墨烯用于提高材料抗原子氧剥蚀性能	张 雯	易 敏	沈志刚	张晓静(172)
5831	高超声速飞行器异步切换的鲁棒 H_{∞} 控制	吴振东	王 青	董朝阳(177)	
5832	基于边频相对能量和的柱塞泵磨损状态识别		何兆民	王少萍(183)	
5833	基于流固耦合的充气翼内压对翼面变形影响分析	杨永强	马云鹏	武 哲(188)	
5834	非均匀螺距的双绞线串扰统计特性分析	包贵浩	苏东林	戴 飞	高万峰(193)
5835	基于数字样机的飞机研制项目监控技术	陈畅宇	于 勇	赵 罡(198)	
5836	锥头圆柱体高速入水空泡数值模拟	马庆鹏	魏英杰	王 聪	曹 伟(204)

5837	考虑管路的飞机液压刹车系统压力振荡分析	黄 澄	焦宗夏	尚耀星(210)
5838	物质热力学函数温度系数的通用计算方法	刘 浏	梁国柱	(216)
5839	结构模糊非概率混合可靠性分析方法	许孟辉	邱志平	(222)
5840	目标威胁规避约束下战斗机引导控制优化方法	于 雷	付昭旺	李战武
5841	BP-AdaBoost 模型在光纤陀螺零偏温度补偿中的应用	刘元元	杨功流	李思宜(235)
5842	飞航导弹编队队形变换控制器设计	杜 阳	吴森堂	(240)
5843	微小型无人直升机避障最优轨迹规划	孟少华	向锦武	罗漳平
5844	动态环境中的无人机路径规划方法	刘 洋	章卫国	李广文
5845	基于 DDMR 辅助的 GNSS-R 载波相位差测高方法	王艺燃	洪学宝	张 波
5846	基于代数模型的飞控计算机可靠性分析方法	张竞凯	章卫国	刘小雄
5847	基于滑模控制的车车协同主动避撞算法	王庞伟	余贵珍	王云鹏
5848	基于距离信息修正的自由段弹道预测法	刘永兰	贺正洪	李振兴
5849	飞机侧壁部件装配调姿机构的设计与分析	马政伟	李卫东	万 敏

北京航空航天大学学报 2014 年第 40 卷第 3 期(总第 253 期)

5850	控制力矩陀螺驱动的空间机器人轨迹跟踪控制	贾英宏	赵 楠	徐世杰(285)
5851	基于实验的自适应随机测试效率分析	殷永峰	肖 鹏	张 弛
5852	贝叶斯网络结合决策理论的向前多步排故策略	于劲松	刘 浩	万九卿
5853	双干涉光纤陀螺光纤环温度致非互易性分析	徐宏杰	安明花	徐小斌
5854	空地协同交通状态感知与应急指挥系统构建	张欲晓	王云鹏	唐文忠
5855	利用 WW3 模式实现中国海击水概率数值预报	郑崇伟	潘 静	黄 刚
5856	基于神经网络的电液转台非线性积分滑模控制	韩松杉	焦宗夏	汪成文
5857	基于大变形梁模型的风力机叶片气动弹性分析	张新替	杨 超	吴志刚
5858	高空浮空器蒙皮材料特性分析与组合优化	杨永强	马云鹏	武 哲
5859	基于拉曼努金和的非均匀多载波调制系统	周丽娜	王祖林	尚佳栋
5860	月地转移轨道快速设计方法	郑爱武	周建平	刘 勇
5861	改进的基于剩余度置信度传播的 LDPC 解码算法	赵 明	张晓林	(350)
5862	基于控制分配的一类变体飞行器容错控制	江未来	董朝阳	王 通
5863	基于地形高程数据的复杂地形风场建模方法	唐 鑫	洪冠新	(360)
5864	新的像机观测可靠度模型	孙 茜	许 东	(365)
5865	双机编队空空导弹协同发射区模拟仿真分析	刁兴华	方洋旺	伍友利
5866	月球着陆器悬停阶段相对自主导航方法	苏庆华	赵 剡	杨 奎
5867	旋转变压器输出信号自动标定	张 健	吴 忠	(383)
5868	两种用于 NS-DSMC 耦合方法的连续失效参数对比	唐振宇	蔡国飙	(389)
5869	基于全数字仿真的嵌入式软件测试技术	刘 辉	金茂忠	(394)
5870	多导弹协同攻击编队非线性最优控制器设计	张 磊	方洋旺	刁兴华
5871	飞行器网络控制系统故障检测与时域优化	马奥家	董朝阳	王 青
5872	虚警影响下的备件库存优化	卞洁辉	郭霖瀚	康 锐
5873	限制器对高超声速体表面热流数值模拟的影响	杨建龙	刘 猛	(417)
5874	含氟固体憎水剂的制备及其膜层性能	冯 莉	李卫平	刘慧丛

北京航空航天大学学报 2014 年第 40 卷第 4 期(总第 254 期)

5875	飞机跑道荷载响应深度变化规律	张献民	薛华鑫	董 倩
5876	频谱混叠对光纤陀螺振动特性测试的影响	宋凝芳	赵亚飞	潘 雄
5877	端柱面组合密封气膜稳态特性数值仿真分析	马 纲	孙晓军	罗先海

5878	激光冲击次数对 TA15 微观组织和硬度的影响	朱 颖	范博文	郭 伟	康 慧(444)
5879	航空发动机解耦 PI 控制器设计方法	高亚辉	臧 军	姚 华	黄金泉(449)
5880	环路参数对数字闭环加速度计动态特性影响	张 晞	张声艳	李立京	王洪波(455)
5881	一般三支链并联机构正解算法		周万勇	陈五一	刘华东(461)
5882	中断雷达距离跟踪的战斗机机动控制方法	李 飞	俞利新	王 龙	隋永华(467)
5883	水平起降两级入轨系统的质量估算方法及应用	姜亚中	蒋崇文	高振勋	李椿萱(473)
5884	基于 FRA 精细模型的航天器三轴姿态稳定控制		关 宏		徐世杰(479)
5885	叶片式液压摆动马达的非线性泄漏分析	王 增	焦宗夏	汪成文	尚耀星(486)
5886	基于姿态加权核回归的航天器姿态估计		张浩鹏		姜志国(494)
5887	3PRS/UPS 冗余驱动并联机器人刚度特性分布	郭江真	王 丹	樊 锐	陈五一(500)
5888	K 波段微波高光谱辐射计的晴空定标方法	谢 衍	陈敬熊		苗俊刚(507)
5889	基于灵敏度分析的结构-声学鲁棒优化设计	王 冲	邱志平	王晓军	吴 迪(512)
5890	基于状态空间和 NR-LMS 的结构参数辨识方法		王云峰	程 伟	陈江攀(517)
5891	网络分区中混合消息集传输模式的精确配置	屠晓杰	何 锋	吴 庆	熊华钢(523)
5892	几何特征的六面体网格剖分方法		陈睿智	席 平	王 帅(529)
5893	试验模态分析最佳测试点选取方法的优化	荣双龙	李传日	徐 飞	马 甜(536)
5894	基于傅里叶基的自适应压缩感知重构算法	吕方旭	张金成	王 泉	王 钰(544)
5895	斜置飞翼超声速旅客机气动外形参数选取方法	胡姝瑶	蒋崇文	高振勋	李椿萱(551)
5896	基于球几何特征的摄像机内参分步标定方法	赵云涛	孙军华	陈 勛	官 政(558)
5897	发动机喷嘴表面化学改性抗结焦积碳	李 范	朱岳麟	黄艳斐	刘亚杰(564)
5898	考虑结构刚度不确定性的概率颤振分析	唐 健	吴志刚		杨 超(569)
5899	计数型序贯截尾试验方案的计算与选择	余 闯	王晓红		李秋茜(575)

北京航空航天大学学报 2014 年第 40 卷第 5 期(总第 255 期)

5900	基于能量的高超声速飞行器再入混合制导方法	王 青	莫华东	吴振东	董朝阳(579)
5901	基于距离测量的机器人误差标定及参数选定	张 铁	戴孝亮	杜 亮	(585)
5902	单旋翼直升机气动布局对飞行性能的影响	苏 媛	吕少杰	曹义华	李国知(591)
5903	基于热电类比法的光纤陀螺环模块热分析	刘海霞	蒋鷁飞	宋凝芳	贾 明(596)
5904	基于状态条件概率的设备剩余寿命预测	张继军	邓 力	马登武	曹文静(602)
5905	喷丸对 18% Ni 型超高强度钢低周疲劳性能影响	王 欣	江志华	曾候祥	汤智慧(608)
5906	基于 RoeM 格式思想的激波稳定格式构造	屈 峰	阎 超	于 剑	仲崇岩(613)
5907	位标器陀螺转轴静平衡测试系统设计	杨 辉	赵 剡	李 敏	(618)
5908	悬浮月尘的遮挡模型	陈 阔	李 娜	冯华君	徐之海(624)
5909	基于合作进化算法的月面返回再入轨迹优化设计		王峰波		董长虹(629)
5910	八水氢氧化钡相变材料储热性能实验		盛 强	邢玉明	罗 恒(635)
5911	大温升速率加热器的全补偿复合控制		李万国	付永领	祁晓野(639)
5912	基于有向无圈图的敏捷卫星姿态机动策略		唐忠兴		韩 潮(644)
5913	基于随机模型近似的再入目标自适应跟踪算法		周 政	刘进忙	郭相科(651)
5914	飞机结构 MSD 失效概率的敏感性分析		杜永恩		王生楠(658)
5915	新型直线振荡电机建模与动态特性实验				
	 梁惠升 王天乙 焦宗夏 严 亮 王旭田 何 平(662)				
5916	飞机制造工装中典型配套结构自动建模技术		曹 巍	郑国磊	邱 益(668)
5917	有限振幅扰动下高超声速钝楔绕流感受性	唐小军	王振清	孟祥男	吕红庆(675)
5918	基于支撑描述的 SIFT 匹配方法		郑 红	刘振强	温天骁(685)
5919	基于遗传算法的航空发动机部件特性修正	潘鹏飞	李秋红	任冰涛	姜殿文(690)

