北航学报
赠 阅

ISSN 1001-5965
CODEN BHHDE8

北京航空航天大學学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

2016-01
Vol.42 No.1

北京航空航天大学学报

第 42 卷　第 1 期　（总第 275 期）　2016 年 1 月

北航学报
赠阅

目　次

新型复合多视场光学敏感器及其导航方法 …… 江洁，郑佳怡，凌思睿（1）
基于函数型数据的广义线性回归模型 …… 王惠文，黄乐乐，王思洋（8）
考虑膨胀效应的 UH 模型及其有限元实现 …… 罗汀，张盼盼，姚仰平，刘月妙，陈亮，曹胜飞（13）
基于制动意图识别的电动汽车能量经济性 …… 姬芬竹，杜发荣，朱文博（21）
均匀分布下系统瞬时可用度理论分析 …… 杨懿，任思超，于永利（28）
基于贝叶斯网络的故障诊断系统性能评价 …… 于劲松，沈琳，唐荻音，刘浩（35）
基于 β 似然函数的参数估计方法 …… 王晓红，李宇翔，余闯，王立志（41）
涡轮轴断裂条件下空气系统强瞬变过程分析 …… 刘传凯，李圆圆，李艳茹，姜宏超，丁水汀（47）
W 掺杂对 TiO_2 中氧空位形成能的影响 …… 祝令刚，周健，孙志梅（54）
六轮腿式机器人结构设计与运动模式分析 …… 徐坤，郑羿，丁希仑（59）
热气防冰系统内表面弦向传热性能衰减规律 …… 卜雪琴，彭珑，林贵平，周盈（72）
基于舵面配平的飞机续航飞行航迹优化方法 …… 刘帆，王立新，蔡为民（79）
气动式座舱压力调节系统稳定性的分析与优化 …… 郑新华，谢利理，任军学（87）
全局最优导向模糊布谷鸟搜索算法及应用 …… 秦强，冯蕴雯，薛小锋（94）
知识与数据融合的可靠性定量模型建模方法 …… 郝志鹏，曾声奎，郭健彬，马纪明，李齐林（101）
主起落架可控变速收放作动器设计与仿真 …… 黄辰，贾玉红（112）
滑翔再入飞行器横侧向耦合姿态控制策略 …… 史丽楠，李惠峰，张冉（120）
基于自抗扰的运载火箭主动减载控制技术 …… 杨伟奇，许志，唐硕，张莹莹（130）
动静干涉对涡轮转子叶片气膜冷却的影响 …… 李虹杨，郑赟（139）
确定飞机结构 WFD 平均行为的寿命升降法 …… 张健萍，时新红，张建宇，郑晓玲（147）
超临界压力 RP-3 在竖直细圆管内混合对流研究 …… 贾洲侠，徐国强，闻洁，龙晓东，王越（152）
2024-T3 航空铝合金板材电磁 V 形弯曲应变分析 …… 熊威人，王文平，万敏，李新军（158）
翅膀对仿蝗虫机器人空中姿态影响分析 …… 陈科位，陈殿生，张自强，张本光（165）
前置隔板对圆柱绕流影响的实验分析 …… 周潇，胡烨，王晋军（172）
基于多信号流图与分支定界算法的故障诊断 …… 梁爽，于劲松，唐荻音，姜杨（180）
侧边边界条件对铝合金加筋板轴压性能的影响 …… 徐荣章，关志东，蒋思远（187）
基于解析规则的舰艇区域防空作战能力需求生成 …… 许俊飞，邢昌风，吴玲（193）
基于约束 Delaunay 三角剖分的筋特征识别与构建算法 …… 周敏，郑国磊，罗智波，陈树林（201）

期刊基本参数：CN11-2625/V * 1956 * m * A4 * 210 * zh * P * ￥20.00 * 900 * 28 * 2016-01

（**编　辑**　娄　嘉　张　嵘　赵海容　李　晶　张欣蔚　孙　芳）

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

Vol. 42 No. 1 (Sum 275) January 2016

北航学报 赠阅

CONTENTS

A new composite multi-field-of-view optical sensor and its navigation method
…… JIANG Jie, ZHENG Jiayi, LING Sirui (1)
Generalized linear regression model based on functional data analysis
…… WANG Huiwen, HUANG Lele, WANG Siyang (8)
UH model considering expansion of soils and its finite element implementation
…… LUO Ting, ZHANG Panpan, YAO Yangping, LIU Yuemiao, CHEN Liang, CAO Shengfei (13)
Electric vehicle energy economy based on braking intention identification
…… JI Fenzhu, DU Farong, ZHU Wenbo (21)
Theory analysis of system instantaneous availability under uniform distribution
…… YANG Yi, REN Sichao, YU Yongli (28)
Performance evaluation of fault diagnosis system based on Bayesian network
…… YU Jinsong, SHEN Lin, TANG Diyin, LIU Hao (35)
Parameter estimation method based on beta-likelihood function
…… WANG Xiaohong, LI Yuxiang, YU Chuang, WANG Lizhi (41)
Dynamic analysis of air system with fast transients in shaft failure event
…… LIU Chuankai, LI Yuanyuan, LI Yanru, JIANG Hongchao, DING Shuiting (47)
Effects of W-doping on formation energy of oxygen vacancy in TiO_2
…… ZHU Linggang, ZHOU Jian, SUN Zhimei (54)
Structure design and motion mode analysis of a six wheel-legged robot
…… XU Kun, ZHENG Yi, DING Xilun (59)
Chordwise attenuation of heat transfer performance on inner surface of hot-air anti-icing system
…… BU Xueqin, PENG Long, LIN Guiping, ZHOU Ying (72)
Trajectory optimization method of aircraft endurance flight based upon control surface trimming
…… LIU Fan, WANG Lixin, CAI Weimin (79)
Stability analysis and optimization for pneumatic cabin pressure regulating system
…… ZHENG Xinhua, XIE Lili, REN Junxue (87)
Global-best guided fuzzy cuckoo search algorithm and its application
…… QIN Qiang, FENG Yunwen, XUE Xiaofeng (94)
Integrated method of knowledge and data for quantitative reliability modeling
…… HAO Zhipeng, ZENG Shengkui, GUO Jianbin, MA Jiming, LI Qilin (101)
Design and simulation of controllable aircraft main landing gear operating actuator
…… HUANG Chen, JIA Yuhong (112)
Gliding reentry vehicle lateral/directional coupling attitude control strategy
…… SHI Linan, LI Huifeng, ZHANG Ran (120)
Active disturbance rejection control method on load relief system for launch vehicles
…… YANG Weiqi, XU Zhi, TANG Shuo, ZHANG Yingying (130)
Effect of rotor-stator interaction on film-cooling of turbine blade
…… LI Hongyang, ZHENG Yun (139)
Life up and down method for determining WFD average behavior of aircraft structures
…… ZHANG Jianping, SHI Xinhong, ZHANG Jianyu, ZHENG Xiaoling (147)
Investigation of mixed convection of supercritical pressure RP-3 in vertical round tube
…… JIA Zhouxia, XU Guoqiang, WEN Jie, LONG Xiaodong, WANG Yue (152)
Analysis of strain in electromagnetic V-shaped bending of 2024-T3 aviation aluminum alloy plate
…… XIONG Weiren, WANG Wenping, WAN Min, LI Xinjun (158)
Analysis of wings effects on locust-like robot air posture
…… CHEN Kewei, CHEN Diansheng, ZHANG Ziqiang, ZHANG Benguang (165)
Experimental analysis on flow past circular cylinder attached to frontal splitter plate
…… ZHOU Xiao, HU Ye, WANG Jinjun (172)
Research on fault diagnosis based on multi-signal flow graph and branch-and-bound algorithm
…… LIANG Shuang, YU Jinsong, TANG Diyin, JIANG Yang (180)
Influence of side boundary condition on compression performance of aluminum alloys stiffened panels
…… XU Rongzhang, GUAN Zhidong, JIANG Siyuan (187)
Combat capability requirement generation of shipborne area air defense based on analytic rules
…… XU Junfei, XING Changfeng, WU Ling (193)
Algorithm for recognizing and constructing rib feature based on constrained Delaunay triangulation
…… ZHOU Min, ZHENG Guolei, LUO Zhibo, CHEN Shulin (201)

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0068

新型复合多视场光学敏感器及其导航方法

全下文载

江洁[1,2,*]，郑佳怡[1,2]，凌思睿[1,2]

（1. 北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院，北京 100083；
2. 北京航空航天大学 精密光机电一体化技术教育部重点实验室，北京 100083）

摘 要：基于利用四面镜结构实现的复合多视场光学敏感器，给出了一种高精度天文导航方法，即通过四面镜同时观测地球、导航星和折射星，利用卫星、地球、恒星之间的位置关系，实现自主导航。通过研究导航量测信息的获取途径，给出了复合多视场光学敏感器的5种实用工作方式。结合卡尔曼滤波算法，建立了自主天文导航的仿真模型，并对5种工作方式进行了仿真与比较。仿真结果表明：双组直接敏感地平与单组间接敏感地平结合的导航方式精度最高，位置精度达到了10 m量级。

关 键 词：天文导航；复合光学敏感器；多视场；信息融合；系统仿真
中图分类号：V448.22+4
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2016)01-0001-07

天文导航是一种完全自主的导航方法，不仅导航精度高，可靠性好，且导航误差不随时间积累，因此在航空、航天和航海领域得到广泛应用，成为自主导航发展的重要方向。

目前多家机构都研制出了相应的复合多视场光学敏感器并应用于自主导航：美国霍尼韦尔公司利用一个组合反射式二面镜反射阵列和一个球透镜系统，构成了具有超大视场角的组合光学系统；德国斯图加特大学 Kühl[1] 研究的敏感器通过半透半反射镜在一个敏感元件上同时对地球和星光成像。这些复合敏感器实现了在一个敏感元件上同时获得多种导航信息，但由于没有分割成像区域，使得后续信息提取比较困难。北京控制工程研究所研制的复合视场敏感器利用两块平面镜和一块面反射棱锥将视场分为中心圆形视场和边缘环形视场，实现了成像区域的分割，但其光学系统非常庞大，大大弱化了复合敏感器在体积重量上的优势。

本文提出了一种基于新型复合光学敏感器的天文导航系统，它的光学敏感器具有4个虚拟视场，可将多个观测对象成像在分割好的4个区域内，并有效地减小了系统的体积和重量。此外，本文对此系统进行了天文导航方法的研究，结合一种基于信息融合的天文导航新方案[2]对系统进行了仿真。

1 复合光学敏感器导航系统原理

天文导航分为直接敏感地平导航和间接敏感地平导航，它们的基本原理都是以轨道动力学方程为基础，利用获取的量测信息，通过滤波算法对航天器的位置和速度进行精确估算[3]。但2种方法所利用的量测信息不同，前者需要观测地球边缘和导航星，后者则需要观测折射星和导航星。本文中的复合光学敏感器采用四面镜在单一光学敏感器上呈现出4个视场，可同时观测2种导航方法的量测信息，在轻小型的前提下实现直接敏感地平与间接敏感地平的组合导航。

导航系统工作流程如图1所示：光学敏感器

收稿日期：2015-01-30；**录用日期**：2015-04-24；**网络出版时间**：2015-06-24 16:46
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150624.1646.007.html
基金项目：国家自然科学基金(61222304)；高等学校博士学科点专项科研基金(20121102110032)
* **通讯作者**：Tel.：010-82338497 E-mail：jiangjie@buaa.edu.cn

引用格式：江洁，郑佳怡，凌思睿. 新型复合多视场光学敏感器及其导航方法[J]. 北京航空航天大学学报，2016，42(1)：1-7.
JIANG J，ZHENG J Y，LING S R. A new composite multi-field-of-view optical sensor and its navigation method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2016，42(1)：1-7 (in Chinese).

北航学报 赠阅

的 4 个视场同时观测不同的天体目标,即地球、折射星和导航星;不同视场的观测信息在成像元件的不同区域内成像,并进行不同的后续处理;结合星图识别技术,通过导航星和折射星信息获取它们的方向;对地球边缘进行拟合,得到地心矢量;根据卫星运动的轨道动力学模型及运动参数,建立卫星在天球坐标系中的状态方程,本文采用天文导航系统中最常用的基于直角坐标系的卫星轨道动力学方程;以星光角距和星光切线高度作为观测量,结合恒星、地球和卫星之间的几何关系,建立直接敏感地平和星光折射间接敏感地平观测模型;在状态方程和量测模型的基础上,利用卡尔曼滤波算法,建立导航系统的滤波模型,估算航天器的位置和速度,实现天文导航。

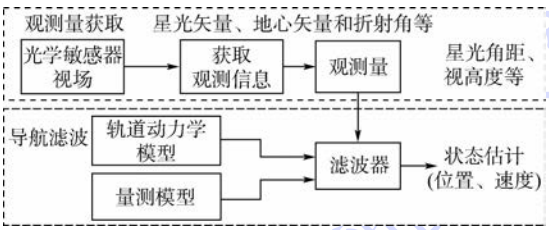


图 1 天文导航系统工作流程

Fig. 1 Workflow of celestial navigation system

2 多视场复合光学敏感器结构设计

多视场复合光学敏感器的结构如图 2 所示,它主要由四面镜和单一光学敏感器构成,四面镜垂直倒置在光学敏感器正上方。虽然光学敏感器为单一敏感器,但它同时接收了四面镜 4 个面所反射的光线,因此,其效果等同于 4 个视场组合观测的效果,能够对地球、恒星和月球等不同目标进行同时观测。

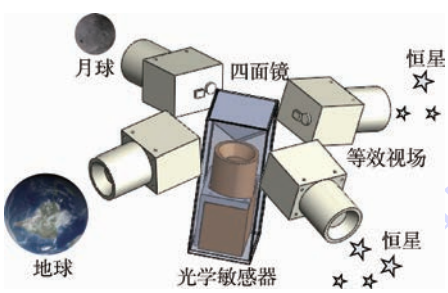


图 2 虚拟多视场复合光学敏感器

Fig. 2 Composite optical sensor with virtual multi-field-of-view

视场中所出现的天体目标及量测信息取决于其视场轴的指向,而复合光学敏感器 4 个视场的视场轴指向是由敏感器的安装方式和四面镜的参数共同决定的。

由文献[4-5]可知星敏感器视场轴位于轨道平面内时导航精度最高,因此整个敏感器采用侧安装的方式,以尽量保证 4 个视场的视场轴均位于轨道平面内。光学敏感器的视场设计与轨道高度有关,现选择半长轴 $a = 9\,000$ km,轨道高度为 2 628.996 km的卫星轨道进行研究。

图 3 为四面镜侧安装的俯视图,4 个方向分别为 4 个虚拟视场的视场轴指向,图中:R_e 为地球半径,γ 为视场视轴与地心坐标系下卫星的位置矢量 $\boldsymbol{r}$ 的夹角,卫星速度矢量 $\boldsymbol{v}$ 为逆时针方向。两个视场轴向上倾斜观测导航星,两个向下倾斜观测地球边缘和折射星。图 4 为敏感器光学系统结构示意图,1 ~ 4 为成像元件的 4 个区域,每个区域对应敏感器的一个视场,4 个视场的观测信息成像在不同的区域,观测对象的像得到了分割,使得导航信息的后续提取较易。

设定四面镜镜面与中心轴的夹角 θ 为 40°,此时 4 个视场的视轴与轨道平面夹角不超过 0.5°。四面镜选取对称四棱镜,此时相邻视场的视场轴夹角为 90°,侧安装后 $\gamma = 45°$。由几何关系 $\arcsin(R_e/a) \approx 45.063\,4°$ 可知,向下倾斜的视场视轴指向地球边缘附近,此时可获得较多的地球边缘及折射星的信息。

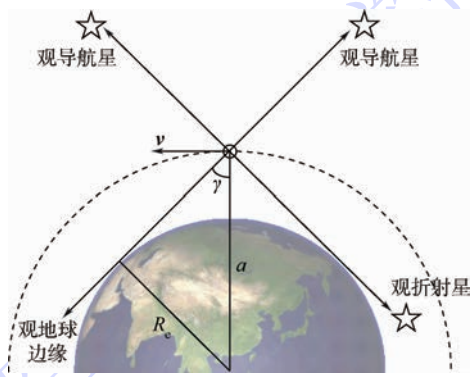


图 3 四面镜安装示意图(俯视图)

Fig. 3 Installation sketch map of prism(vertical view)

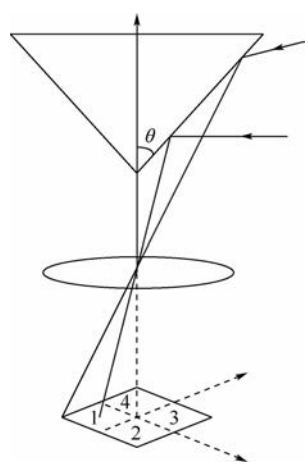


图 4 光学敏感器系统成像模型

Fig. 4 Imaging model of optical sensor system

3　观测方式

多视场光学敏感器可同时观测导航星、折射星和地球边缘，但实际情况中地球边缘比恒星亮度大，观测地球的视场需镀上减光涂层以保证地球和星光同时得到适宜的曝光。此外，文献[6]中指出捕获将要离开大气（卫星速度方向）的折射星光相对比较困难，而观测将要下降（卫星速度反方向）的恒星比较容易，因此分配速度方向的视场观测地球，反方向的视场观测折射星。

多视场光学敏感器可同时观测多种量测信息，因此导航系统可实现多种观测方案。现根据四面镜的系统参数、安装参数，结合导航原理及实际情况，提出 5 种可实现的观测方式：①单组直接敏感地平：利用 1 个直射视场观测导航星，1 个地球视场观测地球边缘，获取 1 个星光角距作为观测量。②单组间接敏感地平：利用 1 个直射视场观测的导航星信息，从折射星视场中识别出 1 个折射星，获取折射角，计算对应视高度作为观测量。③单组直接结合单组间接敏感地平：利用 1 个直射视场观测导航星，1 个地球视场观测地球边缘，获得 1 个星光角距作为观测量；利用直射视场观测的导航星信息，从折射星视场中识别出 1 个折射星，获取相应的折射角，计算出视高度作为另一个观测量；2 个观测量进行信息融合。④双组直接敏感地平：利用 2 个直射视场观测导航星，两个地球视场观测地球边缘，获取 2 个星光角距作为观测量，并进行信息融合。⑤双组直接结合单组间接敏感地平：利用 2 个直射视场观测导航星，1 个地球视场观测地球边缘，获取 2 个星光角距作为观测量；利用直射视场观测的导航星信息，从折射星视场中识别出 1 个折射星，获取折射星的折射角，计算出视高度作为第 3 个观测量；3 个观测量进行信息融合实现导航。其观测视场利用示意图如图 5 所示，相同线型为获得同一量测信息配合使用的视场。

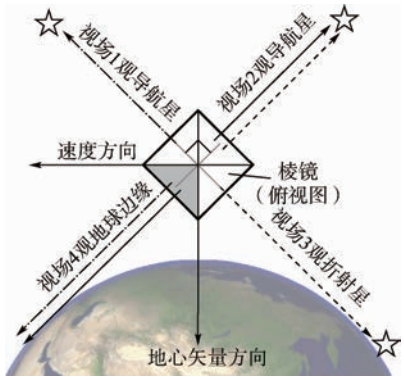


图 5　视场利用示意图

Fig. 5　Use sketch map of field-of-view

4　基于信息融合的天文导航系统

4.1　航天器轨道模型

$$\begin{cases}\dfrac{\mathrm{d}x}{\mathrm{d}t}=v_x\\ \dfrac{\mathrm{d}y}{\mathrm{d}t}=v_y\\ \dfrac{\mathrm{d}z}{\mathrm{d}t}=v_z\\ \dfrac{\mathrm{d}v_x}{\mathrm{d}t}=-\mu\dfrac{x}{r^3}\left[1-J_2\left(\dfrac{R_e}{r}\right)\left(7.5\dfrac{z^2}{r^2}-1.5\right)\right]+\Delta F_x\\ \dfrac{\mathrm{d}v_y}{\mathrm{d}t}=-\mu\dfrac{y}{r^3}\left[1-J_2\left(\dfrac{R_e}{r}\right)\left(7.5\dfrac{z^2}{r^2}-1.5\right)\right]+\Delta F_y\\ \dfrac{\mathrm{d}v_z}{\mathrm{d}t}=-\mu\dfrac{z}{r^3}\left[1-J_2\left(\dfrac{R_e}{r}\right)\left(7.5\dfrac{z^2}{r^2}-1.5\right)\right]+\Delta F_z\end{cases}\tag{1}$$

轨道模型可表示为 $\dot{\boldsymbol{X}}(t)=f(\boldsymbol{X},t)$。其中，状态矢量为 $\boldsymbol{X}=[x\ y\ z\ v_x\ v_y\ v_z]^{\mathrm{T}}$，$x$、$y$、$z$、$v_x$、$v_y$ 和 v_z 分别为 x、y 和 z 3 个方向上卫星的位置和速度投影；J_2 和 μ 分别为地球引力系数和地心引力常数；r 为 $\boldsymbol{r}$ 的大小。ΔF_x、ΔF_y 和 ΔF_z 分别为地球非球形摄动的高阶摄动项和日月摄动以及太阳摄动和大气摄动等摄动力的影响[7]。

4.2　观测模型

4.2.1　直接敏感地平量测方程

直接敏感地平导航中经常采用星光角距作为观测量，航天器上观测到的地心矢量与导航恒星的星光矢量的夹角即为星光角距，如图 6 所示，图中：$\boldsymbol{s}$ 为导航星的单位星光矢量；α 为星光角距。

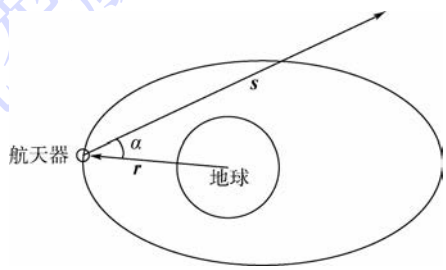


图 6　直接敏感地平量测模型

Fig. 6　Measurement model of directly sensing horizon method

由图 6 中的几何关系可知，星光角距 α 和直接敏感地平导航量测量 Z 的表达式为

$$\alpha=\arccos\left(-\frac{\boldsymbol{r}\cdot\boldsymbol{s}}{r}\right)\tag{2}$$

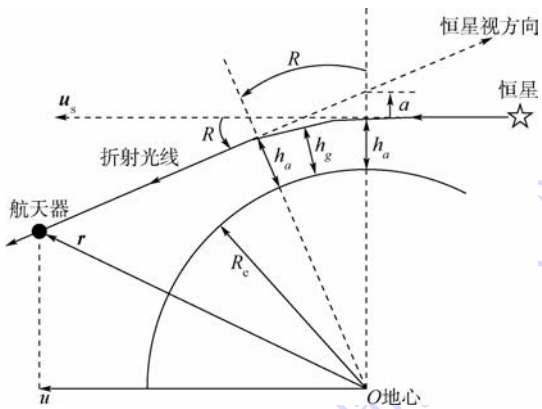
$$Z=\alpha+V_\alpha=\arccos\left(-\frac{\boldsymbol{r}\cdot\boldsymbol{s}}{r}\right)+V_\alpha\tag{3}$$

北航学报 赠阅

式中：V_α 为量测噪声。

4.2.2 间接敏感地平量测方程

由于空间中的大气呈不均匀分布，当星光通过大气时，光线会发生折射向地心方向弯曲，此时卫星上观测到的恒星位置将略高于其实际位置。星光折射间接敏感地平即利用了大气的这种光学特性，其量测模型如图 7 所示，图中：h_a 为卫星上观测到的折射光线相对地球的高度；h_g 为星光到地面的实际切线距离；折射前后光线间的夹角 R 为星光折射角。



$\boldsymbol{u}_s$—折射前的星光单位矢量；$u = |\boldsymbol{r} \cdot \boldsymbol{u}_s|$。

图 7 星光折射敏感地平量测模型

Fig. 7 Measurement model of stellar horizon atmospheric refraction method

文献[8]给出了 h_a 与 R 和大气密度 ρ 之间的关系：

$$h_a(R,\rho) = H\ln\left[k(\lambda)\rho_0\left(\frac{2\pi R_e}{H}\right)^{\frac{1}{2}}\right] + h_0 - H\ln R + R\left(\frac{HR_e}{2\pi}\right)^{\frac{1}{2}} \tag{4}$$

式中：$k(\lambda)$ 为由波长 λ 决定的散射系数；h_0 为参考高度；ρ_0 和 H 分别为高度 h_0 处的密度和密度标尺高度。

根据经验可以得到近似公式[9]：

$$h_a = -21.740\,898\,77 - 6.441\,326\ln R + 69.211\,770\,57\,R^{0.9805} \tag{5}$$

另外，由图 7 的几何关系可知

$$h_a = \sqrt{\boldsymbol{r}\cdot\boldsymbol{r} - u^2} + u\tan R - R_e - \varepsilon \tag{6}$$

式中：ε 通常为非常小的量，可忽略。式(5)和式(6)建立了折射角与航天器位置矢量之间的关系，被作为星光折射自主导航的量测模型。

4.3 基于信息融合的卡尔曼滤波算法

传统的推广卡尔曼滤波在天文导航中会引入较大的非线性误差[10-11]，而常用的非线性滤波算法——Unscented Kalman Filter(UKF)在实际导航中也容易出现发散的情况[12-13]，因此本文选用平方根 UKF(SRUKF)算法[14]，既能保证系统计算结果的收敛，同时又提高了计算精度[15]。

组合导航过程中会出现多个量测信息，需对信息进行分散滤波。本文在 SRUKF 的基础上，使用联邦滤波，由主滤波器向各子滤波器动态分布初始条件信息、噪声信息和观测信息，设计了适用于复合多视场光学敏感器的 SRUKF 分散滤波方案[16]。其具体步骤如下：

1）信息分配。滤波系统包含主滤波器和多个子滤波器，β_M、β_i 分别为主滤波器和子滤波器的分配因子，由信息守恒原理可知

$$\beta_M + \sum_{i=1}^{n}\beta_i = 1 \tag{7}$$

系统噪声 $\boldsymbol{Q}$ 和状态方差 $\boldsymbol{P}$ 通过信息分配因子 β_M、β_i 分配到主滤波器和各子滤波器，分配原则为

$$\begin{cases}\boldsymbol{Q}_i(k) = \beta_i^{-1}\boldsymbol{Q}(k)\\ \boldsymbol{P}_i(k) = \beta_i^{-1}\boldsymbol{P}(k)\\ \hat{\boldsymbol{X}}_i(k) = \hat{\boldsymbol{X}}(k)\end{cases} \tag{8}$$

式中：$i = 1,2,\cdots,n,M$；$\hat{\boldsymbol{X}}(k)$ 和 $\hat{\boldsymbol{X}}_i(k)$ 分别为总状态估计值和子滤波器状态估计值。

2）时间更新。主滤波器和子滤波器同时进行 SRUKF 时间更新，且相互独立。

3）量测更新。主滤波器无量测信息，量测信息由各子滤波器接收后进行 SRUKF 量测更新。

4）信息融合。将主滤波器和各子滤波器更新后的状态估计 $\hat{\boldsymbol{X}}_M(k)$、$\hat{\boldsymbol{X}}_i(k)$ 和方差阵 $\boldsymbol{P}_M(k)$、$\boldsymbol{P}_i(k)$ 融合，可得到总状态估计 $\hat{\boldsymbol{X}}(k)$ 和总方差 $\boldsymbol{P}(k)$：

$$\begin{cases}\boldsymbol{P}^{-1} = \boldsymbol{P}_M^{-1} + \sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{P}_i^{-1}\\ \boldsymbol{P}^{-1}\hat{\boldsymbol{X}} = \boldsymbol{P}_M^{-1}\hat{\boldsymbol{X}}_M + \sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{P}_i^{-1}\hat{\boldsymbol{X}}_i\end{cases} \tag{9}$$

步骤 1）中联邦滤波信息因子的分配有多种策略，此处选用基于矩阵范数进行信息动态分配的算法：首先确定主滤波器信息因子 β_M，然后依据 β_M 对各子滤波器信息因子进行分配，且第 k 步的 $\beta_i(k)$ 与上一步协方差阵 $\boldsymbol{P}_i(k-1)$ 的范数成正比，即

$$\beta_i(k) = \frac{\|\boldsymbol{P}_i(k-1)\|_F}{\sum_{i=1}^{n}\|\boldsymbol{P}_i(k-1)\|_F}(1-\beta_M) \tag{10}$$

式中：$\|\ \|_F$ 为 Frobenius 范数。对于任意矩阵 $\boldsymbol{A}$，有

$$\|\boldsymbol{A}\|_{\mathrm{F}}=\sqrt{\sum \operatorname{diag}(\boldsymbol{A}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{A})}=\sqrt{\sum_{i=1}^{m}\sum_{j=1}^{n}|a_{ij}|^{2}}\ 。$$

5　计算机仿真

5.1　仿真条件

仿真使用的轨道数据由软件 STK 产生,力学模型采用 JGM3,参数设置如下:

1)轨道参数。半长轴 $a=9\ 000$ km,偏心率 $e=0$,轨道倾角 $i=98.135\ 8°$,升交点赤经 $\Omega=254.145°$,近升角距 $\omega=0°$。

2)敏感器精度。视场大小为 $10°\times10°$,星敏感器精度为 $1''(1\sigma)$,采用 SAO 星表中亮于 5.0^{m} 的星为完备基本星表。

3)滤波初始值。系统噪声方差 $\boldsymbol{Q}=\operatorname{diag}[2^2\ \ 2^2\ \ 2^2\ \ 0.02^2\ \ 0.02^2\ \ 0.02^2]$,量测噪声方差 $\boldsymbol{R}=\operatorname{diag}[80^2\ \ 80^2\ \ \cdots\ \ 80^2]$,$\boldsymbol{R}$ 的维数取决于量测信息个数。

5.2　仿真结果

仿真时间为 8 000 个滤波周期,每个滤波周期为 3 s。由于直接敏感地平方案收敛较慢,仿真时间延长为 25 000 个周期。仿真结果如图 8 所示。

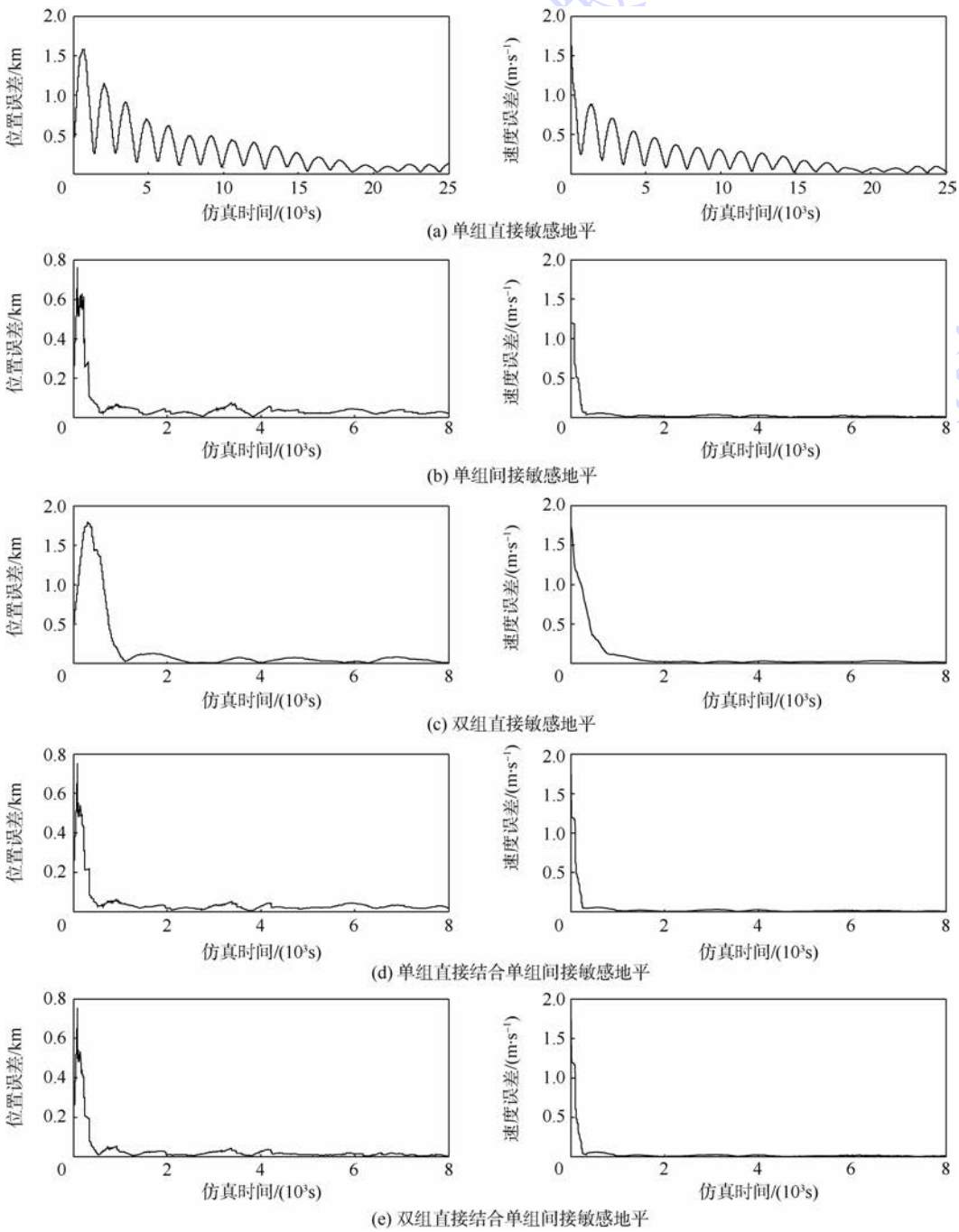


图 8　5 种观测方式的位置与速度估计误差

Fig. 8　Position and velocity estimation errors of five practicable observing modes

北航学报 赠阅

为了更直观地比较不同观测方式的导航结果,在表 1 中列出了 5 种观测方式在相同仿真条件下的导航误差。

表 1 仿真结果

Table 1 Results of simulation

观测方式	位置估计误差/m		速度估计误差/(m·s^{-1})	
	最大值	平均值	最大值	平均值
单组直接敏感地平	510.9635	191.4595	0.3406	0.1371
单组间接敏感地平	74.1984	29.7289	0.0695	0.0289
双组直接敏感地平	93.0672	37.0790	0.0699	0.0433
单组直接结合单组间接敏感地平	51.2227	24.3268	0.0581	0.0262
双组直接结合单组间接敏感地平	42.3178	12.6782	0.0539	0.0247

6 结 论

本文基于四面镜结构提出了一种新型的复合多视场光学敏感器,并研究了其具体导航方案,经过仿真验证表明:

1) 间接敏感地平的导航精度远远高于直接敏感地平,这是因为星光折射模型远比根据地球边缘拟合地心的模型精确。此外,由于对多个量测信息进行了信息融合,因此组合导航系统的定位精度优于单独使用其中任意一种方案的系统。

2) 从四面镜实现的角度出发,双组直接敏感地平与单组间接敏感地平组合的导航方式综合了直接敏感地平信息的连续性和间接敏感地平信息的准确性,而且最大程度地融合了全部观测信息,因此其定位精度最高,位置误差达到了 10 m 量级。

本文提出的新型复合光学敏感器导航系统实现高精度的自主天文导航的同时,保证了系统重量体积的轻小化,对于卫星的自主导航研究与应用很有实际应用价值。

参考文献(References)

[1] KÜHL C T F. Combined earth/star sensor for attitude and orbit determination of geostationary satellites[D]. Stuttgart: University of Stuttgart, 2005: 27-79.

[2] 宁晓琳,房建成. 一种基于信息融合的卫星自主天文导航新方法[J]. 宇航学报,2003,24(6):579-583.
NING X L, FANG J C. A new method of autonomous celestial navigation for spacecraft based on information fusion[J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(6): 579-583 (in Chinese).

[3] 宁晓琳,马辛. 地球卫星自主天文导航滤波方法性能分析[J]. 控制理论与应用,2010,27(4):423-430.
NING X L, MA X. Analysis of filtering methods for satellite celestial navigation[J]. Control Theory & Applications, 2010, 27(4): 423-430 (in Chinese).

[4] 宋利芳,房建成. 航天器天文导航中星敏感器最佳安装方位研究[J]. 北京航空航天大学学报,2006,32(1):22-26.
SONG L F, FANG J C. Optimum installation azimuth of star sensor for spacecraft celestial navigation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(1): 22-26 (in Chinese).

[5] FANG J C, NING X L. Installation direction analysis of star sensors by hybrid condition number[J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2009, 58(10): 3567-3582.

[6] SAVELY R T, COCKRELL B F, PINES S. Apollo experience report onboard navigational and alignment software: NASA TN D-6471[R]. Washington, D. C.: NASA, 1972.

[7] 田玉龙,房建成,宁晓琳. 自主天文导航系统中的两种状态方程特性分析[J]. 系统工程与电子技术,2004,26(12):1829-1831.
TIAN Y L, FANG J C, NING X L. Two kinds of motion equations used in autonomous celestial navigation and characteristic anslysis[J]. Systems Engineering and Electronics, 2004, 26(12): 1829-1831 (in Chinese).

[8] 房建成,宁晓琳. 航天器自主天文导航原理与方法[M]. 北京:国防工业出版社,2006:103-107.
FANG J C, NING X L. Spacecraft autonomous celestial navigation principle and method[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006: 103-107 (in Chinese).

[9] NING X L, WANG L H, BAI X B, et al. Autonomous satellite navigation using starlight refraction angle measurement[J]. Advances in Space Research, 2013, 51(9): 1761-1772.

[10] 安笛. UKF 性能分析及其在组合导航中的应用[D]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学,2011:7-10.
AN D. Performance analysis of UKF and application in integrated navigation system[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2011: 7-10 (in Chinese).

[11] 金智慧. 近地卫星自主天文导航的算法与 DSP 实现研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2007:19-26.
JIN Z H. Study on autonomous celestial navigation algorithm and its DSP realization of near earth satellite[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007: 19-26 (in Chinese).

[12] JULIER S J, UHLMANN J K. Reduced sigma point filters for the propagation of means and covariances through nonlinear transformations[C]// Proceedings of the American Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2002, 2: 887-892.

[13] JULIER S J, UHLMANN J K, DURRANT-WHYTE H F. A new method for the nonlinear transformation of means and covariances in filters and estimators[J]. Transactions on Automatic Control, 2000, 45(3): 477-482.

[14] VAN DER MERWE R, WAN E A. The square-root unscented Kalman filter for state and parameter-estimation[C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Acoustics, Speech, and Singnal Processing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2001, 6: 3461-3464.

[15] 陆海勇. 捷联惯性导航系统中 UKF 滤波技术的应用研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2009:25-29.
LU H Y. Research on application of UKF in strapdown inertial navigation system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronau-

tics and Astronautics,2009:25-29(in Chinese).
[16] 刘瑞华,刘建业.联邦滤波信息分配新方法[J].中国惯性技术学报,2001,9(2):28-32.
LIU R H,LIU J Y. A New method of information-sharing in federated filter[J]. Journal of Chinese Inertia Technology,2001,9(2):28-32(in Chinese).

作者简介:
江洁　女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:光电测试和光电导航。
Tel.:010-82338497
E-mail:jiangjie@buaa.edu.cn

A new composite multi-field-of-view optical sensor and its navigation method

JIANG Jie[1,2,*], ZHENG Jiayi[1,2], LING Sirui[1,2]

(1. School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Key Laboratory of Precision Opto-mechatronics Technology of the Ministry of Education, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: According to the filtering method and navigation precision, the layout of multi-field-of-view of a composite optical sensor with four mirrors was presented. A kind of high-precision method of autonomous navigation based on the sensor was given. The method was to simultaneously measure the earth, navigational star and refraction star via the four mirrors of the sensor, and autonomous navigation for satellite was realized through geometrical position relation among satellite, the earth, and star direction. Also the measurement acquisitions in autonomous celestial navigation simulation were studied. Five practicable working modes of composite multi-field-of-view optical sensor are proposed. A simulation model was set up using of Kalman filtering algorithm, and the system simulation was made using simulative data at the basic of an earth-pointing satellite with a certain orbit altitude. Based on the simulation results of all five working modes, the observing mode of double directly sensing horizon combined with single stellar horizon atmospheric refraction provides the highest navigation accuracy. The position accuracy can reach order of 10 m.

Key words: celestial navigation; composite optical sensor; multi-field-of-view; information fusion; system simulation

北京航空航天大学学报

Received: 2015-01-30; **Accepted**: 2015-04-24; **Published online**: 2015-06-24 16:46
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150624.1646.007.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61222304); Specialized Research Fund for the Doctoral Program of Higher Education (20121102110032)

* **Corresponding author**. Tel.: 010-82338497　E-mail: jiangjie@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0078

基于函数型数据的广义线性回归模型

王惠文[1,2], 黄乐乐[1,2], 王思洋[3,*]

(1. 北京航空航天大学 经济管理学院, 北京 100083; 2. 城市运行应急保障模拟技术北京市重点实验室, 北京 100083;
3. 中央财经大学 统计与数学学院, 北京 100081)

摘 要: 函数型数据的回归分析研究主要集中在函数型线性模型。不要求因变量为连续型随机变量,可以为离散型或属性数据(对应于泊松或 Logistic 回归),对同时含有数值型多元变量和函数型变量的广义线性模型的估计问题进行分析,采用非参数方法得到了参数部分和非参数部分的估计量,并给出了一种重加权算法进行参数求解,解决了含数值型和函数型混合数据类型自变量的回归问题,同时扩展了函数型线性模型的应用范围。估计过程中,分别采用了函数型主成分和 B 样条基函数,并给出了基函数个数选择的准则。数值模拟结果表明,所提出方法具有良好的可行性与正确性。

关 键 词: 函数型数据; 广义线性模型; 主成分; B 样条; 重加权
中图分类号: O212
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2016)01-0008-05

计算机技术的迅速发展为数据搜集和存储提供了极大的便利,使得数据观测的频率越来越高,甚至可以认为是连续观测,这类数据统称为函数型数据[1]。函数型数据分析已具有众多研究成果,许多多元统计方法均可扩展到函数型数据的统计分析中[2-5]。

关于函数型线性回归模型的研究成果众多,主要有:基于函数型主成分的最小二乘估计量的最优收敛速度[6]、基于核函数的非参数 M 估计[7]、函数型线性模型的分位数估计[8]、线性模型中函数型数据的光滑化预处理[9]、函数型线性模型的变量选择[10]等。这些结果所涉及的回归模型大多数含有函数型协变量和数值型响应变量,主要研究函数型协变量对应的函数型系数的统计性质。

但在实际数据分析中,在回归模型中经常会遇到数值型多元变量和函数型变量混杂的协变量。在对模型进行估计时,既需要估计多元数值型协变量对应的系数向量,又需要对函数型数据对应的函数型系数进行估计。虽然估计比较复杂,但这种混合数据回归模型具有更广泛的适用性,因而具有研究的意义。

此外,普通线性回归模型要求响应变量是连续型随机变量,而在数据处理过程中经常会遇到响应变量为离散型随机变量甚至是属性数据的情形。为扩展函数型线性模型的实用性,需要考虑含有函数型协变量的广义函数型线性模型,对响应变量的类型不局限于连续型随机变量,可进一步扩展模型的实用性。

基于此,本文提出含有函数型协变量的广义线性模型并对其进行估计,在指数分布族的假设下,分别得到参数部分和非参数部分的极大似然估计量,并对因变量为离散型随机变量或属性数据的情形进行具体分析。最后,通过数值模拟来

收稿日期: 2015-02-05; **录用日期**: 2015-03-05; **网络出版时间**: 2015-03-30 18:00
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150330.1800.001.html
基金项目: 国家自然科学基金(71420107025,11501586); 国家"863"计划(SS2014AA012303); 2014 年度中央财经大学重大科研课题培育项目(基础理论类)
* **通讯作者**: Tel.: 010-62288522 E-mail: siyangw@163.com

引用格式: 王惠文, 黄乐乐, 王思洋. 基于函数型数据的广义线性回归模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 8-12.
WANG H W, HUANG L L, WANG S Y. Generalized linear regression model based on functional data analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 8-12 (in Chinese).

验证本文所提出方法的可行性和正确性。

1　函数型广义线性模型

本节引入含有普通数值型数据和函数型数据的广义线性模型，并在指数分布族的假设下给出其极大似然估计。

假设 $Z\in\mathbf{R}^p$ 为数值型多元随机变量，p 为维数，$\{X(t):t\in T\}$ 为定义在概率空间 (Ω,F,P) 上的期望为零的二阶随机过程。令 Y 为一元数值型响应变量，记 $\mu=E(Y\mid Z,X(t))$，$\eta=Z\boldsymbol{\gamma}+\langle X,\beta\rangle$，其中 $\langle X,\beta\rangle=\int_T X(t)\beta(t)\mathrm{d}t$。

考虑模型：

$$\mu=h(\eta)=h(Z\boldsymbol{\gamma}+\langle X,\beta\rangle)\tag{1}$$

式中：$h(\cdot)$ 为连接函数，严格单调且充分光滑；$\boldsymbol{\gamma}$ 和 $\beta(t)$ 分别为协变量 $Z,X(t)$ 的待估未知参数和未知函数。进一步假设给定 $Z,X(t)$ 时响应变量 Y 的条件分布属于指数分布族，其密度为

$$f(y;\theta)=\exp(a(y)b(\theta)+c(\theta)+d(y))\tag{2}$$

其中：若 $a(y)=y$，称其为标准指数分布族（以下考虑标准指数分布族）。常见的许多分布均属于指数分布族，如正态分布、伽马分布、逆高斯分布、泊松分布和二项分布等。例如，令 $c(\theta)=-\mu^2/(2\sigma^2)-\ln(2\pi\sigma^2)/2$，$b(\theta)=\mu/\sigma^2$，$d(y)=-y^2/(2\sigma^2)$，即可得到期望方差分别为 μ,σ^2 的正态分布的密度函数；令 $b(\theta)=\ln\lambda$，$c(\theta)=-\lambda$，$d(y)=-\ln(y!)$ 可以得到期望为 λ 的泊松分布的密度函数。

式(1)模型可看作是多元数据广义线性模型和函数型数据广义线性模型的推广。若 $\boldsymbol{\gamma}\equiv0$，式(1)模型则成为文献[11]所研究的广义函数型线性回归模型[12]，若 $\beta(t)\equiv0$，则式(1)模型退化为通常的广义线性模型。

2　模型中 $\langle X,\boldsymbol{\beta}\rangle$ 的处理

本节通过选择基函数对式(1)模型中的 $\langle X,\beta\rangle$ 进行展开，通过准则函数的选择进行截断后转化为多元数据的形式。

不失一般性地假设 $T=[0,1]$，从而有 $\langle X,\beta\rangle=\int_0^1 X(t)\beta(t)\mathrm{d}t$。事实上，对于函数型协变量 $X(t)$ 而言，在实际观测时观测点 $\{t_i\}$ 即使非常密集也是离散的，需要通过线性插值或者其他常用的非参数办法进行光滑，得到一条连续的曲线。同时，一般也对函数型系数 $\beta(t)$ 的光滑性进行假设。

通常在函数型数据分析中使用的基函数有两种类型：①预先给定基函数类型基于数据对基函数个数进行选择，例如 B 样条和 Fourier 基函数等[13]；②完全基于数据构造基函数，例如函数型主成分基函数[6]，函数型偏最小二乘基函数等。这里重点介绍函数型主成分基函数。

2.1　函数型主成分基函数

设 n 个独立同分布的样本观测值分别为 $\{\boldsymbol{Z}_i,X_i(t),Y_i\}_{i=1}^n$。定义函数型数据 $X(t)$ 的协方差函数和样本协方差函数分别为

$$K(s,t)=\mathrm{cov}[X(s),X(t)]=EX(s)X(t)$$

$$\hat{K}(s,t)=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^n[X_i(s)-\bar{X}(s)][X_i(t)-\bar{X}(t)]$$

式中：$\bar{X}(s)=\sum_{i=1}^n X_i(s)/n$。

根据 Mercer 定理，对如上定义的算子 K 具有谱分解的形式：

$$K(s,t)=\sum_{j=1}^{\infty}\theta_j\phi_j(s)\phi_j(t)\quad\forall(s,t)\in I^2$$

式中：$\theta_1\geqslant\theta_2\geqslant\cdots\geqslant0$ 为算子 K 的各个特征值；ϕ_j 为对应的特征函数；I 为区间。相应地，对 $\hat{K}(s,t)$ 也可以进行类似分解得到特征值 $\{\hat{\theta}_j\}$ 和对应的特征函数 $\{\hat{\phi}_j\}$。将 $X(t),\beta(t)$ 在 $\{\phi_j\}_{j=1}^{\infty}$ 所展成的空间进行展开可得

$$X(t)=\sum_{j=1}^{\infty}a_j\phi_j(t)$$

$$\beta(t)=\sum_{j=1}^{\infty}b_j\phi_j(t)$$

进一步利用基函数之间的正交性质可以得到

$$\int_0^1 X(t)\beta(t)\mathrm{d}t=\sum_{j=1}^{\infty}a_jb_j$$

2.2　$\langle X,\boldsymbol{\beta}\rangle$ 的处理

在实际数据分析中，第 2.1 节中的无穷求和不具备操作性，通常会根据某些准则对基函数个数进行选择，然后进行估计。这里函数型主成分基函数的个数可以通过方差占比进行选择，例如设定选取基函数的个数能保留 85% 的方差信息，根据

$$L=\min_{1\leqslant l\leqslant n}\left\{l:\sum_{i=1}^{l}\hat{\theta}_i\Big/\left(\sum_{i=1}^{n}\hat{\theta}_i\right)\geqslant85\%\right\}$$

来选择 L 个函数型主成分基函数，其中：l 为基函数数量可选的范围。如果采用的是 B 样条基函数，基函数个数可通过 Schwartz 和 Bayes Information Criterion(BIC)等类型的准则进行选择。

假设选定了 L 个函数型主成分基函数对 $X_i(t)$ 和 $\beta(t)$ 进行展开，则模型转化为

$$\mu_i=E(Y_i\mid\boldsymbol{Z}_i,X_i)\approx h(\boldsymbol{Z}_i\boldsymbol{\gamma}+\boldsymbol{A}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B})$$

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

式中:$\boldsymbol{A}_i=[a_{i1}\ \ a_{i2}\ \ \cdots\ \ a_{iL}]^{\mathrm{T}}$;$\boldsymbol{B}=[b_1\ \ b_2\ \ \cdots\ \ b_L]^{\mathrm{T}}$。

3 模型估计

本节采用极大似然估计法对模型中的未知参数和未知函数型系数进行估计,并针对因变量是二元属性数据情形的 Logistic 回归和因变量为离散型整值变量情形的泊松回归进行详细分析。

由式(2)可以写出对数似然的形式为

$$\sum_{i=1}^{n}\ln f(y_i)=\sum_{i=1}^{n}(y_i b(\theta_i)+c(\theta_i)+d(y_i))$$

式中:θ_i 通常依赖于模型中的未知参数,可根据具体模型进行表示。

3.1 Logistic 回归

以下考虑一种特殊情形,令因变量 Y 为 0-1 型随机变量,取值为 1 的概率为 π 且 $h(x)=\exp(x)/(1+\exp(x))$。这时 $b(\pi)=\ln(\pi/(1-\pi))$。如果记 $\Pr(Y_i=1)=E(Y_i)=\pi_i$ 则似然函数可以表示为

$$L=\prod_{i=1}^{n}\pi_i^{y_i}(1-\pi_i)^{1-y_i}$$

对数似然函数可以表示为

$$\ln L=\sum_{i=1}^{n}y_i(z_i\boldsymbol{\gamma}+\boldsymbol{A}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B})-\sum_{i=1}^{n}\ln(1+\exp(z_i\boldsymbol{\gamma}+\boldsymbol{A}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B}))\tag{3}$$

通过极大化式(3)可以得到极大似然估计$(\hat{\gamma},\hat{\beta})$,然后根据所选择基函数可重构得到 $\beta(t)$ 的估计量。

对于 0-1 型因变量,单位概率回归模型也是常见的广义线性模型之一,其使用的连接函数是标准正态分布的累积分布函数,在此不再详细叙述。

3.2 泊松回归

对于因变量为离散型数值变量的情形,尤其是因变量表示某类事件发生的次数等整值随机变量(计数变量)时,不可以进行普通回归。通过选择指数函数为连接函数,可得到泊松回归[14]。

假设给定协变量 Z,$X(t)$ 时,因变量 Y 服从参数为 λ 的泊松分布,即

$$\Pr(Y=k\mid Z,X)=\frac{\lambda^k}{k!}\mathrm{e}^{-\lambda}\quad k=0,1,\cdots,\infty$$

式中:$\lambda=\exp(Z\boldsymbol{\gamma}+\langle X,\beta\rangle)$,则对数似然函数

$$\ln L\approx\Pr(Y=y_i\mid\boldsymbol{Z}_1,X_i)=\sum_{i=1}^{n}[y_i(z_i\boldsymbol{\gamma}+\boldsymbol{A}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B})-\exp(z_i\boldsymbol{\gamma}+\boldsymbol{A}_i^{\mathrm{T}}\boldsymbol{B})]-\sum_{i=1}^{n}\ln(y_i!)$$

式中:$\ln(y_i!)$ 项与参数无关,在极大化对数似然函数可略去不考虑。对 $\ln L$ 关于$(\boldsymbol{\gamma},\boldsymbol{B})$求导,并给定初值通过重加权算法等可以得到极大似然估计。

以 $\boldsymbol{\gamma},\boldsymbol{B}$ 均为一维参数为例描述重加权算法。假设$(\boldsymbol{\gamma}^{(m)},\boldsymbol{B}^{(m)})$为在第 m 步迭代中得到的值。对对数似然函数求导可得

$$\sum_{i=1}^{n}z_i\exp(z_i\boldsymbol{\gamma}+\boldsymbol{A}_i\boldsymbol{B})=\sum_{i=1}^{n}y_iz_i$$

$$\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{A}_i\exp(z_i\boldsymbol{\gamma}+\boldsymbol{A}_i\boldsymbol{B})=\sum_{i=1}^{n}y_i\boldsymbol{A}_i$$

使用重加权算法,可以由以下公式更新得到$(\boldsymbol{\gamma}^{(m+1)},\boldsymbol{B}^{(m+1)})$。

$$\boldsymbol{\gamma}^{(m+1)}=\sum_{i=1}^{n}w_{1i}y_i$$

式中:

$$w_{1i}=z_i\boldsymbol{\gamma}^{(m)}\Big/\left(\sum_{i=1}^{n}z_i\exp(z_i\boldsymbol{\gamma}^{(m)}+\boldsymbol{A}_i\boldsymbol{B}^{(m)})\right)$$

$$\boldsymbol{B}^{(m+1)}=\sum_{i=1}^{n}w_{2i}y_i$$

其中:

$$w_{2i}=\boldsymbol{A}_i\boldsymbol{B}^{(m)}\Big/\left(\sum_{i=1}^{n}\boldsymbol{A}_i\exp(z_i\boldsymbol{\gamma}^{(m+1)}+\boldsymbol{A}_i\boldsymbol{B}^{(m)})\right)$$

由以上重加权算法,只需给定初值$(\boldsymbol{\gamma}^{(0)},\boldsymbol{B}^{(0)})$反复迭代直至收敛为止,即可得到极大似然估计值。对于参数维数多元情形,可对每一个参数逐一进行迭代更新,过程类似。

以上是针对泊松回归进行分析,事实上对于伽马分布和逆高斯分布等连续性分布,都具有类似结论。总之,指数型分布族都可以通过选择连接函数和极大化对数似然函数得到对应的极大似然估计,具体细节在此不再赘述。

4 数值模拟

本节通过第 3.2 节所提出的重加权算法对二项分布和泊松分布情形的广义线性模型的未知参数和函数型系数进行估计,考查其有限样本性质。同时列出普通二乘回归(对应正态分布)的结果便于进行比较。

关于函数型数据及其函数型系数,仿照文献[6]进行如下设计:

$$\beta(t)=\sum_{j=1}^{50}\beta_{0j}\phi_j(t)$$

$$\phi_j(t)=\sqrt{2}\cos(j\pi t)$$

$$\beta_{01}=0.3$$

$$\beta_{0j}=4(-1)^{j+1}j^{-2}\quad j\geqslant 2$$

$$X(t)=\sum_{j=1}^{50}\alpha_j S_j\phi_j(t)$$

$$\alpha_j=(-1)^{j+1}/j\quad S_j\sim U(-\sqrt{3},\sqrt{3})$$

式中:$U(a,b)$为$[a,b]$区间上的均匀分布。多元数值型变量 Z 由以下二元正态分布随机生成:$Z\sim N((0,0),\Sigma)$,其中 Σ 的 4 个元素为 $\Sigma_{11}=\Sigma_{22}=1,\Sigma_{12}=\Sigma_{21}=0.3$,其系数 $\boldsymbol{\gamma}=[0.5\quad 0.5]^{\mathrm{T}}$。

随机生成样本,样本容量取为 200,重复进行 200 次,计算 $\boldsymbol{\gamma}=[\gamma_1\quad\gamma_2]^{\mathrm{T}}$ 估计值的均值和标准差,如表 1 所示,其中 σ 表示误差的标准差,表中数值不带括号的为 200 次模拟估计量的均值,括号内为 200 次模拟得到估计量的标准差。在正态、Logistic和泊松 3 种情形下,估计量的均值都在参数真值附近波动,随着 σ 的增大,估计量的方差都随着增大。在 σ 相同时,正态情形的估计方差最小,泊松情形次之,Logistic 情形最大。正态分布情形就是普通回归模型因变量为连续的,泊松回归中因变量为计数变量,Logistic 回归中因变量只取 0,1,因变量的取值范围越来越小,因此从中提取的信息依次越来越少。由表 1 可见,含函数型协变量的广义线性模型中多元系数的极大似然估计具有良好的效果。

表 1　不同广义线性模型下对多元系数估计的结果

Table 1　Estimators for multivariate coefficients in different generalized linear models

误差水平	估计量	正态	Logistic	泊松
$\sigma=0.2$	γ_1	0.5012 (0.0172)	0.5138 (0.1803)	0.5042 (0.0576)
	γ_2	0.4999 (0.0168)	0.5325 (0.1662)	0.4910 (0.0556)
$\sigma=0.5$	γ_1	0.5013 (0.0364)	0.4955 (0.1961)	0.5297 (0.0870)
	γ_2	0.5020 (0.0381)	0.5399 (0.1609)	0.5214 (0.0908)
$\sigma=1.0$	γ_1	0.5093 (0.0724)	0.4313 (0.1574)	0.6148 (0.1464)
	γ_2	0.4959 (0.0663)	0.4280 (0.1618)	0.5696 (0.1586)

以下考查对模型中函数型系数的估计效果。这里采用均方误差 MSE 作为衡量估计效果的指标[15]:

$$\mathrm{MSE}(\hat{\beta})=\sum_{j=1}^{n_1}(\hat{\beta}(t_j)-\beta(t_j))^2/n_1$$

式中:$\{t_j,1\leqslant j\leqslant n_1\}$为在区间上取定的具有等间隔的格子点。MSE 越小,估计效果越好。表 2 以泊松回归为例,展示了在不同误差水平和不同样本容量下模拟 200 次得到的 MSE 均值和标准差(括号内为标准差)。随着样本容量的增大,MSE 的均值和标准差都越来越小。相同样本容量情形下,误差的标准差越大,MSE 的均值和标准差也越大。相对表 1 而言,表 2 选取的误差的方差都较小,这是因为当噪声水平较高即 σ 较大时,MSE 都比较大,从图 1 也可以看出这一点。函数型系数的估计对噪声较为敏感。

表 2　泊松回归的均方误差

Table 2　MSEs for Possion regression

样本容量	$\sigma=0.2$	$\sigma=0.4$	$\sigma=0.6$
100	0.1456 (0.1146)	0.2145 (0.1543)	1.1189 (0.8696)
200	0.0751 (0.0554)	0.1180 (0.0853)	0.7030 (0.6449)
300	0.0494 (0.0318)	0.0826 (0.0655)	0.6335 (0.6884)
500	0.0296 (0.0209)	0.0410 (0.0242)	0.4461 (0.5886)

图 1 为不同误差水平下对函数型系数的估计效果比较,所使用的样本容量为 200。当噪声的方差较大 $\sigma=1$ 时,对函数型系数的估计效果很不好。方差较小时,估计得到的函数型系数具有较高的精度。

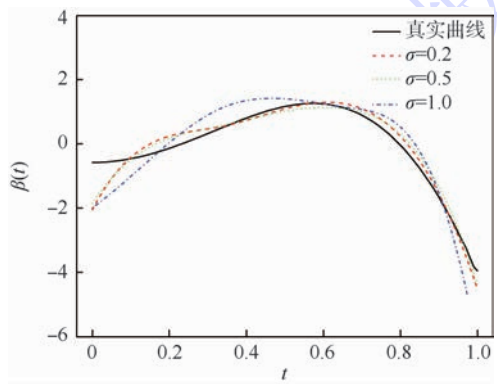


图 1　不同误差水平下对函数型系数的估计

Fig. 1　Estimation for functional coefficient under different variances of error

5　结　论

本文对含有函数型变量的混合数据广义线性模型进行研究,尤其针对因变量为离散变量或者属性数据情形,经数值模拟验证表明:

1) 所提出的估计方法不需要对误差分布进行假设,扩大了适用范围。

2) 模型可以解决因变量为离散型或者属性数据的回归问题。

3) 将函数型数据分析方法引入了广义线性模型。

参考文献(References)

[1] RAMSAY J O. When the data are functions[J]. Psychometri-

ka,1982,47(4):379-396.
[2] MULLER H,WU Y,YAO F. Continuously additive models for nonlinear functional regression[J]. Biometrika,2013,100(3):607-622.
[3] DELSOL L,FERRATY F,VIEU P. Structural test in regression on functional variables[J]. Journal of Multivariate Analysis,2011,102(3):422-447.
[4] HE G,MULLER H,WANG J,et al. Functional linear regression via canonical analysis[J]. Bernoulli,2010,16(3):705-729.
[5] DELAIGLE A,HALL P. Classification using censored functional data[J]. Journal of the American Statistical Association,2013,108(504):1269-1283.
[6] HALL P,HOROWITZ J L. Methodology and convergence rates for functional linear regression[J]. The Annals of Statistics,2007,35(1):70-91.
[7] GHERIBALLAH A,LAKSACI A,SEKKAA S. Nonparametric M-regression for functional ergodic data[J]. Statistics & Probability Letters,2013,83(3):902-908.
[8] KATO K. Estimation in functional linear quantile regression[J]. The Annals of Statistics,2012,40(6):3108-3136.
[9] FERRATY F,GONZÁLEZ-MANTEIGA W,MARTÍNEZ-CALVO A,et al. Presmoothing in functional linear regression[J]. Statistica Sinica,2012,22(1):69-94.
[10] LIAN H. Shrinkage estimation and selection for multiple functional regression[J]. Statistica Sinica,2013,23(1):51-74.
[11] CANTONI E,RONCHETTI E. Robust inference for generalized linear models[J]. Journal of the American Statistical Association,2001,96(455):1022-1030.
[12] BOENTE G,HE X,ZHOU J. Robust estimates in generalized partially linear models[J]. The Annals of Statistics,2006,34(6):2856-2878.
[13] JAMES G M,WANG J,ZHU J. Functional linear regression that's interpretable[J]. The Annals of Statistics,2009,37(5A):2083-2108.
[14] CAMERON A C,TRIVEDI P K. Regression-based tests for overdispersion in the Poisson model[J]. Journal of Econometrics,1990,46(3):347-364.
[15] KIM M. Quantile regression with varying coefficients[J]. The Annals of Statistics,2007,35(1):92-108.

作者简介:

王惠文 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:复杂数据分析。

Tel.:010-82338143

E-mail:wanghw@vip.sina.com

王思洋 女,博士,讲师。主要研究方向:高维数据分析。

Tel.:010-62288522

E-mail:siyangw@163.com

Generalized linear regression model based on functional data analysis

WANG Huiwen[1,2], HUANG Lele[1,2], WANG Siyang[3,*]

(1. School of Economics and Management, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Beijing Key Laboratory of Emergency Support Simulation Technologies for City Operations, Beijing 100083, China;
3. School of Statistics and Mathematics, Central University of Finance and Economics, Beijing 100081, China)

Abstract: Functional linear regression model has captured much attention in functional data analysis. By tools in semiparametric and nonparametric statistics, it is proposed to estimate the coefficients in generalized linear regression models with both multivariate scalar covariates and functional covariates. In this framework, the theory of generalized linear model is introduced, and the response variable is not required to be continuous random variable and may be discrete or attribute data, which widely broadens the application of functional linear model by solving the regression problem of predictors with mixed types of multivariate data and functional data. Besides, Logistic regression and Possion regression corresponding to categorical or discrete responses were emphasized, and a reweight algorithm for maximizing the log likelihood function was provided. In the procedure of estimation, functional principal component analysis and B spline were utilized, and the criterion to select the number of basis functions was suggested. The simulation results show that the proposed estimation and test methods are effective.

Key words: functional data; generalized linear model; principal component; B spline; reweight

Received: 2015-02-05; **Accepted**: 2015-03-05; **Published online**: 2015-03-30 18:00

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150330.1800.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (71420107025,11501586); National High-tech Research and Development Program of China (SS2014AA012303); 2014 Cultivation Project for Major Sciencific Research of Central University of Finance and Economics (Basic Theory)

* **Corresponding author**. Tel.: 010-62288522 E-mail: siyangw@163.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0069

全下文载

考虑膨胀效应的 UH 模型及其有限元实现

罗汀[1,*], 张盼盼[1], 姚仰平[1], 刘月妙[2], 陈亮[2], 曹胜飞[2]
(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083; 2. 核工业北京地质研究院 环境工程研究所, 北京 100029)

摘 要: 超固结非饱和土统一硬化(UH)模型在分析超固结非饱和土问题中有广泛的适用性,其不仅可以使超固结状态下的湿化模拟更为合理,也能够反映超固结非饱和土的硬化、软化等特性。在超固结非饱和土本构模型的基础上,考虑土体团粒的吸水膨胀作用,提出了考虑膨胀效应的 UH 模型。该模型只比超固结非饱和土 UH 模型增加了一个参数,不仅能够描述普通加载路径下超固结膨润土的应力应变特性,还能反映其在湿化路径下的膨胀效应。基于有限元软件的二次开发平台,进行了考虑膨润土膨胀效应 UH 模型的有限元实现,并通过对三轴试验和膨胀力试验的数值模拟,验证了模型子程序的合理性。

关 键 词: 高庙子(GMZ)膨润土; 吸力; 超固结; 膨胀效应; 有限元
中图分类号: TU43
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2016)01-0013-08

随着核工业的迅速发展,高放废物处置已逐渐成为影响环境保护和核工业持续发展的战略性课题。目前国际社会普遍认为可采用“深地质填埋法”的处置方案,即将高放废物埋藏于距离地表 500 ~ 1 000 m 深的稳定地质体[1]中,并通过设置各种人工屏障来阻止核素迁移与泄漏,使之可以长期与人类的生存环境隔离,达到安全处置的目的。

国内的深地质处置库模型基于“多重屏障体系”概念,分为人工屏障和天然屏障。高放废物处置罐和缓冲/回填材料称为人工屏障,人工屏障周围的岩体则称为天然屏障。缓冲/回填材料填充于围岩与废物罐之间,是高放废物处置库长期安全性和稳定性的重要保障,应具有合适的力学性能。中国研究机构经过大量的对比研究,并在综合考虑交通条件、矿物储量等因素后,选定内蒙古高庙子(GMZ)膨润土矿床作为中国缓冲/回填材料供给矿床[1]。

GMZ 膨润土的主要特点是遇水会产生大量膨胀,而在约束情况下会产生很大的膨胀力。为了合理设计高放废物处置库,需正确判定缓冲材料的膨胀性能,其中膨胀力[2]是膨润土膨胀性能研究的重要内容。本文基于超固结非饱和土本构模型及室内膨润土的膨胀力试验,建立了可考虑膨胀效应的统一硬化(UH)模型,并对高压实 GMZ 膨润土的膨胀特性进行了探讨。

1 考虑膨润土膨胀效应的 UH 模型

1.1 膨润土的膨胀机理

普通非饱和土在湿化作用下,孔隙体积逐渐减小,土体结构软化并出现垮塌[3],从而产生收缩变形,如图 1 所示。而对于非饱和膨润土,一般认为其在湿化作用下产生的变形由两部分组成:一部分与普通非饱和土类似,在湿化作用下土体结构产生软化,出现收缩变形;另一部分是膨润土特殊的吸水膨胀变形,即土体团粒在湿化作用下

收稿日期: 2015-01-31; **录用日期**: 2015-03-13; **网络出版时间**: 2015-05-18 19:26
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150518.1926.001.html
基金项目: 国家“973”计划(2014CB047001); 国家自然科学基金(51179003,11272031,51579005)
* **通讯作者**: Tel.: 13671128963 E-mail: tluo@buaa.edu.cn

引用格式: 罗汀, 张盼盼, 姚仰平, 等. 考虑膨胀效应的UH 模型及其有限元实现[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 13-20.
LUO T, ZHANG P P, YAO Y P, et al. UH model considering expansion of soils and its finite element implementation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 13-20 (in Chinese).