5920	飞翼布局阻力类偏航操纵装置操纵特性分析	李忠剑	马东立(695)
5921	高旋转数下光滑回转通道的换热特性	邓宏武 程俊华 陈 豪	田淑青(701)
5922	基于响应面法的月球着陆器软着陆性能优化	王家俊 王春洁	宋顺广(707)
5923	2219-T87 高强铝合金 HPVP-GTAW 焊缝成形参数 ...	李玉龙 从保强 杨明轩	齐铂金(712)
5924	AgCu28 钎料钎焊无氧铜晶界渗透行为分析	连 欣 曲文卿 李海涛	王国建(717)

北京航空航天大学学报 2014 年第 40 卷第 6 期(总第 256 期)

5925	存在网络丢包的导弹制导控制一体化设计	王 青 祁成东	董朝阳(721)
5926	VTS 雷达站选址问题优化模型	曹德胜 吕 靖 艾云飞	张丽丽(727)
5927	起落架缓冲器卡滞动态临界摩擦探究	魏小辉 宋晓晨 李利荣	聂 宏(732)
5928	便携式太阳电池特性参数获取系统	肖文波 卓儒盛 曹期军	曹华翔(737)
5929	车身覆盖件抗凹性试验方法及系统	王 亮 李东升 陈连峰	李 涛(742)
5930	基于分段化结构重建的 2D/3D 视频转换方法	刘 伟 李功燕 丁 锴	吴毅红(749)
5931	基于仿真模型的短距起飞性能优化	吴大卫 李寒冰 李 书	胡继忠(756)
5932	无人机全包线模糊鲁棒跟踪控制	刘 智 王 勇	(762)
5933	轴向柱塞式电液泵的油隙损耗与机械效率	李祝锋 邵云滨 付永领	范殿梁(769)
5934	适应弯扭隔肋的涡轮叶片多种扰流肋造型方法	杨 炯 席 平 胡毕富	张宝源(775)
5935	民用飞机机身结构快速设计及自动化调整	陈 稗 罗明强 武 哲	(782)
5936	分离式机械压汽蒸馏系统的实验	李育隆 吴 宏 乔 迈	陈 江(788)
5937	连续谱数据的函数型主成分回归	黄乐乐 王惠文 朱 嘉	(792)
5938	对旋风扇不同转速匹配对失速关键级影响实验	王卓奇 陆利蓬 袁 巍	宋西镇(797)
5939	面向机动目标跟踪的无人机横侧向制导规律	王树磊 魏瑞轩 郭 庆	蔚文杰(803)
5940	一种前飞状态直升机可达区域快速计算方法	庄南剑 罗漳平 任毅如	向锦武(810)
5941	超空泡鱼雷外形优化	栗夫园 张宇文 滕鹏桦	张 怡(815)
5942	复合材料板件热分层分析及试验验证	冉治国 燕 瑛 李剑峰 从 强 陈海峰	匡乃航(819)
5943	基于光电编码器的电机变周期速度观测器设计	张 靖 吴 忠	黄丽雅(824)
5944	变质量梁的自适应 Newmark 法	王宇楠	邢誉峰(829)
5945	复合材料加筋板筋条修理后的压缩性能	赵 闯 聂恒昌 郭 霞	关志东(834)
5946	CMOS 器件单粒子效应电荷收集机理	董 刚 封国强 陈 睿	韩建伟(839)
5947	基于任务评定的战斗机大迎角飞行控制律设计方法	龙晋伟 潘文俊 王立新 王志刚	(844)
5948	钛合金 TB6 侧铣表面完整性实验	周子同 陈志同 熊曦耀	徐义平(849)
5949	基于改进卡尔曼滤波的电池 SOC 估算	徐 颖 沈 英	(855)

北京航空航天大学学报 2014 年第 40 卷第 7 期(总第 257 期)

5950	3DOF 并联加载机构静力学和静刚度分析	樊 锐 刘 欢 王 丹	(861)
5951	00Cr18Ni10N 奥氏体不锈钢焊接接头应力腐蚀特性	刘建华 王 兵 李松梅 于 美	(867)
5952	压电网络板的机电耦合动力学特性	李 琳	易凯军(873)
5953	基于最小二乘法的执行器系统机械属性评价	张业明	蔡茂林(881)
5954	基于下降图像三维地形重建的参数自适应生成	孟 偲 周 娜	张亚妮(887)
5955	静压气浮直驱转台热特性	张从鹏 刘 同	李美波(893)
5956	利用非等距灰色理论方法判定失效机理一致性	李晓钢	王亚辉(899)
5957	基于 T-H 方程的多脉冲最优交会方法	姬晓琴 肖利红	陈文辉(905)

5958	基于混合法的月球软着陆轨迹优化	彭 坤	果琳丽	向开恒	王 平	徐世杰(910)
5959	旋翼微多普勒特性实验分析	王 英	彭尧坤	刘飞亮	黄沛霖	姬金祖(916)
5960	6-3 Stewart 平台位置正解的机构简化数值方法	薛 剑	唐志勇		裴忠才(921)	
5961	基于响应面优化的结构有限元模型修正		鲍 诺		王春洁(927)	
5962	亚临界压力下航空煤油 RP-3 动力黏度测量	贾洲侠	徐国强	邓宏武	闻 洁(934)	
5963	线性调频波的转发干扰抵消分析	陈世春	黄沛霖		姬金祖(939)	
5964	计及壁面传热的微型向心涡轮气动设计探讨	丁 超	边 磊		邹正平(947)	
5965	基于径向基函数插值的气动弹性计算方法	林言中	陈 兵		徐 旭(953)	
5966	载荷不确定条件下的结构拓扑优化算法		赵军鹏		王春洁(959)	
5967	基于动态指标的飞机方案多目标优化方法	徐 敏	黄沛霖	燕 瑛	李五洲(965)	
5968	考虑斜拉索松弛的盘绕式伸展臂振动模型	韩建斌	黄 海		马海波(970)	
5969	雷诺数对后向台阶剪切层转捩特性的影响	周 宁	连 程		潘 翀(978)	
5970	叶盘耦合共振条件中激励阶次的确定		乞 征		王建军(984)	
5971	航空制孔末端执行器中调姿机构的设计与实验	王启申	袁培江	王田苗	汪承坤(988)	
5972	一种新的 SINS/GPS 深组合导航系统设计		莫 凡		王新龙(994)	
5973	150 kV 高压逆变电源倍压整流电路仿真	杜慧聪	刘方军	张 伟	赵 晶(1001)	
5974	面向空间废物处理的微生物燃料电池隔膜材料	李兴业	贾伯阳	谢倍珍	刘 红(1006)	

北京航空航天大学学报 2014 年第 40 卷第 8 期(总第 258 期)

5975	压电结构系统机电耦合的强化与多阶共振抑制	李 琳	刘 学(1011)			
5976	固体运载器飞行动力学逆问题分类	李世鹏	梁欣欣	荣晶晶	张 艳(1017)	
5977	基于多光谱测温优化的材料光谱发射率测量	杨永军	王中宇	张术坤	张学聪(1022)	
5978	基于过程质量数据的制造系统可靠性建模分析	何益海	沈 珍	尹 超(1027)		
5979	自主导航星座旋转误差的差分校正技术	孟繁智	史鹏亮	欧 钢(1033)		
5980	基于特征点识别的头部姿态计算		乔体洲	戴树岭(1038)		
5981	尾流飞行风险概率拓扑图的构建方法	薛 源	徐浩军	李 强	侯世芳	刘仕杰(1044)
5982	表面粗糙或带凸起转盘风阻扭矩实验	张 达	罗 翔	徐国强	田淑青(1055)	
5983	基于 backstepping/RHO 的变体飞机控制器设计	陈 伟	卢京潮	王晓光	章卫国(1060)	
5984	基于注意资源分配的情境意识模型	刘 双	完颜笑如	庄达民	吕诗晨(1066)	
5985	SRAM 型 FPGA 单粒子翻转效应加固方法	姜昱光	韩建伟	朱 翔	蔡明辉(1073)	
5986	SAR 图像舰船识别的三维空间逆投影与匹配技术		顾丹丹	许小剑(1078)		
5987	高精度激波捕捉格式的性能分析	屈 峰	阎 超	于 剑	陈嘉阳(1085)	
5988	面向航空电子云的混合式时间同步算法	李 铮	李 峭	赵露茜	熊华钢(1090)	
5989	“嫦娥二号”小行星探测试验定轨计算与分析					
	 曹建峰 胡松杰 刘 磊 刘 勇 黄 勇 李培佳(1095)					
5990	基于 STF 和加权改进的群目标跟踪算法	李振兴	刘进忙	白东颖	郭相科(1102)	
5991	模糊可靠性模型的收敛性及改进的截集分布		张 萌	陆 山(1109)		
5992	群模糊层次分析法的改进及应用	李 亮	龚光红	陈金磊	柳琼俊(1116)	
5993	基于小波分析的地形多分辨率建模方法	王江云	曾 琼	王会霞(1121)		
5994	新型折叠翼机构设计		包晓翔	张云飞	杨晓树(1127)	
5995	基于 GM(1,1) 与灰区间估计的 SPE 通量水平长期预测					
	 王中宇 李 强 燕 虎 王 倩(1134)					
5996	面向数字化技术支援的数字样机逐层轻量化技术					
	 白金鹏 刘 虎 武 哲 王震威 薛 婧(1143)					
5997	平流层飞艇蒙皮材料织物纤维拔出过程分析	孟军辉	张艳博	吕明云(1149)		