北航学报 赠阅

会产生结构性变化(见图 2),不仅自身吸水产生大量膨胀,也会造成膨润土中的孔隙体积的变化,这部分变形作用在宏观上表现为膨胀变形。而最终非饱和膨润土在湿化作用下产生膨胀还是收缩变形,则取决于这两部分的变形总量:若土体团粒的膨胀变形量比土体产生的收缩变形量大,则膨润土在湿化作用下表现为膨胀变形;反之,则表现为收缩变形。

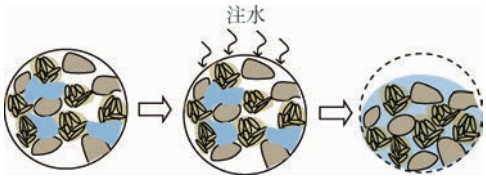


图 1 普通非饱和土湿化机理

Fig. 1 Common wetting mechanism of unsaturated soils

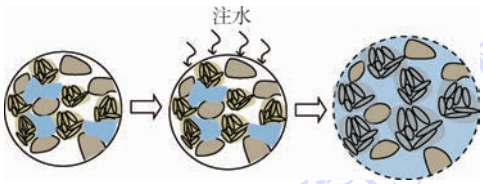


图 2 非饱和膨润土的湿化机理

Fig. 2 Wetting mechanism of unsaturated bentonite

1.2 超固结非饱和土本构模型简介

1.2.1 当前屈服面和参考屈服面

超固结非饱和土模型(非饱和土 UH 模型)在当前屈服面的基础上引入参考屈服面,以反映历史应力水平[4-5]。当前屈服面是当前应力点所在的屈服面,以 H 为硬化参数,参考屈服面是代表历史最大应力状态所对应的屈服面,以塑性体应变 $\varepsilon_v^{\mathrm{p}}$ 为硬化参数[6-7]。

1.2.2 $\hat{p}$-q 空间的弹塑性应变增量

1) 弹性应变增量

非饱和土 UH 模型的弹性体应变 $\varepsilon_v^{\mathrm{e}}$ 增量由外力 $\varepsilon_{vp}^{\mathrm{e}}$ 增量和吸力 $\varepsilon_{vs}^{\mathrm{e}}$ 增量共同产生:

$$\mathrm{d}\varepsilon_v^{\mathrm{e}} = \mathrm{d}\varepsilon_{vp}^{\mathrm{e}} + \mathrm{d}\varepsilon_{vs}^{\mathrm{e}} = \frac{\mathrm{d}p}{K} + \frac{\kappa_s}{1+e_0}\cdot\frac{\mathrm{d}s}{s+p_{\mathrm{at}}} \tag{1}$$

式中:s 为吸力;p 为饱和状态时当前应力点处的平均主应力;K 为体积模量;κ_s 为吸力变化弹性刚度系数;e_0 为初始孔隙比;p_{at} 为大气压力值。

弹性剪应变增量 $\varepsilon_d^{\mathrm{e}}$ 仅由外力产生:

$$\mathrm{d}\varepsilon_d^{\mathrm{e}} = \frac{\mathrm{d}q}{3G} \tag{2}$$

式中:q 为当前应力点处的广义剪应力;G 为剪切模量。

2) 塑性应变增量

塑性应变受外力和吸力共同影响。塑性体应变增量为

$$\mathrm{d}\varepsilon_v^{\mathrm{p}} = \frac{c_{\mathrm{p}}\hat{\Omega}}{A_0}\left(\frac{\partial f}{\partial \hat{p}}\mathrm{d}\hat{p} + \frac{\partial f}{\partial q}\mathrm{d}q + f_s\mathrm{d}s\right) \tag{3}$$

式中:$\hat{p} = p + p_s$ 为非饱和土当前应力点处的平均主应力,$p_s = ks$ 为吸力对土体凝聚力的贡献,k 为吸力对土体凝聚力贡献系数;$c_{\mathrm{p}} = (\lambda(0) - \kappa)/(1+e_0)$,$\kappa$ 为饱和土回弹线系数,$\lambda(0)$ 为饱和土的压缩线系数;$\hat{\Omega} = (M^4 - \hat{\eta}^4)/(\hat{M}_{\mathrm{f}}^4 - \hat{\eta}^4)$,$\hat{\eta}$ 为土体某一状态下的应力比,M_{f} 为土体的潜在强度;$f = \ln(\hat{p}/\hat{p}_x) + \ln[1 + q^2/(M^2\hat{p}^2)] = 0$ 为超固结非饱和土 UH 模型屈服面,$\hat{p}_x = p_x + p_s$ 为吸力 s 时该点处的平均初始主应力,M 为特征状态或临界状态应力比。

$$A_0 = -\frac{\partial f}{\partial p_x}\cdot\frac{\partial p_x}{\partial p_x^*}\cdot\frac{p_x^*}{c_{\mathrm{p}}\hat{\Omega}} \tag{4}$$

$$f_s = -\frac{1}{p_x + p_s}\left(k + \frac{\partial p_x}{\partial \lambda(s)}\cdot\frac{\partial \lambda(s)}{\partial s}\right) \tag{5}$$

其中:$\lambda(s) = \lambda(0)[(1-r)\exp(-\beta s) + r]$ 为吸力为 s 时的非饱和土压缩线系数,r 和 β 为材料参数;p_x^* 为当前 LC 屈服线(当前屈服面与 p-s 平面的交线)与 p 轴的交点。

塑性剪应变增量为

$$\mathrm{d}\varepsilon_d^{\mathrm{p}} = \frac{c_{\mathrm{p}}\hat{\Omega}}{A_0}\cdot\frac{\dfrac{\partial f}{\partial \hat{p}}\mathrm{d}\hat{p} + \dfrac{\partial f}{\partial q}\mathrm{d}q + f_s\mathrm{d}s}{\dfrac{\partial f}{\partial \hat{p}}}\cdot\frac{\partial f}{\partial q} \tag{6}$$

1.3 考虑团粒膨胀的土体总应变增量

根据第 1.1 节的机理分析可知,膨润土中土体团粒的吸水膨胀作用将可能使膨润土产生较大的膨胀变形。基于非饱和土本构模型的塑性体应变公式,仿照普通非饱和土吸力影响因子 f_s 式(5)构造土体团粒的吸水膨胀项 g_s,则假定非饱和膨润土在湿化作用下产生的塑性体应变增量为

$$\mathrm{d}\varepsilon_v^{\mathrm{p}} = \frac{c_{\mathrm{p}}\hat{\Omega}}{A_0}\left(\frac{\partial f}{\partial \hat{p}}\mathrm{d}\hat{p} + \frac{\partial f}{\partial q}\mathrm{d}q + f_s\mathrm{d}s + g_s\mathrm{d}s\right) \tag{7}$$

式中:g_s 为膨润土土体团粒的吸力影响因子。研究 GMZ 膨润土的压实膨胀特性发现,膨润土的膨胀性能与土样的压实密度密切相关。刘月妙等[8]采用不同方法进行膨润土的膨胀力试验和膨胀变形试验,发现试样干密度越大,最终产生的膨胀力和膨胀变形越大,且土样膨胀特性均与其干密度呈指数函数关系。再者,在 f_s 中考虑了当前应力状态 p_x 和吸力系数 k 的影响,同样地,认为这 2 个因素也会对膨润土的膨胀性能产生影响,且 k 与膨润土中土体团粒的膨胀作用呈正相关,而 p_x 与其呈负相关。根据膨润土的膨胀力试

北航学报 赠阅

验结果进行归纳，最终确定膨润土的膨胀特性与 k 的 3 次方成正比，与当前应力状态表征量 p_x 的平方成反比。

以上述分析为依据，仿照普通非饱和土塑性体应变的吸力影响因子 f_s 公式，构造出 g_s 的公式：

$$g_s=\frac{k^3\mathrm{e}^{(\rho_\mathrm{d}/\rho_\mathrm{w})\tan\alpha}}{p_{\mathrm{at}}\left(\dfrac{p_x+p_s}{p_{\mathrm{at}}}\right)^2} \tag{8}$$

式中：ρ_d 为土样的初始干密度；为了平衡量纲将 p_{at} 和 ρ_w 引入式(8)，ρ_w 为水的密度；α 为膨润土的膨胀效应经验参数，它是衡量膨润土膨胀能力的参量，取值范围为($-\pi/2\sim\pi/2$)，可根据恒体积膨胀力试验试算得到。不同膨润土的 α 值不同，要特别说明的是，当 α 取 $-\pi/2$ 时，$\tan\alpha$ 趋于负无穷大，则不考虑土体团粒的膨胀作用，本构模型退化为普通非饱和土本构模型；当 α 取 $\pi/2$ 时，$\tan\alpha$ 趋于正无穷大，则说明膨润土中土体团粒的膨胀作用极大。

由式(7)和式(8)可知，土体团粒吸水产生的塑性膨胀应变增量可表示为

$$\mathrm{d}\varepsilon_{se}^{\mathrm{p}}=\frac{c_\mathrm{p}\hat{\Omega}}{A_0}g_s\mathrm{d}s \tag{9}$$

1.4　考虑膨胀效应的 UH 模型中的 $\hat{p}$-q 空间的弹塑性应变增量

在普通非饱和土 UH 模型的基础上，考虑土体团粒的吸水膨胀变形作用，建立了考虑非饱和膨润土膨胀效应的 UH 模型，该模型参数可通过常规试验获得。

考虑膨胀效应的 UH 模型中的弹性应变增量仍按式(1)和式(2)的形式进行计算。

考虑膨润土膨胀效应的 UH 模型中的塑性体应变增量由 2 种应变增量叠加而成，如式(7)所示；而同样地，也需考虑土体团粒的膨胀效应对膨润土抗剪性能的影响，改变式(6)中的吸力影响项，如式(10)所示。

$$\mathrm{d}\varepsilon_d^{\mathrm{p}}=\frac{c_\mathrm{p}\hat{\Omega}}{A_0}\cdot\frac{\dfrac{\partial f}{\partial\hat{p}}\mathrm{d}\hat{p}+\dfrac{\partial f}{\partial q}\mathrm{d}q+f_s\mathrm{d}s+g_s\mathrm{d}s}{\dfrac{\partial f}{\partial\hat{p}}}\cdot\frac{\partial f}{\partial q} \tag{10}$$

1.5　$\hat{p}$-q 空间的弹塑性本构关系

非饱和膨润土湿化后在 $\hat{p}$-q 空间中的总体应变 ε_v 增量和剪应变 ε_d 增量分别为

$$\mathrm{d}\varepsilon_v=\mathrm{d}\varepsilon_{vp}^{\mathrm{e}}+\mathrm{d}\varepsilon_{vs}^{\mathrm{e}}+\mathrm{d}\varepsilon_v^{\mathrm{p}} \tag{11}$$

$$\mathrm{d}\varepsilon_d=\mathrm{d}\varepsilon_{dp}^{\mathrm{e}}+\mathrm{d}\varepsilon_d^{\mathrm{p}} \tag{12}$$

将式(1)、式(2)、式(7)和式(10)代入式(11)和式(12)。经推导，可获得 $\hat{p}$-q 空间中，膨润土的弹塑性应力应变的关系为

$$\begin{Bmatrix}\mathrm{d}\hat{p}+B_1\mathrm{d}s\\ \mathrm{d}q+B_2\mathrm{d}s\end{Bmatrix}=\begin{bmatrix}KA_1 & 3KGA_2\\ 3KGA_2 & 3GA_3\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}\mathrm{d}\varepsilon_v-\mathrm{d}\varepsilon_{vs}^{\mathrm{e}}\\ \mathrm{d}\varepsilon_d\end{Bmatrix} \tag{13}$$

式中：

$$A_1=\frac{(M_\mathrm{f}^4-\hat{\eta}^4)\hat{p}A_0+12Gc_\mathrm{p}\hat{\eta}^2}{(M_\mathrm{f}^4-\hat{\eta}^4)\hat{p}A_0+12Gc_\mathrm{p}\hat{\eta}^2+Kc_\mathrm{p}(M^2-\hat{\eta}^2)^2} \tag{14}$$

$$A_2=\frac{-2c_\mathrm{p}(M^2-\hat{\eta}^2)\hat{\eta}}{(M_\mathrm{f}^4-\hat{\eta}^4)\hat{p}A_0+12Gc_\mathrm{p}\hat{\eta}^2+Kc_\mathrm{p}(M^2-\hat{\eta}^2)^2} \tag{15}$$

$$A_3=\frac{A_0(M_\mathrm{f}^4-\hat{\eta}^4)\hat{p}+Kc_\mathrm{p}(M^2-\hat{\eta}^2)^2}{(M_\mathrm{f}^4-\hat{\eta}^4)\hat{p}A_0+12Gc_\mathrm{p}\hat{\eta}^2+Kc_\mathrm{p}(M^2-\hat{\eta}^2)^2} \tag{16}$$

$$\begin{aligned}B_1=-\,&[(M_\mathrm{f}^4-\hat{\eta}^4)k\hat{p}A_0-\\&Kc_\mathrm{p}(M^2-\hat{\eta}^2)^2\hat{p}(f_s+g_s)+12kGc_\mathrm{p}\hat{\eta}^2]/\\&[(M_\mathrm{f}^4-\hat{\eta}^4)\hat{p}A_0+12Gc_\mathrm{p}\hat{\eta}^2+Kc_\mathrm{p}(M^2-\hat{\eta}^2)^2]\end{aligned} \tag{17}$$

$$B_2=6Gc_\mathrm{p}\hat{\eta}\cdot\frac{(M^2+\hat{\eta}^2)\hat{p}(f_s+g_s)+k(M^2-\hat{\eta}^2)}{(M_\mathrm{f}^4-\hat{\eta}^4)\hat{p}A_0+12Gc_\mathrm{p}\hat{\eta}^2+Kc_\mathrm{p}(M^2-\hat{\eta}^2)^2} \tag{18}$$

2　模型特性分析

2.1　膨胀性分析

膨胀性分析采用 GMZ 膨润土的材料参数进行计算，其材料参数根据吸力控制下的加载试验[9]和室内非饱和压缩试验数据整理分析得到，如表 1 所示。

表 1　GMZ 膨润土的材料参数

Table 1　Material parameters of GMZ bentonite

材料参数	数值
M	1.0
$\lambda(0)$	0.18
κ	0.027
v	0.3
r	0.852
β/kPa^{-1}	0.100 4
G_s	2.65
k	0.01
p^c/kPa	100
p_{at}/kPa	100

注：v—土的泊松比；G_s—土粒比重；p^c—参考应力。

考虑膨胀效应的 UH 模型在土体团粒的湿化变形增量中引入了一个参数 α，当 α 取 $-\pi/2$ 时，不考虑土体团粒的膨胀作用；而当 α 取($-\pi/2$，$\pi/2$)区间内的某值时，由考虑膨胀效应的 UH 模型计算的膨润土吸水会产生不同程度的膨胀作

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

用,所以 α 可以代表不同膨润土的膨胀能力。对参数取不同值时的比较结果如图 3 所示,α 越大,代表膨润土的膨胀能力越强。

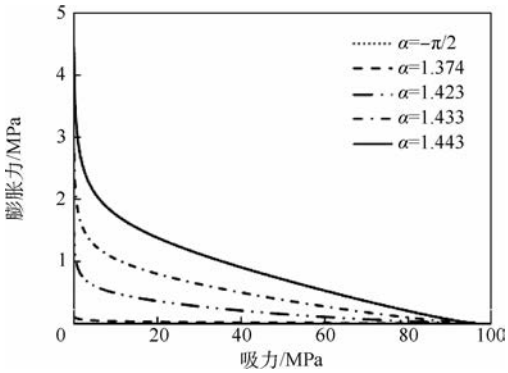


图 3 模型参数 α 的影响分析

Fig. 3 Impact analysis of model parameter α

2.2 模型预测(回弹—加载—湿化到饱和—再加载)

本小节中采用的 GMZ 膨润土的初始干密度为 1.5 g/cm^3,其他材料参数仍如表 1 所示。普通非饱和土的材料参数依据姚仰平等[4]的材料分析确定,如表 2 所示。此外,认为 GMZ 膨润土的参数 α 取 1.443;而对于普通非饱和土,参数 α 取 $-\pi/2$。

土样的初始净应力均为 310 kPa,保持吸力不变分别按表 3 中的加载路径进行等 p 加载,当应力比为 0.9 时湿化至饱和,再等 p 加载至破坏。

表 2 普通非饱和土的材料参数

Table 2 Material parameters of unsaturated soil

材料参数	数值
M	1.0
$\lambda(0)$	0.2
κ	0.02
v	0.3
r	0.75
β/kPa^{-1}	0.012 5
G_s	2.65
k	0.6
p^c/kPa	100
p_{at}/kPa	100
α	$-\pi/2$

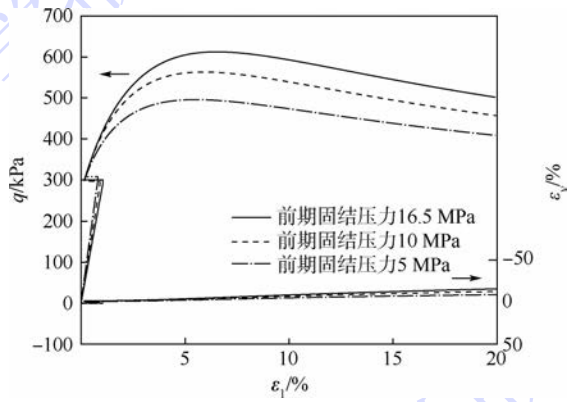
表 3 加载路径

Table 3 Load paths

土样	前期固结压力/kPa	初始应力/kPa	初始超固结参数	初始吸力/kPa	加载至应力比	湿化至吸力/kPa
GMZ 膨润土	16 448	310	0.035	96 000	0.9	0

在不同的前期固结压力下,分别按非饱和土 UH 模型和考虑膨胀效应的 UH 模型进行膨润土的三轴预测,结果如图 4 和图 5 所示。

从计算结果可以看出,前期固结压力对膨润土的应力应变关系影响很大。当不考虑土体团粒的膨胀作用时(见图 4,ε_1 为主应变),若前期固结压力很大,由于 GMZ 膨润土特殊的材料特性和较大的初始超固结程度,其在湿化路径下会产生弹性膨胀变形;而若土体的前期固结压力较小,土体则会产生较大的收缩变形。当考虑土体团粒的膨胀作用时(见图 5),不同的前期固结压力会使土体产生不同程度的膨胀作用,前期固结压力越大,则土体的初始干密度越大,作为其在湿化作用下产生的膨胀量就越大,模型预测合理。



q—当前应力点处的广义剪应力;ε_1—主应变.

图 4 加载—湿化—再加载路径下的应力应变曲线 1

Fig. 4 Stress-strain curves of loading-wetting-reloading path 1

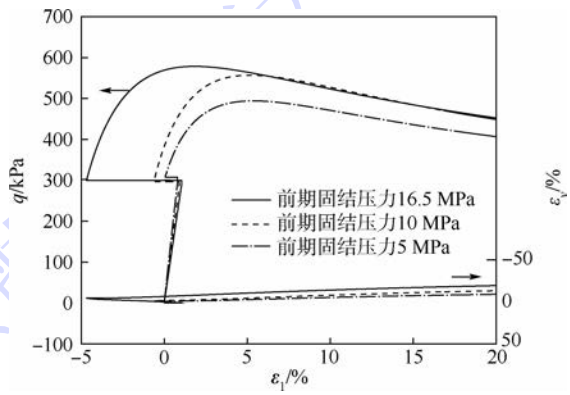


图 5 加载—湿化—再加载路径下的应力应变曲线 2

Fig. 5 Stress-strain curves of loading-wetting-reloading path 2

2.3 试验验证

2.3.1 试验验证 1

叶为民等[10]利用 UPC 固结仪,对初始吸力为 96 MPa 的高压实 GMZ 膨润土进行了湿化试验,测量其在侧限条件下产生的膨胀力。对不同干密度条件下的试验数据进行整理,如图 6 所示。基于考虑膨胀效应的 UH 模型,利用表 1 中

的材料参数进行相同条件下的膨胀力试验计算，计算结果也如图 6 所示。可以看出，随着土样饱和度的增大，基质吸力减小，膨胀力增加，此外，干密度越大，湿化产生的膨胀力也越大。通过对比可知，模型可以较好地反映不同初始干密度的 GMZ 膨润土在湿化作用下的膨胀特性。

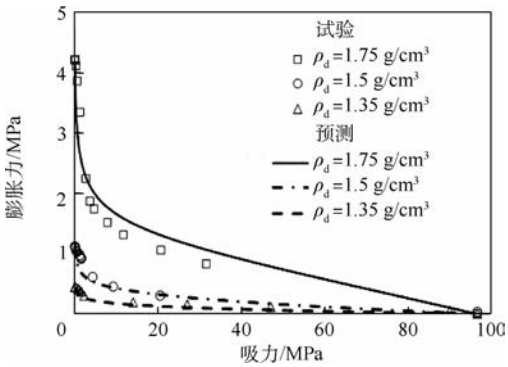


图 6　膨胀力随吸力的变化过程

Fig. 6　Change processes of swelling pressure with suction

2.3.2　试验验证 2

陈正汉等[11]利用三向胀缩仪对高压实 GMZ 膨润土进行试验，在不同吸力条件下，将不同初始干密度的膨润土湿化，研究其膨胀力随时间的演化规律。对不同初始吸力条件下的膨胀力试验数据进行整理，如图 7 所示。可以看出，在同一初始吸力条件下，干密度越大，产生的膨胀力越大。同样基于考虑膨胀效应的UH模型，采用表1中的材料参数进行相同条件下的膨胀力计算，计算结果如图 7所示。从对比结果可以看出，模型可很好地反映不同初始吸力和不同干密度的膨润土的膨胀规律。

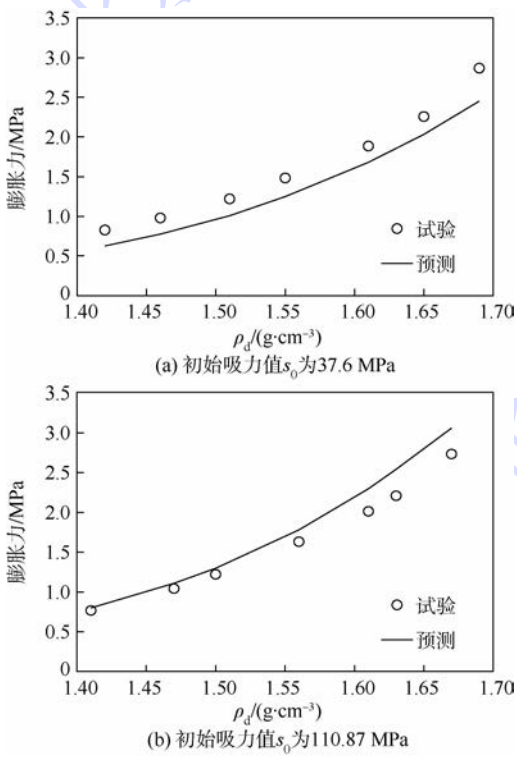


图 7　不同干密度的 GMZ 膨润土的膨胀力

Fig. 7　Swelling pressure of GMZ bentonite under different dry densities

3　模型的有限元实现及程序验证

3.1　模型的有限元实现

利用考虑膨胀效应的 UH 模型进行有限元计算是应用 Newton-Raphson 算法获得复杂非线性问题解的过程，而且整个计算中融合了增量和迭代的过程[12-13]。将模型进行三维化，并基于 ABAQUS 有限元软件的二次开发平台，采用 FORTRAN语言编制了考虑膨胀效应 UH 模型的用户子程序[14-15]。程序中重点定义了吸力变量和吸力变化引起的弹性及塑性应变增量，从而实现了该模型与 ABAQUS 软件的结合。

3.2　程序验证

3.2.1　程序验证 1——常规三轴试验

对 GMZ 膨润土进行三轴试验的有限元模拟。模型采用三维实体单元（C3D20R），三轴试样直径 40 mm，高 80 mm，考虑到三轴试验中试样的对称性，取 1/4 的土样建立模型[16]，如图 8 所示。边界条件为在模型对称面约束法向位移，而在模型下表面约束竖向位移。网格划分如图 8 所示，共 525 个节点，80 个单元，有限元分析中先采用应力加载，之后湿化，最后采用位移加载方式。

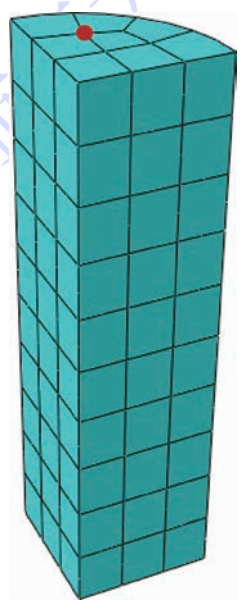


图 8　常规三轴试验的有限元分析模型及网格

Fig. 8　Models and meshes for finite element analysis of conventional triaxial test

图 9 为应用考虑膨胀效应 UH 模型对超固结程度为 0.035 的 GMZ 膨润土进行三轴压缩试验

北航学报 赠阅

的有限元模拟,分析中膨润土的加载路径仍为等 p 加载—湿化—加载,材料参数如表 1 所示。通过与模型预测结果的对比可知,应用考虑膨胀效应的 UH 模型的有限元计算结果与用该模型编制的预测程序计算结果吻合度较高,不仅可模拟超固结膨润土峰值、软化等特性,还能反映膨润土在湿化条件下会产生体积膨胀的特性,说明编制的程序可较好地反映 GMZ 膨润土的应力应变特性,验证了该模型子程序的正确性。

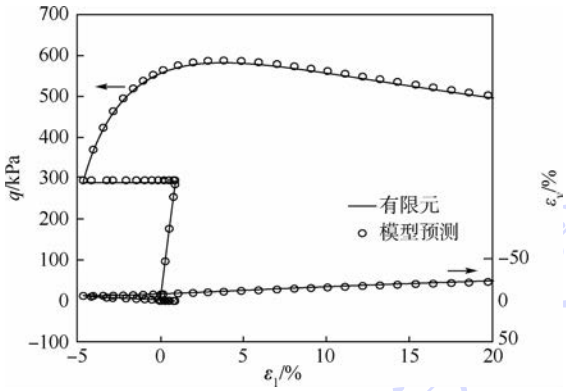


图 9 有限元计算结果与模型预测结果的比较

Fig. 9 Comparison of FEM results and model forecast results

3.2.2 程序验证 2——膨胀力试验

基于叶为民等[10]开展的 GMZ 膨润土膨胀力试验,利用 ABAQUS 建立了如图 10 所示的有限元模型。该模型由圆柱形 GMZ 膨润土及钢材料固结仪组成,以此模型可更准确地模拟膨胀力试验。膨润土试样直径为 50 mm,厚度为 20 mm,固结仪模型壁厚 10 mm,为空心圆柱紧包膨润土。单元类型均采用三维实体单元(C3D20R),如图 10所示,共划分了 2 974 个节点,424 个单元。计算时,假定固结仪是完全刚性的,约束其外表面的所有位移。

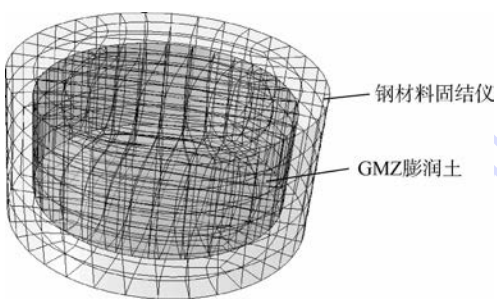


图 10 膨胀力试验的有限元模型及网格

Fig. 10 Models and meshes for finite element analysis of swelling force test

膨润土前期固结压力为 500 kPa,初始吸力 96 MPa,临界状态应力比为 1.0,其他主要材料参数仍见表 1,钢制固结仪采用弹性模型进行计算,弹性模量 $E = 1.2 \times 10^5$ MPa。有限元分析中控制膨润土的吸力使其逐渐降为 0,计算结果显示模型中各点产生的膨胀力不均匀,应力最大点位于土体环形表面中心线处,而应力最小点则位于土体的棱线处。选取膨润土表面中心点、膨胀力最大点及最小点 3 点的计算结果与试验数据比较,如图 11 所示。从比较结果可以看出,有限元计算结果与试验数据规律一致,说明模型可较好地反映膨润土的湿化特性,再次验证了用户子程序的合理性。

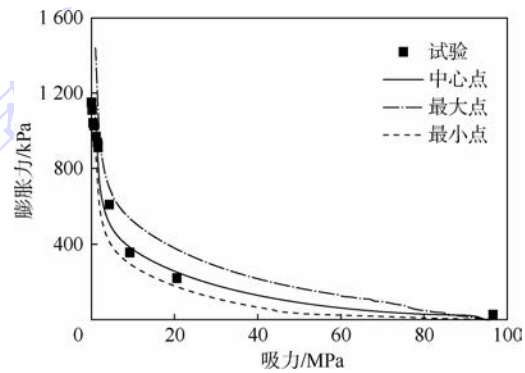


图 11 膨润土中不同点的模拟结果

Fig. 11 Simulation results of different points in bentonite

4 结 论

针对膨润土在湿化路径下会产生大量膨胀的特性,本文在超固结非饱和土 UH 模型的基础上,提出了考虑膨胀效应的 UH 模型,并借助有限元软件进行了模型的有限元实现。综合全文,可得:

1)基于膨润土的湿化膨胀机理,仿照非饱和土 UH 模型中的吸力影响因子 f_s 构造了膨润土土体团粒的吸水膨胀项,从而提出了考虑膨胀效应的 UH 模型。该模型只比非饱和土 UH 模型增加了一个参数,不仅能够反映普通加载路径下膨润土的应力应变特性,还能较好地反映其在湿化路径下的膨胀性能。

2)基于有限元软件的二次开发平台,利用 FORTRAN 语言编制了模型的用户子程序,并通过对常规三轴试验和膨胀力试验的有限元模拟,验证了子程序的正确性及合理性,为进一步的工程分析奠定了基础。

参考文献(References)

[1] 王驹,陈伟明,苏锐,等. 高放废物地质处置及其若干关键科学问题[J]. 岩石力学与工程学报,2006,25(4):801-812.
WANG J,CHEN W M,SU R,et al. Geological disposal of high-level radioactive waste and its key scientific issues[J]. Chinese Journal of Rock Mechanics and Engineering,2006,25(4):801-812(in Chinese).

北航学报 赠阅

[2] 马利科，刘月妙，曹胜飞. 高庙子膨润土膨胀力影响因素研究[C]//第三届废物地下处置学术研讨会论文集. 北京：中国原子能出版社，2010：423-429.
MA L K，LIU Y M，CAO S F. Studies on the influence factors of GMZ bentonite's swelling pressure[C]//The Third Academic Seminar on Underground Waste Disposal. Beijing：China Atomic Energy Press，2010：423-429(in Chinese).

[3] 姚仰平，周安楠，侯伟. 砂土硬化特征的描述及其试验验证[J]. 北京航空航天大学学报，2006，32(10)：1186-1192.
YAO Y P，ZHOU A N，HOU W. Description of hardening characteristics of sand and its confirmation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2006，32(10)：1186-1192(in Chinese).

[4] 姚仰平，牛雷，崔文杰，等. 超固结非饱和土的本构关系[J]. 岩土工程学报，2011，33(6)：834-839.
YAO Y P，NIU L，CUI W J，et al. UH model for unsaturated soils[J]. Chinese Journal of Geotechnical Engineering，2011，33(6)：834-839(in Chinese).

[5] 罗汀，郭敏. K_0 固结黏土的渐近状态模拟[J]. 工业建筑，2011，41(9)：35-37.
LUO T，GUO M. Asymptotic state modelling for K_0 consolidated clay[J]. Industrial Construction，2011，41(9)：35-37(in Chinese).

[6] 罗汀，田新国. 考虑土渐进状态特性的应力应变关系[J]. 北京航空航天大学学报，2010，36(3)：315-332.
LUO T，TIAN X G. Stress-strain in incremental law in asymptotic state for soils[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2010，36(3)：315-332(in Chinese).

[7] 侯伟，姚仰平. 统一硬化模型在复杂加载条件下的应用[J]. 北京航空航天大学学报，2008，34(9)：1105-1108.
HOU W，YAO Y P. Application of unified hardening model under complex loading[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2008，34(9)：1105-1108(in Chinese).

[8] 刘月妙，王驹，谢敬礼，等. 微机控制高温高压膨胀渗透仪的研制和应用[C]//第四届废物地下处置学术研讨会论文集. 北京：中国原子能出版社，2012：73-78.
LIU Y M，WANG J，XIE J L，et al. High temperature and high pressure apparatus for swelling pressure and permeability of buffer material and its application[C]//The Forth Academic Eeminar on Underground Waste Disposal. Beijing：China Atomic Energy Press，2012：73-78(in Chinese).

[9] CUI Y J，TANG A M，QIAN L X，et al. Thermal-mechanical behavior of compacted GMZ bentonite[J]. Soils and Foundation，2011，51(6)：1065-1074.

[10] 叶为民，SCHANZ T，钱丽鑫，等. 高压实高庙子膨润土 GMZ01 的膨胀力特征[J]. 岩石力学与工程学报，2007，26(S2)：3861-3865.
YE W M，SCHANZ T，QIAN L X，et al. Characteristics of swelling pressure of densely compacted Gaomiaozi bentonite GMZ01[J]. Chinese Journal of Rock Mechanics and Engineering，2007，26(S2)：3861-3865(in Chinese).

[11] 秦冰，陈正汉，刘月妙，等. 高庙子膨润土 GMZ001 三向膨胀力特性研究[J]. 岩土工程学报，2009，31(5)：756-763.
QIN B，CHEN Z H，LIU Y M，et al. Characteristics of 3D swelling pressure of GMZ001 bentonite[J]. Chinese Journal of Geotechnical Engineering，2009，31(5)：756-763(in Chinese).

[12] 王乃东，姚仰平. 广义非线性强度与广义滑动面[J]. 北京航空航天大学学报，2011，37(1)：101-105.
WANG N D，YAO Y P. Generalized nonlinear strength and general mobilized plane[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2011，37(1)：101-105(in Chinese).

[13] 罗汀，张盼盼，姚仰平，等. 超固结非饱和土 UH 模型的有限元实现[J]. 世界核地质科学，2014，31(S1)：322-326.
LUO T，ZHANG P P，YAO Y P，et al. Finite element realization of the UH model for unsaturated soils[J]. World Nuclear Geoscience，2014，31(S1)：322-326(in Chinese).

[14] YAO Y P，HOU W，ZHOU A N. UH model：Three-dimensional unified hardening model for overconsolidated clays[J]. Geotechnique，2009，59(5)：451-469.

[15] 罗汀，秦振华，姚仰平，等. UH 模型切线刚度矩阵对称化及其应用[J]. 力学学报，2011，43(6)：1186-1190.
LUO T，QIN Z H，YAO Y P，et al. Symmetrization and application of tangent stiffness matrix for UH model[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics，2011，43(6)：1186-1190(in Chinese).

[16] 姚仰平，冯兴，黄祥，等. UH 模型在有限元分析中的应用[J]. 岩土力学，2010，31(1)：237-245.
YAO Y P，FENG X，HUANG X，et al. Application of UH model to finite element analysis[J]. Rock and Soil Mechanics，2010，31(1)：237-245(in Chinese).

作者简介：

罗汀　女，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：土的基本特性和本构模型研究。

Tel.：13671128963

E-mail：tluo@buaa.edu.cn

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

UH model considering expansion of soils and its finite element implementation

LUO Ting[1,*], ZHANG Panpan[1], YAO Yangping[1], LIU Yuemiao[2], CHEN Liang[2], CAO Shengfei[2]

(1. School of Transportation Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Division of Environment Engineering, Beijing Research Institute of Uranium Geology, Beijing 100029, China)

Abstract: The unified hardening model (UH model) for overconsolidated unsaturated soils is applicable to problems involving unsaturated soils. The wetting behaviors of unsaturated soils in overconsolidated condition can be described more reasonably using this model. It can also describe strain-hardening and softening behaviors of the unsaturated soils better. Based on the UH model for unsaturated soils, a new UH model for bentonite was proposed by considering the expansion of the soil aggregates. With just one more parameter, the proposed model can not only describe the stress-strain behaviors of the bentonite under general loading paths, but also describe the expansion of the bentonite under wetting paths. Based on the secondary development platform of finite element software, the UH model considering the expansion of the bentonite has been implemented. The subroutine was proved to be reasonable through the simulation of the triaxial test and the swelling pressure test using the proposed model.

Key words: Gaomiaozi (GMZ) bentonite; suction; overconsolidation; inflation; finite element

北京航空航天大学学报

Received: 2015-01-31; **Accepted**: 2015-03-13; **Published online**: 2015-05-18 19:26

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150518.1926.001.html

Foundation items: National Basic Research Program of China (2014CB047001); National Natural Science Foundation of China (51179003, 11272031, 51579005)

* **Corresponding author**. Tel.: 13671128963 E-mail: tluo@buaa.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0031

全下文载

基于制动意图识别的电动汽车能量经济性

姬芬竹[1], 杜发荣[2,*], 朱文博[1]

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 制动能量回收是提高电动汽车能量经济性的主要技术措施,准确识别驾驶意图是制动能量回收的关键。分别建立驾驶员收起加速踏板阶段和踩下制动踏板阶段的制动意图识别模型,采用模糊控制方法对制动意图进行识别,以小强度制动、中强度制动和紧急制动作为量化的驾驶员制动意图输出;依据制动意图识别结果制订了2种能量回收模式;基于欧洲经济委员会(ECE)法规线和I曲线建立了制动力分配策略和计算模型;针对不同的能量回收模式,以Cruise和MATLAB/Simulink为平台,建立了制动系统仿真模型,计算制动能量回收率和电动汽车续驶里程。结果表明:能量回收模式不同,电动汽车的制动能量回收率不同;在一个新欧洲驾驶循环(NEDC)中,考虑收起加速踏板阶段模拟发动机制动的能量回收模式能够提高制动能量回收率;NEDC循环工况的续驶里程提高了5.69%。

关 键 词: 电动汽车; 能量回收率; 加速踏板; 制动意图; 续驶里程
中图分类号: U462.3
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2016)01-0021-07

汽车在城市工况下行驶需要频繁制动,制动过程消耗能量约占直接驱动汽车行驶总能量的30%~50%[1-2]。因此,汽车制动能量回收是一项重要的节能措施。与传统燃油汽车相比,电动汽车驱动系统增加了电机和电池等部件,可以利用电机的回馈功能回收制动能量进而提高电动汽车能量经济性[3-5]。针对制动能量回收的研究主要集中在踩下制动踏板阶段,很少涉及收起加速踏板阶段和滑行阶段的能量回收[6-7]。王庆年等[8]基于大量的工况数据建立辨识模型,实现了对制动意图的准确识别;初亮等[9]通过对特性试验数据分析,得出了表征驾驶员制动需求的参量,并求得驾驶员制动需求。然而,在城市道路工况下,电动汽车需要频繁加速、减速和滑行,而加速踏板具有定义驱动力矩和制动力矩的双重作用,即当驾驶员踩下加速踏板时,电机输出驱动力矩;放松加速踏板时,可以利用电机回馈制动以模拟传统内燃机汽车的发动机制动而回收制动能量。针对这一阶段的能量回收,国外已开展相关研究,并在部分车型上实现,如宝马公司的高档电动车之诺1E[10]。国内学者近年来在研究制动能量回收时也考虑了加速踏板位移,但主要是作为制动意图识别的输入参数,用于判断驾驶员意图,没有涉及放松加速踏板阶段的制动能量回收[11-12]。因此,综合考虑制动踏板和加速踏板状态(开度、速度),准确识别驾驶员制动意图是实现制动能量高效回收的关键。

本文以某纯电动汽车为对象,采用模糊控制方法对驾驶员意图进行识别,对不同制动意图下的电动汽车制动力进行分配和计算,制定回馈制动控制流程,研究制动能量回收率和电动汽车能量经济性。

收稿日期: 2015-01-16; **录用日期**: 2015-05-14; **网络出版时间**: 2015-06-15 15:25
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150615.1525.001.html
基金项目: 国家"863"计划(2012AA111202); 北京市自然科学基金(3122024)
* **通讯作者**: Tel.: 010-82339079 E-mail: dfr@buaa.edu.cn

引用格式: 姬芬竹, 杜发荣, 朱文博. 基于制动意图识别的电动汽车能量经济性[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 21-27.
JI F Z, DU F R, ZHU W B. Electric vehicle energy economy based on braking intention identification[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 21-27 (in Chinese).