5998	双级低滞后刷式密封级间不均衡性分析	文 龙 王之栋 丁 蕾 刘 健 胡广阳 陈聪慧(1154)
5999	航空发动机研发能力建设项目后评价指标体系	徐春荣 任文婧 周 泓(1160)

北京航空航天大学学报 2014 年第 40 卷第 9 期(总第 259 期)

6000	异步双卫星 MIMO 系统中的空时编码方案	赵旦峰 王 杨 廖 希(1165)
6001	六杆机构四位置运动生成的解域综合理论与方法	韩建友 崔光珍 杨 通(1170)
6002	基于谱峭度与双谱的轴承故障诊断方法	郑 红 周 雷 杨 浩(1176)
6003	分时段实时观测脉冲星的单探测器导航方法	杨 博 张 睿 孙 晖 徐 帆(1183)
6004	杂化聚酰亚胺的制备及其耐原子氧剥蚀性能	赵小虎 段凌泽 赵一志(1189)
6005	基于自适应滤波的编队卫星实时相对定轨	秦显平 任 夏 杨元喜(1195)
6006	直升机旋翼防/除冰电加热控制律仿真	傅见平 庄伟亮 杨 波 常士楠(1200)
6007	故障预测算法稳定性实时评估方法	于劲松 刘 浩 张 平 万九卿(1208)
6008	气动负载模拟器的多余力矩分析	魏 琼 吴 帅 焦宗夏 于 浩(1213)
6009	直升机-吊挂耦合系统平衡特性和稳定性分析	曹 龙 曹义华 李春华(1219)
6010	伺服机构负载模拟系统设计与动态特性分析	张 朋 付永领 郭彦青 祁晓野(1225)
6011	引入缺陷的细粒度软件变更识别方法	原 子 于莉莉 刘 超(1231)
6012	非高斯随机振动的模拟方法	徐 飞 李传日 姜同敏 荣双龙(1239)
6013	SST-DES 在小分离流动数值模拟中的改进	王翔宇 李 栋(1245)
6014	基于间隙度量的高超声速飞行器包线定量划分	何超凡 杨凌宇 李 鑫 何念念(1250)
6015	电液负载模拟器摩擦参数辨识及补偿	郭彦青 付永领 张 朋 陈 娟(1256)
6016	基于欧拉法模拟旋转帽罩水滴撞击特性	吴孟龙 常士楠 冷梦尧 王 超(1263)
6017	基于多智能体联盟的多机协同空战任务分配	刁兴华 方洋旺 肖冰松 毛东辉(1268)
6018	一类不确定分数阶混沌系统的滑模自适应同步	余名哲 张友安(1276)
6019	考虑随机干扰的高超声速滑翔飞行器轨迹优化	国海峰 黄长强 丁达理 肖 红(1281)
6020	基于输出重定义的再入飞行器动态逆姿态控制	史丽楠 张 冉 李昭莹 李惠峰(1291)
6021	屈曲模态对含缺陷复材加筋板后屈曲的影响	徐荣章 关志东 刘 璐 张 楠(1299)
6022	一种地标点修正的高精度双目视觉导航方法	张 洋 王新龙(1305)
6023	成败型系统可靠性增长的 Bayes 评估	袁 昆 李晓钢(1312)
6024	基于 SIFT,K-Means 和 LDA 的图像检索算法	汪宇雷 毕树生 孙明磊 蔡月日(1317)

北京航空航天大学学报 2014 年第 40 卷第 10 期(总第 260 期)

6025	基于 Terminal 滑模的小行星探测器着陆连续控制	刘克平 曾建鹏 赵 博 李元春(1323)
6026	制备生物航煤山苍子果核油预处理工艺	朱岳麟 刘亚杰 马胜东 李 范(1329)
6027	基于自适应差分进化的矿卡转向运动学仿真	姜立标 程 铖 何家寿 刘坚雄(1335)
6028	吸气式高超声速飞行器冷流试验设计及验证	邓 帆 杜 新 谭慧俊 曾宪政(1341)
6029	多舱段载人航天器 CO ₂ 去除系统性能仿真分析	靳 健 侯永青(1349)
6030	同轴接入设备的系统升级机制设计	崔竞飞 王劲林 张 振(1355)
6031	纤维增强熔模铸造复合型壳的性能及断口形貌	吕 凯 刘向东 李艳芬 冯 华 王 浩(1361)
6032	基于模糊关联分类器的民机超限事件诊断方法	高小霞 霍纬纲 冯兴杰(1366)
6033	基于遗传算法的 AT 换挡元件方案优选	马明月 刘艳芳 徐向阳 王 祎(1372)
6034	基于 WPI 的多操纵面飞机积分滑模容错控制	王发威 董新民 王小平 薛建平(1378)

6035	基于压差梯度的平流层飞艇艇囊应力计算和仿真	刘龙斌	吕明云	肖厚地	曹 帅(1386)
6036	同步三星目标运动状态快速检测方法	杨宇翔	张汇川	(1392)	
6037	基于轮询的高级在轨系统多路复用包时延分析	张 猛	熊华钢	赵洪博	夏 莹(1399)
6038	一类非理想切换系统的 H_{∞} 控制器设计	李 玮	王 青	董朝阳	(1405)
6039	电液飞行转台的分数阶积分滑模非线性控制	韩松杉	焦宗夏	汪成文	尚耀星 石 岩(1411)
6040	改型对剑形深波谷交变波瓣喷管射流掺混的作用	盛志强	黄沛霖	姬金祖	王 英(1417)
6041	基于 Memetic 算法的超视距协同空战火力分配	颜 骥	李相民	刘立佳	张凤霞(1424)
6042	Chaboche 随动硬化模型参数确定及棘轮效应	姜金朋	陈 涛	金 平	王 珏(1430)
6043	基于小波变换和聚类的 BLDCM 故障检测与识别	王 欣	杜 阳	周元钧	马齐爽(1436)
6044	基于润滑理论的二维积冰数值模拟	侯 硕	曹义华	(1442)	
6045	应用于 MIMO-OFDMA 下行链路的分组调度算法	刘 壮	李 曦	纪 红	(1451)
6046	超视距空战中多机协同制导方法	冉华明	周 锐	吴 江	董卓宁(1457)
6047	自适应立方卷积图像插值算法	李春龙	潘海侠	王华峰	(1463)
6048	改进模糊综合评判法在复合材料构件成型工艺决策中的应用	贺 龙	梅中义	(1469)	
6049	基于三维最小二乘方法的空间直线度误差评定	王炳杰	赵军鹏	王春洁	(1477)

北京航空航天大学学报 2014 年第 40 卷第 11 期(总第 261 期)

6050	作业优化在航空产品成本控制中的应用	周 宁	马 婧	罗继德	王灿明(1481)
6051	多元线性回归模型的增量算法	王惠文	魏 嫻	黄乐乐	(1487)
6052	非相似余度作动系统静态力均衡控制策略	付永领	范殿梁	李祝锋	(1492)
6053	硅通孔中电致应力的有限元分析	苏 飞	卢子兴	刘 萍	王 渊(1500)
6054	非标准参数的 CCSDS Turbo 码译码器性能仿真	赵 琦	杜玉娇	(1507)	
6055	基于驻留时间比的近地空间碎片环境建模	申敬松	刘 也	胡松杰	韩 潮(1512)
6056	小样本理论在航空发动机研制费估算中的应用	刘 芳	张海涛	(1518)	
6057	无槽圆筒型永磁直线作动器绕组分布特性实验	黄旭珍	李立毅	(1526)	
6058	150 kV/30 kW 逆变式电子束焊接高压电源设计	张 伟	杜慧聪	齐铂金	许海鹰(1531)
6059	整体壁板压弯成形等效计算模型	李卫东	万 敏	(1537)	
6060	动量轮诊断测点配置与资源占用度成本评价	刘 睿	周 军	李 鑫	刘莹莹(1543)
6061	波束跃度对星载 SAR 滑聚模式成像影响分析	曾虹程	陈 杰	杨 威	张豪杰(1549)
6062	复合材料开孔层压板压缩长期强度预测	康 军	关志东	黎增山	李 星(1555)
6063	舵叶固定式液压球形关节运动学及性能分析	方守龙	王 亮	丁 帅	(1563)
6064	基于 SMD0-TLC 的高超声速飞行器姿态控制	邵星灵	王宏伦	(1568)	
6065	三阶中心无振荡格式性能分析	李彦苏	阎 超	屈 峰	于 剑(1576)
6066	卫星姿态控制系统在轨实时健康评估	宋 飞	秦世引	(1581)	
6067	飞机装配坐标系公共基准点粗差检测与修正方法	陈 磊	黄 翔	赵乐乐	李泷杲(1589)
6068	基于不变流形的高超声速飞行器动态面控制	后德龙	陈 彬	王 青	董朝阳(1595)
6069	Gaussian-Hermite 矩旋转不变矩的构建	张朝鑫	席 平	胡毕富	(1602)
6070	基于非圆信号的单次快拍二维 DOA 新算法	李 磊	李国林	马云鹏	(1609)
6071	动力翼伞纵向四自由度动力学仿真	杨 华	宋 磊	王文剑	黄 俊(1615)
6072	基于危险要素的危险分析技术	赵 远	焦 健	赵廷弟	(1623)
6073	压电网络板的振动控制原理与控制效果	易凯军	李 琳	(1629)	

6074	夹持边界条件下表面裂纹应力强度因子求解	曹淑森	贺小帆	杨博霄	刘文琰(1637)
------	---------------------------	-----	-----	-----	-----------

北京航空航天大学学报 2014 年第 40 卷第 12 期(总第 262 期)

6075	飞机使用升限对增压活塞发动机的匹配要求	徐 斌	谭龙兴	杨世春	姬芬竹(1643)
6076	储能钠硫电池保温层优化设计	张建平	韩 熠	刘 宇	朱群志(1648)
6077	战术导弹气动隐身快速多目标优化方法				
		刘 莉	蒋孟龙	龙 腾	吴 迪 黄 波(1654)
6078	双级气体减压器稳定性影响因素数值分析	孙 冰	许 琪	陈 阳	位立军(1660)
6079	基于多点约束的大展弦比机翼静气动弹性计算	黄 炜	陆志良	唐 迪	郭同庆(1666)
6080	我国空间电力线谐波辐射现象分析	吴 静	张 翀	付静静	马齐爽(1672)
6081	基于视频数据的机场跑道外来物检测			陈唯实	李 敬(1678)
6082	基于 Simapro 的气动与电动执行器生命周期评价			张业明	蔡茂林(1685)
6083	阻尼网特性数值模拟			丛成华	廖达雄(1691)
6084	航空高动态网络负载感知路由算法			刘 智	徐 楨(1697)
6085	基于背景属性的目标识别			雒建卫	姜志国(1702)
6086	网络瞄准中的异步传感器空间配准算法	雍霄驹	方洋旺	张登福	刁兴华(1707)
6087	基于空间映射的视觉注意力分配预测模型	吴 旭	完颜笑如		庄达民(1713)
6088	复合材料结构组件抗坠毁试验与渐进失效分析				
		罗海波	燕 瑛	孟祥吉	梁祖典 侯 康 宫少波(1719)
6089	XY-SAS 模型中不同网格尺度限制器的影响分析			郑玮琳	阎 超(1725)
6090	基于 IPMC 仿生机器鱼推进效率实验研究	沈 奇	韩晨皓	王田苗	梁健宏(1730)
6091	阀控电液位置伺服系统非线性鲁棒控制方法	汪成文	尚耀星	焦宗夏	韩松杉(1736)
6092	环境温度对电动汽车热泵空调系统性能的影响	彭发展	魏名山	黄海圣	张 虹(1741)
6093	成本约束的表决冗余系统可靠度优化与分配	刘志君		高亚奎	章卫国(1747)
6094	质心位置对超空泡射弹尾拍运动影响分析	赵成功	王 聪	魏英杰	马庆鹏(1754)
6095	SDUV 方法中组织振动信号提取算法比较	蔡夕然	樊 璠	李晓斐	牛海军(1761)
6096	一种高动态条件下惯性星光组合定姿方法	韩 礼	张力军	蔡 洪	张士峰(1767)
6097	模糊变分原理在求解结构固有频率中的应用		张旭东	邱志平	李 琦(1773)
6098	海天背景多光谱成像特性仿真			何晓雨	许小剑(1780)
6099	复合材料单搭接胶接头试验研究与数值模拟				
		梁祖典	燕 瑛	张涛涛	李剑峰 孟祥吉 廖宝华(1786)

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2014 Vol.40 Total Contents

(Sum 251 ~ Sum 262)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2014 Vol.40 No.1 (Sum 251)

5800	Elastic properties computation for three-dimensional and four-directional braided composites based on an improved model	Liu Zhenguo Shang Yuanchun Dong Apeng Lü Mingyun(1)
5801	Singularity of 3UPS-S parallel mechanism in single limb motion	Han Xianguo Liu Yanlong(6)
5802	Activity-aware & energy balance based routing protocol for wireless sensor networks	Wang Chengliang Wang Qiang(10)
5803	Heating generation model and heat dissipation performance of the power battery in electric vehicle	Ji Fenzhu Liu Lijun Yang Shichun Xu Bin(18)
5804	Neural network adaptive control algorithm for permanent magnet spherical motor	Liu Jingmeng Liu Yan Chen Weihai Zhang Liang(25)
5805	Corrosion behavior of steel Q235 co-influenced by <i>Thiobacillus thiooxidans</i> and <i>Bacillus</i>	Du Juan Li Songmei Liu Jianhua Yu Mei(31)
5806	Effect of structural material upon the dynamic performance of FOG	Liu Haixia Jiang Yaofei Song Ningfang Pan Xiong(39)
5807	Modelling, simulation and control of integrated digital hydraulic actuation system	Qi Haitao Fu Yongling Qi Xiaoye(44)
5808	Rapid modeling of trailing edge slots in bowed-twisted turbine blade	Zhang Baoyuan Xi Ping Yang Jiong(48)
5809	Influences of aerodynamic configuration parameters on helicopter flying qualities	Lü Shaojie Cao Yihua Li Guozhi(54)
5810	RFI suppression processing for compressive sensing based SAR imaging	Mai Chaoyun Sun Jinping Cui Ruxin Zhang Bingchen(59)
5811	Design-in of reliability through axiomatic design	Yang Dezhen Ren Yi Wang Zili Xiao Jing(63)
5812	Optimal allocation of air ammunition support crew based on PERT networks	Guo Xiaowei Ma Dengwu Deng Li(69)
5813	Gain schedule control of morphing vehicle based on switched polytopic system	Wang Tong Wang Qing Jiang Weilai Dong Chaoyang(75)
5814	Disturbance rejection sliding mode control of hypersonic vehicle based on backstepping method	Hou Delong Wang Qing Wang Tong Dong Chaoyang(80)
5815	Measurement and evaluation of mental workload for aircraft cockpit display interface	Wei Zongmin Wanyan Xiaoru Zhuang Damin(86)
5816	Dynamic modeling and characteristics analysis of hose-paradrogue aerial refueling system	Wang Haitao Dong Xinmin Dou Hefeng Xue Jianping(92)
5817	Design of high overpressure cockpit based on composite material	Gao Haipeng Liu Meng Wang Jun(99)
5818	Mechanical accuracy measuring and electrical performance validation for high-precision compact antenna test range	Luan Jingdong Li Xiaoxing Zhou Guofeng Wang Kuikui(104)
5819	Improvement of HLA/RTI real-time performance by scheduling periodic and aperiodic tasks	Liu Shutian Dai Shuling Zhang Yalin(110)
5820	Sneak circuit partition analysis method based on graph theory	Liang Yin Ma Qishuang Xu Ping(115)
5821	Distributed cooperative guidance and control for multiple missiles	Sun Xuejiao Zhou Rui Wu Jiang Chen Shaodong(120)
5822	Improved SMO algorithm of nonlinear regression support vector machine	Zhao Changchun Jiang Xiaoi Jin Yinghan(125)
5823	Multistage decoding algorithm of block coding modulation	Ren Jie Miao Jungang Zhang Huisheng Chen Zhengkang(131)
5824	Experiment on work hardening of milling TB6	Zhou Zitong Chen Zhitong Jiang Like Li Xiuqin(135)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2014 Vol.40 No.2 (Sum 252)

5825	Indirect method for trajectory optimization of hypersonic vehicle with static parameters	Zhang Hongwen Zhang Kenan Chen Wanchun(141)
------	--	---

5826	Three-dimensional crack analysis and fatigue life prediction of aero heavy-load face gear	Wang Yanzhong	Tian Zhimin	Hou Liangwei	Lan Zhou(148)
5827	Numerical simulation of liquidity and uniformity of gasoline engine intake manifold	Ji Fenzhu	Gu Keshuai(154)		
5828	Numerical simulation on the stealth characteristics of twin-vertical-tails for fighter	Yue Kuizhi	Sun Cong	Ji Jinzu(160)	
5829	Edges interference errordetection and reflector gaps correction for large-scale compact range	Zhou Guofeng	Li Xiaoxing	Luan Jingdong	Cheng Deji(166)
5830	Application of graphene on improving atomic oxygen resistance of material	Zhang Wen	Yi Min	Shen Zhigang	Zhang Xiaojing (172)
5831	Robust H_{∞} control for hypersonic vehicles under asynchronous switching	Wu Zhendong	Wang Qing	Dong Chaoyang(177)	
5832	Wear status recognition of piston pump based on side frequency relative energy summation	He Zhaomin	Wang Shaoping(183)		
5833	Analysis of effect of interior pressure to deformation of inflatable wing with fluid-structure interaction analysis method	Yang Yongqiang	Ma Yunpeng	Wu Zhe(188)	
5834	Statistical analysis for crosstalk of twisted-wire pairs with non-uniform pitch	Bao Guihao	Su Donglin	Dai Fei	Gao Wanfeng(193)
5835	DMU-based project monitoring technology of aircraft development	Chen Changyu	Yu Yong	Zhao Gang(198)	
5836	Numerical simulation of high-speed water-entry cavity of cone cylinder	Ma Qingpeng	Wei Yingjie	Wang Cong	Cao Wei(204)
5837	Pressure oscillation analysis of aircraft hydraulic braking system considering pipeline	Huang Cheng	Jiao Zongxia	Shang Yaoping(210)	
5838	General calculation study method of thermodynamic functions for substances	Liu Lie	Liang Guozhu(216)		
5839	Reliability analysis of structures with fuzzy and non-probabilistic hybrid variables	Xu Menghui	Qiu Zhiping (222)		
5840	Guidance and control optimization method for fighter with threat avoidance	Yu Lei	Fu Zhaowang	Li Zhanwu	Li Fei(229)
5841	Application of BP-AdaBoost model in temperature compensation for fiber optic gyroscope bias	Liu Yuanyuan	Yang Gongliu	Li Siyi(235)	
5842	Transformation control for the formation of multiple cruise missiles	Du Yang	Wu Sentang(240)		
5843	Optimal trajectory planning for small-scale unmanned helicopter obstacle avoidance	Meng Shaohua	Xiang Jinwu	Luo Zhangping	Ren Yiru(246)
5844	Path planning of UAV in dynamic environment	Liu Yang	Zhang Weiguo	Li Guangwen	Shi Jingping(252)
5845	Carrier phase difference estimation method based on DDMR-assistance for GNSS-R altimetry	Wang Yiran	Hong Xuebao	Zhang Bo	Zhang Yanzhong(257)
5846	Reliability analysis based on algebraic model for flight control computers	Zhang Jingkai	Zhang Weiguo	Liu Xiaoxiong	Wang Xiaoguang(262)
5847	Cooperative active collision avoidance algorithm based on sliding mode control	Wang Pangwei	Yu Guizhen	Wang Yunpeng	Wang Di(268)
5848	Algorithm of trajectory prediction in free phase based on range adjusting	Liu Yonglan	He Zhenghong	Li Zhenxing	Yang Haoyun(274)
5849	Design and analysis of flexible fixture for aircraft side panels	Ma Zhengwei	Li Weidong	Wan Min	Gao Hong(280)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2014 Vol.40 No.3 (Sum 253)