北航学报 赠阅

1 驾驶员制动意图识别

1.1 制动意图识别参数

正确选择制动意图识别参数十分重要。制动踏板位移和速度、加速踏板位移和速度是基本的识别参数,其中踏板位移可通过安装位移传感器直接测得,对踏板位移微分即为踏板速度。此外,车速与电池荷电状态(SOC)也是需要考虑的主要参数,其中车速反映当前的车辆状态,车速低时可回馈的制动功率很小,车速高时驾驶危险程度增加;SOC 越高,充电过程中会有越多的电能转化为热能,充电效率越低,因此应设置 SOC 的阈值上限 SOC_{max}。针对本文研究的电动汽车,选用锂离子动力电池,因 SOC = 0.8 时内阻最小,因此设置其上限阈值 SOC_{max} = 0.8,即 SOC ≤ 0.8 为可充电阈值;SOC > 0.8 时不充电[13-14]。

1.2 基于制动踏板的驾驶员制动意图识别

制动踏板位移和速度反映驾驶员制动意图[15]。位移反映当前车速,速度反映驾驶员操纵踏板的紧急程度。依据前面选取的制动意图识别参数,使用 MATLAB 提供的模糊工具箱设计制动意图识别控制器,选用多输入单输出模糊推理模型。对模糊输入参数进行归一化处理,使输入量在[0,1]范围变化,其中踏板位移 A_b 和速度 V_b 分别有 3 个模糊集合,参数阈值见表 1。

表 1 识别参数阈值

Table 1 Threshold value for identification parameters

踏板位移阈值	踏板速度阈值
[0,0.22)	[0,0.2)
[0.22,0.7)	[0.2,0.5)
[0.7,1]	[0.5,1]

利用 MATLAB/Simulink 搭建制动意图识别模型如图 1 所示。

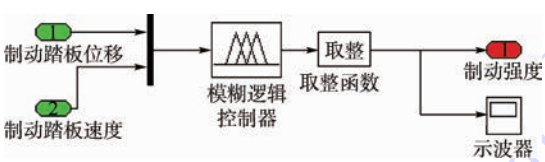


图 1 制动意图识别模型

Fig. 1 Model of braking intention identification

1.3 基于加速踏板的驾驶员制动意图识别

以小强度制动、中强度制动和紧急制动作为量化的驾驶员制动意图输出,模糊识别结果见图 2。

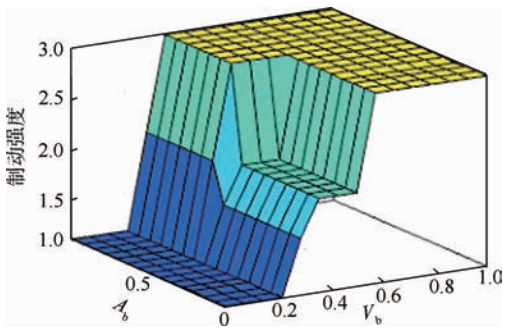
在收起加速踏板阶段,加速踏板位移反映驾驶员需求制动强度,加速踏板速度反映驾驶员对踏板的操纵。踏板速度大于 0 表示踩下加速踏板正在加速,踏板速度小于 0 表示收起加速踏板正在减速,踏板速度的大小反映驾驶员制动强度大小。因此,该阶段的电机回馈制动力矩由加速踏板位移和速度决定。设计模糊逻辑控制器,采用模糊控制方法识别驾驶员制动意图,若 A_{cc} 为加速踏板位移,则 dA_{cc}/dt 为加速踏板速度,以 q 表示电机回馈制动力矩变化率,q 的模糊求解式为

$$q = \text{fuzzy}(A_{cc}, dA_{cc}/dt) \tag{1}$$

电机回馈制动力矩 $T_{reg\text{-}acc}$ 计算式为

$$T_{reg\text{-}acc} = T_0 + qt \tag{2}$$

式中:T_0 为 $T_{reg\text{-}acc}$ 的初值;t 为时间;q 大于 0 表示电机回馈制动力矩增加,q 小于 0 表示电机回馈制动力矩减小。

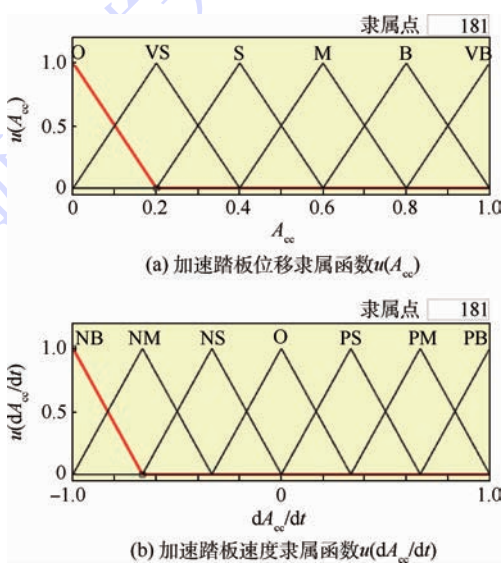


制动强度:1—小强度制动;2—中强度制动;3—紧急制动。

图 2 制动意图识别结果

Fig. 2 Results of braking intention identification

模糊逻辑控制器模糊规则为:A_{cc} 越小,q 越大;dA_{cc}/dt 越小,q 越大。加速踏板位移和速度隶属函数见图 3,识别结果如图 4。可见,在收起加速踏板过程中,q 随 A_{cc} 减小而增大,随 dA_{cc}/dt 的增大而减小。



(a) 加速踏板位移隶属函数$u(A_{cc})$

(b) 加速踏板速度隶属函数$u(dA_{cc}/dt)$

O—零;VS—很小;S—小;M—中等;B—大;VB—很大;NB—负大;NM—负中;NS—负小;PS—正小;PM—正中;PB—正大。

图 3 加速踏板位移和速度隶属函数

Fig. 3 Membership functions of accelerating pedal shift and velocity

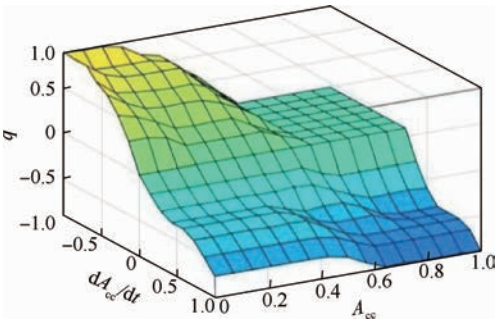


图 4　基于加速踏板的制动意图识别结果

Fig. 4　Identification results of braking intention based on accelerating pedal

加速踏板具有定义驱动力矩和回馈制动力矩的双重作用。为获得电机力矩与加速踏板位移的关系，制定图 5 所示的关系曲线。驾驶员首次踩下加速踏板，随着踏板位移增大，电机驱动力矩逐渐增大；在驾驶员收起加速踏板过程中，电机驱动力矩逐渐减小，当加速踏板位移小于门限值 A_1 时，电机开始输出回馈制动力矩，并随着踏板位移减小而增大；当完全放开加速踏板时，电机输出恒值回馈力矩；再次踩下加速踏板过程中，回馈制动力矩逐渐减小，当踏板位移大于门限值 A_2 时，输出驱动力矩。

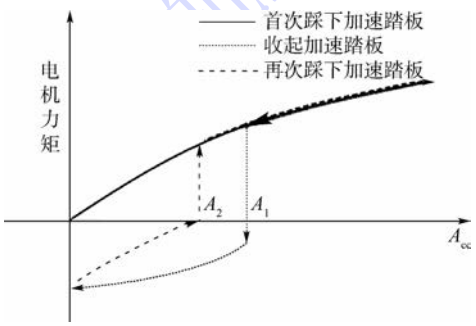


图 5　电机力矩与加速踏板位移关系

Fig. 5　Relationships between motor moment and accelerating pedal shift

1.4　放松踏板滑行阶段

当驾驶员完全松开加速踏板和制动踏板时，电动汽车为滑行阶段，此时电机制动力矩保持退出时刻的值，即

$$T_{\text{reg-acc}} = T_{\text{reg-acc},t} \tag{3}$$

$$T_{\text{reg-brk}} = T_{\text{reg-brk},t} \tag{4}$$

式中：$T_{\text{reg-acc},t}$ 为收起加速踏板阶段结束时刻的电机回馈制动力矩，N · m；$T_{\text{reg-brk},t}$ 为收起制动踏板阶段结束时刻的电机回馈制动力矩，N · m。

此外，为防止驾驶员同时踩下制动踏板和加速踏板，还应考虑错误操纵模式。整个回馈制动控制流程如图 6 所示。

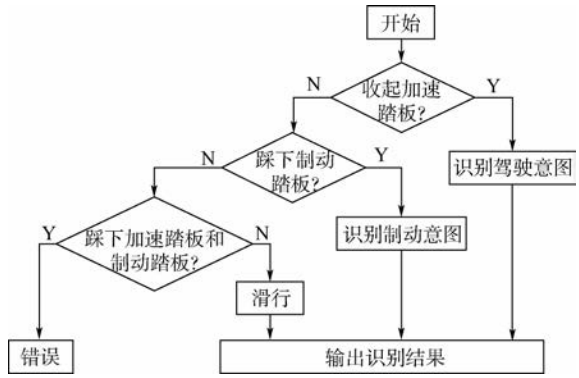


图 6　回馈制动控制流程

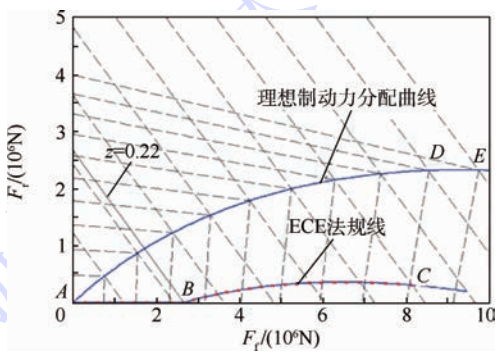
Fig. 6　Control flowchart for feedback braking

2　制动力分配

制动力分配包括前后轴制动力分配、电机制动力与机械摩擦制动力分配两部分。分配原则为：保证制动安全性前提下最大化采用电机回馈制动，以提高能量回收率，延长续驶里程。

2.1　前后轴制动力分配

前后轴制动力分配直接影响制动安全性，本文的原则是首先满足欧洲经济委员会（ECE）R13 法规，其次追求能量回收最大化。即在满足制动法规基础上，使前后轴的制动力分配尽量接近 ECE 法规线[13]，如图 7 所示。小强度制动时，制动力全部分配到驱动轮（前轮），*AB* 段；中强度制动时，沿 ECE 法规线分配，*BC* 段；紧急制动时，沿 I 曲线分配，如 *DE* 段。



F_r—后轴制动力；F_f—前轴制动力；z—制动强度。

图 7　前后轴制动力分配

Fig. 7　Distribution of braking force of anterior-posterior axis

各阶段的制动力计算式分别为

AB：

$$\begin{cases} F_f = F_{\text{reg}} = Gz \\ F_r = 0 \end{cases} \tag{5}$$

BC：

$$\begin{cases} F_f = \dfrac{G(z + 0.07)(b + zh_g)}{0.85L} \\ F_r = Gz - F_f \end{cases} \tag{6}$$

北航学报 赠阅

CD：

$$\begin{cases} F_{\mathrm{f}} = \dfrac{Gz + kF_{fb} - F_{rb}}{k+1} \\ F_{\mathrm{r}} = Gz - F_{\mathrm{f}} \end{cases} \tag{7}$$

DE：

$$\begin{cases} F_{\mathrm{f}} = Gz - F_{\mathrm{r}} \\ F_{\mathrm{r}} = \dfrac{Gz(a - z_c h_g)}{L} \end{cases} \tag{8}$$

式中：F_{reg}为再生制动力，N；G 为整车质量，kg；h_g 为质心高度，m；b 为汽车质心到后轴的距离，m；a 为汽车质心到前轴的距离，m；L 为轴距，m；k 为图 7中直线 CD 的斜率；F_{fb}为 B 点对应的前轴制动力，N；F_{rb}为 B 点对应的后轴制动力，N；z_c 为 C 点制动强度。

2.2 电机制动力与机械摩擦制动力分配

为提高能量回收率，制定制动力分配原则为：首先由电机制动，当电机制动力不能满足要求时启动机械摩擦制动。以多输入单输出的 Mamdani 模糊推理方法得到电机制动力所占比例。其中输入量为踏板开度、车速和电池 SOC，输出量是电机制动力所占比例，在[0,1]之间变化，如图 8 所示。该比例与总需求制动力的乘积即为电机制动力。

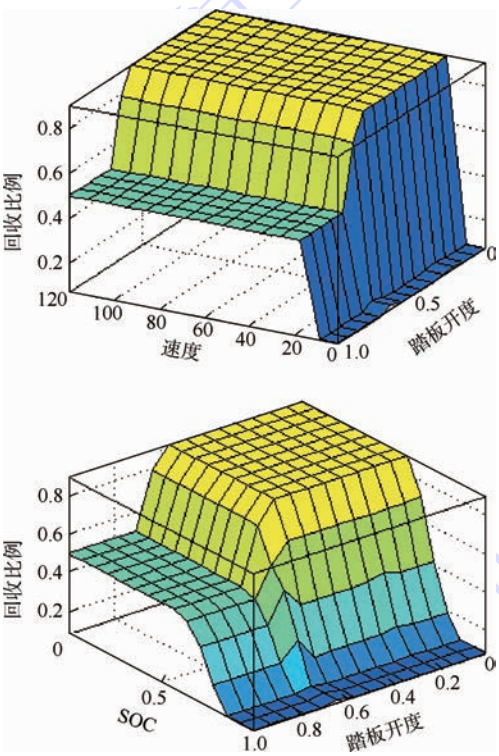


图 8 回收比例控制策略

Fig. 8 Control strategy of recycle ratio

3 制动性能分析与制动能量回收

以某前轮驱动纯电动汽车为对象，在 MATLAB/Simulink 环境下建立电动汽车仿真模型，计算并分析制动稳定性和能量经济性。整车主要技术参数见表 2。

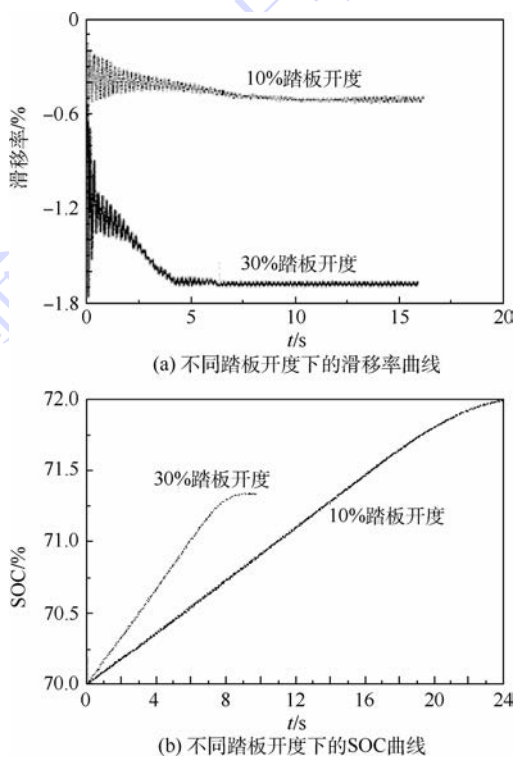
表 2 电动汽车主要技术参数

Table 2 Main technical parameters of electric vehicle

参数名称	参数值
(电机额定功率/kW，转速/(r·min^{-1}))	(30，3 600)
(电机最大转矩/(N·m)，转速/(r·min^{-1}))	(210，2 500)
整车整备质量/kg	1 350
整车总质量/kg	1 650
整车质心高度/m	0.51
轴距/m	2.6
轮胎半径/m	0.253
传动系统效率	0.95

3.1 制动性能分析

进行制动能量回收时，首先应满足电动汽车的制动性能，滑移率是评价制动稳定性的一个重要参数。当电动汽车以 60 km/h 的初速度在附着系数为 0.8 路面上制动时，不同踏板开度下的滑移率和电池 SOC 变化曲线见图 9。由图 9(a)可以看出，在制动初期，滑移率有一定波动，且随着踏板开度的增加而增大，最大滑移率在 1.6% 附近波动，不会发生车轮抱死现象。由图 9(b)可知，电池 SOC 在制动过程中逐渐增大；踏板开度越小，制动时间越长，制动结束时电池 SOC 越大，回收能量越多。



(a) 不同踏板开度下的滑移率曲线

(b) 不同踏板开度下的SOC曲线

图 9 滑移率和 SOC 变化曲线

Fig. 9 Changing curves of slip rate and SOC

3.2　制动能量回收

为研究收起加速踏板阶段的制动能量回收，分 2 种情况进行计算：①仅回收踩下制动踏板阶段的制动能量，记为回收模式 1；②同时回收踩下制动踏板、收起加速踏板和放松踏板滑行阶段的制动能量，记为回收模式 2。

设电动汽车以 40 km/h 的速度在附着系数为 0.8 的良好路面上行驶，对应的加速踏板开度为 0.4。在 $t=0.5$ s 时间内把加速踏板完全释放，即加速踏板开度由 0.4 减小为 0；滑行 1.5 s 后（$t=2$ s 时）驾驶员踩下制动踏板，$t=2.5$ s 时制动踏板开度增大到 0.4 并保持不变。图 10 给出了制动过程中加速踏板开度、制动踏板开度以及车速的变化。

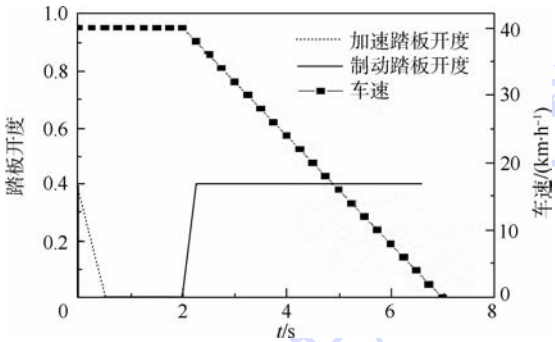


图 10　踏板开度与车速曲线

Fig. 10　Pedal shift and velocity curves

电动汽车减速和制动过程中电机力矩的变化曲线见图 11。由图 11(a)所示的电机力矩变化曲线可知，在收起加速踏板阶段，电机力矩逐渐减小，当 $t=0.24$ s 时电机的输出力矩由“正值”变为“负值”，说明电机由“驱动”状态转换为“回馈制动”状态；$t=0.5$ s 时电机回馈力矩达到 15.24 N·m；在 $t=0.5\sim2$ s 时间内，电机输出力矩维持放松加速踏板时刻的 15.24 N·m 不变；$t=2$ s 时，由于驾驶员踩下制动踏板而使电机回馈力矩开始增加，由加速踏板定义的模拟发动机制动回馈力矩保持不变，电机的总制动力矩为二者之和，见图 11(b)。

为研究不同回收模式的制动能量，选用制动能量回收率 δ 综合评价能量回收效果：

$$\delta=E_{b-c}/E_{b-k} \tag{9}$$

式中：E_{b-c} 为所回收制动能量；E_{b-k} 为制动前总动能。

表 3 给出了 2 种能量回收模式下制动能量回收效果。可以看出，在设定的相同初速度制动工况下，能量回收模式 2 在一个制动过程的能量回收率较模式 1 提高了 3.91%，说明本文提出的在收起加速踏板阶段进行能量回收，以模拟传统汽车的发动机制动具有重要意义，可以提高电动汽车的制动能量回收率。

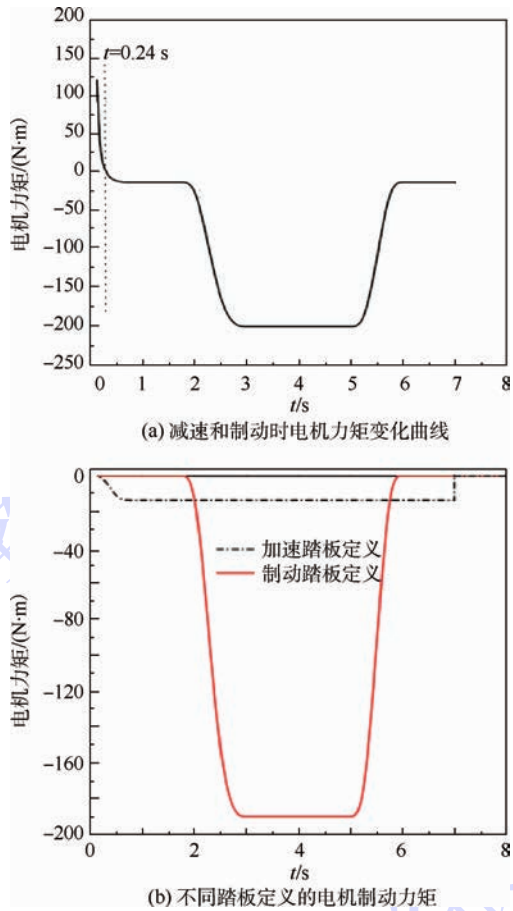


图 11　减速和制动过程电机力矩

Fig. 11　Motor moment at decelerating and braking

表 3　不同能量回收模式的仿真结果

Table 3　Simulation results for different energy recovery model

模式	初速度/(km·h⁻¹)	制动能量/kJ	回收能量/kJ	能量回收率/%
回收模式 1	40	101.8	40.97	40.25
回收模式 2	40	101.8	44.95	44.16

已知电动汽车行驶时，驾驶员需要频繁地操纵加速踏板和制动踏板。因此，研究一个工作循环的制动能量回收更加接近实际工况。图 12 为一个新欧洲驾驶循环（NEDC）中电池的不同能量回收模式下的SOC变化曲线。可以看出，对于回

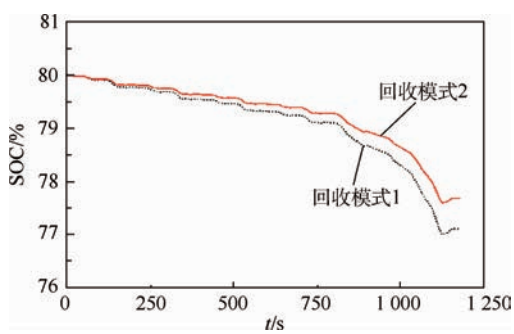


图 12　不同能量回收模式下 SOC 变化曲线

Fig. 12　Changing curves of SOC for different energy recovery models

收模式1,经一个循环后电池SOC由80%下降到77.11%;而回收模式2经一个循环后的电池SOC由80%降低到77.69%,说明同时考虑收起加速踏板阶段、滑行阶段和踩下制动踏板阶段的能量回收,使电池SOC的终了状态增加了0.58%。

3.3 续驶里程

为了更加直观地说明制动能量回收对电动汽车经济性的影响,进一步计算了NEDC循环下电动汽车的续驶里程。若设定电池的初始状态SOC=80%,终了状态SOC=20%,当SOC为终了状态时的电动汽车总行驶里程即为续驶里程,见表4。可见,回收模式2多回收的制动能量使电动汽车的续驶里程增加6.9 km,提高了5.69%。

表4 不同能量回收模式的仿真结果

Table 4 Simulation results for different energy recovery models

模式	初始SOC/%	能量回收率/%	续驶里程/km
回收模式1	80	36.3	121.3
回收模式2	80	41.5	128.2

4 结 论

1) 电动汽车的加速踏板具有定义驱动力矩和制动力矩的双重作用,即当驾驶员踩下加速踏板时,电机输出驱动力矩,收起加速踏板时,电机输出制动力矩,进而回收制动能量并模拟传统内燃机汽车的发动机制动。

2) 能量回收模式不同,电动汽车的制动能量回收率不同,考虑收起加速踏板阶段模拟发动机制动的能量回收模式能够提高制动能量回收率。以制动初速度为40 km/h完成一次制动为例,回收模式2使能量回收率提高了3.91%。

3) 若电池的SOC初值相同,经过一个NEDC循环后,不同能量回收模式的电池SOC值略有不同。与能量回收模式1相比,能量回收模式2的电池SOC终了状态提高了0.58%;当SOC=20%时,能量回收模式2的续驶里程增加了5.69%。

参考文献(References)

[1] GAO Y, CHEN L, EHSANI M. Investigation of the effectiveness of regenerative braking for EV and HEV[C]// Proceedings of Future Transportation Technology Conference and Exposition. Costa Mesa, CA: SAE International, 1999: 2910-2916.

[2] 张俊智,陆欣,张鹏君,等. 混合动力城市客车制动能量回收系统道路试验[J]. 机械工程学报,2009,45(2):25-30.
ZHANG J Z, LU X, ZHANG P J, et al. Road test of hybrid electric bus with regenerative braking system [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2009, 45(2): 25-30(in Chinese).

[3] 詹迅. 轻度混合动力汽车再生制动系统建模与仿真[D]. 重庆:重庆大学,2005:5-9(in Chinese).
ZHAN X. The modeling and simulation of regenerative braking system for mild hybrid electric vehicle [D]. Chongqing: Chongqing University, 2005: 5-9(in Chinese).

[4] OHKUBO N, MATSUSHITA S, UENO M, et al. Application of electric servo brake system to plug-in hybrid vehicle[J]. SAE International Journal of Passenger Cars-electronic and Electrical Systems, 2013, 6(1): 255-260.

[5] FEN Z J, XIAO X Z, WEN B Z. Coordinate control of electro-hydraulic hybrid brake of electric vehicles based on Carsim [J]. Applied Mechanics and Materials, 2014, 490-491: 1120-1125.

[6] POURSAMAD A, MONTAZERI M. Design of genetic-fuzzy control strategy for parallel hybrid electric vehicles[J]. Control Engineering Practice, 2008, 16(7): 861-873.

[7] 宋百玲,周学升. 基于制动意图模糊识别的电动汽车再生制动研究[J]. 森林工程,2014,30(6):71-74.
SONG B L, ZHOU X S. Research on regenerative braking system for electric vehicle based on braking intention fuzzy identification method [J]. Forest Engineering, 2014, 30(6): 71-74(in Chinese).

[8] 王庆年,孙磊,唐先智. HEV制动意图识别的研究[J]. 汽车工程,2013,35(9):769-774.
WANG Q N, SUN L, TANG X Z. A study on braking intention identification for HEV [J]. Automotive Engineering, 2013, 35(9): 769-774(in Chinese).

[9] 初亮,王彦波,姚亮. 制动能量回收系统的制动力矩协调控制仿真[J]. 华南理工大学学报(自然科学版),2014,42(4):137-142.
CHU L, WANG Y B, YAO L, et al. Simulation of coordinated control of braking torque for braking energy recovery system [J]. Journal of South China University of Technology (Natural Science Edition), 2014, 42(4): 137-142(in Chinese).

[10] 付甜甜. 绿色动力——之诺1E[J]. 电源技术,2014,38(9):1601-1602.
FU T T. Green power—ZINORO 1E [J]. Chinese Journal of Power Sources, 2014, 38(9): 1601-1602(in Chinese).

[11] 马其贞. 基于制动意图识别的制动能量回收控制算法研究[D]. 吉林:吉林大学,2013:17-29.
MA Q Z. Study on regenerative brake control algorithm based on braking intention identification [D]. Jilin: Jilin University, 2013: 17-29(in Chinese).

[12] 王庆年,王俊,陈慧勇,等. 混合动力车辆中的加速与制动意图识别[J]. 吉林大学学报(工学版),2014,44(2):281-286.
WANG Q N, WANG J, CHEN H Y, et al. Accelerating and braking intention identification in hybrid vehicle [J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2014, 44(2): 281-286(in Chinese).

[13] 刘丽君,姬芬竹,杨世春,等. 基于ECE法规和I曲线的机电复合制动控制策略[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(1):138-142.
LIU L J, JI F Z, YANG S C, et al. Control strategy for electro-mechanical braking based on curves of ECE regulations and

北航学报 赠阅

ideal braking force[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2013,39(1):138-142(in Chinese).

[14] YANG S C,ZHAO Q,TANG T Q. Modeling electric vehicle's following behavior and numerical tests[J]. Journal of Central South University,2014,21:4378-4385.

[15] 李红. 混合动力四驱汽车机电复合制动系统的研究[D]. 广州:华南理工大学,2014:29-33.
LI H. Study on the mechanical and electrical braking system of 4WD hybrid electric vehicle[D]. Guangzhou:South China University of Technology,2014:29-33(in Chinese).

作者简介:

姬芬竹　女,博士,副教授。主要研究方向:电动汽车电驱动系统。
Tel.:010-82316330
E-mail:jfz@buaa.edu.cn

杜发荣　男,硕士,副教授。主要研究方向:电动汽车制动系统。
Tel.:010-82339079
E-mail:dfr@buaa.edu.cn

Electric vehicle energy economy based on braking intention identification

JI Fenzhu[1], DU Farong[2,*], ZHU Wenbo[1]

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

Abstract: Braking energy recovery is a main technology measure for improving the energy economy of the electric vehicle. It is a key point to accurately identify the driving intent for braking energy recovery. The models of braking intention identification for lifting up the accelerating pedal and depressing the braking pedal were respectively established. Braking intention was identified using fuzzy control method. The identification results of driver braking intention were expressed as small-strength brake, middle-strength brake and emergency brake. Two types of energy recovery modes were made up based on the braking intention identification results. The braking force allocation strategy and calculation model were set up based on the economic commission of Europe (ECE) regulations line and I curve. A braking system simulation model was founded in the plate of Cruise and MATLAB/Simulink, and braking energy recovery rate and driving range of the electric vehicle were calculated for different energy recovery modes. The results show that: if energy recovery mode is different, the braking energy recovery rate is different; in a new European driving cycle (NEDC), the energy recovery rate could be improved in the case of recovering the braking energy in the stage of lifting up the accelerating pedal, and this braking energy is set to simulate engine braking in orthodox vehicle; the driving range increased 5.69 % in NEDC.

Key words: electric vehicle; energy recovery rate; accelerating pedal; braking intention; driving range

Received: 2015-01-16; **Accepted**: 2015-05-14; **Published online**: 2015-06-15 15:25
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150615.1525.001.html
Foundation items: National High-tech Research and Development Program of China (2012AA111202); Beijing Natural Science Foundation (3122024)

* **Corresponding author.** Tel.: 010-82339079　E-mail: dfr@buaa.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0058

均匀分布下系统瞬时可用度理论分析

杨懿[1,*], 任思超[2], 于永利[3]

(1. 北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100083; 2. 南京理工大学 理学院, 南京 210094;
3. 军械工程学院 装备指挥与管理系, 石家庄 050003)

摘 要: 对单部件可修系统的瞬时可用度在其初期出现的波动现象进行了理论分析,介绍了现今2种可用度研究进展并分析了对瞬时可用度研究的重要性。分别讨论了系统部件的故障时间及修复时间都服从相同和不同均匀分布的情况,通过把可用度的更新方程转化为分段的时滞或常微分方程,运用初值与连续性给出了系统瞬时可用度的解析表达式。提出了判断瞬时可用度波动的方法,即判断是否存在小于稳态可用度的点,并验证了该方法的有效性。得到了无论均匀分布为何种参数组合,瞬时可用度均存在波动性的结论。最终的仿真结果和理论结果相一致。

关 键 词: 瞬时可用度; 稳态可用度; 均匀分布; 波动性; 微分方程
中图分类号: V249.4
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2016)01-0028-07

可用度理论作为可靠性理论的分支,源自于第二次世界大战时对军事装备日益膨胀的需求。为了提高军事装备的性能,使得其组成部件不断复杂和精密化,这导致装备部件的兼容性和稳定性遭遇挑战。高性能与多故障这对矛盾,促使了可用度理论的发展。在实际使用过程中,装备可用度一般分为稳态可用度、平均可用度和瞬时可用度,其中装备瞬时可用度是装备使用过程中任一时刻装备处于可用状态的概率;装备平均可用度是装备瞬时可用度在一段时间内的平均值;装备稳态可用度是当时间趋于无穷装备处于可用状态的概率[1]。

近年来随着科技的发展,可用度理论除了在可靠性工程[2-4]、装备综合保障[5-7]等基础领域研究外,还延伸至国民经济许多新兴领域,如信息技术产业、交通通信系统以及航天航空。值得注意的是,可用度工作大都是集中于稳态可用度(如装备的效能评估[8-9]以及系统的性能评测[10-11]等)。由于装备可用度在使用初期大多表现出较大范围的波动,因此稳态可用度往往无法说明和刻画这种波动[12]。这些问题导致装备在使用初期的稳定性难以得到保证。使得相关部门无法预知该装备的工作能否持续(即使装备在应用初期),从而对装备的性能无法给出正确的评估。瞬时可用度是任一时刻装备处于可用状态的概率,能有效地反映装备的实时性能,所以对其研究的热度逐渐升温。

文献[13]通过研究发现仅仅考虑稳态可用度指标在实际情况下并不合理,如瞬时可用度初期的波动就无法用这些稳态指标进行刻画。文献[14]提出一套波动参数体系来刻画系统瞬时可用度的波动特征。当前瞬时可用度分析只能运用特殊分析的办法,如用概率理论求解特定系统[15]、2状态系统可用随机过程的更新理论[16]

收稿日期: 2015-01-29; **录用日期**: 2015-04-17; **网络出版时间**: 2015-05-22 15:31
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150522.1531.006.html
基金项目: 国家自然科学基金(61104132, 61573041)
* **通讯作者**: Tel.: 010-82316879 E-mail: yang_cissy@163.com

引用格式: *杨懿, 任思超, 于永利. 均匀分布下系统瞬时可用度理论分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 28-34.*
YANG Y, REN S C, YU Y L. Theory analysis of system instantaneous availability under uniform distribution [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 28-34 (in Chinese).