5850	Trajectory tracking control of space robot actuated by control moment gyroscopes	Jia Yinghong	Zhao Nan	Xu Shijie(285)	
5851	Analysis of adaptive random testing efficiency based on the experiment	Yin Yongfeng	Xiao Peng	Zhang Chi	Liu Bin(292)
5852	Bayesian networks and decision theory-based forward multi-step troubleshooting strategy	Yu Jinsong	Liu Hao	Wan Jiuqing	Zhang Ping(298)
5853	Thermal induced non-reciprocity of fiber coil in differential interference fiber optic gyroscope	Xu Hongjie	An Minghua	Xu Xiaobin	Teng Fei(304)
5854	Air-ground coordination traffic status perception and emergency commanding system construction	Zhang Yuxiao	Wang Yunpeng	Tang Wenzhong	Li Honggang(309)
5855	Forecasting of the China Sea ditching probability using WW3 wave model	Zheng Chongwei	Pan Jing	Huang Gang(314)	
5856	Integral sliding mode nonlinear controller of electrical-hydraulic flight simulator based on neural network	Han Songshan	Jiao Zongxia	Wang Chengwen	Shi Yan(321)
5857	Aeroelastic analysis method for wind turbine blade based on large deformation beam model	Zhang Xintan	Yang Chao	Wu Zhigang(327)	

5858	Analysis and optimization of envelope material of high-altitude airships	Yang Yongqiang	Ma Yunpeng	Wu Zhe(333)
5859	Novel non-uniform multi-tone system based on Ramanujan sums	Zhou Lina	Wang Zulin	Shang Jiadong
5860	Fast design method of moon-to-earth transfer trajectory	Zheng Aiwu	Zhou Jianping	Liu Yong(344)
5861	Decoding for LDPC codes with enhanced residual belief-propagation	Zhao Ming	Zhang Xiaolin(350)	
5862	Fault tolerant control based on control allocation for morphing aircraft model	Jiang Weilai	Dong Chaoyang	Wang Tong
5863	Simulation of wind field over complex terrain based on elevation data	Tang Chu	Hong Guanxin(360)	
5864	Novel camera observing reliability model	Sun Qian	Xu Dong(365)	
5865	Simulation analysis on air-to-air missile allowable launch envelope about cooperative air combat of multi-fighter formation	Diao Xinghua	Fang Yangwang	Wu Youli
5866	Hover-stage lunar lander autonomous relatively navigation	Su Qinghua	Zhao Yan	Yang Kui
5867	Automatic calibration of output signals from resolvers	Zhang Jian	Wu Zhong(383)	
5868	Comparison analysis between two continuum breakdown parameters applied in coupled NS-DSMC method	Tang Zhenyu	Cai Guobiao(389)	
5869	Embedded software testing technology based on all-digital simulation	Liu Hui	Jin Maozhong(394)	
5870	Design of nonlinear optimal controller for multi-missile formation	Zhang Lei	Fang Yangwang	Diao Xinghua
5871	Fault detection and time domain of flight networked control system	Ma Aojia	Dong Chaoyang	Wang Qing(407)
5872	Spares optimization under the influence of false alarm	Bian Jiehui	Guo Linhan	Kang Rui
5873	Influence of limiters on numerical simulation of heating distributions for hypersonic bodies	Yang Jianlong	Liu Meng(417)	
5874	Preparations of fluorine-containing solid hydrophobic agent and properties of hydrophobic film	Feng Li	Li Weiping	Liu Huicong
			Zhu Liqun(422)	

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2014 Vol.40 No.4 (Sum 254)

5875	Influencing depth under aircraft loads of runway	Zhang Xianmin	Xue Huaxin	Dong Qian
5876	Influence of frequency mixing on vibration test of fiber optic gyroscope	Song Ningfang	Zhao Yafei	Pan Xiong
5877	Numerical simulation analysis of steady-state properties of gas face and cylinder film seal	Ma Gang	Sun Xiaojun	Luo Xianhai
5878	Influence of laser shock peening times on microstructure and hardness of TA15 titanium alloy	Zhu Ying	Fan Bowen	Guo Wei
5879	Decoupling PI controller design for aeroengine	Gao Yahui	Zang Jun	Yao Hua
5880	Loop parameters on dynamic characteristics of digital closed-loop accelerometer	Zhang Xi	Zhang Shengyan	Li Lijing
5881	General forward kinematic algorithm for three-chain parallel manipulator	Zhou Wanyong	Chen Wuyi	Liu Huadong(461)
5882	Fighter maneuver control method of radar range tracking interrupt	Li Fei	Yu Lixin	Wang Long
5883	Mass estimation method and its application for horizontal takeoff horizontal landing two stage to orbit system	Jiang Yazhong	Jiang Chongwen	Gao Zhenxun
5884	Attitude dynamics and control of spacecraft with fluidic ring actuator based on the refined model	Guan Hong	Xu Shijie(479)	
5885	Nonlinear leakage model of rotary vane actuator	Wang Zeng	Jiao Zongxia	Wang Chengwen
5886	Spacecraft attitude estimation based on attitude-weighted kernel regression	Zhang Haopeng	Jiang Zhiguo(494)	
5887	Stiffness characteristics distribution of 3PRS/UPS parallel manipulator with actuation redundancy	Guo Jiangzhen	Wang Dan	Fan Rui
5888	Tipping calibration method for K-band hyperspectral microwave radiometer	Xie Yan	Chen Jingxiong	Miao Jungang(507)
5889	Robust optimization of coupled structural-acoustic systems based on sensitivity analysis	Wang Chong	Qiu Zhiping	Wang Xiaojun
			Wu Di(512)	

5890	State space theory and NR-LMS algorithm based method for structural dynamics parameter identification	Wang Yunfeng	Cheng Wei	Chen Jiangpan(517)
5891	Precise configuration of mixed message sets' transmission mode in network partition	Tu Xiaojie	He Feng	Wu Qing
5892	Hexahedral mesh generation method for geometric features	Chen Ruizhi	Xi Ping	Wang Shuai(529)
5893	Method optimization of optimum measurement point selection in experiential modal analysis	Rong Shuanglong	Li Chuanri	Xu Fei
5894	Adaptive recovery algorithm for compressive sensing based on Fourier basis	Lü Fangxu	Zhang Jincheng	Wang Quan
5895	Oblique flying wing supersonic airliner aerodynamic configuration parameters selection method	Hu Shuyao	Jiang Chongwen	Gao Zhenxun
5896	Camera calibration from geometric feature of spheres	Zhao Yuntao	Sun Junhua	Chen Xu
5897	Anti-coking performance of nozzle materials' surface chemical modification	Li Fan	Zhu Yuelin	Huang Yanfei
5898	Probabilistic flutter analysis with uncertainties in structural stiffness	Tang Jian	Wu Zhigang	Yang Chao(569)
5899	Calculation and selection of sequentially truncated test scheme	Yu Chuang	Wang Xiaohong	Li Qiuxi(575)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2014 Vol.40 No.5 (Sum 255)

5900	Energy-based hybrid reentry guidance for hypersonic vehicles	Wang Qing	Mo Huadong	Wu Zhendong
5901	Robot error calibration based on distance measurement with parameter selection	Zhang Tie	Dai Xiaoliang	Du Liang(585)
5902	Influences of aerodynamic layout of single main rotor helicopter on flight performance	Su Yuan	Lü Shaojie	Cao Yihua
5903	FOG ring modules thermal analysis based on thermoelectric analogy	Liu Haixia	Jiang Yaoifei	Song Ningfang
5904	Remaining useful life prediction for equipment based on conditional probability of states	Zhang Jijun	Deng Li	Ma Dengwu
5905	Effect of shot-peening on low-cycle fatigue property of 18% Ni ultra-high strength steel	Wang Xin	Jiang Zhihua	Zeng Houxiang
5906	Construction of shock stable scheme based on RoeM scheme	Qu Feng	Yan Chao	Yu Jian
5907	Design of static balance testing system for coordinator gyro rotation axis	Yang Hui	Zhao Yan	Li Min(618)
5908	Model of overlapping effect of levitation lunar dust	Chen Kuo	Li Na	Feng Huajun
5909	Reentry trajectory optimization design for lunar return through coevolutionary algorithm	Wang Fengbo	Dong Changhong(629)	
5910	Experiment on thermal storage performance of barium hydroxide octahydrate phase change material	Sheng Qiang	Xing Yuming	Luo Heng(635)
5911	Full compensation combined control for heater with high heating rate	Li Wanguo	Fu Yongling	Qi Xiaoye(639)
5912	Agile satellite attitude maneuver strategy study based on directed acyclic graph	Tang Zhongxing	Han Chao(644)	
5913	Adaptive tracking algorithm for reentry vehicle based on stochastic model approximation	Zhou Zheng	Liu Jinmang	Guo Xiangke(651)
5914	Probabilistic sensitivity for failure of multiple site damage in aircraft structures	Du Yongen	Wang Shengnan(658)	
5915	Modeling and dynamic characteristics experiment of novel linear oscillating motor	Liang Huisheng	Wang Tianyi	Jiao Zongxia
5916	Automatic modeling technique for tightly correlative structure in aircraft manufacturing tooling	Cao Wei	Zheng Guolei	Qiu Yi(668)
5917	Receptivity of hypersonic flow over blunt wedge under finite-amplitude disturbance wave	Tang Xiaojun	Wang Zhenqing	Meng Xiangnan
5918	SIFT matching method based on support description	Zheng Hong	Liu Zhenqiang	Wen Tianxiao(685)
5919	Component map correction of aero-engine based on genetic algorithm	Pan Pengfei	Li Qihong	Ren Bingtao
5920	Control characteristics analysis of drag yawing control devices of flying wing configuration	Li Zhongjian	Ma Dongli(695)	

- 5921 Heat transfer in two-pass smooth square channel under large rotation numbers
..... Deng Hongwu Cheng Junhua Chen Hao Tian Shuqing(701)
- 5922 Performance optimization of lunar lander based on response surface methodology
..... Wang Jiajun Wang Chunjie Song Shunguang(707)
- 5923 Weld appearance of 2219-T87 high strength aluminum alloy produced by HPVP-GTAW process
..... Li Yulong Cong Baoqiang Yang Mingxuan Qi Bojin(712)
- 5924 Grain boundary penetration behavior analysis of OFC brazed with AgCu28 brazing filler
..... Lian Xin Qu Wenqing Li Haitao Wang Guojian(717)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2014 Vol.40 No.6 (Sum 256)

- 5925 Integrated guidance and control design for a class of missile with networked packet dropouts
..... Wang Qing Qi Chengdong Dong Chaoyang(721)
- 5926 Optimization model of VTS radar station location problem
..... Cao Desheng Lü Jing Ai Yunfei Zhang Lili(727)
- 5927 Dynamic critical friction of landing gear shock absorber binding
..... Wei Xiaohui Song Xiaochen Li Lirong Nie Hong(732)
- 5928 Development for portable system of solar cell parameters acquisition
..... Xiao Wenbo Zhuo Rusheng Cao Qijun Cao Huaxiang(737)
- 5929 Dent resistance test method and system for auto-body panel
..... Wang Liang Li Dongsheng Chen Lianfeng Li Tao(742)
- 5930 2D/3D video conversion method based on piece-wise structure from motion
..... Liu Wei Li Gongyan Ding Kai Wu Yihong(749)
- 5931 Short takeoff performance optimization based on simulation model
..... Wu Dawei Li Hanbing Li Shu Hu Jizhong(756)
- 5932 Fuzzy robust tracking control within full envelope for unmanned aerial vehicle
..... Liu Zhi Wang Yong(762)
- 5933 Oil gap loss and mechanical efficiency of axial piston electro-hydraulic pump
..... Li Zhufeng Shao Yunbin Fu Yongling Fan Dianliang(769)
- 5934 Multi-type ribs of turbine blade modeling method fitting bowed-twist wall
..... Yang Jiong Xi Ping Hu Bifu Zhang Baoyuan(775)
- 5935 Rapid structure design and automated adjustment of civil aircraft fuselage
..... Chen Bai Luo Mingqiang Wu Zhe(782)
- 5936 Experiments of separated structure mechanical vapor compression system
..... Li Yulong Wu Hong Qiao Mai Chen Jiang(788)
- 5937 Functional principal component regression for continuous spectra data
..... Huang Lele Wang Huiwen Zhu Jia(792)
- 5938 Experimental investigation on critical stall stage of counter-rotating fan at different speed ratio
..... Wang Zhuoqi Lu Lipeng Yuan Wei Song Xizhen(797)
- 5939 UAV lateral guidance law for tracking of maneuvering target
..... Wang Shulei Wei Ruixuan Guo Qing Wei Wenjie(803)
- 5940 Fast calculation method for helicopter reachable domain in forward flight
..... Zhuang Nanjian Luo Zhangping Ren Yiru Xiang Jinwu(810)
- 5941 Shape optimization of supercavitating torpedo
..... Li Fuyuan Zhang Yuwen Teng Penghua Zhang Yi(815)
- 5942 Thermal stress induced composite laminate delamination analysis and experiment verification
..... Ran Zhiguo Yan Ying Li Jianfeng Cong Qiang Chen Haifeng Kuang Naihang(819)
- 5943 Variable-sampling-rate observer for speed estimation of servo motors with optical encoders
..... Zhang Jing Wu Zhong Huang Liya(824)
- 5944 Self-adaptive Newmark method of variable-mass beam dynamic system
..... Wang Yunan Xing Yufeng(829)
- 5945 Compression performance of composite stiffened panel after stiffener repair
..... Zhao Chuang Nie Hengchang Guo Xia Guan Zhidong(834)
- 5946 Single event charge collection in CMOS device
..... Dong Gang Feng Guoqiang Chen Rui Han Jianwei(839)
- 5947 Design approach of nonlinear flight control law for fighter at high angle-of-attack based on mission-oriented flying qualities method
..... Long Jinwei Pan Wenjun Wang Lixin Wang Zhigang(844)
- 5948 Experiment on surface integrity of side milling titanium TB6
..... Zhou Zitong Chen Zhitong Xiong Xiyao Xu Yiping(849)
- 5949 Improved battery state-of-charge estimation based on Kalman filter
..... Xu Ying Shen Ying(855)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2014 Vol.40 No.7 (Sum 257)

- 5950 Statics and stiffness of 3DOF parallel loading mechanism
..... Fan Rui Liu Huan Wang Dan(861)

- 5951 Stress corrosion properties of 00Cr18Ni10N austenitic stainless steel welded joints
..... Liu Jianhua Wang Bing Li Songmei Yu Mei(867)
- 5952 Electromechanical coupled dynamic characteristics of the plate with piezoelectric network
..... Li Lin Yi Kaijun(873)
- 5953 Mechanical properties evaluation based on least squares for actuators system
..... Zhang Yeming Cai Maolin(881)
- 5954 Adaptive parameter generation in terrain reconstruction with descent images
..... Meng Cai Zhou Na Zhang Yani(887)
- 5955 Thermal characteristic of aerostatic direct-driven rotary stage
..... Zhang Congpeng Liu Tong Li Meibo(893)
- 5956 Identification method of failure mechanism consistency by non-equidistance grey theory model
..... Li Xiaogang Wang Yahui(899)
- 5957 Optimal multi-impulse rendezvous based on T-H equations
..... Ji Xiaoqin Xiao Lihong Chen Wenhui(905)
- 5958 Optimization of lunar soft landing trajectory based on hybrid method
..... Peng Kun Guo Linli Xiang Kaiheng Wang Ping Xu Shijie(910)
- 5959 Experimental analysis on micro-Doppler characteristics of rotors
..... Wang Ying Peng Yaokun Liu Feiliang Huang Peilin Ji Jinzu(916)
- 5960 Numerical method of forward position solution for 6-3 Stewart platform based on mechanism simplification
..... Xue Jian Tang Zhiyong Pei Zhongcai(921)
- 5961 Structural finite element model updating based on response surface optimization
..... Bao Nuo Wang Chunjie(927)
- 5962 Dynamic viscosity measurements of aviation hydrocarbon fuel RP-3 at sub-critical pressures
..... Jia Zhouxia Xu Guoqiang Deng Hongwu Wen Jie(934)
- 5963 Analysis on repeater jamming active cancellation for linear frequency modulated wave
..... Chen Shichun Huang Peilin Ji Jinzu(939)
- 5964 Aerodynamic design of micro radial inflow turbine with wall heat transfer
..... Ding Chao Bian Lei Zou Zhengping(947)
- 5965 Numerical method of aeroelasticity based on radial basis function interpolation
..... Lin Yanzhong Chen Bing Xu Xu(953)
- 5966 Algorithm of structural topology optimization under loading uncertainty
..... Zhao Junpeng Wang Chunjie(959)
- 5967 Dynamic index based method for multi-objective optimization in aircraft conceptual design
..... Xu Min Huang Peilin Yan Ying Li Wuzhou(965)
- 5968 Vibration model of coilable mast considering slack diagonals
..... Han Jianbin Huang Hai Ma Haibo(970)
- 5969 Effect of Reynolds number on characteristics of separated shear layer transition of backward facing step
..... Zhou Ning Ze Cheng Pan Chong(978)
- 5970 Excitation order verification of bladed-disk coupled resonance condition
..... Qi Zheng Wang Jianjun(984)
- 5971 Design and experiment of adjusting mechanism in aviation drilling end effector
..... Wang Qishen Yuan Peijiang Wang Tianmiao Wang Chengkun(988)
- 5972 Novel design for deeply integrated GPS/INS navigation system
..... Mo Fan Wang Xinlong(994)
- 5973 Simulation of voltage doubling rectifying circuit in 150 kV high-voltage inverter power supply
..... Du Huicong Liu Fangjun Zhang Wei Zhao Jing(1001)
- 5974 Separator materials in microbial fuel cell contrary to waste treatment in space
..... Li Xingye Jia Boyang Xie Beizhen Liu Hong(1006)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2014 Vol.40 No.8 (Sum 258)

- 5975 Enhancement of electromechanical coupling for piezoelectric system and suppression of multimode vibration
..... Li Lin Liu Xue(1011)
- 5976 Classification of inverse problem of solid launch vehicle flight dynamics
..... Li Shipeng Liang Xinxin Rong Jingjing Zhang Yan(1017)
- 5977 Material spectral emissivity measurement optimized by multi-spectral temperature measured
..... Yang Yongjun Wang Zhongyu Zhang Shukun Zhang Xuecong(1022)
- 5978 Reliability analysis modeling of manufacturing systems based on process quality data
..... He Yihai Shen Zhen Yin Chao(1027)
- 5979 Differential correction technique to the rotation error in autonomous navigation constellation
..... Meng Fanzhi Shi Pengliang Ou Gang(1033)
- 5980 Head pose estimation framework based on feature point detection
..... Qiao Tizhou Dai Shuling(1038)
- 5981 Topological space construction of flight risk probabilities during wake encountering
..... Xue Yuan Xu Haojun Li Qiang Hou Shifang Liu Shijie(1044)