北航学报 赠阅

(与本文考虑分布与研究目的不同)、4 状态系统可用马尔可夫过程求解模型[17]、故障树(FT)及可靠性框图方法解决特殊问题[18],此外还可使用统计模型研究了一个可修系统稳态可用度置信区间[19]等。这些分析有很大的局限性,不可能遍历所有的情况,且没有给出瞬时可用度初期波动的理论依据。

一般从工程上的定性来看,系统瞬时可用度的波动是装备系统配套的维修子系统、保障子系统和装备本身的不协调所造成的。当系统瞬时可用度出现剧烈波动时,意味着装备在某个时间段内处于正常状态的概率变化幅度较大,其可靠性难以保证,则认为这时装备还未形成它应有的效力,各子系统有待进一步磨合,这一点在装备上体现为新装备战斗力的有效形成问题[14]。所以揭示瞬时可用度波动性的原因有着非常重要的实际意义。

本文运用理论方法以及现有稳态可用度的极限理论[20],讨论故障时间和修复时间服从均匀分布下系统瞬时可用度,通过把更新方程转化为微分方程,求解时滞或常微分方程,判断是否存在小于稳态可用度的点来说明其波动性,从理论推导和仿真实验可以得到服从任意均匀分布,瞬时可用度的波动性存在。

1　瞬时可用度模型

本节先引入相关的预备知识并建立所使用的系统瞬时可用度模型。

1.1　预备知识

定义 1[20]　假设一个只有正常和故障 2 种状态的可修系统,可以用一个二值函数 $X(t)$ 来描述它。对任意时刻 $t\geqslant 0$,令

$$X(t)=\begin{cases}1 & \text{当时刻 } t \text{ 系统处于正常状态}\\ 0 & \text{当时刻 } t \text{ 系统处于故障状态}\end{cases}$$

则系统在时刻 t 的瞬时可用度定义为 $A(t)=P(X(t)=1)$,即时刻 t 系统处于正常状态的概率。

定义 2[20]　系统在 $[0,t]$ 时间内系统平均可用度为 $\tilde{A}(t)=\frac{1}{t}\int_0^t A(u)\mathrm{d}u$。若极限 $\tilde{A}=\lim\limits_{t\to\infty}\tilde{A}(t)$ 存在,则称 $\tilde{A}$ 为系统极限平均可用度。而若极限 $A=\lim\limits_{t\to\infty}A(t)$ 存在,则称其为系统稳态可用度。

注:若系统稳态可用度存在,则极限平均可用度必存在,且 $A=\tilde{A}$,其中 A 和 $\tilde{A}$ 与定义 2 中相同。

引理 1[20]　假设系统由一个部件组成,其故障时间 X 遵从一般概率分布 $F(t)$,修复时间 Y 遵从一般概率分布 $G(t)$,则系统稳态可用度为 $A=\tilde{A}=\frac{u}{\lambda+u}$;其中 $\frac{1}{\lambda}=\int_0^\infty t\mathrm{d}F(t)$,$\frac{1}{u}=\int_0^\infty t\mathrm{d}G(t)$。

1.2　模型引入

根据文献[20]中的模型,假设系统由一个部件组成,其故障时间 X 遵从一般概率分布 $F(t)$,部件(系统)故障后,立即由修理设备进行修理,修复时间 Y 遵从一般概率分布 $G(t)$,修复后,部件立即转入工作状态。进一步假设故障部件经修复后,其工作寿命分布如新部件一样,且 X 和 Y 相互独立。

在上述假设下,有模型构建的系统瞬时可用度 $A(t)$ 满足更新方程:

$$A(t)=1-F(t)+Q(t)*A(t) \tag{1}$$

其中:

$$Q(t)=F(t)*G(t)=\int_0^t G(t-u)\mathrm{d}F(u) \tag{2}$$

式中:$*$ 表示函数的卷积。

下面对 X 和 Y 服从均匀分布情况下,系统瞬时可用度 $A(t)$ 进行分析,主要通过把更新方程(1)转化为时滞或常微分方程,得到解析解。判断其是否存在小于稳态可用度的点来说明是否存在波动性,并通过仿真进行验证。

2　均匀分布下系统瞬时可用度分析

本节所讨论的是系统部件故障时间和修复时间都为均匀分布的情况。均匀分布是指随着时间增长,故障发生时间 X 和修复完成时间 Y 的概率成正比例增长,这种分布较为符合实际工程背景,所以需要对在这种分布下系统的瞬时可用度进行分析和研究。

2.1　X 和 Y 都服从相同均匀分布

设故障时间 X 服从的均匀分布为 $F(t)$,修复时间 Y 服从的均匀分布为 $G(t)$,其分布函数为

$$F(t)=G(t)=\begin{cases}\frac{t}{M} & 0\leqslant t\leqslant M\\ 1 & t>M\end{cases} \tag{3}$$

式中:M 为均匀分布参数。

从式(3)可以得到:

定理 1　设系统故障时间 X 服从的均匀分布为 $F(t)$,修复时间 Y 服从的均匀分布为 $G(t)$,其中 $F(t)=G(t)$,则瞬时可用度 $A(t)$ 在 $t\in[0,3M]$ 的解析表达式为

$$A(t)=\begin{cases}e^{-\frac{1}{M}t} & t\in[0,M]\\ \left(1-e+\frac{t}{M}e\right)e^{-\frac{1}{M}t} & t\in[M,2M]\\ \left[1-(e-2e^2)+(e-2e^2)\frac{t}{M}+\frac{t^2}{2M^2}e^2\right]e^{-\frac{1}{M}t} & t\in[2M,3M]\end{cases}\tag{4}$$

证明 把分布函数式(3)代入式(2),可以得到的分段函数为

$$Q(t)=\int_0^t G(t-u)\mathrm{d}F(u)=\int_0^t G(t-u)F'(u)\mathrm{d}u=$$

$$\begin{cases}\int_0^t \frac{t-u}{M}\cdot\frac{1}{M}\mathrm{d}u & t\in[0,M]\\ \int_0^M G(t-u)\frac{1}{M}\mathrm{d}u+\int_M^t G(t-u)0\mathrm{d}u & t\in[M,2M]\\ \int_0^M G(t-u)\frac{1}{M}\mathrm{d}u+\int_M^t G(t-u)0\mathrm{d}u & t\in[2M,+\infty)\end{cases}=$$

$$\begin{cases}\frac{t^2}{2M^2} & t\in[0,M]\\ -\frac{t^2}{2M^2}+\frac{2t}{M}-1 & t\in[M,2M]\\ 1 & t\in[2M,+\infty)\end{cases}\tag{5}$$

再把式(5)的 $Q(t)$ 代入更新方程(1),可以得到

$$A(t)=1-F(t)+Q(t)*A(t)=$$

$$\begin{cases}1-\frac{t}{M}+\int_0^t\frac{t-u}{M^2}A(u)\mathrm{d}u & t\in[0,M]\\ \int_{t-M}^t\frac{t-z}{M^2}A(z)\mathrm{d}z+\int_0^{t-M}\left(-\frac{t-z}{M^2}+\frac{2}{M}\right)A(z)\mathrm{d}z & t\in[M,2M]\\ \int_{t-M}^t\frac{t-z}{M^2}A(z)\mathrm{d}z+\int_{t-2M}^{t-M}\left(-\frac{t-z}{M^2}+\frac{2}{M}\right)A(z)\mathrm{d}z & t\in[2M,+\infty)\end{cases}\tag{6}$$

对方程(6)两边求导,得到二阶分段时滞微分方程:

$$A''(t)=\begin{cases}\frac{1}{M^2}A(t) & t\in[0,M]\\ \frac{1}{M^2}A(t)-\frac{2}{M^2}A(t-M) & t\in[M,2M]\\ \frac{1}{M^2}A(t)-\frac{2}{M^2}A(t-M)+\frac{1}{M^2}A(t-2M) & t\in[2M,+\infty)\end{cases}\tag{7}$$

对上述得到的时滞微分方程(7),由 $A(t)$ 的连续性及 $A'(t)$ 在分段点的值,得到可用度 $A(t)$ 在 $t\in[0,3M]$ 的分段解析表达式如下:

$$A(t)=\begin{cases}e^{-\frac{1}{M}t} & t\in[0,M]\\ \left(1-e+\frac{t}{M}e\right)e^{-\frac{1}{M}t} & t\in[M,2M]\\ \left[1-(e-2e^2)+(e-2e^2)\frac{t}{M}+\frac{t^2}{2M^2}e^2\right]e^{-\frac{1}{M}t} & t\in[2M,3M]\end{cases}\tag{8}$$

证毕

根据定理1中得到的瞬时可用度 $A(t)$ 的解析表达式,可以给出波动是否存在的方法。具体地说,根据式(5),容易证明 $Q'(t)$ 是连续的,则根据更新方程(1)可知,$1-F(t)$ 有界,则 $A(t)$ 也是连续的[21]。因此容易给出如下判断波动是否存在的方法:若 $A(t)$ 在有限时间内存在小于稳态可用度的点,结合稳态可用度的极限理论[20]及引理1可知:$A=\tilde{A}=\lim\limits_{t\to\infty}A(t)$,可知系统瞬时可用度存在波动性。

下面根据定理1给出判断波动存在性的步骤。

首先选取定理1中式(4)在 $t\in[0,M]$ 的解析表达式,如果存在小于稳态可用度的点,则波动存在。否则考虑 $t>M$ 情况,具体步骤为:

步骤1 计算稳态可用度。

由引理1及式(3)可得:$A=\frac{1}{2}$。

步骤2 判断 $A(t)$ 在 $t\in[0,M]$ 是否存在小于稳态可用度的点。

由式(4)知:$A(t)=e^{-t/M}$,$t\in[0,M]$,则有 $A(M)=e^{-1}<A=\frac{1}{2}$,即存在小于稳态可用度的点,即波动存在。

下面通过仿真来说明所用方法的有效性。

对于式(8),分别令 $M=1,5,10,15,20$,$A=\frac{1}{2}$;仿真得到图1中的各条曲线。

从图1中曲线可以看出,当故障时间 X 和修复时间 Y 服从相同均匀分布时,瞬时可用度 $A(t)$ 在 $t=M$ 时小于稳态可用度 A。结合波动存在的理论分析,说明 $A(t)$ 确实存在波动性(选取的 M 只是为了保证曲线对比时清晰完整,实际 $\forall M$ 都具有波动性)。

2.2 X 和 Y 服从不同均匀分布

设故障时间 X 服从的均匀分布为 $F(t)$,修复

时间 Y 服从的均匀分布为 $G(t)$,其分布函数为

$$\begin{cases} F(t)=\begin{cases}\dfrac{t}{M_1} & 0\leqslant t\leqslant M_1\\ 1 & t>M_1\end{cases}\\ G(t)=\begin{cases}\dfrac{t}{M_2} & 0\leqslant t\leqslant M_2\\ 1 & t>M_2\end{cases}\end{cases} \tag{9}$$

式中:M_1 和 M_2 为均匀分布的参数。

选取参数为 M_1、M_2,满足 $M_1<M_2$($M_2<M_1$ 可类似证明)。

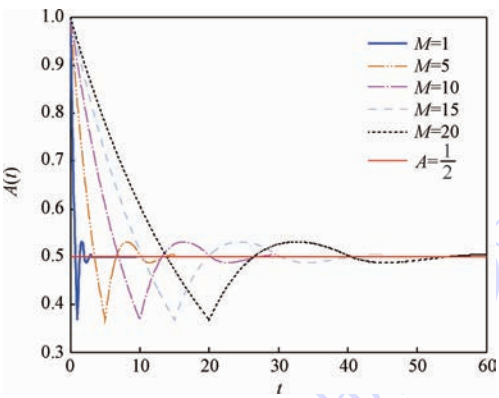


图 1　X 和 Y 服从相同均匀分布时瞬时可用度对比曲线

Fig. 1　Comparative curves of instantaneous availability when X and Y obey the same uniform distributions

从式(9)可以得到:

定理 2　设故障时间 X 服从的均匀分布为 $F(t)$,修复时间 Y 服从的均匀分布为 $G(t)$,其中 $F(t)\neq G(t)$;则瞬时可用度 $A(t)$ 在 $t\in[0,M_1]$ 的解析表达式为

$$A(t)=\frac{1}{2}(1-\alpha)\mathrm{e}^{\lambda t}+\frac{1}{2}(1+\alpha)\mathrm{e}^{-\lambda t} \tag{10}$$

式中:$\lambda=\sqrt{\dfrac{1}{M_1M_2}}$;$\alpha=\sqrt{\dfrac{M_2}{M_1}}$。

证明　把分布函数式(9)代入式(2),可以得到

$$Q(t)=\int_0^t G(t-u)\mathrm{d}F(u)=\int_0^t G(t-u)F'(u)\mathrm{d}u=\int_0^t\frac{t-u}{M_2}\cdot\frac{1}{M_1}\mathrm{d}u=\frac{t^2}{2M_1M_2}\quad t\in[0,M_1] \tag{11}$$

把 $Q(t)$ 代入更新方程(1),得到如下的瞬时可用度的积分方程:

$$A(t)=1-\frac{t}{M_1}+\int_0^t\frac{t-u}{M_1M_2}A(u)\mathrm{d}u\quad t\in[0,M_1] \tag{12}$$

对方程(12)两边求导,得到常微分方程:

$$A''(t)=\frac{A(t)}{M_1M_2}\quad t\in[0,M_1] \tag{13}$$

求解 $t\in[0,M_1]$ 的二阶常微分方程(13),可得

$$A(t)=C_1\mathrm{e}^{\lambda t}+C_2\mathrm{e}^{-\lambda t} \tag{14}$$

式中:$\lambda=\sqrt{\dfrac{1}{M_1M_2}}$;$C_1$ 和 C_2 为待定系数。

根据初值 $A(0)=1$ 及 $A'(0)=\dfrac{-1}{M_1}$

$$A(t)=\frac{1}{2}(1-\alpha)\mathrm{e}^{\lambda t}+\frac{1}{2}(1+\alpha)\mathrm{e}^{-\lambda t} \tag{15}$$

式中:$\lambda=\sqrt{\dfrac{1}{M_1M_2}}$,$\alpha=\sqrt{\dfrac{M_2}{M_1}}$.　**证毕**

由定理 2 给出了故障时间 X 和修复时间 Y 在服从不同均匀分布下,系统瞬时可用度 $A(t)$ 在 $t\in[0,M_1]$ 的解析表达式。为了进一步研究波动存在性,给出如下结论。

定理 3　在 $t\in(0,1)$ 上,函数

$$f(t)=\frac{1}{2}\left(1-\frac{1}{t}\right)\mathrm{e}^{t}+\frac{1}{2}\left(1+\frac{1}{t}\right)\mathrm{e}^{-t}-\frac{t^2}{t^2+1}<0 \tag{16}$$

证明　整理式(16)中的 $f(t)$ 有

$$f(t)=\frac{1}{2}(\mathrm{e}^{t}+\mathrm{e}^{-t})+\frac{1}{2t}(\mathrm{e}^{-t}-\mathrm{e}^{t})-1+\frac{1}{t^2+1} \tag{17}$$

则只需要证明在 $t\in(0,1)$ 上,式(17)中 $f(t)<0$。

首先 e^{t} 及 e^{-t} 在(0,1)上的泰勒公式为

$$\begin{cases}\mathrm{e}^{t}=1+\dfrac{t}{1!}+\dfrac{t^2}{2!}+\dfrac{t^3}{3!}\mathrm{e}^{\xi} & \xi\in(0,1)\\ \mathrm{e}^{-t}=1-\dfrac{t}{1!}+\dfrac{t^2}{2!}-\dfrac{t^3}{3!}\mathrm{e}^{-\eta} & \eta\in(0,1)\end{cases}$$

故

$$f(t)=\frac{1}{2}(\mathrm{e}^{t}+\mathrm{e}^{-t})+\frac{1}{2t}(\mathrm{e}^{-t}-\mathrm{e}^{t})-1+\frac{1}{t^2+1}=\frac{t^2}{2}-1+\frac{1}{t^2+1}+\frac{t^2}{12}(t-1)\mathrm{e}^{\xi}-\frac{t^2}{12}(t+1)\mathrm{e}^{-\eta}<g(t) \tag{18}$$

式中:$t\in(0,1)$;$g(t)=\dfrac{t^2}{2}-1+\dfrac{1}{t^2+1}$。

根据式(18)可知,若 $g(t)<0$,$t\in(0,1)$,则 $f(t)<0$。

当 $g'(t)=t-\dfrac{2t}{(t^2+1)^2}<0$,$0<t<\sqrt{\sqrt{2}-1}$;

当 $g'(t)=t-\dfrac{2t}{(t^2+1)^2}>0$,$\sqrt{\sqrt{2}-1}<t<1$。

所以 $\max g(t)<\{g(1)=0,g(0)=0\}=0$。

则当 $t\in(0,1)$,$g(t)=\dfrac{t^2}{2}-1+\dfrac{1}{t^2+1}<0$,结合

北航学报 赠阅

式(18),即可得到在 $t\in(0,1)$ 上,$f(t)<0$ 恒成立。 **证毕**

作出函数 $f(t)$ 的图像(Z 为纵坐标),如图 2 所示。

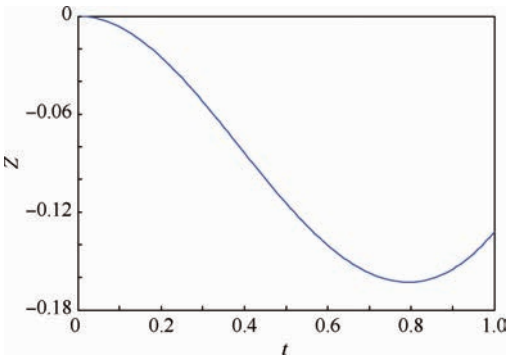


图 2 函数 $f(t)$ 的图像

Fig. 2 Image of function $f(t)$

从图 2 中也可以看出:$f(t)<0, t\in(0,1)$。

类似于第 2.1 节判断波动性存在的方法,下面根据定理 2 和定理 3 给出判断波动性存在的步骤。

步骤 1 计算稳态可用度。

由引理 1,计算可得

$$A=\frac{u}{\lambda+u}=\frac{M_1}{M_1+M_2}=\frac{\frac{M_1}{M_2}}{\frac{M_1}{M_2}+1}$$

步骤 2 判断 $A(t)$ 在 $t\in[0,M_1]$ 是否存在小于稳态可用度的点。

由式(10)结合定理 3 及 $\sqrt{\frac{M_1}{M_2}}<1$ 可知:

$$A(M_1)-A=f\left(\sqrt{\frac{M_1}{M_2}}\right)=\frac{1}{2}\left(1-\sqrt{\frac{M_2}{M_1}}\right)e^{\sqrt{\frac{M_1}{M_2}}}+\frac{1}{2}\left(1+\sqrt{\frac{M_2}{M_1}}\right)e^{-\sqrt{\frac{M_1}{M_2}}}-\frac{\frac{M_1}{M_2}}{\frac{M_1}{M_2}+1}<0$$

故波动存在。

下面通过仿真验证所给方法的有效性。

结合式(15),分别令 $M_1=20$;$M_2=40,60,80,100$,则 $A=\frac{1}{3},\frac{1}{4},\frac{1}{5},\frac{1}{6}$,仿真得到图 3 所示的服从不同均匀分布可用度比较曲线。

从图 3 中 4 组曲线变化情况分析,由于系统瞬时可用度 $A(t)$ 在 $t=M_1$ 小于稳态可用度 A,由连续性和极限稳定性知,随后 $A(t)$ 必存在一次波动。所以在这种均匀分布情况下,理论分析与仿真验证说明依然存在波动性(实际对 $\forall M_1, M_2$ 成立)。

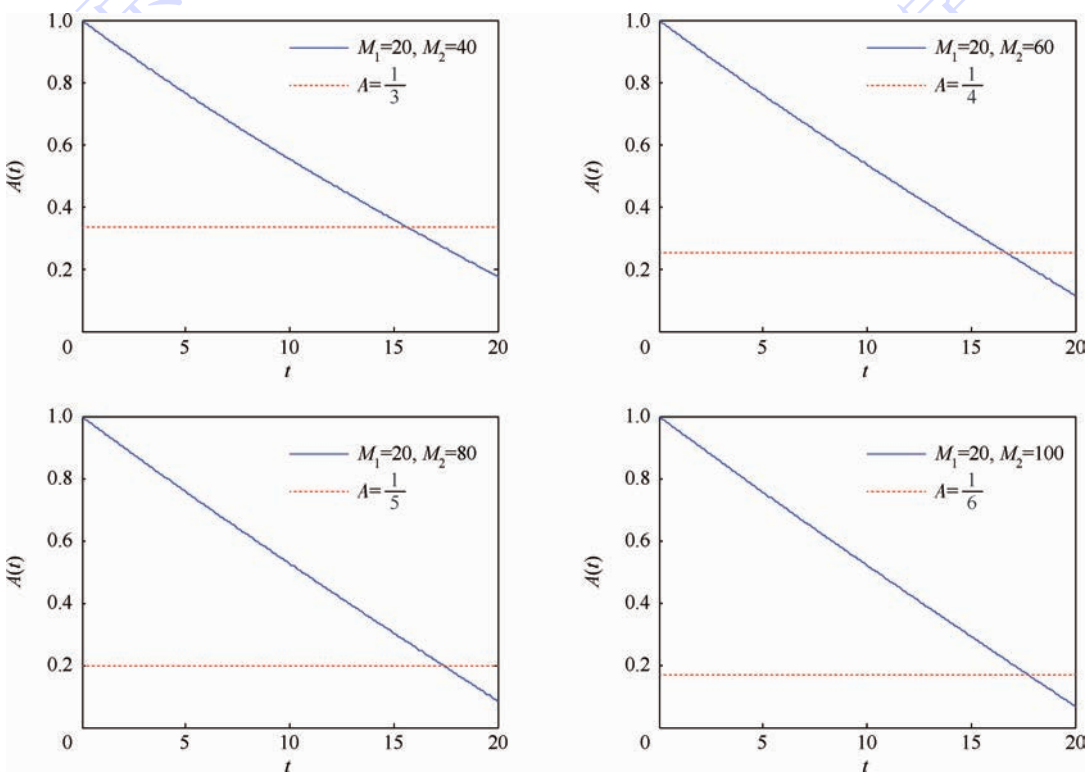


图 3 X 和 Y 服从不同均匀分布瞬时可用度比较曲线

Fig. 3 Comparative curves of instantaneous availability when X and Y obey different uniform distributions

北航学报 赠阅

3　结　论

本文对单部件可修系统模型中瞬时可用度的波动现象进行了理论分析。通过把积分方程转化为微分方程方法研究瞬时可用度 $A(t)$ 的波动性问题。

通过理论分析和仿真验证,得到:

1) 当故障时间 X 和修复时间 Y 服从相同的均匀分布时,瞬时可用度在第 1 个分段函数中存在小于稳态可用度的点,所以由可用度的稳定性可以说明 $A(t)$ 至少存在一次波动。

2) 当故障时间 X 和修复时间 Y 服从不同的均匀分布时,瞬时可用度在第 1 个分段函数中也存在小于稳态可用度的点,所以说明 $A(t)$ 至少存在一次波动。

综上所述,当故障时间 X 和修复时间 Y 服从均匀分布时,瞬时可用度均存在波动性,与均匀分布参数 M_1、M_2 的选取无关。

参考文献(References)

[1] 杨懿. 一般概率分布下系统瞬时可用度离散时间建模分析与应用[D]. 南京:南京理工大学,2008:20-47.
YANG Y. The instantaneous availability of the systems under discrete time modeling analysis and application in general probability distribution[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2008:20-47(in Chinese).

[2] 康锐,于永利. 我国装备可靠性维修性保障性工程的理论与实践[J]. 中国机械工程,1998,9(12):3-6.
KANG R, YU Y L. The theory and practice of engineering of our equipment reliability and maintainability and security[J]. China Mechanical Engineering, 1998, 9(12): 3-6(in Chinese).

[3] 杨为民,阮镰,屠庆慈. 可靠性系统工程——理论与实践[J]. 航空学报,1995,16(8):1-8.
YANG W M, RUAN L, TU Q C. The theory and practice of reliability system engineering[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1995, 16(8): 1-8(in Chinese).

[4] 康锐,王自立. 可靠性系统工程的理论与技术框架[J]. 航空学报,2005,26(5):633-636.
KANG R, WANG Z L. Framework of theory and technique on reliability system engineering[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(5): 633-636(in Chinese).

[5] 杨为民. 可靠性维修性保障性总论[M]. 北京:国防工业出版社,1995:328-389.
YANG W M. The general introduction of reliability maintainability and supportability[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1995: 328-389(in Chinese).

[6] 马绍民. 综合保障工程[M]. 北京:国防工业出版社,1995:31-76.
MA S M. Integrated support engineering[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1995: 31-76(in Chinese).

[7] 杨为民,屠庆慈. 21 世纪初装备可靠性维修性保障性工程发展框架研究[J]. 中国机械工程,1998,9(12):45-48.
YANG W M, TU Q C. Framework for the study of the development of equipment reliability maintainability supportability engineering at the beginning of twenty-first century[J]. China Mechanical Engineering, 1998, 9(12): 45-48(in Chinese).

[8] 王正元,刘靖旭,谭跃进,等. 基于作战仿真的装甲车辆作战效能评估方法[J]. 国防科技大学学报,2004,26(2):106-109.
WANG Z Y, LIU J X, TAN Y J, et al. Method of efficiency evaluation of armored vehicle combat simulation[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2004, 26(2): 106-109(in Chinese).

[9] 康建设,张森林,王亚彬. 自行火炮保障性要求及可用度预计方法研究[C]//第一届维修工程国际学术会议论文集. 北京:科学出版社,2006:632-636.
KANG J S, ZHANG S L, WANG Y B. The security requirements of self-propelled gun and the method for prediction of availability[C]// Proceedings of the First International Conference on Maintenance Engineering. Beijing: Science Press, 2006: 632-636(in Chinese).

[10] 徐廷学. 导弹武器系统的使用可用度[J]. 航空科学技术,2000(3):34-35.
XU T X. The system availability of missile weapon[J]. Aeronautical Science and Technology, 2000(3): 34-35(in Chinese).

[11] AMIRI M, PRENOSIL V. General solution for MTTF and steady-state availability of NMR system[C]//2014 9th International Symposium on Reconfigurable and Communication-Centric Systems-on-Chip. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 1-4.

[12] 王立超,杨懿,邹云,等. 离散 Weibull 分布下实现系统可用度的最小波动[J]. 控制理论与应用,2010,27(5):575-581.
WANG L C, YANG Y, ZOU Y, et al. Achieving the minimum volatility of the system availability under the discrete Weibull distribution[J]. Control Theory and Applications, 2010, 27(5): 575-581(in Chinese).

[13] SUN H R, HAN J J. The failure of MTTF in availability evaluation[C]// Proceedings of the Annual Reliability and Maintainability Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2002: 279-284.

[14] 王立超. 系统可用度匹配化分析与设计[D]. 南京:南京理工大学,2008:13-50.
WANG L C. The analysis and design of system availability[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2008: 13-50(in Chinese).

[15] WANG K Y, LIU Y, YIN M Y, et al. Analysis on the instantaneous availability of series repairable systems in cyber warfare environment[C]//2014 33rd Chinese Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 3001-3005.

[16] TILLMAN F A, WAY K, NASSAR R F, et al. Numerical evaluation of instantaneous availability[C]// IEEE Transactions on Reliability. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1983, R32(1): 119-123.

[17] XUE A C, JING Q, LUO L, et al. Instantaneous availability for the protection devices based on non-homogeneous Markov model

北航学报 赠阅

and a case study[C]//2014 33rd Chinese Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2014: 6524-6527.

[18] REZENDE R, DITTRICH A, MALEK M. User-perceived instantaneous service availability evaluation[C]//2013 19th Pacific Rim International Symposium on Dependable Computing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 273-282.

[19] CHA J H. Sequential confidence interval estimation for system availability[J]. Quality and Reliability Engineering International, 2005, 22(2): 165-176.

[20] 曹晋华,程侃. 可靠性数学引论[M]. 2 版. 北京:高等教育出版社,2006:250-261.
CAO J H, CHENG K. A mathematical introduction to reliability [M]. 2nd ed. Beijing: Higher Education Press, 2006: 250-261 (in Chinese).

[21] 林元烈. 应用随机过程[M]. 北京:清华大学出版社,2002: 66-68.
LIN Y L. Applied stochastic processes[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2002: 66-68 (in Chinese).

作者简介:

杨懿 女,博士,副教授。主要研究方向:可靠性分析,可修系统以及控制科学工程。

Tel.: 010-82316879

E-mail: yang_cissy@163.com

Theory analysis of system instantaneous availability under uniform distribution

YANG Yi[1,*], REN Sichao[2], YU Yongli[3]

(1. School of Reliability and Systems Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. School of Sciences, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;
3. Department of Equipment Command and Management, Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China)

Abstract: The early volatility of instantaneous availability which belonged to one-unit repairable system was analyzed in theory. Recent research progress on two kinds of availabilities was reported and the importance of research on the instantaneous availability was highlighted. It was respectively discussed that the failure time and repair time of system components obeyed the same as well as different uniform distribution, and then the renewal equation was transformed into piecewise ordinary differential equations or delay differential equations. The analytical expressions of instantaneous availability were obtained from the differential equations by the use of the continuity and initial value. A method was put forward to judge the volatility of instantaneous availability, that is, to judge whether there existed the value of instantaneous availability less than that of the steady-state availability. The method has been proved to be effective, and the conclusion demonstrates that the volatility exists regardless of any parameter combination under uniform distribution. The final simulation results are in good agreement with the theoretical results.

Key words: instantaneous availability; steady-state availability; uniform distribution; volatility; differential equation

Received: 2015-01-29; **Accepted**: 2015-04-17; **Published online**: 2015-05-22 15:31

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150522.1531.006.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61104132, 61573041)

* **Corresponding author**. Tel.: 010-82316879 E-mail: yang_cissy@163.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0070

基于贝叶斯网络的故障诊断系统性能评价

全下文载

于劲松[1,2,*]，沈琳[1]，唐荻音[1]，刘浩[1,3]
（1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院，北京 100083；
2. 先进航空发动机协同创新中心，北京 100083； 3. 解放军 95809 部队 93 分队，沧州 061736）

摘 要：故障诊断系统的性能评价是开发和验收故障诊断系统不可或缺的重要环节.针对基于贝叶斯网络(BN)故障诊断系统的性能评价需要,考虑系统诊断结果真实分布,提出采用二项分布参数估计方法来计算诊断准确度的置信区间,采用准确度期望值及其置信区间全面客观评价诊断模型的性能,形成贝叶斯网络模型诊断能力的量化评价指标,为诊断结果的可接受、可信程度以及诊断模型的训练充分性提供参考依据.最后通过燃油系统故障诊断实例验证所述性能评价的有效性.

关 键 词：贝叶斯网络(BN)；诊断；性能；准确度；置信区间
中图分类号：TP277
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2016)01-0035-06

贝叶斯网络是智能诊断领域中发展成熟的不确定推理方法,采用有向图及条件概率表达随机变量之间复杂的概率关系[1],因其具有强大的不确定性问题处理能力和较为准确的推理能力,而被广泛地运用于军事[2]、医疗[3]和经济[4]等各个领域,是现阶段不确定知识表达和推理领域最有效的理论模型之一。目前有大量研究着眼于优化故障诊断模型的推理能力,通常由诊断准确度衡量其改进结果[5-6],由于准确度指标易受到模型及数据影响而产生误差,部分故障诊断系统引入了置信度这一指标用于估计其性能[7-8],但现有置信区间评价指标是基于测试数据组诊断推理结果符合正态分布的假设,在数据规模较小(通常小于 100 组)的情况下将产生较大误差,并且因该方法所得置信区间上限不随准确度的增加而收敛于 1,而是会超出概率界限而失去意义,所以不能适用于诊断准确度高的应用。在上述研究基础上,考虑故障诊断系统输出结果真实分布情况,提出新的置信区间计算方法,能够对贝叶斯网络诊断模型的性能提供更客观的评价,并采用机载燃油系统故障诊断模型应用实例进行了对比验证,证明本文所提方法有效。

1 贝叶斯网络诊断模型的性能评价

贝叶斯网络由模型结构和相关参数共同组成,通过在网络节点上进行的概率计算,可以由已知的部分节点(实际系统中称为故障征兆节点)概率推理出其他节点(实际系统中称为故障状态节点)概率[9]。模型结构建立不准确或者参数关系存在误差都将导致诊断结果的不准确,而模型诊断结果将直接影响使用系统的维护策略,如何对输出结果可信度进行有效预测和评估成为了系统使用的关键。部分面向贝叶斯网络的优化策略通过诊断准确度的提升来说明其模型性能的提升,故障诊断准确度定义如下:系统对设备已知故障征兆节点数据进行诊断测试,获得故障状态节点的诊断结果,故障诊断准确度是该诊断结果与设备真实工作状态间相符合程度的期望值[10]。

收稿日期：2015-01-31；**录用日期**：2015-05-08；**网络出版时间**：2015-06-04 09:13
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150604.0913.001.html
* **通讯作者**：Tel.：010-82338693 E-mail：jinsong_yu@126.com

引用格式：*于劲松，沈琳，唐荻音，等. 基于贝叶斯网络的故障诊断系统性能评价[J]. 北京航空航天大学学报，2016，42(1)：35-40. YU J S，SHEN L，TANG D Y，et al. Performance evaluation of fault diagnosis system based on Bayesian network [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2016，42(1)：35-40 (in Chinese).*

准确度可以评价模型诊断性能,但是作为对样本数据多次测定的估计值,准确度不等于真值,无法准确衡量系统诊断结果与真实状态的一致程度。由于实际系统不可避免地存在数据噪声、建模误差等不确定因素,而有限的测试数据不足以全面反映故障系统诊断准确度,导致准确度期望值与真实值出现偏差,对此可以采用期望与方差的概率论思想来解决。计算偏差大小来获得更加准确的结果,这一结果称为准确度期望值的置信区间指标,可以有效地反应故障诊断系统单次诊断能力。置信区间是对模型输出范围的预测,它的物理意义是[7,11-12]:置信度水平 $1-\alpha$ 是公认真值包含在置信区间内的概率,一旦选取置信水平 $1-\alpha$,则真实值落在该置信区间的概率为 $1-\alpha$。

对故障诊断系统估计准确度求解置信区间,那么理论上,系统进行一次诊断,该置信区间涵盖系统真实诊断准确度的概率为 $1-\alpha$。通过判断准确度期望是否落在置信区间可以初步检验准确度的正确性,由准确度期望和置信区间共同构成的故障诊断系统性能评价指标可以反映系统真实诊断能力,指示系统每次诊断结果的可信程度。

2 诊断准确度计算

贝叶斯诊断模型的建立通常依赖于先验知识和对训练样本的学习,训练数据的完整性和准确性会直接影响诊断系统的性能,面对建模系统,通常需要利用其历史工作数据及故障维护数据作为样本进行学习,确定合适的贝叶斯网络拓扑结构及各节点处的条件概率密度,建立贝叶斯诊断网络。

贝叶斯网络诊断系统准确度计算公式为[13]

$$A_h=\frac{1}{h}\sum_{\langle \boldsymbol{v}_i,\boldsymbol{y}_i\rangle\in \boldsymbol{D}_h}\delta(I(\boldsymbol{D}_t,\boldsymbol{v}_i),\boldsymbol{y}_i) \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{D}_t$ 为训练数据集;$\boldsymbol{D}_h$ 为测试数据集;h 为测试数据集规模;$<\boldsymbol{v}_i,\boldsymbol{y}_i>\in\boldsymbol{D}_h(i\in[1,h])$ 为测试集中的一组数据;$\boldsymbol{v}_i$ 为各故障征兆节点所构成的向量;$\boldsymbol{y}_i$ 为各故障状态节点构成的向量。使用训练数据建立贝叶斯网络推理机 I,对测试数据集中的每组观察值 $\boldsymbol{v}_i$,可获得对故障状态节点的诊断结果,克罗内克函数 $\delta(i,j)$ 仅在 $i=j$ 时输出为 1,其余情况下输出均为 0,因此准确度 A_h 实际就是贝叶斯网络诊断正确的次数与总测试次数的比值。

尽管贝叶斯网络的建立仅取决于训练数据,但根据式(1)可以看出,准确度 A_h 的计算结果与测试数据同样有关,过小的测试数据规模可能导致不准确的计算结果;贝叶斯网络对故障状态节点的诊断概率是对故障可能性的度量,通常需要与预先设定的故障概率阈值进行比较以判定是否故障[14],因此阈值设定同样会影响 A_h 计算中的诊断结果;此外,$\delta(I(\boldsymbol{D}_t,\boldsymbol{v}_i),\boldsymbol{y}_i)$ 反映所有故障状态节点诊断结果的正确程度,过多的故障状态节点也会影响准确度的计算结果,合理地将系统拆分为多个子系统分别诊断将有效提高贝叶斯系统诊断准确度。

3 置信区间计算

3.1 传统置信区间计算方法

故障诊断系统通过计算系统准确度期望的置信区间来消除准确度估计误差对评价指标的影响,对于诊断结果,仅存在诊断正确或错误 2 种情况,因此准确度 A_h 满足 0-1 分布。已知二项分布的期望和方差分别为

$$E(A)=A_h \tag{2}$$

$$V=A(1-A) \tag{3}$$

当样本数据足够大时可以采用中心极限定理进行估计,样本结果近似遵循正态分布,即

$$A_h\sim N\left(A,\frac{A(1-A)}{h}\right) \tag{4}$$

采用文献[7]所述计算方法,求得系统置信区间如式(5)所示,其中 $z_{\alpha/2}$ 为置信度 $1-\alpha$ 下的临界值,可通过查询标准正态分布表得到

$$\left(A_h-z_{\alpha/2}\sqrt{\frac{A_h(1-A_h)}{h}},A_h+z_{\alpha/2}\sqrt{\frac{A_h(1-A_h)}{h}}\right) \tag{5}$$

3.2 改进的置信区间计算方法

第 3.1 节中所述方法将测试样本近似为正态分布,其前提条件是测试样本足够大,对实际诊断系统而言,该近似方法将存在 2 个问题:首先,测试样本必须有其倍数规模的训练样本存在,不必要地增加训练样本会导致系统训练时间和空间复杂度的增加,并且增加了诊断系统的建模代价;其次,由于历史数据通常有限,增加测试样本必然会牺牲训练样本数量,进而降低系统诊断准确度。此外,由式(5)可以看出,该置信区间受到准确度 A_h 的直接影响,A_h 误差将会被置信区间所继承,因此上述方法求得置信区间可信程度低。本文采用改进的二项分布参数估计方法,并结合 β 分布与 F 分布对置信区间进行求解,过程如下:

定义置信水平为 $1-\alpha$ 的可靠度置信区间满足 $P\{p_L\leqslant p\leqslant p_H\}=1-\alpha$($p$ 为概率值;p_L 为置信

北航学报 赠阅

区间下限;p_H 为置信区间上限),对概率分布函数 $P[p\mid h,m]$(h 为样本大小,m 为诊断正确样本数,$m=\sum_{<\boldsymbol{v}_i,\boldsymbol{y}_i>\in \boldsymbol{D}_h}\delta(I(\boldsymbol{D}_t,\boldsymbol{v}_i),\boldsymbol{y}_i))$,在置信区间 $[p_L,p_H]$ 上积分得[15]

$$P\{0\leqslant p\leqslant p_L\}=\int_0^{p_L}P[p\mid h,m]\mathrm{d}p=\int_0^{p_L}\frac{(h+1)!}{(h-m)!m!}p^m(1-p)^{h-m}\mathrm{d}p=\frac{\alpha}{2}\tag{6}$$

$$P\{p_H\leqslant p\leqslant 1\}=\int_{p_H}^{1}P[p\mid h,m]\mathrm{d}p=\int_{p_H}^{1}\frac{(h+1)!}{(h-m)!m!}p^m(1-p)^{h-m}\mathrm{d}p=\frac{\alpha}{2}\tag{7}$$

根据 $\Gamma(n+1)=n!$,式(6)可转化为

$$\frac{\alpha}{2}=\frac{\Gamma(h+1)}{\Gamma(h-m)\Gamma(m+1)}\int_0^{p_L}p^m(1-p)^{h-m-1}\mathrm{d}p\sim\beta(m+1,h-m)\tag{8}$$

式(8)将二项分布参数 p 构建为 β 分布,该变化被称之为信任分布,此时 $n=h+1$,再令 $v_1=m+1$,$v_2=n-m$,对该 β 分布进一步变形,得到 F 分布[16],即

$$\frac{\Gamma(n+1)}{\Gamma(n-m)\Gamma(m+1)}\int_0^{p_L}p^m(1-p)^{n-m-1}\mathrm{d}p=\frac{\Gamma(v_1+v_2)}{\Gamma(v_1)\Gamma(v_2)}\int_0^{\frac{v_2p_L}{v_1(1-p_L)}}\left(\frac{v_2}{v_1}\right)^{v_1}p^{v_1-1}\left(1+\frac{v_2}{v_1}p\right)^{-(v_1+v_2)}\mathrm{d}p\sim F\left(\frac{v_2p_L}{v_1(1-p_L)}\right);2v_1,2v_2\tag{9}$$

式(9)表示参数 p 的信任分布符合 $F(2v_1,2v_2)$ 分布在 $v_2p_L/[v_1(1-p_L)]$ 处的值,结合式(8)与式(9)得到

$$\frac{v_2p_L}{v_1(1-p_L)}=F_{\frac{\alpha}{2}}(2v_1,2v_2)=\frac{1}{F_{1-\frac{\alpha}{2}}(2v_2,2v_1)}\tag{10}$$

$$p_L=\frac{v_1}{v_1+v_2F_{1-\frac{\alpha}{2}}(2v_2,2v_1)}\tag{11}$$

同理求得

$$p_H=\frac{v_1}{v_1+v_2F_{\frac{\alpha}{2}}(2v_2,2v_1)}\tag{12}$$

得到参数 p 的置信区间为

$$\left(\frac{v_1}{v_1+v_2F_{1-\frac{\alpha}{2}}(2v_2,2v_1)},\frac{v_1}{v_1+v_2F_{\frac{\alpha}{2}}(2v_2,2v_1)}\right)\tag{13}$$

取置信水平 0.95,样本规模 h 分别为 100、1 000 和10 000,对期望为 0.01 ~ 0.99 之间的诊断准确度求取置信区间,图 1(a)为第 3.1 节所述传统方法求得的置信范围,图 1(b)为改进方法所得置信范围。

表 1 选取若干组关键数据,对图 1 中置信区间的区间大小进行了详细对比。

通过对比图 1 与表 1 中各组数据,可以得出以下结论:

1) 在相同置信水平下改进方法所求得的置信区间相较于传统方法更狭窄。

2) 尽管在 $h=100$ 时传统方法所得边界处置信区间要窄于改进方法,但传统方法的置信上下限超出了概率值的有效范围[0,1],不符合置信区间含义。

3) 随着实验样本的增加,置信区间会趋于狭窄,并且 2 种方法的区间范围也会更加接近。

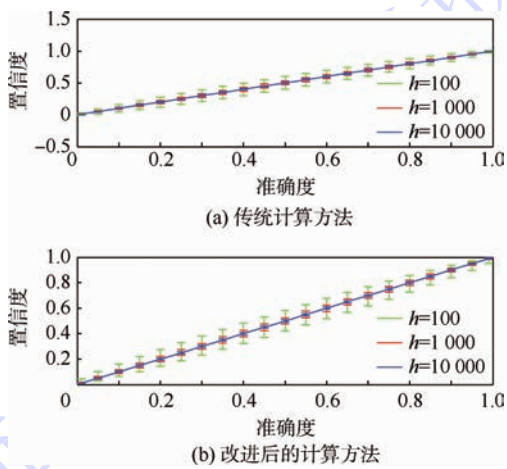


图 1　2 种方法求得的置信区间对比

Fig. 1　Comparison of confidence intervals calculated from two methods

表 1　2 种方法求得的置信区间对比

Table 1　Comparison of confidence intervals calculated from two methods

h	方法	准确度						
		0.01	0.10	0.30	0.50	0.70	0.90	0.99
100	传统方法	0.039 0	0.117 6	0.179 6	0.196 0	0.179 6	0.117 6	0.039 0
	改进方法	0.042 6	0.099 9	0.149 1	0.162 2	0.149 1	0.099 9	0.042 6
1 000	传统方法	0.012 3	0.037 2	0.056 8	0.062 0	0.056 8	0.037 2	0.012 3
	改进方法	0.010 7	0.031 2	0.047 6	0.051 9	0.047 6	0.031 2	0.010 7
10 000	传统方法	0.003 9	0.011 8	0.018 0	0.019 6	0.018 0	0.011 8	0.003 9
	改进方法	0.003 3	0.009 9	0.015 1	0.016 4	0.015 1	0.009 9	0.003 3

北航学报 赠阅

置信区间是对诊断准确度可信程度的反映，在相同置信水平下，置信区间狭窄表明诊断结果可靠性高、鲁棒性好[17]，可以认为系统诊断能力更好，因此，当样本数据较小时，改进后的置信区间计算方法得到诊断性能更加准确。特别在实际系统中，往往更关心诊断准确度接近 100% 时的置信区间，此时传统方法得到的置信区间不能用于衡量系统诊断能力。反观改进方法，置信区间不直接受准确度 A_h 的影响，但准确度估计值均落在置信区间范围内，并且随着准确度的变化置信区间的分布情况也会有所改变，而不是如传统方法所示准确度始终位于置信区间中点，因此，改进方法所求置信区间可以用于验证准确度，并且更加符合实际工程情况。

4 实例验证

图2所示诊断模型为机载燃油系统结构，其中机身油箱与机翼油箱为 2 个供给油箱，供给油箱交替向消耗油箱供油，每个油箱具有相应的传感器。对系统组件/子系统分别编号建立贝叶斯网络模型，其中节点(1) ~ (14)为故障节点(以白色椭圆表示)，节点(15) ~ (21)为测试节点(以灰色矩形表示)。数据来源于贝叶斯网络开发工具 Hugin Expert A/S 对系统进行的建模仿真[18]，模型结构与条件概率遵循专家知识，诊断过程将测试节点数据作为证据输入，获取各故障节点的故障概率。

本文考虑贝叶斯网络常见误差来源于数据完整性的缺乏，故分别对完整及不同程度缺失的训练数据进行仿真，得到若干组不同规模的故障数据。最后采用 Holdout 验证方法估计模型的诊断准确度期望，该验证方法的思路是：随机从最初的样本中选择部分数据形成验证数据，剩下的数据作为训练数据。

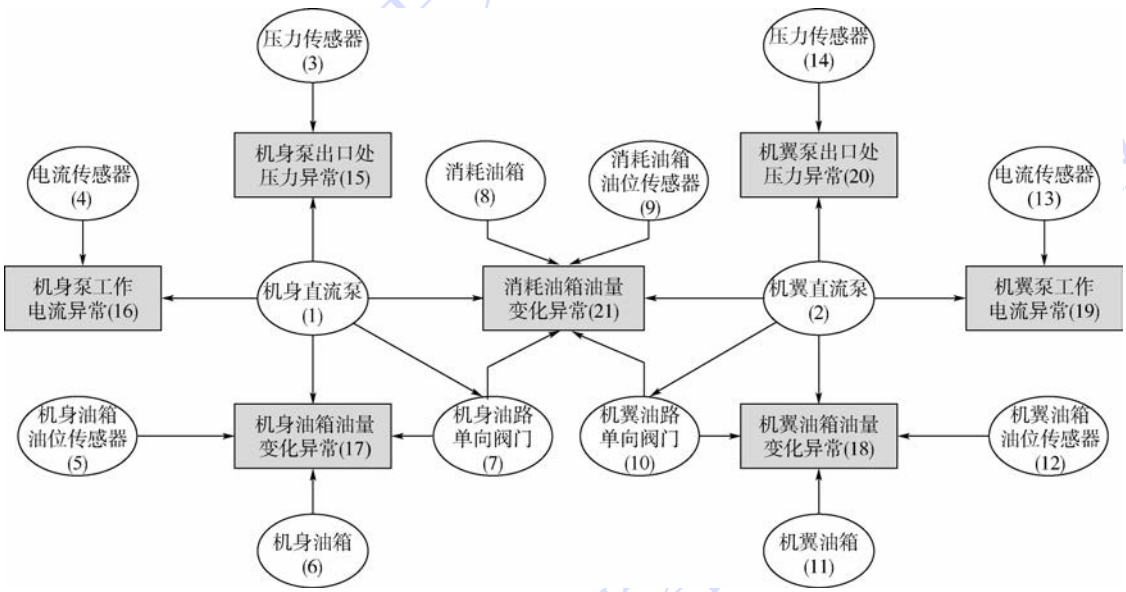


图 2 燃油系统故障诊断模型

Fig. 2 Fault diagnostic model for a fuel system

图 3 为系统在不同训练数据下的诊断准确度。测试数据规模 $h = 100$，训练数据规模分别为 300、3 000 和 30 000，所有训练数据下的测试数据完全相同，系统置信水平设置为 95%，故障概率阈值设定为 0.5(故障概率大于 0.5 判定为故障节点)，根据图 3 所示数据可以看出，对于完整数据训练样本，当训练数据达到测试数据 3 倍时诊断准确度已经接近理想值；当数据规模大于 3 000，训练数据的增加对于诊断准确度的提高将不再明显，但是如果训练数据出现缺失，在 300 及 3 000 数据规模下的准确度会有较大幅度下降。此外，当数据缺失程度达到 10% 以上时，即使训练数据规模为 30 000，诊断准确度也将低于 60%。

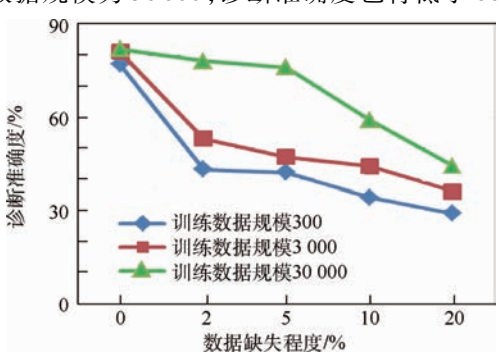


图 3 缺失训练数据对诊断准确度的影响

Fig. 3 Influence of missing training data on diagnostic accuracy

由此可以看出，诊断准确度能够作为评价训练是否充分的指标，随着数据缺失比例的上升，要获得较好的诊断准确度就必须增加训练数据规模。当准确度不再随训练数据规模增加而上升时，说明该准确度已接近系统真实值，此时若想进一步提高系统诊断准确度，只能从系统设计角度进行优化。

图 4 是对置信区间的验证，离散点代表测试数据规模为 10、50、100、500 和 1 000 时的若干组测试准确度期望值，阴影区域在 x 轴方向所对应的概率上下限代表该训练数据下的置信区间计算值，以 300 训练数据为例，根据式(13)求得诊断准确度的置信区间范围是68.8% ~85.2%(置信区间③所在区域)，意味着该系统真实诊断准确度处于该范围内的概率为 95%，通过训练数据规模为 300 的离散点的分布可以看出，诊断准确度基本符合该区间，并且随着训练数据和测试数据规模的增加，符合程度逐渐增加。因此可以验证第 3.2 节中对置信区间计算方法的合理性。

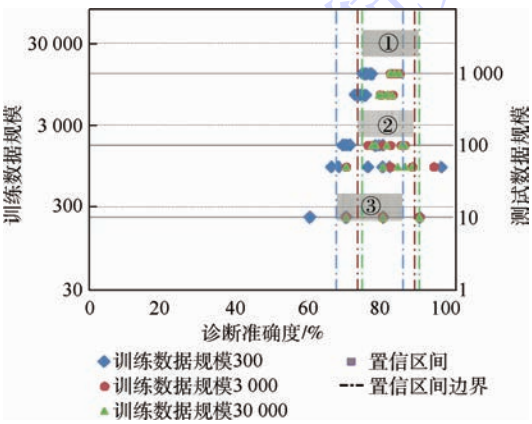


图 4　置信区间验证

Fig. 4　Verification of confidence interval

5　结　论

本文研究并改进了基于贝叶斯网络的故障诊断系统性能评价方法，通过实验证明：

1）采用准确度与置信区间相结合的指标计算方法可以较为客观和全面地衡量贝叶斯网络的故障诊断性能，运用该指标能够观察到训练数据规模以及数据缺失程度对于诊断系统性能的影响。

2）对已有置信区间的计算方法进行改进，放宽了置信区间对测试数据规模的限制条件，减小准确度指标因受测试数据制约而造成的误差，计算所得指标可靠性更高，并且更加符合工程实际应用。

3）通过燃油系统故障诊断实例对诊断准确度和置信区间组成的综合评价指标体系进行验证评估，证明该指标能够实现实际故障诊断系统的评价及改进优化。该方法可以进一步推广到其他故障诊断模型，成为故障诊断技术性能分析的评价指标。

参考文献（References）

[1] HECKERMAN D. Learning in graphical models[M]. Berlin: Springer Netherlands, 1998: 301-354.

[2] LUXHØJ J T, COIT D W. Modeling low probability/high consequence events: An aviation safety risk model[C]// Proceedings of the Reliability & Maintainability Symposium (RAMS). Washington, D. C.: IEEE Computer Society, 2006: 215-220.

[3] 徐璀，许朝霞，许文杰，等. 基于贝叶斯网络原理的 835 例冠心病病例中医证候分类研究[J]. 上海中医药杂志，2014，48(1)：10-13.
XU J, XU Z X, XU W J, et al. Classification of TCM syndromes in 835 cases of coronary heart disease: On the basis of Bayesian networks principle[J]. Shanghai Journal of Traditional Chinese Medicine, 2014, 48(1): 10-13(in Chinese).

[4] DALLA V L, GIUDICI P. A Bayesian approach to estimate the marginal loss distributions in operational risk management[J]. Computational Statistics, 2008, 52(6): 3107-3127.

[5] BASIR O, YUAN X H. Engine fault diagnosis based on multi-sensor information fusion using Dempster-Shafer evidence theory[J]. Information Fusion, 2007, 8(4): 379-386.

[6] 李业波，李秋红，黄向华，等. 航空发动机气路部件故障融合诊断方法研究[J]. 航空学报，2014，35(6)：1612-1622.
LI Y B, LI Q H, HUANG X H, et al. Research on gas fault fusion diagnosis of aero-engine component[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(6): 1612-1622(in Chinese).

[7] DAS S, HARRIS M. Estimating accuracy and confidence interval of an intelligent diagnostic reasoner system[C]// Proceedings of the 2009 IEEE Autotestcon. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 288-291.

[8] WINTERBOTTOM A. The interval estimation of system reliability from component test data[J]. Operations Research, 1984, 32(3): 628-640.

[9] CHOI A, DARWICHE A, ZHENG L, et al. Machine learning and knowledge discovery for engineering systems health management[M]. Boca Raton, FL: Chapman and Hall/CRC Press, 2011: 39-66.

[10] 段荣行，董德存，赵时旻. 采用动态故障树分析诊断系统故障的信息融合法[J]. 同济大学学报(自然科学版)，2011，39(11)：1699-1704.
DUAN R X, DONG D C, ZHAO S M. Information fusion method for system fault[J]. Journal of Tongji University(Natural Science), 2011, 39(11): 1699-1704(in Chinese).

[11] ZHANG J J. Empirical likelihood ratio confidence interval for positively associated series[J]. Acta Mathematicae Applicatae Sinica, English Series, 2007, 23(2): 245-254.

[12] 蒋灵，何小荣. BP 神经网络的置信度分析[J]. 计算机与应用化学，1999，16(3)：55-60.

北航学报 赠阅

JIANG L, HE X R. Confidence bounds prediction for backpropagation neural network[J]. Computers and Applied Chemsitry, 1999, 16(3): 55-60(in Chinese).

[13] KOHAVI R. A study of cross-validation and bootstrap for accuracy estimation and model selection[C]// Proceedings of the 14th International Joint Conference in Artificial Intelligence, Volof the International Joint Conference in Artificial Intelligence. San Francisco, CA: Morgan Kaufmann Publishers Inc., 1995, 2: 1137-1143.

[14] 李俭川,胡茑庆,秦国军,等. 贝叶斯网络理论及其在设备故障诊断中的应用[J]. 中国机械工程, 2003, 14(10): 896-900.
LI J C, HU N Q, QIN G J, et al. Bayesian network theory and its application in equipment fault diagnosis[J]. China Mechanical Engineering, 2003, 14(10): 896-900(in Chinese).

[15] 李鸿. 二项分布的参数估计问题研究[J]. 应用数学学报, 2010, 33(3): 385-394.
LI H. The research about binomial distribution parameter estimation problem[J]. Acta Mathematicae Applicatae Sinica, 2010, 33(3): 385-394(in Chinese).

[16] 孟昭为. 二项分布参数的置信区间[J]. 工科数学, 1995, 11(4): 169-171.
MENG Z W. The confidence interval of the binomial distribution parameters[J]. Journal of Mathematics for Technology, 1995, 11(4): 169-171(in Chinese).

[17] 王正武,任喜风,张瑞平. 置信区间分析法在 BP 神经网络中的应用研究[J]. 数理统计与管理, 2006, 25(2): 156-160.
WANG Z W, RENG X F, ZHANG R P. The research about the application of the confidence interval analysis in BP neural network[J]. Application of Statistics and Management, 2006, 25(2): 156-160(in Chinese).

[18] MADSEN A L, LANG M, KJARULFF U B, et al. The Hugin Tool for learning Bayesian networks[M]. Symbolic and Quantitative Approaches to Reasoning with Uncertainty. Berlin: Springer, 2003: 594-605.

作者简介:

于劲松 男,副教授,硕士生导师。主要研究方向:预测与健康管理技术、自动测试系统。

Tel.: 010-82338693

E-mail: jinsong_yu@126.com

Performance evaluation of fault diagnosis system based on Bayesian network

YU Jinsong[1,2,*], SHEN Lin[1], TANG Diyin[1], LIU Hao[1,3]

(1. School of Automation and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beijing 100083, China;
3. Unit 93, Army 95809 of PLA, Cangzhou 061736, China)

Abstract: Assessing whether a newly developed fault diagnosis system is effective is an important issue to ensure diagnosis system performance. Due to the requirement of evaluating the performance of the fault diagnosis system based on Bayesian network (BN), an evaluation method using a modified binomial distribution was developed, considering the real distribution of diagnosis results. The parameters of the modified binomial distribution were estimated using training data during the training process of fault diagnosis system, and both diagnosis accuracy and confidence interval of a diagnostic system could be calculated simultaneously by this evaluation method. The quantitive evaluation indices provided by the proposed evaluation method greatly contributed to the evaluation of acceptability and reliability of a Bayesian network-based diagnosis system, and were of great significance in supporting diagnosis system training. In conclusion, the effectiveness of the proposed evaluation method was validated by an example concerning a fault diagnosis system for the aircraft fuel system.

Key words: Bayesian network (BN); diagnosis; performance; accuracy; confidence interval

Received: 2015-01-31; **Accepted**: 2015-05-08; **Published online**: 2015-06-04 09:13

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150604.0913.001.html

* **Corresponding author**. Tel.: 010-82338693 E-mail: jinsong_yu@126.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0071

基于β似然函数的参数估计方法

王晓红[1,*], 李宇翔[1], 余闯[1], 王立志[2]
(1. 北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100083; 2. 北京航空航天大学 无人驾驶飞行器研究所, 北京 100083)

摘 要: 分布参数估计是可靠性数据分析的手段,用于研究产品可靠性的变化规律及评估产品的可靠性水平。使用寿命试验中产品可靠度所服从的β分布评价可靠度估计值的合理程度,认为可靠度估计值在β分布中概率密度较大的更合理,给出了一种评价可靠度函数估计好坏的β似然函数,探讨了使用该函数进行分布参数估计的β似然估计方法,通过仿真验证了该方法在指数分布和威布尔分布下的适用性,并给出了应用实例。本参数估计方法理论依据充分,适用于各种分布类型,估计结果合理可信。极大似然估计方法以样本在待估分布中的概率密度作为评价准则,与之不同,本方法以累积发生比例的估计值作为评价准则,更适用于可靠性、生存率等关注事件累积发生比例的场合。

关 键 词: 参数估计; β分布; 可靠性数据分析; 寿命分布; β似然函数
中图分类号: TB114.3
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2016)01-0041-06

概率分布的参数估计是根据从总体中抽取的样本估计总体分布中包含的未知参数的方法,在可靠性数据分析中,通过获取产品故障数据、选择寿命分布类型、进行参数估计后,最终关注的是产品可靠度随时间的变化情况[1]。常用的点估计方法有:矩估计、最小二乘法估计、极大似然估计和图估计等。矩估计法由英国统计学家 Pearson 于 1894 年提出,可以在不知道母体的分布的情况下进行参数估计。最小二乘法于 18 世纪初提出,主要用于线性统计模型中的参数估计问题。极大似然估计法由英国统计学家费希尔于 1912 年提出,是可靠性数据分析中应用最为广泛的方法之一,该方法的理论依据是极大似然原理,极大似然原理可理解为"使当前样本中各个体故障时的故障密度估计值之积最大",但这与评估的最终目标"使当前样本中各个体故障时的可靠度估计值最合理"并不等价,因此从理论上讲在可靠度的研究中使用极大似然估计是存在一定问题的[2-5]。贝叶斯估计法是利用参数的后验分布对参数进行估计的方法。其中,期望型贝叶斯估计是使用最多的一种贝叶斯估计方法。

除了传统的点估计方法以外,很多学者在原有估计的基础上,提出了一些其他的估计方法,如在寿命分布估计中常使用的最佳线性无偏估计(BLUE)[6],弥补 BLUE 只能适用于小样本缺点的简单线性无偏估计(GLUE)[7]等。还有一些研究者研究了如何以可靠度估计值构造似然函数进行参数估计,例如极大间距估计方法(maximum spacing estimation)[8-11],它将相邻试件故障时的可靠度估计值之差,作为评价估计合理程度的标准,认为一个合理的估计结果应当使各相邻的试件故障时的可靠度估计值之差更接近。但显然极大间距估计方法也并未涉及可靠度估计值本身的合理性。结合β分布的性质和可靠度定义之间的关系[12-17],本文以可靠度估计值的合理程度构造β似然函数,得出的分布参数估计方法适用于

收稿日期: 2015-01-31; **录用日期**: 2015-03-20; **网络出版时间**: 2015-04-21 17:24
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150421.1724.002.html
基金项目: 航空科学基金 (2014ZC51031)
* **通讯作者**: Tel.: 010-82338032 E-mail: wxhong@buaa.edu.cn

引用格式: 王晓红, 李宇翔, 余闯, 等. 基于β似然函数的参数估计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 41-46.
WANG X H, LI Y X, YU C, et al. Parameter estimation method based on beta-likelihood function[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 41-46 (in Chinese).

北航学报 赠阅

可靠度、生存率等关注事件发生比例的研究领域。

1 β 似然函数的构造

考虑有某种产品共 h 个，考虑其中某个具体产品的寿命长短，因为产品之间谁先失效谁后失效是等可能的，所以该个产品在所有 h 个产品中第几个失效（从 1 ~ h）也是等可能的。当产品个数 h 趋近于无穷大时，该个产品失效时还未故障产品所占比例也就是等可能的（从 0 ~ 1），然而此时还未故障产品所占比例即为产品的可靠度。由此可知对某种产品，若仅知道其中一个具体产品的寿命值，则可认为该时刻产品的可靠度服从0 ~ 1 上的均匀分布 $U[0,1]$，由此可得出结论 1。

结论 1 对一件产品进行寿命试验，在该件产品失效时间 t 时刻，该种产品的可靠度服从 $U[0,1]$。

将可靠度服从 $U[0,1]$ 看作向线段 $[0,1]$ 上等可能地投一个点，则当对多个产品进行寿命试验时，由于各个产品的寿命互相独立，可看作向线段 $[0,1]$ 上等可能地投多个点。根据有关 β 分布的 2 个定理[18]：

定理 1 向线段 $[0,1]$ 上独立地投 h 个随机点，假设每个点都服从 $U[0,1]$，则左起第 $i(i=1,2,\cdots,h)$ 个落点的概率分布为 $\beta(i,h-i+1)$。

定理 2 若 $X\sim\beta(a,b)$，则 $1-X\sim\beta(b,a)$。

由此可知：

结论 2 对 h 个寿命独立同分布的产品进行寿命试验，则第 i 个产品故障时产品的可靠度服从分布 $\beta(h-i+1,i)$。

事实上，可靠度非参数估计中的 β 分布法就是应用结论 2 来对产品的经验分布函数进行计算。

假设对某产品 n 个试件进行寿命试验，记试验开始时为零时刻，试验中共 $m(m\leqslant n)$ 个试件发生故障，$l(l\leqslant n)$ 个试件中途由于其他原因撤离（如未发生故障而中途退出试验、由非试验规定条件的意外因素致使试件故障），剩余 $n-m-l$ 个试件直至试验终止未发生故障。其中试件发生故障的时间依次为 $t_1,t_2,\cdots,t_i,\cdots,t_m$，故障时间和撤离时间共同排序为 $t_1,t_2,\cdots,t_j,\cdots,t_{m+l}$。

由结论 2 可知寿命试验中不同时刻产品可靠度服从的分布。在有试件中途撤离时，由于无法得知这些试件将在何时故障而无法直接使用该结论，此时需假设中途撤离试件将等可能地在其撤离后的试件故障之间发生故障，则可对真实故障试件在所有试件中的故障序号的期望（即平均秩次 A_i）进行计算，进而使用平均秩次 A_i 作为 β 分布法中的序号，即：对 n 个寿命独立同分布的产品进行寿命试验，则第 i 个产品故障时（此时的故障时间和撤离时间的共同排序号为 j）产品的可靠度服从分布 $\beta(n-A_i+1,A_i)$。直接通过求期望计算平均秩次 A_i 比较复杂，可选择通过递推公式计算：

$$\begin{cases}A_0=0\\ \Delta A_i=\dfrac{n+1-A_{i-1}}{n-j+2}\\ A_i=A_{i-1}+\Delta A_i\end{cases}\tag{1}$$

显然在无中途撤离的情况下 $A_i=i=j$，此时与原 β 分布法的结论一致。

为了以可靠度估计值构造似然函数，需假设所选寿命分布的可靠度函数为 $R(t,\theta)$，其中 θ 为待估参数，因此第 i 个故障发生时的可靠度估计值为 $R(t_i,\theta)$。考虑到第 i 个故障发生时的产品的可靠度服从分布 $\beta(n-A_i+1,A_i)$，根据 β 分布的定义可知此时的可靠度估计值 $R(t_i,\theta)$ 在可靠度分布 $\beta(n-A_i+1,A_i)$ 中的概率密度为

$$f(R(t_i,\theta))=\frac{R(t_i,\theta)^{n-A_i}\cdot(1-R(t_i,\theta))^{A_i-1}}{B(n-A_i+1,A_i)}\tag{2}$$

其中 $B(n-A_i+1,A_i)$ 为 β 函数：

$$B(n-A_i+1,A_i)=\int_0^1 x^{n-A_i}(1-x)^{A_i-1}\mathrm{d}x\tag{3}$$

认为对应概率密度较大的可靠度估计值更合理，用该概率密度 $f(R(t_i,\theta))$ 的大小评价该试件故障时可靠度估计值的合理程度，以各个试件故障时的 $f(R(t_i,\theta))$ 的乘积评价估计结果对整组数据估计的合理程度，由此得到 β 似然函数为

$$L(\theta)=\prod_{i=1}^{m}f(R(t_i,\theta))=\prod_{i=1}^{m}\frac{R(t_i,\theta)^{n-A_i}\cdot(1-R(t_i,\theta))^{A_i-1}}{B(n-A_i+1,A_i)}\tag{4}$$

显然，在确定的寿命数据和可靠度函数 $R(t,\theta)$ 下，β 似然函数是关于待估参数 θ 的函数，其反映的是不同参数 θ 取值下可靠度估计值的合理程度。注意到似然函数中的 $B(n-A_i+1,A_i)$ 与待估参数无关而不会影响到函数的单调性，因此 β 似然函数也可写为

$$L(\theta)=\prod_{i=1}^{m}R(t_i,\theta)^{n-A_i}\cdot F(t_i,\theta)^{A_i-1}\tag{5}$$

式中：$F(t_i,\theta)=1-R(t_i,\theta)$。由式(5)可对 β 似然函数进行另一种理解：$t_i$ 时刻的可靠度估计值为 $R(t_i,\theta)$，故产品在 t_i 之前故障的概率为 $F(t_i,\theta)$，在 t_i 之后故障的概率为 $R(t_i,\theta)$。对所有的 n

个试件，考虑到中途撤离的情况，在 t_i 之前失效试件数的期望值为 A_i-1，在 t_i 之后失效试件数的期望值为 $n-A_i$。即在 t_i 时刻可靠度估计值为 $R(t_i,\theta)$ 时，当前故障情况的发生概率为 $R(t_i,\theta)^{n-A_i}\cdot F(t_i,\theta)^{A_i-1}$。分别考察所有 m 个故障发生时的情况，将各发生概率之积作为评价整个估计的准则，即可得到式(5)所示的 β 似然函数。但事实上略去 $B(n-A_i+1,A_i)$ 会使 β 似然函数值太小反而不便于实际计算，因此第 2、第 4 和第 5 节中的 β 似然函数仍指式(4)。

2　β 似然估计方法

类似极大似然估计，β 似然估计选择使 β 似然函数取值最大的参数值作为估计结果，表明此时各试件故障时的可靠度估计值总体最合理。

在 β 似然函数中，由于 n 为正整数、$1\leqslant A_i\leqslant n$，因此无论可靠度估计值 $R(t_i,\theta)$ 为 $[0,1]$ 之间的何值，其概率密度值 $f(R(t_i,\theta))$ 都在一个有限的范围内，不会出现似然函数中有无穷大项的情况。对 $n>1$ 的这些分布的概率密度曲线在 $A_i=1$ 时单调递增、$1<A_i<n$ 时为单峰曲线、$A_i=n$ 时单调递减(如图 1 为 $n=6$，$A_i=i(i=1,2,\cdots,6)$ 时的概率密度曲线)，即各试件故障时的最佳可靠度估计值只有一个，由 β 分布的性质可知该值为 $\dfrac{A_i-1}{n-1}$。因此对在分布的取值区间内且样本量 $n>1$ 的寿命数据，无论所选寿命分布为何种数学形式，不同参数取值下其 β 似然函数都是存在最大值的，即 β 似然估计都存在。但需要指出的是，由于 β 似然函数可能存在多个极大值，当多个极大值相等且为最值时 β 似然估计的结果不唯一；另外 β 似然估计在样本量 $n=1$ 时失效，因为唯一的试件失效时产品的可靠度服从分布 β(1,1) 即均匀分布，此时无论可靠度的估计值为何值，对应的概率密度都一样，也就无从进行比较。

从计算的难易角度讲，β 似然估计是优于矩估计的，特别是随着分布参数的增加，矩估计需要求解多元非线性方程组，而目前对于很多类型的方程组都是无法通过数值计算进行求解的，所以矩估计在参数较多时使用起来并不方便。β 似然估计在多参数时只需求解多元函数的极值即可，具体计算时可以借用成熟的商业数学软件，如 MATLAB 实现求解。