5982	Windage measurements for rotating disc with protrusions	Zhang Da	Luo Xiang	Xu Guoqiang	Tian Shuqing(1055)		
5983	Design of a controller for morphing aircraft based on backstepping/RHO	Chen Wei	Lu Jingchao	Wang Xiaoguang	Zhang Weiguo(1060)		
5984	Situational awareness model based on attention allocation	Liu Shuang	Wanyan Xiaoru	Zhuang Damin	Lü Shichen(1066)		
5985	Single event upset mitigation testing of SRAM-based FPGAs	Jiang Yuguang	Han Jianwei	Zhu Xiang	Cai Minghui(1073)		
5986	3-D back projection and matching for ship recognition from SAR images	Gu Dandan	Xu Xiaojian(1078)				
5987	Assessment of shock capturing methods for numerical simulations of compressible turbulence with shock waves	Qu Feng	Yan Chao	Yu Jian	Chen Jiayang(1085)		
5988	Hybrid time synchronization algorithm for avionics clouds	Li Zheng	Li Qiao	Zhao Luxi	Xiong Huagang(1090)		
5989	Orbit determination and analysis for Chang'E-2 asteroid exploration	Cao Jianfeng	Hu Songjie	Liu Lei	Liu Yong	Huang Yong	Li Peijia(1095)
5990	Group targets tracking algorithm based on strong tracking filter and improved weighted method	Li Zhenxing	Liu Jinmang	Bai Dongying	Guo Xiangke(1102)		
5991	Convergence of fuzzy reliability models and an improved cut-set distribution	Zhang Meng	Lu Shan(1109)				
5992	Improvement and application for group fuzzy analytic hierarchy process	Li Liang	Gong Guanghong	Chen Jinlei	Liu Qiongjun(1116)		
5993	Multi-resolution modeling of terrain based on wavelet analysis	Wang Jiangyun	Zeng Qiong	Wang Huixia(1121)			
5994	Design of a novel folding wing mechanism	Bao Xiaoxiang	Zhang Yunfei	Yang Xiaoshu(1127)			
5995	Novel method for predicting SPE flux levels based on GM(1,1) model and grey interval predictions	Wang Zhongyu	Li Qiang	Yan Hu	Wang Qian(1134)		
5996	Gradual lightweight method of three dimensional prototypes for digital technical support	Bai Jinpeng	Liu Hu	Wu Zhe	Wang Zhenwei	Xue Jing(1143)	
5997	Extracting process of stratospheric airship envelop fabric fiber	Meng Junhui	Zhang Yanbo	Lü Mingyun(1149)			
5998	Inter-stage imbalance analysis of two-stage low hysteresis brush seal	Wen Long	Wang Zhili	Ding Lei	Liu Jian	Hu Guangyang	Chen Conghui(1154)
5999	Post-evaluation index system for aero-engine R & D capacity building projects	Xu Chunrong	Ren Wenjing	Zhou Hong(1160)			

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2014 Vol.40 No.9 (Sum 259)

6000	Space-time coding in asynchronous dual-satellite MIMO systems	Zhao Danfeng	Wang Yang	Liao Xi		(1165)
6001	Solution region synthesis theory and method of six-bar linkages with 4-position motion generation	Han Jianyou	Cui Guangzhen	Yang Tong		(1170)
6002	Rolling element bearing fault diagnosis based on spectral kurtosis and bi-spectrum	Zheng Hong	Zhou Lei	Yang Hao		(1176)
6003	Navigation method using a single detector based on the observation of X-ray pulsar in different time interval	Yang Bo	Zhang Rui	Sun Hui	Xu Fan	(1183)
6004	Preparation and atomic oxygen resistance of hybrid polyimide	Zhao Xiaohu	Duan Lingze	Zhao Yizhi		(1189)
6005	Real-time relative orbit determination for formation flying satellites using adaptive filtering	Qin Xianping	Ren Xia	Yang Yuanxi		(1195)
6006	Simulation of heating control law of electro-thermal deicing of helicopter rotor blade	Fu Jianping	Zhuang Weiliang	Yang Bo	Chang Shinan	(1200)
6007	Real-time evaluation method for stability of fault prognostic algorithm	Yu Jinsong	Liu Hao	Zhang Ping	Wan Jiuqing	(1208)
6008	Extraneous torque analysis of pneumatic load simulator	Wei Qiong	Wu Shuai	Jiao Zongxia	Yu Hao	(1213)
6009	Equilibrium characteristics and stability analysis of helicopter-slung-load coupling system	Cao Long	Cao Yihua	Li Chunhua		(1219)
6010	Design and analysis on dynamic characteristic of servo mechanism's load simulation system	Zhang Peng	Fu Yongling	Guo Yanqing	Qi Xiaoye	(1225)
6011	Identification method for defect-introducing fine-grained software changes	Yuan Zi	Yu Lili	Liu Chao		(1231)
6012	Simulation of non-Gaussian random vibration	Xu Fei	Li Chuanri	Jiang Tongmin	Rong Shuanglong	(1239)

6013	Improved SST-DES in numerical simulation of mild separation	Wang Xiangyu Li Dong(1245)
6014	Flight envelope quantitative division of hypersonic vehicle based on gap metric	He Chaofan Yang Lingyu Li Xin He Niannian(1250)
6015	Friction parameter identification and compensation for electro-hydraulic load simulator	Guo Yanqing Fu Yongling Zhang Peng Chen Juan(1256)
6016	Simulation of droplet impingement characteristics of spinner based on Eulerian method	Wu Menglong Chang Shinan Leng Mengyao Wang Chao(1263)
6017	Task allocation in cooperative air combat based on multi-agent coalition	Diao Xinghua Fang Yangwang Xiao Bingsong Mao Donghui(1268)
6018	Sliding mode adaptive synchronization for a class of fractional-order chaotic systems with uncertainties	Yu Mingzhe Zhang Youan(1276)
6019	Trajectory optimization for hypersonic gliding vehicle considering stochastic disturbance	Guo Haifeng Huang Changqiang Ding Dali Xiao Hong(1281)
6020	Inverse dynamic attitude control for re-entry vehicle based on output redefinition	Shi Linan Zhang Ran Li Zhaoying Li Huifeng(1291)
6021	Effect of buckling mode on performance of post-buckled composite stringer-stiffened panels with debond	Xu Rongzhang Guan Zhidong Liu Lu Zhang Nan(1299)
6022	Landmark fixed high-precision binocular visual navigation method	Zhang Yang Wang Xinlong(1305)
6023	Bayesian evaluation method for binomial system reliability growth	Yuan Kun Li Xiaogang(1312)
6024	Image retrieval algorithm based on SIFT, K-means and LDA	Wang Yulei Bi Shusheng Sun Minglei Cai Yueri(1317)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2014 Vol. 40 No. 10 (Sum 260)

6025	Continuous control for probe landing based on Terminal sliding mode	Liu Keping Zeng Jianpeng Zhao Bo Li Yuanchun(1323)
6026	Pre-treatment of litsea cubeba nucleolus oil for bio-based aviation fuels	Zhu Yuelin Liu Yajie Ma Shengdong Li Fan(1329)
6027	Kinematical simulation analysis of steering system of mining dump truck based on adaptive differential evolution algorithm	Jiang Libiao Cheng Cheng He Jiaoshou Liu Jianxiong(1335)
6028	Design and validation of cold-flow test for air-breathing hypersonic vehicle	Deng Fan Du Xin Tan Huijun Zeng Xianzheng(1341)
6029	Analysis on characteristics of CO ₂ removal system of multi-cabin human spacecraft	Jin Jian Hou Yongqing(1349)
6030	Design of firmware upgrade algorithm for HINOC system	Cui Jingfei Wang Jinlin Zhang Zhen(1355)
6031	Properties and fracture surface morphology of fiber-reinforced shell for investment casting	Lü Kai Liu Xiangdong Li Yanfen Feng Hua Wang Hao(1361)
6032	Civil aircraft's exceedance event diagnosis method based on fuzzy associative classifier	Gao Xiaoxia Huo Weigang Feng Xingjie(1366)
6033	Selection of shifting element design based on genetic algorithm	Ma Mingyue Liu Yanfang Xu Xiangyang Wang Yi(1372)
6034	Fault tolerant control of multi-effectors aircraft using integral sliding model with WPI	Wang Fawei Dong Xinmin Wang Xiaoping Xue Jianping(1378)
6035	Calculation and simulation of stratospheric airship capsule stress considering the pressure gradient	Liu Longbin Lü Mingyun Xiao Houdi Cao Shuai(1386)
6036	Fast algorithm of motion state detection based on tri geo-satellites	Yang Yuxiang Zhang Huichuan(1392)
6037	Packet time delay of polling-based multiplexing in advanced orbiting systems	Zhang Meng Xiong Huagang Zhao Hongbo Xia Ying(1399)
6038	H _∞ controller design for a class of nonideal switched systems	Li Wei Wang Qing Dong Chaoyang(1405)
6039	Fractional integral sliding mode nonlinear controller of electrical-hydraulic flight simulator	Han Songsan Jiao Zongxia Wang Chengwen Shang Yaoxing Shi Yan(1411)
6040	Effects of modification on jet mixing of sword alternating lobed nozzle	Sheng Zhiqiang Huang Peilin Ji Jinzu Wang Ying(1417)
6041	Weapon-target assignment based on Memetic optimization algorithm in beyond-visual-range cooperative air combat	Yan Ji Li Xiangmin Liu Lijia Zhang Fengxia(1424)
6042	Parameter determination of Chaboche kinematic hardening models and ratcheting simulation	Jiang Jinpeng Chen Tao Jin Ping Wang Jue(1430)
6043	Fault detection and identification for a dual-redundant brushless DC motor system using wavelet transform and hierarchical clustering algorithm	Wang Xin Du Yang Zhou Yuanjun Ma Qishuang(1436)