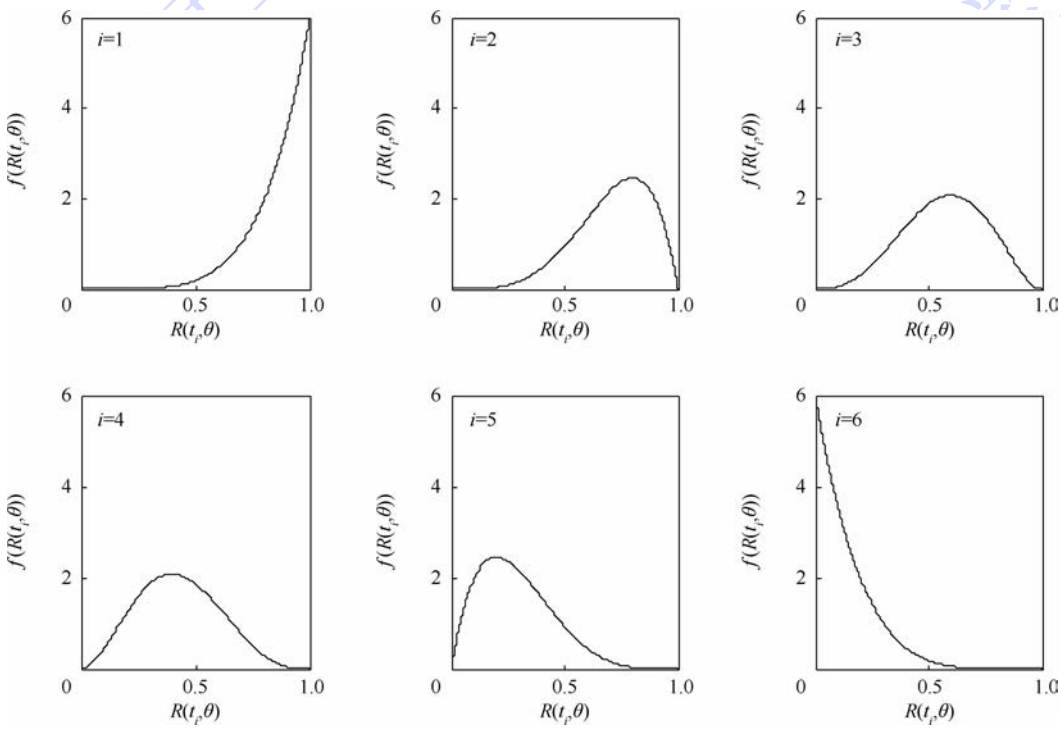


图 1　β 分布的概率密度曲线

Fig. 1　Probability density curves of β distribution

3　仿真分析

为了验证 β 似然估计方法在实际数据处理中的表现，本文采用了指数分布和威布尔分布仿真再估计的方法，将 β 似然估计与极大似然估计进行了比较，其具体步骤如下：

1) 随机确定分布参数(指数分布的故障率 λ、威布尔分布的形状参数 β 和尺度参数 α)。

北航学报 赠阅

2）使用仿真的方法分别获取该参数下服从指数分布和威布尔分布的失效数据。

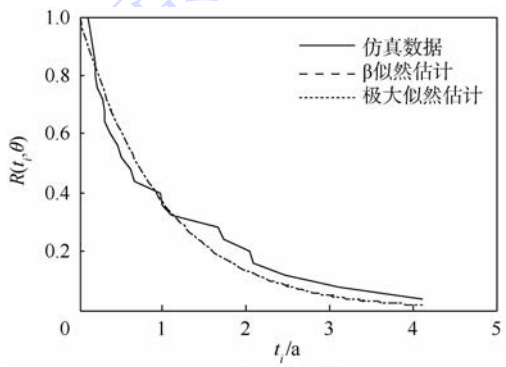
3）分别选择指数分布和威布尔分布作为寿命分布模型，使用极大似然估计和 β 似然估计对这失效数据进行参数估计，得到指数分布的故障率 λ_1 和 λ_2 及威布尔分布的参数 $\alpha_1\beta_1$ 和 $\alpha_2\beta_2$。

4）比较 2 个估计得到的故障率 λ_1 和 λ_2 与原始故障率 λ 的接近程度、比较参数 $\alpha_1\beta_1$ 和 $\alpha_2\beta_2$ 与原始参数 $\alpha\beta$ 之差的绝对值之和的大小关系。

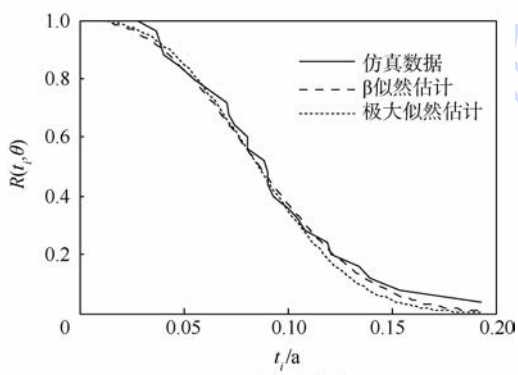
5）重复以上步骤，直到记录下足够多次的比较结果。

使用计算机进行 1 000 次上述仿真比较后，统计的结果为使用极大似然估计得到的 λ_1 较使用 β 似然估计 λ_2 更接近原始 λ 的次数为 568 次，反之 432 次；使用极大似然估计得到的 $|\alpha_1-\alpha|+|\beta_1-\beta|$ 较使用 β 似然估计得到的 $|\alpha_2-\alpha|+|\beta_2-\beta|$ 更大的次数为 383 次，且 2 种方法对各组数据的估计结果相差往往都很小。图 2为指数分布和威布尔分布下的其中各一次仿真再估计得到的可靠度曲线。

由此可认为 2 种方法对指数分布和威布尔分布的参数估计结果相差极小，可以认为 2 种方法对指数分布和威布尔分布都是适用的。



(a) 指数分布



(b) 威布尔分布

图 2 仿真结果对比

Fig. 2 Comparison of simulation results

4 应用举例

对某产品 10 件进行 1 000 h 定时截尾的寿命试验，试验中记录了试件的故障情况和撤离情况如表 1 所示，其中 3 号试件为未故障撤离，现使用本文所述方法对该产品可靠度为 0.7 下的可靠寿命进行估计。

表 1 试验记录

Table 1 Test record

试件序号	工作时间/h	试验终止原因
1	216	故障
2	50	故障
3	514	撤离
4	565	故障
5	298	故障
6	460	故障
7	1 000	截尾
8	183	故障
9	131	故障
10	940	故障

对试验数据进行整理知，试件数量为 10，发生故障的试件数量为 8，进行排序并计算故障件的平均秩次如表 2 所示。

表 2 事件排序表

Table 2 Events sorted table

共同排序号 j	故障排序号 i	工作时间 t_i/h	平均秩次 A_i
1	1	50	1
2	2	131	2
3	3	183	3
4	4	216	4
5	5	298	5
6	6	460	6
7	/	514	/
8	7	565	7.25
9	8	940	8.5

选择指数分布作为产品的寿命分布，其可靠度函数为

$$R(t)=\mathrm{e}^{-\lambda t} \tag{6}$$

对应 β 似然函数为

$$L(\lambda)=\prod_{i=1}^{8}f(\exp(-\lambda t_i))=\prod_{i=1}^{8}\frac{\exp(-\lambda t_i)^{10-A_i}\cdot(1-\exp(-\lambda t_i))^{A_i-1}}{B(11-A_i,A_i)}$$

式中：A_i 和 t_i 取值见表 2。使用 MATLAB 提供的数值方法[19]易求得当 λ 取 0.001 7 时 $L(\lambda)$ 取到极大值 5 811，即参数 λ 的 β 似然估计值为 0.001 7。由此可知产品可靠度 0.7 下的可靠寿命为

$$t=-\ln R/\lambda=-\ln 0.7/0.0017=209.8\ \mathrm{h}$$

使用平均秩计算产品的经验分布函数为

$$R_n(t)=\begin{cases}0 & t<t_1\\ (n-A_i)/n & t_i<t<t_{i+1}\\ 1 & t\geqslant t_n\end{cases}$$

该经验分布函数与 β 似然估计结果 $R(t)=\exp(-0.0017t)$ 的比较如图 3 所示，可见 β 似然估计结果与经验分布直观上也是一致的。

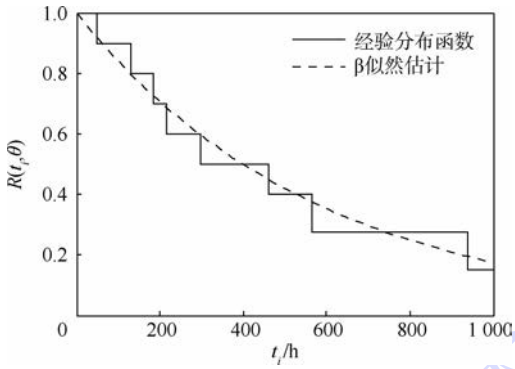


图 3　估计结果对比

Fig. 3　Comparison of estimation results

5　结　论

本文针对寿命分布的参数估计提出了一种基于 β 似然函数的 β 似然估计方法，该方法以可靠度估计值的合理性为核心，根据可靠度非参数估计中的 β 分布法得到试件故障时可靠度所服从的分布，进而使用该分布的概率密度来度量试件故障时可靠度估计值的合理程度，以该合理程度之积构造 β 似然函数，将使 β 似然函数取值最大的参数取值作为估计结果。本文方法具有以下特点：

1）具有较强的理论支撑：β 似然函数推导过程使用的“β 分布法”和平均秩次的计算都非常成熟，前者可被严格证明、后者在无法得知准确故障秩次时使用秩次的期望值也是合理的。

2）适用于各种寿命分布类型：无论分布的数学形式如何，β 似然函数的取值都在一个有限的范围内，不会出现类似极大似然函数取值可能无穷大的情况，因此 β 似然估计都是存在的（仅要求样本量 $n>1$）；另外随着分布参数的增加，β 似然函数作为多元函数，其求极值在数值计算中容易实现，其难度低于矩估计中需要进行的多元非线性方程组求解。

3）估计结果合理可信：β 似然函数的推导就是以评价可靠度估计值的合理性为出发点，故本方法适用于可靠度、生存率等关注事件发生比例的研究领域。

基于以上特点，本方法在浴盆曲线模型等较为复杂的分布参数估计中有较为突出的优点，克服了极大似然估计结果不存在的问题。

参考文献（References）

[1] 赵军圣，庄光明，王增桂. 极大似然估计方法介绍[J]. 长春理工大学学报，2010，5(6)：53-54.
ZHAO J S，ZHUANG G M，WANG Z G. An introduction about maximum likelihood estimation[J]. Journal of Changchun University of Science and Technology，2010，5(6)：53-54(in Chinese).

[2] BO R. The maximum spacing method：An estimation method related to the maximum likelihood method[J]. Scandinavian Journal of Statistics，1984，11(2)：93-112.

[3] EKSTRÖM M. On the consistency of the maximum spacing method[J]. Journal of Statistical Planning and Inference，1998，70(2)：209-224.

[4] GHOSH K，JAMMALAMADAKA S R. A general estimation method using spacings[J]. Journal of Statistical Planning and Inference，2001，93(1)：71-82.

[5] EKSTROM M. Consistency of generalized maximum spacing estimates[J]. Scandinavian Journal of Statistics，2001，28(2)：343-354.

[6] 孙振东，王喜山. 一种计算电子元器件工作寿命的方法——最好线性无偏估计(BLUE)法[J]. 烟台大学学报(自然科学与工程版)，1994(4)：10-17.
SUN Z D，WANG X S. A method to calculate lifetime of electronic devices—the best linear undistorted estimation[J]. Journal of Yantai University(Natural Science and Engineering)，1994(4)：10-17(in Chinese).

[7] 徐安. BLUE 和 GLUE 及主要点估计方法的评价[J]. 济南交通高等专科学校学报，1994(1)：37-44.
XU A. Assessment of BLUE and GLUE and the main point estimation method[J]. Journal of Jinan Communications College，1994(1)：37-44(in Chinese).

[8] SHAO Y. Consistency of the maximum product of spacing method and estimation of a unimodal distribution[J]. Statistica Sinica，2001，11(4)：1125-1140.

[9] EKSTRÖM M. Alternatives to maximum likelihood estimation based on spacings and the Kullback-Leibler divergence[J]. Journal of Statistical Planning and Inference，2008，138(6)：1778-1791.

[10] RANNEBY B，JAMMALAMADAKA S R，TETERUKOVSKIY A. The maximum spacing estimation for multivariate observations[J]. Journal of Statistical Planning and Inference，2005，129(1)：427-446.

[11] EL HAJE HUSSEIN F，GOLUBEV Y. On entropy estimation by m-spacing method[J]. Journal of Mathematical Sciences，2009，163(3)：290-309.

[12] GOMES A E，DA SILVA C Q，CORDEIRO G M. The beta Burr III model for lifetime data[J] Brazilian Journal of Probability and Statistics，2013，27(4)：502-543.

[13] BADSHA MD. B，MOLLAH MD. N H，JAHAN N，et al. Robust complementary hierarchical clustering for gene expression data analysisby β-divergence[J]. Journal of Bioscience and Bioengi-

neering,2013,116(3):397-407.

[14] CORDEIRO G M,NADARAJAH S,ORTEGA E M M. General results for the beta Weibull distribution[J]. Journal of Statistical Computation and Simulation,2013,83(6):1082-1114.

[15] CORDEIRO G M,LEMONTE A J. The β-Birnbaum-Saunders distribution:An improved distribution for fatigue life modeling [J]. Computational Statistics and Data Analysis,2011,55(3):1445-1461.

[16] PARANAÍBA P F,ORTEGA E M M,CORDEIRO G M,et al. The beta Burr XII distribution with application to lifetime data [J]. Computational Statistics and Data Analysis,2011,55(2):1118-1136.

[17] SILVA G O,ORTEGA E M M,CORDEIRO G M. The beta modified Weibull distribution [J]. Lifetime Data Analysis,2010,16(3):409-430.

[18] 赵宇,杨军,马小兵. 可靠性数据分析教程[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2009:150-151.
ZHAO Y,YANG J,MA X B. Data analysis of reliability[M]. Beijing:Beihang Uuiversity Press,2009:150-151(in Chinese).

[19] 周品,赵新芬. MATLAB 数理统计分析[M]. 北京:国防工业出版社,2009:200-204.
ZHOU P,ZHAO X F. MATLAB statistics analysis[M]. Beijing:National Defense Industry Press,2009:200-204(in Chinese).

作者简介:

王晓红 女,博士,副教授。主要研究方向:可靠性试验与评估技术。

Tel.:010-82338032

E-mail:wxhong@buaa.edu.cn

Parameter estimation method based on beta-likelihood function

WANG Xiaohong[1,*], LI Yuxiang[1], YU Chuang[1], WANG Lizhi[2]

(1. School of Reliability and Systems Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Research Institute of Unmanned Aerial Vehicle, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Distribution parameter estimation is a common method which is used in reliability data analysis to study the change rules of product reliability and evaluate the reliability level of the product. Learning from the beta distribution which is used to describe the product reliability in life test and evaluate the reasonable degree of estimator of reliability, we thought that reliability estimator is more reasonable if its probability density function is bigger in the beta distribution, raised a beta likelihood function to evaluate the reasonable level of the estimate in reliability analysis, discussed the distribution parameter estimation method when using this beta likelihood function, verified the method by simulation under the exponential distribution case and Weibull distribution case, and gave the corresponding application examples. The estimation method is based on abundant theoretic evidence, and is suitable for all kinds of distribution types. From the application examples, we know that estimation results are reasonable and believable. Maximum likelihood estimation method takes the samples' probability density function in the distribution to be estimated as the evaluation criteria, while, on the contrast, our method takes the cumulative incidence estimator as the evaluation criteria. So it is more applicable in the research on reliability and survival problems when concerning the cumulative occurrences.

Key words: parameter estimation; beta distribution; reliability data analysis; life distribution; beta-likelihood function

Received: 2015-01-31; **Accepted**: 2015-03-20; **Published online**: 2015-04-21 17:24

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150421.1724.002.html

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China (2014ZC51031)

* **Corresponding author**. Tel.: 010-82338032 E-mail: wxhong@buaa.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0064

涡轮轴断裂条件下空气系统强瞬变过程分析

全下文载

刘传凯[1,2,3,*]，李圆圆[1]，李艳茹[1]，姜宏超[4]，丁水汀[3,4]

（1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院，北京 100083；
2. 北京航空航天大学 航空发动机气动热力国家级重点实验室，北京 100083；
3. 先进航空发动机协同创新中心，北京 100083； 4. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院，北京 100083）

摘 要：建立了针对空气系统强瞬变过程的控制方程及模块化仿真模型，该模型包括构成瞬态空气系统网络的4类基本元件：容腔元件、节点元件、管道元件和节流元件。上述基本元件及其组合单元的仿真结果与公开的文献数据能够较好的吻合，证明该模型能够模拟容积效应、惯性力作用占主导的强瞬变空气系统演化。在此基础上，仿真分析了某型航空发动机高压涡轮（HPT）轴断裂失效条件下的空气系统强瞬变过程。结果表明，涡轮轴的断裂失效能够引起空气系统内部复杂响应过程，并能导致涡轮盘所受的轴向力反向。该瞬态空气系统模型成功模拟了气流参数毫秒时间量级的动态响应，为深入研究航空发动机内部复杂空气系统的瞬变机理提供了有效的技术手段。

关 键 词：航空发动机；内流空气系统；瞬态；模块化建模；动态仿真
中图分类号：V228.3
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2016)01-0047-07

当航空发动机工作于过渡过程时，空气系统的气路参数将经历复杂的瞬变过程。尤其当发动机出现突发性失效事件时，空气系统气路参数的复杂响应过程会诱发难以预测的继发性危险载荷，造成被动安全措施失效，给航空发动机带来潜在的安全性隐患。

由于瞬态空气系统物理机制的复杂性，在目前的空气系统设计中仍然以稳态分析为主。针对瞬态空气系统的研究仍处于不断探索中，其中包括多维计算流体力学（CFD）方法对空气系统局部瞬变过程的模拟[1-3]；基于容积法的热工流体网络的动态仿真[4-5]；基于压力修正方法和积分方法的非稳态空气系统求解[6-7]；基于特征线法[8-9]求解航空发动机瞬态空气系统；基于修正的压力调整算法改善非稳态流体网络模型数值稳定性[10]；借助控制理论拉普拉斯变换模拟扰动对流体网络的影响[11]等。但目前研究极少考虑航空发动机在突发性失效事件后空气系统参数短时间内的复杂强瞬变过程。

本文针对航空发动机涡轮轴断裂失效情况下的强瞬变过程，建立了瞬态空气系统的验证算例和仿真模型，分析了空气系统在涡轮轴突发性失效条件下 ms 时间量级的瞬变机理。研究结果可为深入理解航空发动机空气系统强瞬变机制，从被动安全的角度开展空气系统的精细化设计提供参考。

1 瞬态空气系统模型

1.1 基本元件模块划分

稳态空气系统仿真建模一般是将空气系统简

收稿日期：2015-01-30；**录用日期**：2015-05-04；**网络出版时间**：2015-09-14 17:58
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150914.1758.001.html
基金项目：国防基础科研项目（B2120132006）
* **通讯作者**：Tel.：010-82316627 E-mail：liuchuankai@buaa.edu.cn

引用格式：刘传凯，李圆圆，李艳茹，等. 涡轮轴断裂条件下空气系统强瞬变过程分析[J]. 北京航空航天大学学报，2016，42(1)：47-53. LIU C K，LI Y Y，LI Y R，et al. Dynamic analysis of air system with fast transients in shaft failure event[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2016，42(1)：47-53 (in Chinese).

北航学报 赠阅

化为由节点和支路元件组成的网络系统[12]。对于空气系统的快速瞬变过程,由于时间很短,流体与固壁的传热效应可以忽略[13]。但空气系统内部腔室的容积效应、管道内气体惯性力和压缩性等均成为不可忽视的因素。根据空气系统强瞬变的物理机理和模块化建模的基本思想,将瞬态空气系统模型进一步细分为 4 类基本功能元件,即容腔元件、管道元件、节流元件和节点元件。

1.2 基本元件控制方程

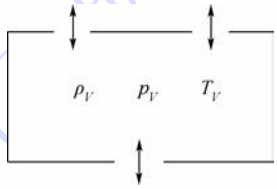
1.2.1 容腔元件

空气系统中体积较大的腔室在瞬变过程中对气体具有“存储”和“释放”的作用,这类腔室被模型化为容腔元件。其模型如图 1 所示,忽略强瞬变过程的换热,且其内部气体按照集总参数处理。设容腔元件连接的支路一共 M 个,建立连续方程和能量方程:

$$V\frac{\mathrm{d}\rho_V}{\mathrm{d}t}-\sum_{j=1}^{M}W_{V.j}=0 \tag{1}$$

$$V\frac{\mathrm{d}(\rho_V e_V)}{\mathrm{d}t}-\sum_{j=1}^{M}W_{V.j}h_{V.j}^{*}=0 \tag{2}$$

式中:V 为容腔体积;ρ_V 为容腔内气体密度;e_V 为容腔内气体比内能;$W_{V.j}$ 为第 j 个支路的质量流量;$h_{V.j}^{*}$ 为第 j 个支路的气体总比焓。



p_V—容腔压力; T_V—容腔温度。

图 1 容腔元件模型

Fig. 1 Model of cavity unit

1.2.2 管道元件

为模拟强瞬变过程中气体扰动在管路中的传播过程,空气系统中的轴间隙、盘轴间隙和通气管路等具有一定长度的管道被抽象为若干管道元件的串联组合。如图 2 所示,对于每一个管道元件,内部质量变化率等于流入和流出的质量差:

$$V_{\mathrm{T}}\frac{\mathrm{d}\bar{\rho}_{\mathrm{T}}}{\mathrm{d}t}-(\rho_{\mathrm{T.i}}u_{\mathrm{T.i}}-\rho_{\mathrm{T.o}}u_{\mathrm{T.o}})A=0 \tag{3}$$

式中:$V_{\mathrm{T}}=LA$ 为管道体积,L 为管道长度,A 为管道横截面积;$\rho_{\mathrm{T.i}}$ 和 $\rho_{\mathrm{T.o}}$ 分别为管道进、出口气体静密度;$\bar{\rho}_{\mathrm{T}}$ 为管道气体静密度的平均值;$u_{\mathrm{T.i}}$ 和 $u_{\mathrm{T.o}}$ 分别为管道进、出口速度。

在忽略管道元件换热和重力势能的情况下,管道元件内部气体总能为内能和动能之和,则管道元件的能量方程为

$$V_{\mathrm{T}}\left(\frac{\mathrm{d}(\bar{\rho}_{\mathrm{T}}\cdot\bar{e}_{\mathrm{T}})}{\mathrm{d}t}+\bar{\rho}_{\mathrm{T}}\bar{u}_{\mathrm{T}}\frac{\mathrm{d}\bar{u}_{\mathrm{T}}}{\mathrm{d}t}+\frac{\bar{u}_{\mathrm{T}}^{2}}{2}\cdot\frac{\mathrm{d}\bar{\rho}_{\mathrm{T}}}{\mathrm{d}t}\right)-(\rho_{\mathrm{T.i}}u_{\mathrm{T.i}}h_{\mathrm{T.i}}^{*}-\rho_{\mathrm{T.o}}u_{\mathrm{T.o}}h_{\mathrm{T.o}}^{*})A=0 \tag{4}$$

式中:$\bar{e}_{\mathrm{T}}$ 为管道内气体平均比内能;$\bar{u}_{\mathrm{T}}$ 为管道内气体平均速度;$h_{\mathrm{T.i}}^{*}$ 和 $h_{\mathrm{T.o}}^{*}$ 分别为管道进、出口气体的总比焓。

考虑惯性力、流动阻力的影响,管道元件沿轴向的动量方程为

$$V_{\mathrm{T}}\frac{\mathrm{d}(\bar{\rho}_{\mathrm{T}}\bar{u}_{\mathrm{T}})}{\mathrm{d}t}-(p_{\mathrm{T.i}}-p_{\mathrm{T.o}})A-(\rho_{\mathrm{T.i}}u_{\mathrm{T.i}}^{2}-\rho_{\mathrm{T.o}}u_{\mathrm{T.o}}^{2})A+f=0 \tag{5}$$

式中:$p_{\mathrm{T.i}}$ 和 $p_{\mathrm{T.o}}$ 为管道进、出口静压;f 为具有方向性的流动阻力,对于旋转状态的盘轴间隙,采用文献[14]的准则式进行估算。

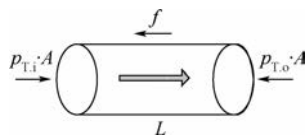


图 2 管道元件模型

Fig. 2 Model of tube unit

1.2.3 节流元件

节流元件主要是空气系统中的薄壁孔、缝和蓖齿等内部体积微小的阻力单元。管道进、出口及转弯处的局部阻力和旋转盘腔的离心增压效应也可以被模型化为特殊的虚拟节流元件。在瞬态计算中,可近似认为该节流元件瞬态阻力特性与稳态特性[14-15]相同。

1.2.4 节点元件

节点元件是因计算分解要求而设立的虚拟连接点。由于无需考虑节点元件的容积效应,因此节点元件等效于稳态流体网络法中的压力节点[16],无需建立新的控制方程。

1.3 特殊组合单元的处理

1.3.1 旋转盘腔组合单元

在航空发动机空气系统中,高速旋转的轮盘会对盘腔内的气体做功。在瞬变过程中,气体将受到离心增压效应和容积效应的耦合作用,本文在瞬态空气系统零维模型中,将旋转盘腔模型化为离心增压单元,即容腔元件与离心增压类节流元件的串联组合,见图 3。

从理论上讲,涡轮盘腔在瞬变过程中特定时刻的离心增压特性与对应转速下的稳态特性不会完全一致[17]。不过,对于涡轮轴断裂这类强瞬变过程,涡轮盘腔平均压力的变化幅度远大于离心增压效应在同一个涡轮盘腔内部造成的压力差。在 ms 量级的强瞬变空气系统仿真中,即使忽略

北航学报 赠阅

涡轮盘腔的离心增压效应也不会带来显著的相对误差。

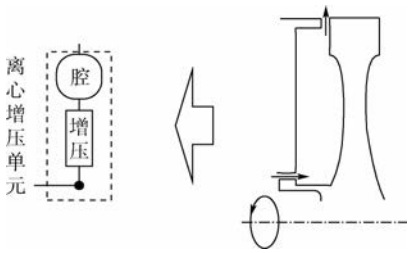


图 3　旋转盘腔组合单元

Fig. 3　Assembly units of rotating disk cavity

1.3.2　长管道组合单元

空气系统中的长管路压力损失主要发生在进、出口,沿程压力一般变化平缓。但在强瞬变过程中,管道内气体会因惯性力和压缩性而出现气体扰动的沿程传导。为准确模拟管道内气体的上述沿程动态变化,将长管道模型化为由若干管道元件与节点元件的串联组合,如图 4 所示。从理论上讲,所分割的管道元件数量越多,模型的插值误差越小,对管道轴向压力梯度的辨识精度越高。

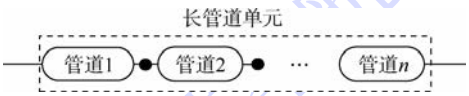


图 4　长管道组合单元

Fig. 4　Assembly units of long tube

2　模型验证

面向对象的仿真程序在 Visual Studio 2010 平台下开发,各基本元件之间的参数交互接口、边界元件的处理和模块化求解方法见文献[18]。由于本文中的节流元件和节点元件模型与现有的稳态空气系统模型[13]的元件和压力节点在本质上是等效的,因此,仅针对容腔元件和管道元件模型进行验证。

2.1　容腔充放气模型

容腔元件的验证参数选自文献[19]中的数值理论解和实验数据。

以容腔的最高压力和时间常数[19]作为基准,图 5(a)和图 5(b)分别给出了容腔充、放气过程无量纲压力随无量纲时间的变化规律。可以看出,无论是充气过程还是放气过程,仿真结果与文献[19]的绝热模型的理论解都能精确吻合,与文献[19]的实验结果相比还存在一定的差异。其原因在于,文献[19]的实验模型的时间常数较长,无法达到理想的绝热条件。尤其是充气过程会显著强化容腔内部气体与固体壁面的换热,使得其实验结果更接近等温模型的理论解。

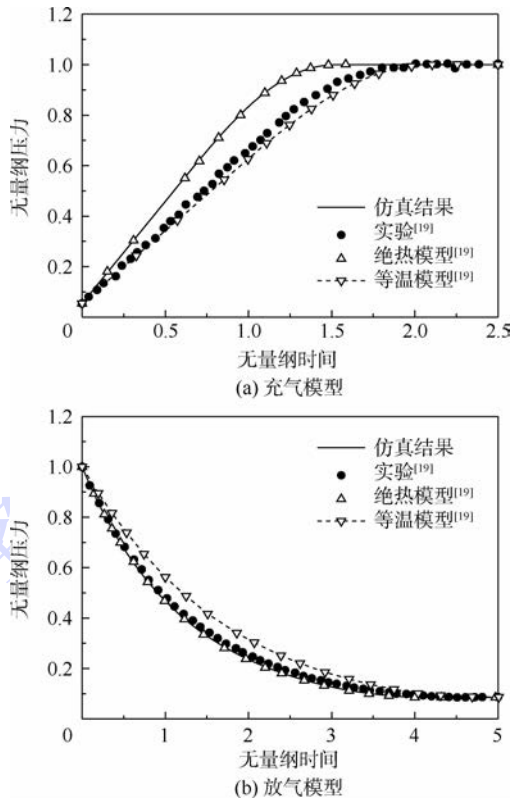


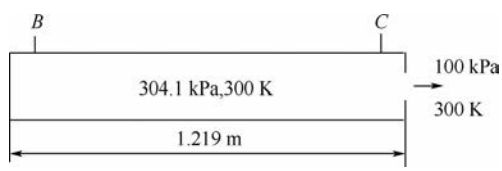
图 5　容腔充气和放气模型验证

Fig. 5　Model validation of charing and discharging vessel

不可否认,在实际航空发动机中,空气系统的瞬变必然伴随极其复杂的换热过程。但由于发动机内部容腔(尤其是高压涡轮盘腔)的时间常数通常比文献[19]的实验模型至少小 1 个数量级以上。在出现突发性失效后短时间的强瞬变过程中,传热效应的影响远小于文献[19]的实验模型。采用绝热假设简化的强瞬变空气系统模型,不会造成显著的相对误差。

2.2　管道放气模型

管道元件的验证数据选自文献[20]。管道瞬时放气模型如图 6 所示,圆管内部压力为 304.1 kPa,温度为 300 K,外部环境压力为 100 kPa。初始时刻,管道的右端瞬间开启 1/4 截面面积,其内部气体压力将在数十 ms 时间内发生非均匀瞬变过程,直至管道内部压力与环境压力达到平衡。



B,C—2 个截面。

图 6　管道瞬时放气模型[20]

Fig. 6　Model of sudden discharge from a tube[20]

将长管道模型化为 12 个由节点元件和等长

北航学报 赠阅

度的管道元件的串联组合。图 7 给出了管道截面 B 和截面 C 的气流速度仿真结果。可见,在初始时刻,管道右端的突然开启首先导致截面 C 的静压瞬间下降,并形成一道膨胀波“逆流”向左端传导。因此,截面 B 的静压延迟约 2.7 ms 才出现下降。由于管道左端封闭,管道内气体向右的惯性力对左端形成“抽吸”作用,在 4 ms 的时刻,截面 B 的静压就迅速低于截面 C 的静压,并再次形成一个“顺流”膨胀波向右端传导。如此反复,管道两端静压经过多次交替下降,25 ms 之后全管道静压基本稳定在 100 kPa。

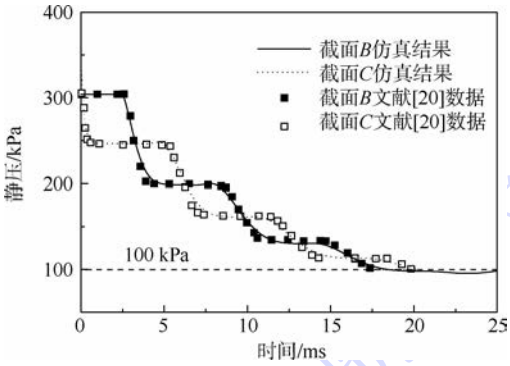


图 7 管道放气模型验证

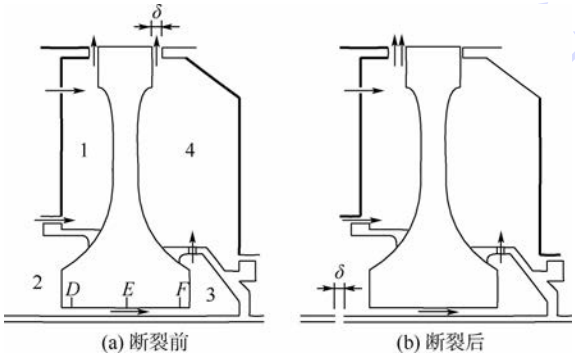
Fig. 7 Model validation of tube discharge

从以上结果可以看出,由管道元件串联组合的管道模型能够较为准确模拟出管道内部气体扰动的传播过程。本文仿真曲线比文献[20]略光滑一些,这主要是由于对空气系统管路进行模块划分所造成的插值误差所致。

3 涡轮轴断裂失效响应分析

3.1 仿真对象

涡轮轴断裂失效示意图如图 8 所示。仿真对象为某型发动机高压涡轮轴断裂失效后空气系统的强瞬变过程。在航空发动机的设计中,为了避免轴断裂失效引起涡轮盘超转破裂的安全事故,



1,2,3,4—盘腔编号;δ—涡轮盘轴向位移;D,E,F—截面编号。

图 8 涡轮轴断裂失效示意图

Fig. 8 Schematic of turbine shaft failure

涡轮后面的静子支撑结构需要具备让涡轮“刹车”的功能[21]。此时,涡轮的瞬间后移导致涡轮盘前、后盘腔体积和封严间隙的突变,进而引起空气系统的复杂响应过程。

3.2 仿真建模

模块化的某高压涡轮瞬态空气系统网络结构如图 9 所示。依据轴断裂条件下性能模型[22]的分析结果,航空发动机在轴断裂后不超过 0.3 ~ 0.5 s 的时间内,涡轮就能达到破裂转速,或者压气机发生严重喘振,从而导致整机更复杂的气路参数突变。本文的仿真分析仅限于轴断裂失效后 0.3 s 内(轮盘尚未破裂、压气机尚未喘振)的瞬变过程。为此,建立如下瞬态边界条件和计算假设:

1)假设涡轮轴断裂的位置在止推轴承之后,失去轴向约束的涡轮盘在轴向气动力的作用下,以 $240g$ 的轴向加速度向后方移动,1 ms 后撞到静子支撑结构并立刻停止。此过程中,涡轮盘前腔封严间隙增大 δ,后腔封严间隙降为 0。

2)在 1 ms 时间内,盘腔 1 和盘腔 2 体积分别增大 $\delta \cdot A_1$ 和 $\delta \cdot A_2$,盘腔 4 体积减小 $\delta \cdot A_4$。其中,A_1、A_2 和 A_4 分别为各盘腔沿轴向的投影面积。

3)对于半径较小的盘腔 2 和盘腔 3,忽略其离心增压效应;忽略静子支撑结构受力条件变化而导致的几何形变。

4)近似假设涡轮转子在失去载荷的 0.3 s 内,转速由 100% 线性增加至 122%;假设各边界节点压力均随压气机转速的下降而线性下降 24%。

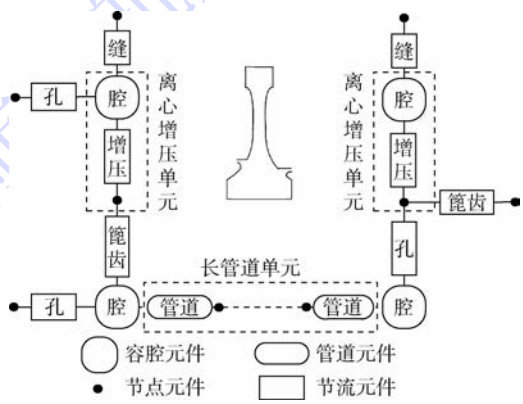


图 9 涡轮盘局部空气系统模型

Fig. 9 Local air-system model of turbine disk

3.3 结果分析

图 10 给出了涡轮盘轴间隙截面 D、E、F(见图 8)气体轴向速度随时间的变化过程。由图可见,初始状态 3 个截面的气流速度依次递增。这是由于沿程流动阻力导致气体压力和密度依次下

降。当发生轴断裂以后,靠近盘腔 2 的截面 D 气流速度最先发生变化,中间的截面 E 次之,靠近盘腔 3 的截面 F 气流速度响应最慢。这是因为轴断裂导致的涡轮盘后移改变了盘腔 2 的体积,但对盘腔 3 的体积没有影响。因此,盘轴间隙的初始压力扰动是从左向右传导的,使得截面 F 的气流速度响应比截面 D 延迟大约0.7 ms。随着气流扰动在盘轴间隙两端之间不断反射和耗散,大约 8 ms 后,盘轴间隙各截面的速度差基本趋于稳定,并均随两端盘腔压力差的下降而下降。

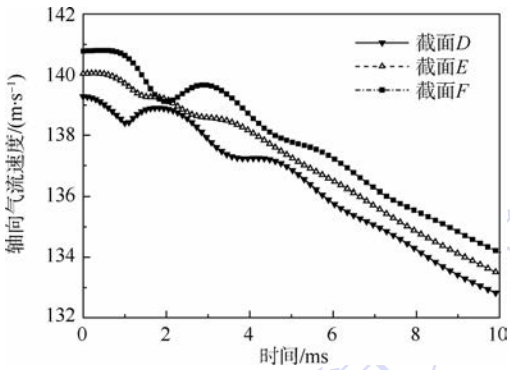


图 10　盘轴间隙气流速度变化过程

Fig. 10　Air velocity evolution in disk-shaft gap

图 11 给出了各盘腔平均压力与基准值(盘腔 1 初始时刻的平均压力)的比值随时间的变化过程。由于涡轮盘的后移导致各盘腔体积发生变化,在轴断裂发生的最初 1 ms 时间内,盘腔 1、盘腔 2 的压力出现小幅度突降;盘腔 4 的压力小幅度突增。盘腔 3 的体积由于不受轮盘移动的影响,最初 1 ms 时间内几乎未发生压力变化。随着时间的增加,盘腔 1、盘腔 2 和盘腔 3 内部压力都能随边界节点压力的下降而近似线性下降。但是,对于盘腔 4 而言,由于其出口封严间隙突然被堵住,内部压力在初始阶段迅速增高,在大约 120 ms达到峰值,随后逐渐随整体系统边界压力的下降而进入下降的过程。

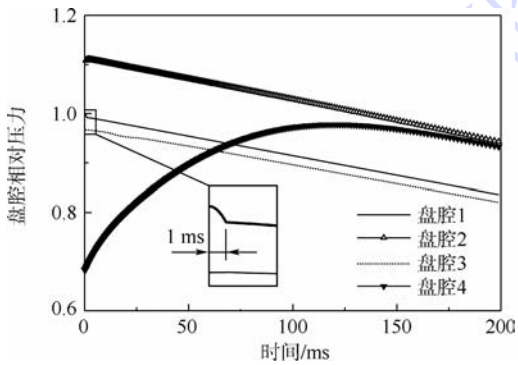


图 11　盘腔压力的变化过程

Fig. 11　Pressure evolution in disk cavity

对比图 10 和图 11 还可以看出,虽然盘轴间隙内部的气体参数发生了持续数 ms 的振荡,但是由于其震荡幅度不大,并且盘轴间隙的容积远小于盘腔的容积。因此,在本算例中,相邻盘腔压力并未明显受到盘轴间隙气流震荡的影响。

以涡轮盘受到的综合轴向力(不包含涡轮叶片的气动力)的初始值为基准,图 12 给出了涡轮轴断裂失效后 0.3 s 时间内,涡轮盘所受的相对轴向力的变化历程。由图可见,涡轮轴的断裂导致了涡轮盘前、后各腔室向轮盘施加的轴向力出现一个此消彼长的过程,并导致涡轮盘所受综合轴向力在约 70 ms 的时间发生反向。这个向前的综合轴向力能够削弱涡轮的“刹车”效果。极端情况下,如果涡轮叶片受到向后的气动力不足以抵消该轮盘反向的综合轴向力,静子支撑结构对涡轮盘的“刹车”作用将可能完全失效,极可能使得轴断裂事件演变为涡轮超转破裂的事故。

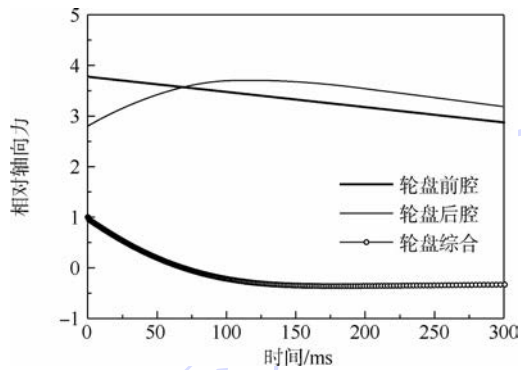


图 12　轴断裂失效后的相对轴向力瞬变过程

Fig. 12　Relative axial force transient evolution in shaft failure event

以上结果说明:对空气系统强瞬变特性进行准确和充分的评估,是有效抑制涡轮轴断裂这类突发失效事件演变为灾难性事故,实现航空发动机的被动安全设计的必要前提。

4　结　论

本文提出了针对空气系统强瞬变过程的控制方程及其模型假设,在模型验证的基础上,模拟并分析了航空发动机轴断裂失效条件下空气系统的快速瞬变特性和机理。研究表明:

1) 涡轮轴断裂失效发生后,涡轮盘沿轴向的快速移动使得部分涡轮盘腔在 1 ms 时间量级内即发生压力突变。

2) 涡轮盘腔的压力突变可在盘轴间隙等管路内部诱发持续近 10 ms 的震荡过程。对于本文

的仿真算例,盘轴间隙内气体参数的震荡并未显著影响相邻盘腔压力。

3)涡轮前、后盘腔的压力及其向涡轮盘施加的轴向力均呈现一个此消彼涨的过程,涡轮盘所受的综合轴向力大约在70 ms时发生反向。这有可能导致静子支撑结构对涡轮盘的"刹车"作用失效。

本文基于给定瞬态边界条件分析了局部空气系统的响应特性。但航空发动机是一个高度耦合的复杂系统,真实整机环境下的空气系统的耦合响应问题要更加复杂,这将在今后的研究中进行更深入的剖析。

参考文献(References)

[1] CHEW J W, HILLS N J. Computational fluid dynamics for turbomachinery internal air systems[J]. Physical and Engineering Sciences, 2007, 365(1859): 2587-2611.