6044	Numerical simulation of two dimensional ice accretion based on lubrication theory	Hou Shuo	Cao Yihua(1442)
6045	Packet scheduling algorithm for multi-service MIMO-OFDMA downlink systems	Liu Zhuang	Li Xi Ji Hong(1451)
6046	Cooperative guidance of multi aircraft in beyond-visual-range air combat	Ran Huaming	Zhou Rui Wu Jiang Dong Zhuoning(1457)
6047	Adaptive cubic convolution based image interpolation approach	Li Chunlong	Pan Haixia Wang Huafeng(1463)
6048	Application of the improved fuzzy comprehensive evaluation method in forming processing decision-making for the composite component	He Long	Mei Zhongyi(1469)
6049	Spatial straightness error evaluation based on three-dimensional least squares method	Wang Bingjie	Zhao Junpeng Wang Chunjie(1477)

Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2014 Vol. 40 No. 11 (Sum 261)

6050	Activity optimization in aircraft manufacturing cost control	Zhou Ning	Ma Jing Luo Jide Wang Canming(1481)
6051	Incremental algorithm of multiple linear regression model	Wang Huiwen	Wei Yuan Huang Lele(1487)
6052	Static force equalization for dissimilar redundant actuator system	Fu Yongling	Fan Dianliang Li Zhufeng(1492)
6053	Finite element analysis of electromigration induced stress in through-silicon-via	Su Fei	Lu Zixing Liu Ping Wang Yuan(1500)
6054	Simulation of universal CCSDS Turbo-codes decoder of non-standard parameters	Zhao Qi	Du Yujiao(1507)
6055	Space debris environment modeling in low earth orbit based on resident time ratio	Shen Jingsong	Liu Ye Hu Songjie Han Chao(1512)
6056	Application of small sample theory in aero engine development costs estimation	Liu Fang	Zhang Haitao(1518)
6057	Winding distribution characteristic of slot-less tubular permanent magnet linear actuator and its experiment	Huang Xuzhen	Li Liyi(1526)
6058	150 kV/30 kW inverter for electron beam welding power supply design	Zhang Wei	Du Huicong Qi Bojin Xu Haiying(1531)
6059	Press bending equivalent simulation model of integrally reinforced panel	Li Weidong	Wan Min(1537)
6060	Sensor placement of flywheel under diagnostic criteria and cost estimation	Liu Rui	Zhou Jun Li Xin Liu Yingying(1543)
6061	Impact of antenna beam granularity on sliding spotlight spaceborne SAR image quality	Zeng Hongcheng	Chen Jie Yang Wei Zhang Haojie(1549)
6062	Long-term open-hole compression strength prediction of composite laminates	Kang Jun	Guan Zhidong Li Zengshan Li Xing(1555)
6063	Kinematics and performance analysis of rudder blade fixed hydraulic spherical joint	Fang Shoulong	Wang Liang Ding Shuai(1563)
6064	Attitude control for hypersonic vehicle based on SMDO-TLC	Shao Xingling	Wang Honglun(1568)
6065	Analysis for centered nonoscillatory scheme of third order	Li Yansu	Yan Chao Qu Feng Yu Jian(1576)
6066	On-orbit real-time health assessment of satellite attitude control system	Song Fei	Qin Shiyin(1581)
6067	Gross error detection and correction method of public reference point in aircraft assembly coordinate system	Chen Lei	Huang Xiang Zhao Lele Li Shuanggao(1589)
6068	Dynamic surface control for hypersonic vehicle based on invariant manifold	Hou Delong	Chen Bin Wang Qing Dong Chaoyang(1595)
6069	Construction of invariants of Gaussian-Hermite moments	Zhang Chaoxin	Xi Ping Hu Bifu(1602)
6070	New method for single-snapshot two-dimensional direction of arrival estimation based on noncircular signals	Li Lei	Li Guolin Ma Yunpeng(1609)
6071	4-DOF longitudinal dynamic simulation of powered-parafoil	Yang Hua	Song Lei Wang Wenjian Huang Jun(1615)
6072	Hazard analysis technique based on hazard factors	Zhao Yuan	Jiao Jian Zhao Tingdi(1623)
6073	Vibration-controlling mechanism and controlling effectiveness of plate with piezoelectric network	Yi Kaijun	Li Lin(1629)
6074	Solution of stress intensity factor of surface cracked geometry with clamped ends	Cao Shusen	He Xiaofan Yang Boxiao Liu Wenting(1637)

- 6075 Requirement from maximum rate of climbing of aircraft service ceiling to turbocharged reciprocating engine
..... Xu Bin Tan Longxing Yang Shichun Ji Fenzhu(1643)
- 6076 Optimal design for thermal insulation layers of energy-storage sodium-sulfur batteries
..... Zhang Jianping Han Yi Liu Yu Zhu Qunzhi(1648)
- 6077 Effective multi-objective optimization for aerodynamic and stealthy performance of tactical missiles
..... Liu Li Jiang Menglong Long Teng Wu Di Huang Bo(1654)
- 6078 Numerical analysis of influence factors on stability for dual-stage gas pressure reducing regulator
..... Sun Bing Xu Qi Chen Yang Wei Lijun(1660)
- 6079 MPC based static aeroelastic numerical method for high aspect ratio wing
..... Huang Wei Lu Zhiliang Tang Di Guo Tongqing(1666)
- 6080 Analysis on power line harmonic radiation in China space
..... Wu Jing Zhang Chong Fu Jingjing Ma Qishuang(1672)
- 6081 Foreign object debris detection for airport runway with video data
..... Chen Weishi Li Jing(1678)
- 6082 Life cycle assessment of pneumatic and electric actuators based on Simapro
..... Zhang Yeming Cai Maolin(1685)
- 6083 Numerical investigation about field characteristics of screen
..... Cong Chenghua Liao Daxiong(1691)
- 6084 Geographic load aware routing algorithm for highly dynamic airborne networks
..... Liu Zhi Xu Zhen(1697)
- 6085 Object recognition based on background attributes
..... Luo Jianwei Jiang Zhiguo(1702)
- 6086 Algorithm of asynchronous sensors bias estimation in networked targeting
..... Yong Xiaoju Fang Yangwang Zhang Dengfu Diao Xinghua(1707)
- 6087 Pilot visual attention allocation modeling based on spatial mapping
..... Wu Xu Wanyan Xiaoru Zhuang Damin(1713)
- 6088 Progressive failure analysis and crashworthiness experiment for composite structural discreteness
..... Luo Haibo Yan Ying Meng Xiangji Liang Zudian Hou Kang Gong Shaobo(1719)
- 6089 Influence analysis on grid scale limiter of XY-SAS model
..... Zheng Weilin Yan Chao(1725)
- 6090 Experimental investigation of biomimetic robotic fish actuated by IPMC
..... Shen Qi Han Chenhao Wang Tianmiao Liang Jianhong(1730)
- 6091 Nonlinear robust control of valve controlled electro-hydraulic position servo system
..... Wang Chengwen Shang Yaoxing Jiao Zongxia Han Songshan(1736)
- 6092 Effects of different ambient temperatures on performance of electric vehicles' heat pump air conditioning
..... Peng Fazhan Wei Mingshan Huang Haisheng Zhang Hong(1741)
- 6093 Reliability-redundancy optimization and allocation of voting system under cost constraint
..... Liu Zhijun Gao Yakui Zhang Weiguo(1747)
- 6094 Analysis of the effect of mass center position on tailslap of supercavitating projectile
..... Zhao Chenggong Wang Cong Wei Yingjie Ma Qingpeng(1754)
- 6095 Comparison of tissue vibration signal extraction algorithms in shearwave dispersion ultrasound vibrometry
..... Cai Xiran Fan Fan Li Xiaofei Niu Haijun(1761)
- 6096 A method of stellar-inertial attitude determination under high dynamic condition
..... Han Li Zhang Lijun Cai Hong Zhang Shifeng(1767)
- 6097 Application of fuzzy variational principle in solution of natural frequency of structures
..... Zhang Xudong Qiu Zhiping Li Qi(1773)
- 6098 Multispectral imaging simulation of sea-sky background scene
..... He Xiaoyu Xu Xiaojian(1780)
- 6099 Experimental investigation and numerical simulation of composite laminate adhesively bonded single-lap joints
..... Liang Zudian Yan Ying Zhang Taotao Li Jianfeng Meng Xiangji Liao Baohua(1786)

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学与工程、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: jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主 任 (主 编): 赵沁平

(以下按姓氏笔划为序)

副主任 (副主编): 丁希仑 王少萍 孙志梅 李秋实 李焕喜 杨嘉陵
苗俊刚 相 艳 徐立军 钱德沛 曹晋滨

编 委: 马殿富 王 琪 王 聪 邓小燕 王青云 王荣明 刘 宇
刘 红 江 洁 刘 强 闫 鹏 朱天乐 刘铁钢 齐铂金
陈万春 邹正平 苏东林 杨世春 沈成平 邱志平 宋知人
杨树斌 张晓林 杨晓奕 杨继萍 李惠峰 吴新开 张瑞丰
杨照华 宋凝芳 周 锐 林宇震 林贵平 战 强 姚仰平
胡庆雷 赵秋红 段海滨 赵巍胜 席 平 郭 宏 徐 洁
徐世杰 郭洪波 康 锐 翟 锦 熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

(原《北京航空学院学报》)

(月刊 1956 年创刊)

第 40 卷 第 12 期 2014 年 12 月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS
(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.40 No.12 December 2014

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