[2] VLAD G, UMESH J, NICK H, et al. Coupled fluid-structure transient thermal analysis of a gas turbine internal air system with multiple cavities[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2012, 134(1): 1-8.

[3] SUN Z L, CHEW J W, HILLS N J, et al. Coupled aero-thermo-mechanical simulation for a turbine disc through a full transient cycle: GT2010-22673[R]. New York: ASME, 2010.

[4] 马文通,王岳人. 基于部件间容积法的自然循环蒸发器动态仿真[J]. 锅炉技术,2008,39(1):7-9.
MA W T, WANG Y R. Dynamic simulation of evaporator of natural circulation evaporator or based on inter-component volume methodology[J]. Boiler Technology, 2008, 39(1): 7-9 (in Chinese).

[5] 蔡瑞忠,张力,谢茂清,等. 热工流体网路的实时仿真模型及其算法[J]. 系统仿真学报,1992,4(4):13-18.
CAI R Z, ZHANG L, XIE M Q, et al. Real-time simulation model and algorithm for thermahydraulic network[J]. Journal of System Simulation, 1992, 4(4): 13-18 (in Chinese).

[6] 候升平,陶智,韩树军,等. 非稳态流体网络方法在发动机空气冷却系统中的应用[J]. 航空动力学报,2009,24(3):494-498.
HOU S P, TAO Z, HAN S J, et al. Study on application of unsteady fluid network to the air system in engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 494-498 (in Chinese).

[7] 候升平,陶智,韩树军,等. 非稳态流体网络模拟新方法及其应用[J]. 航空动力学报,2009,24(6):1253-1257.
HOU S P, TAO Z, HAN S J, et al. New simulation approach to the unsteady fluid network and the application[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(6): 1253-1257 (in Chinese).

[8] 吴宏,胡肖肖. 应用特征线法求解航空发动机瞬态空气系统[J]. 航空动力学报,2013,28(9):2003-2008.
WU H, HU X X. Solving transient second air system in engine by characteristics method[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(9): 2003-2008 (in Chinese).

[9] 李澎,吴宏,陶智,等. 二次空气系统一维非定常计算方法[J]. 航空动力学报,2014,29(7):1710-1720.
LI P, WU H, TAO Z, et al. One-dimensional unsteady calculation method of secondary air system[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(7): 1710-1720 (in Chinese).

[10] SCHALLHORN P A, HASS N E. Forward looking pressure regulator algorithm for improved modeling performance within the generalized fluid system simulation program: AIAA-2004-3667[R]. Reston: AIAA, 2004.

[11] REDDY H P. Simulation and state estimation of transient flow in gas pipeline networks using a transfer function model[J]. Industrial & Engineering Chemistry Research, 2006, 45(11): 3853-3863.

[12] 吴丁毅. 内流系统的网络计算法[J]. 航空学报,1996,17(6):653-657.
WU D Y. Network technique of internal system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1996, 17(6): 653-657 (in Chinese).

[13] GALLAR L, CALCAGNI C, LIORENS C, et al. Time accurate modelling of the secondary air system response to rapid transients[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2011, 225(8): 946-958.

[14] 王华阁. 航空发动机设计手册——空气系统及传热分析[M]. 北京:航空工业出版社,2001:12-77.
WANG H G. Aero engine design manual—Air system and heat transfer analysis[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001: 12-77 (in Chinese).

[15] 曹玉璋,陶智,徐国强,等. 航空发动机传热学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005:268-283.
CAO Y Z, TAO Z, XU G Q, et al. Aero engine heat transfer[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005: 268-283 (in Chinese).

[16] 倪纬斗,苟建兵,孙怠,等. 热动力系统流体网络及算法处理[J]. 系统仿真学报,1997,9(3):78-83.
NI W D, GOU J B, SUN D, et al. Research on fluid network in thermal power system[J]. Journal of System Simulation, 1997, 9(3): 78-83 (in Chinese).

[17] DAVID M, JOHN W C. Response of a disk cavity flow to gas turbine engine transients[C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea and Air. Glasgow: American Society of Mechanical Engineers, 2010: 1113-1122.

[18] 刘传凯,刘海明,李艳茹,等. 强瞬变空气系统的模块化仿真建模[J]. 航空动力学报,2015,30(8):1826-1833.
LIU C K, LIU H M, LI Y R, et al. Modularized simulation of air system with fast transient[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(8): 1826-1833 (in Chinese).

[19] DUTTON J C, COVERDILL R E. Experiments to study the gaseous discharge and filling of vessels[J]. International Journal of Engineering Education, 1997, 13(2): 123-134.

[20] BENSON R S. The thermodynamics and gas dynamics of internal combustion engines[M]. Oxford: Clarendon Press, 1986: 121-130.

[21] CALCAGNI C, GALLAR L, PACHIDIS V, et al. Development of a one dimensioal dynamic gas turbine secondary air system model-part II: Assembly and validation of a complete network: GT2009-60051[R]. Florida: ASME, 2009: 435-443.

北航学报 赠阅

[22] 刘海明. 航空发动机空气系统强瞬变过程的仿真研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2014:41-59.
LIU H M. Numerical modeling of air system with fast transient in aero-engine[D]. Beijing: Beihang University, 2014: 41-59 (in Chinese).

作者简介:

刘传凯　男,博士,讲师,硕士生导师。主要研究方向:航空发动机总体技术,航空发动机热端部件冷却技术。
Tel.:010-82316627
E-mail: liuchuankai@buaa.edu.cn

Dynamic analysis of air system with fast transients in shaft failure event

LIU Chuankai[1,2,3,*], LI Yuanyuan[1], LI Yanru[1], JIANG Hongchao[4], DING Shuiting[3,4]

(1. School of Transportation Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
3. Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beijing 100083, China;
4. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: This study established the governing equations and the corresponding modularized simulation model for air system in rapid transients. The modularized model consists of four kinds of basic components that constitute the transient air system network: pressure vessels, nodes, ducts, and throttles. The validation of the modular components and their assemblies against published data has been demonstrated to be successful. The model is proved to be able to handle volume packing effects and flow inertia effects that account for the main contributions to fast transient scenarios. On this basis, the model is utilized to analyze the flow evolution of air system in aero engine high pressure turbine (HPT) shaft failure event. The results show that the shaft failure can lead to complex dynamic response in the air system and the subsequent reversal of the turbine disk end-load. The model established in this study successfully predicts the air system transient response within millisecond time scales, which provides an effective approach to gain insight into the complex transient mechanism of aero engine air system.

Key words: aero engine; internal air system; transient; modular modeling; dynamic simulation

Received: 2015-01-30; **Accepted**: 2015-05-04; **Published online**: 2015-09-14 17:58
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150914.1758.001.html
Foundation item: Defense Industrial Technology Development Program (B2120132006)
* **Corresponding author**. Tel.: 010-82316627　E-mail: liuchuankai@buaa.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0015

W 掺杂对 TiO_2 中氧空位形成能的影响

祝令刚[1,2],周健[1],孙志梅[1,2,*]

(1. 北京航空航天大学 材料科学与工程学院,北京 100083; 2. 北京航空航天大学 集成计算材料工程中心,北京 100083)

摘 要: 为研究 Ti 合金中常用的基体强化元素 W 对合金抗氧化性的作用,利用第一性原理方法计算了 W 掺杂对 Ti 合金氧化产物金红石 TiO_2 中氧空位形成能的影响。计算发现,W 可以显著增大其近邻位置的氧空位的形成能,使其增大将近 0.7 eV,这将有效抑制氧空位的产生以及环境中氧的渗透,对 Ti 合金的抗氧化性是有益的。同时研究了 2 个氧空位组成的不同构型的空位对,发现 W 同样可以增大氧空位对的形成能,但增加的数值平均到每个氧空位只有 0.2 eV,即随着氧化的加剧和氧空位浓度的增加,W 对抗氧化性能提高的效果减弱。电子态密度分析表明,对于不同构型的氧空位对,体系内的未配对电子分布在不同的能级水平,这导致了不同的空位形成能。

关 键 词: W 掺杂 TiO_2; 氧空位; Ti 合金氧化; 点缺陷; 第一性原理

中图分类号: V252.2; O483; O77$^+$1

文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2016)01-0054-05

得益于较高的比强度和良好的耐腐蚀性能,Ti 合金在航空航天、化工等领域有着极其广泛的应用。金属 Ti 低温下为密排六方结构,称为 α-Ti,当温度高于 882°C 时转变为体心立方相,即 β-Ti,为在室温下得到 β-Ti,可添加基态为体心立方的金属,如 V、Nb、Cr 和 Mo 等。同理,一些元素对 α-Ti 具有稳定效应,如 Sc 和 Al、O、C 和 N 等。也有一些元素被称为中性元素,即对 2 种晶体结构的相对稳定性无影响,这类元素包括与 Ti 同主族的 Zr、Hf 以及 Sn 等。实际应用的 Ti 合金中添加的元素种类很多,目的主要是实现对基体固溶强化,或者通过生成多相合金实现弥散强化。商用 Ti 合金的相组成也是多种多样的,比如 α 合金 Ti-5Al-2.5Sn、α + β 两相合金 Ti-6Al-4V 和 β 合金 Ti-15V-3Cr-3Al-3Sn 等[1-2]。

Ti 合金优异的低温抗氧化性能是其得到广泛应用的重要原因。低温下,Ti 氧化时生成 TiO_2,在基体表面为致密结构,很好地保护基体[3]。由于 Ti 与 O 之间有很强的亲和力而且 O 在 Ti 中有很高的溶解度(原子分数高达 30%),通常在氧化物层下面会有一富氧层,因为 O 本身稳定 α 相,此富氧层又称为“α-case”,α-case 为硬脆相,在拉伸载荷下容易产生裂纹。由于高温下物质扩散速度加剧,α-case 在温度越高时,越明显。温度超过 600°C 后,虽然此温度下 TiO_2 仍具有很好的物理稳定性,但由于氧的渗透过程加剧,体系被氧化速度过快,在应用上不能接受[2]。合金化改善 Ti 的抗氧化性已经有大量的报道,研究发现合金元素 Nb[4]、Al[5-6] 和 Zr[1] 等在一定的浓度范围内均为可添加的有益元素。这些元素影响氧化过程的机制是多种多样的,比如减慢氧穿过氧化层的速度等。TiO_2 中氧的扩散为空位机制,因此能抑制氧空位形成的元素可一定程度上减慢 Ti 合金氧化速度。

收稿日期: 2015-01-06; **录用日期**: 2015-01-22; **网络出版时间**: 2015-01-27 09:13

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150127.0913.001.html

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(30398801)

* **通讯作者**: Tel.: 010-82317747 E-mail: zmsun@buaa.edu.cn

引用格式: *祝令刚, 周健, 孙志梅. W 掺杂对 TiO_2 中氧空位形成能的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 54-58.*
ZHU L G, ZHOU J, SUN Z M. Effects of W-doping on formation energy of oxygen vacancy in TiO_2 [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 54-58 (in Chinese).

实验上，合金元素 W 已被证明可增强 Ti-6Al-4V的强度[7-9]。实际的材料的应用中，任何一种性能参数都是极其重要的，因此 W 对 Ti 抗氧化性的影响的研究也十分有必要。对于 Ti 合金的氧化过程，主要是环境中的氧以空位扩散机制穿过 TiO_2 层、到达金属基体引起体系的进一步氧化[1-2]。因此研究 TiO_2 中合金元素 W 与氧空位(团簇)的相互作用对探讨 W 对 Ti 合金抗氧化性的影响有重要意义。然而实验上研究合金元素与空位的相互作用的方法十分复杂，目前为止少有相关的实验研究报道。以此为出发点，本文运用第一性原理超晶胞理论计算研究了 W 对 TiO_2 中单个氧空位以及氧空位对形成能的影响，并对物理层次的机制做了进一步分析。

1　计算方法

本文中的第一性原理计算内容通过奥地利维也纳大学开发的第一性原理 Vienna Ab-initio Simulation Package(VASP)软件包[10-11]完成。电子间的交换关联泛函采用广义梯度近似 PW91-GGA[12]。电子与原子核的相互作用通过 PAW 赝势[13]描述。为了保证计算的精确性，这里对于涉及的过渡金属原子 W 和 Ti，其内层 p 电子也被处理成价电子。为准确考虑点缺陷在 TiO_2 内部引起的畸变，与前期研究一样[14]，这里采用了包含 240 个原子的超晶胞，超胞晶格矢量分别沿[001]、[110]和$[1\bar{1}0]$方向。平面波截断能设置为 400 eV；倒易空间 k 点网格为 2×2×2，计算过程中取消了对称性限制，即共有 4 个不可约 k 点。这里考虑了一个 W 原子取代超晶胞中 80 个 Ti 原子中的一个，计算过程中发现自旋极化对结果的影响可以忽略。本文考虑的氧空位为中性，即从超晶胞中直接去除一个氧原子，而非氧离子。

氧空位的形成难易程度通过形成能衡量，形成能的定义为

$$E_f = E(Ti_{x-1}MO_{2x-1}) - E(Ti_{x-1}MO_{2x}) + \mu_O \quad (1)$$

式中：x 为所用超晶胞中 Ti 的原子个数，式(1)中 $x=80$；晶胞中 $E(Ti_{x-1}MO_{2x-1})$ 为含合金元素 M 以及氧空位的超晶胞的能量；$E(Ti_{x-1}MO_{2x})$ 为只含合金元素 M 的超晶胞的能量，M 为元素 W 或无掺杂状态下的 Ti；μ_O 为氧的化学势，与外界环境的压力和温度有关，在忽略分子振动能和转动能的情况下，其定义为[15]

$$\mu_O = \frac{1}{2}E_{O_2} + \frac{1}{2}kT\ln(pV_Q/kT) \quad (2)$$

式中：$V_Q = (h^2/2\pi mkT)^{3/2}$ 为量子体积；E_{O_2} 为 0 K 下氧分子的能量；k、T、p、h 和 m 分别为玻耳兹曼常数、温度、压力、普朗克常数和原子的质量。根据通常的实验条件，这里限定温度和压力的范围：$200\ K < T < 1\ 400\ K$，$10^{-20}\ Pa < p < 10^5\ Pa$。如此可计算得到 μ_O 的范围为：$-9.5\ eV < \mu_O < -5\ eV$。本文最终得到的形成能也是跟 μ_O 有关的物理量，第 2.1 节详细给出了取值范围。

2　结果与讨论

2.1　W 掺杂对单个氧空位形成能的影响

对于金红石结构的 TiO_2，金属离子周围有 6 个近邻的阴离子，组成八面体形状，如图 1 所示。图中，M 为合金元素，这里代表 Ti 或掺杂元素 W，在纯 TiO_2 中，此 6 个氧原子完全等价，但当超晶胞中一个 Ti 被 W 原子取代后，根据原子距离，其周围出现了 2 类 O 原子，分别对应 2 类氧空位，在图 1 中分别用 V_A 和 V_B 来表示。

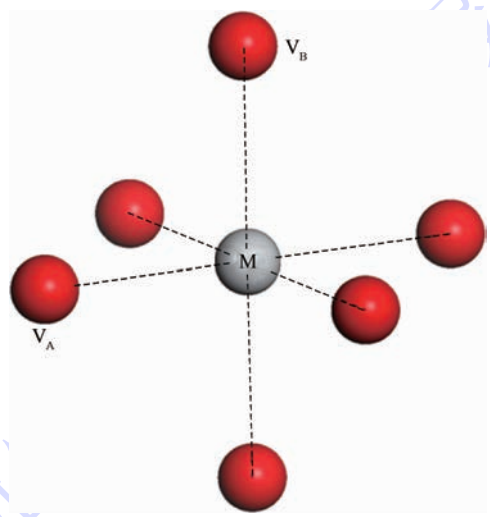


图 1　金红石 TiO_2 结构中 TiO6 八面体构型

Fig. 1　TiO6 octahedral configuration in rutile TiO_2 structure

对于纯 TiO_2，结构优化以后，金属 Ti 离子与 V_A 和 V_B 氧空位的距离分别为 0.196 nm 和 0.200 nm。W 掺杂并进行结构优化后，其与 V_A 和 V_B 氧空位的距离分别为 0.193 nm 和 0.196 nm。图 2 给出了 W 掺杂前后单个氧空位的形成能随着氧化学势的变化，可以看出 W 显著增大了其近邻的氧空位的形成能，且最近邻位置 V_A 处作用最明显。W 提高了空位形成能可以从价电子数目方面加以解释：氧空位的产生本身可以导致基体中金属离子的 2 个价电子无法配对，W 含 6 个价电子，比 Ti 多 2 个，这样 W 和氧空位近邻时，W

北航学报 赠阅

和周围的 Ti 均含有未配对电子，即存在未饱和的悬挂键，显然不利于体系的稳定性。W 增大了氧空位的形成能，表现出排斥氧空位。从氧空位形成能的升高方面讲，W 对提高 Ti 的抗氧化性是十分有意义的。另一方面，W 对氧化性能的提高和 Nb 应该是类似的[1]，Nb 的价电子数目同样比 Ti 要高。

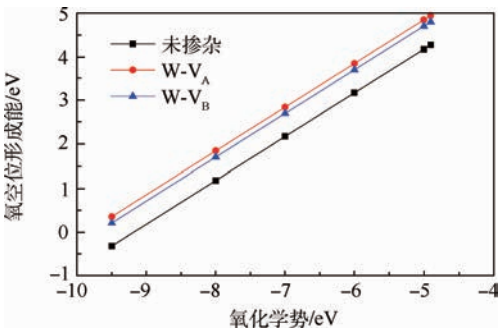


图 2 氧空位形成能随氧化学势的变化

Fig. 2 Dependence of oxygen vacancy formation energies on chemical potential of oxygen

2.2 W 掺杂对氧空位对形成能的影响

相对于单个氧空位的情况，氧空位对可能的构型是多种多样的，同样这里只考虑了金属离子近邻的 6 个氧原子位置。这里研究了 5 种氧原子（空位）对，用图 3 中的符号表示为：$V_{A1}V_{A2}$，$V_{A1}V_{A3}$，$V_{A2}V_{A3}$，$V_{A1}V_{B1}$，$V_{B1}V_{B2}$。对于氧空位对的形成能的计算方法，和式（1）相同，只是这里氧空位的数量变成了 2 个。

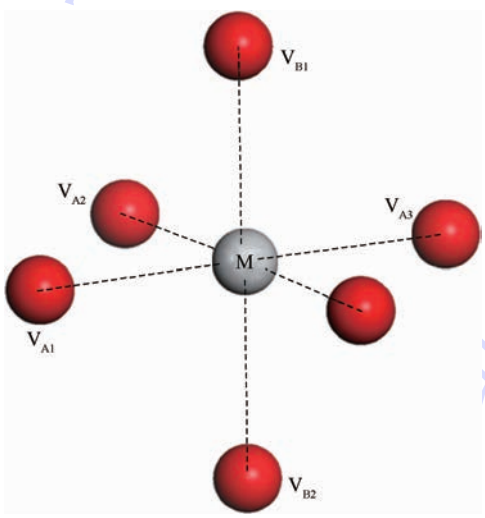


图 3 金红石结构中金属离子 M 近邻氧原子空位对

Fig. 3 Oxygen vacancy pairs near metallic ion M in rutile structure

氧空位对的形成能的绝对数值显然与氧的化学势相关，但由式（1）可知，掺杂前后不同构型氧空位对形成能的相对值与氧的化学势无关，如图 2 中相互平行的直线，这里为了更能直接地反应不同构型之间的相对稳定性，固定 $\mu_O = \frac{1}{2}E_{O_2}$，为 −4.9 eV。计算得到的不同构型的氧空位对形成能如表 1 所示。

表 1 不同构型的氧空位对的形成能

Table 1 Formation energies of various oxygen vacancy pairs eV

构型	$V_{A1}V_{A2}$	$V_{A2}V_{A3}$	$V_{A1}V_{A3}$	$V_{A1}V_{B1}$	$V_{B1}V_{B2}$
未掺杂	8.9	9.4	9.4	8.7	9.7
W 掺杂	9.7	9.9	9.1	10.0	9.3

首先，对比纯 TiO_2 中单个氧空位的形成能为 4.3 eV，可以看出氧空位对中平均每个空位的形成能更高些，即纯 TiO_2 中，氧空位不倾向近邻排列形成空位对。不同构型的氧空位对的形成能差别较大，显然这跟 2 个氧空位之间的相互作用以及整个晶格的弛豫相关，而与 2 个被移除体系的氧离子之间的距离没有很直接的关系。W 的掺杂总体上仍然可以增大空位对的形成能，对抗氧化性的提高是有益的。但效果并没有像前面计算得到的提高单个空位形成能明显，从表 1 中可以看到，对于未掺杂的 TiO_2，最稳定的氧空位对构型为 $V_{A1}V_{B1}$，对应的形成能为 8.7 eV；W 掺杂后，最稳定的构型为 $V_{A1}V_{A3}$，对应形成能为 9.1 eV，平均每个氧空位的形成能提高了 0.2 eV，而图 2 中 W 可以将孤立氧空位的形成能提高将近 0.7 eV，可以看出，在氧空位浓度增大，对应氧化速度变快时，W 掺杂对抗氧化性的提高效益将会变弱。

为了从电子结构上理解不同空位对构型的相对稳定性以及 W 掺杂的影响，这里以形成能较高和较低的构型 $V_{A1}V_{B1}$ 和 $V_{B1}V_{B2}$ 为例，图 4 给出了其电子态密度图。首先对于未掺杂的 TiO_2，2 个中性的氧空位导致近邻 Ti 离子中产生 4 个富余的未配对电子，从图 4（a）中可以看到这 4 个电子的态均在导带的底部，为离域态，这与之前密度泛函理论（Density Functional Theory，DFT）计算得到的含单个氧空位的 TiO_2 的态密度是符合的[14]，对于氧空位对构型 $V_{B1}V_{B2}$，导带底的电子态分布在较宽的能量范围，且价带向高能量水平方向有一定的偏移，这最终导致其结构相对构型 $V_{A1}V_{B1}$ 不稳定。同时可以看出不同的电子态分布也导致了带隙大小的变化，即 $V_{A1}V_{B1}$ 对应的带隙宽度较大。

由于 W 比 Ti 多出 2 个价电子，W 掺杂的含 2 个氧空位的超晶胞中将有 6 个未配对电子，从图 4（b）中可以看出这 6 个电子的能级分布随着氧空位对的构型有明显变化。对于构型 $V_{B1}V_{B2}$，

北航学报 赠阅

其中 4 个未配对电子在导带底部，另外 2 个的电子态在分布在带隙中（－1.5 eV 左右），且靠近价带位置，而对于构型 $V_{A1}V_{B1}$，6 个电子的电子态均分布在能级较高的导带底，这种电子态分布的差别显然导致了最终体系能量的不同，反应在空位对形成能上即构型 $V_{A1}V_{B1}$ 能量更高。

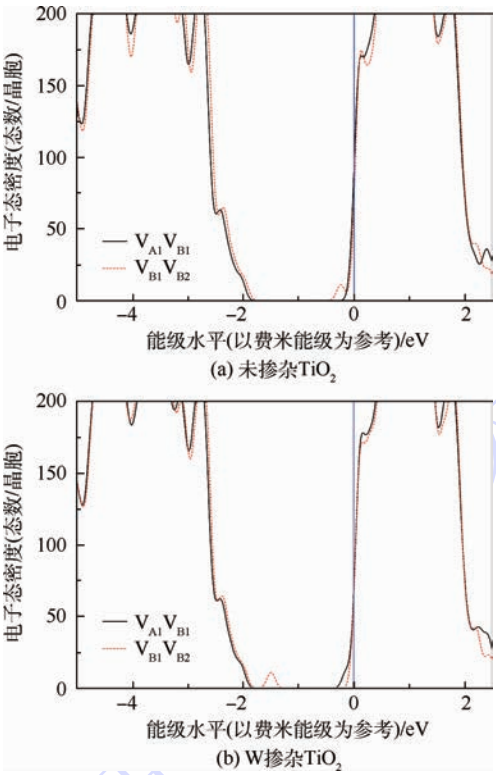


图 4　W 掺杂前后不同构型的氧空位对的电子态密度

Fig. 4　Densities of electronic states of undoped and W-doped rutile containing various oxygen-vacancy pairs

3　结　论

通过第一性原理计算研究了元素 W 对金红石 TiO_2 中氧空位形成的影响，得到：

1）元素 W 提高了其近邻位置氧空位的形成能，对单个氧空位，空位形成能增加了 0.7 eV，很大程度上抑制了空位的形成，即 W 对提高 Ti 合金的抗氧化性能是有益的。

2）对于 2 个氧空位组成的不同构型的氧空位对，W 同样可以抑制空位对的形成，可使平均每个氧空位形成能提高 0.2 eV，显著小于孤立氧空位的情况，即在快速氧化过程中，氧空位数量增加，W 对抗氧化性的提高不再十分显著。

3）电子态密度的计算表明，氧空位对的构型不同时，体系中未配对电子的电子态能级分布也不同，对于 W 掺杂的体系，这些电子态除了分布在导带底部也可能分布在带隙中间，电子态的分布影响着结构的能量最终引起空位形成能的差异。

参考文献（References）

[1] LÜTJERING G, WILLIAMS J. Titanium[M]. Berlin: Springer, 2003: 29-39.

[2] 祝令刚. Ti 和 Nb 合金中氧化问题的理论研究[D]. 沈阳：中国科学院金属研究所，2014：2-7.
ZHU L G. Theoretical study on the oxidation of Ti and Nb-based alloys[D]. Shenyang: Insititute of Metal Research, Chinese Academy of Sciences, 2014: 2-7 (in Chinese).

[3] 张雯，易敏，沈志刚，等. 氧化物涂层对航天器材料原子氧剥蚀的防护[J]. 北京航空航天大学学报，2013，39(8)：1074-1078.
ZHANG W, YI M, SHEN Z G, et al. Protection against atomic oxygen erosion of oxide coatings for spacecraft materials[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(8): 1074-1078 (in Chinese).

[4] CHEN Y S, ROSA C J. High-temperature oxidation of Ti-4.32 wt.% Nb alloy[J]. Oxidation of Metals, 1980, 14(2): 147-165.

[5] CHAZE A M, CODDET C. Influence of the nature of alloying elements on the adherence of oxide films formed on titanium alloys[J]. Oxidation of Metals, 1987, 28(2): 61-71.

[6] CHAZE A M, CODDET C. Influence of aluminium on the oxidation of titanium between 550 and 750℃[J]. Journal of the Less Common Metals, 1990, 157(1): 55-70.

[7] FRARY M, ABKOWITZ S, ABKOWITZ S M, et al. Microstructure and mechanical properties of Ti/W and Ti-6Al-4V/W composites fabricated by powder-metallurgy[J]. Materials Science and Engineering: A, 2003, 344(2): 103-112.

[8] CHOE H, ABKOWITZ S M, ABKOWITZ S, et al. Effect of tungsten dissolution on the mechanical properties of Ti-W composites[J]. Journal of Alloys and Compounds, 2005, 390(2): 62-66.

[9] CHOE H, ABKOWITZ S M, ABKOWITZ S, et al. Effect of tungsten additions on the mechanical properties of Ti-6Al-4V[J]. Materials Science and Engineering: A, 2005, 396(2): 99-106.

[10] KRESSE G, FURTHMULLER J. Efficiency of ab-initio total energy calculations for metals and semiconductors using a plane-wave basis set[J]. Computational Materials Science, 1996, 6(1): 15-50.

[11] KRESSE G, FURTHMÜLLER J. Efficient iterative schemes for ab initio total-energy calculations using a plane-wave basis set[J]. Physical Review B, 1996, 54(16): 11169-11186.

[12] PERDEW J P, WANG Y. Pair-distribution function and its coupling-constant average for the spin-polarized electron gas[J]. Physical Review B, 1992, 46(20): 12947-12954.

[13] BLÖCHL P E. Projector augmented-wave method[J]. Physical Review B, 1994, 50(24): 17953-17979.

[14] ZHU L G, HU Q M, YANG R. The effect of electron localization on the electronic structure and migration barrier of oxygen vacancies in rutile[J]. Journal of Physics: Condensed Matter, 2014, 26(5): 055602-055608.

[15] IDDIR H, OGUT S, ZAPOL P, et al. Diffusion mechanisms of

北航学报 赠阅

native point defects in rutile TiO_2: Ab initio total-energy calculations[J]. Physical Review B, 2007, 75(1): 073203-073206.

作者简介:

祝令刚 男,博士,讲师。主要研究方向:金属及其氧化物的计算模拟研究。

Tel.: 010-82313923

E-mail: lgzhu7@buaa.edu.cn

孙志梅 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:陶瓷材料、相变存储材料的计算模拟和实验研究。

Tel.: 010-82317747

E-mail: zmsun@buaa.edu.cn

Effects of W-doping on formation energy of oxygen vacancy in TiO_2

ZHU Linggang[1,2], ZHOU Jian[1], SUN Zhimei[1,2,*]

(1. School of Materials Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Center for Integrated Computational Materials Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: First-principles calculations were used to study the influence of W-doping on the formation energy of oxygen vacancy in rutile TiO_2 oxide, in order to explore the possible effects on the corrosion resistance of Ti alloys by the addition of W which is normally used to strengthen the matrix. It was found that W can increase the formation energy of neighboring oxygen vacancy by nearly 0.7 eV, meaning that it can inhibit the generation of oxygen vacancy and the penetration of oxygen into the matrix effectively, which is beneficial for the oxidation resistance of Ti alloys. For the oxygen-vacancy pairs with different configurations, W can also increase their formation energy, by only 0.2 eV per vacancy; therefore, the positive effects of W will be weakened with the accumulation of oxygen vacancies and the acceleration of the oxidation process. Analysis on the electronic density of states shows that for oxygen-vacancy pairs with various configurations, the energy levels of the states of the unbounded electrons are different, which eventually lead to various formation energies.

Key words: W-doped TiO_2; oxygen vacancy; oxidation of Ti alloy; point defect; first-principles

Received: 2015-01-06; **Accepted**: 2015-01-22; **Published online**: 2015-01-27 09:13

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150127.0913.001.html

Foundation item: the Fundamental Research Funds for the Central Universities (30398801)

* **Corresponding author**. Tel.: 010-82317747 E-mail: zmsun@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0021

六轮腿式机器人结构设计与运动模式分析

徐坤[1,2,*]，郑羿[1]，丁希仑[1]

（1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100083；
2. 哈尔滨工业大学 机器人技术与系统国家重点实验室，哈尔滨 150080）

摘 要：复合运动模式机器人是移动机器人研究的热点之一。轮腿复合式机器人综合了轮式机器人的快速性和腿式机器人的灵活性，能更好地适应复杂地面环境。设计了一种圆周对称的六轮腿式机器人，其新型的轮腿组合方式使其在不增加多余驱动的基础上，通过改变自身构态实现轮腿运动模式的切换，降低了结构的复杂性，避免了轮子当作足在行走过程中磨损造成的不良影响。给出4种典型“3+3”三角周期步态和不同步态行走过程中的等效机构，建立了单腿正运动学和逆运动学模型，分析了不同步态间切换过程。根据机器人的特殊轮腿结构进行了轮腿运动模式切换规划，并分析了轮式运动和轮行过程中的转向问题，建立了4种轮行转弯运动学模型。通过轮腿式机器人样机试验，验证了其步行运动、轮行运动以及不同运动模式切换的能力。

关 键 词：轮腿式机器人；结构设计；运动学；步态；运动模式
中图分类号：TP242
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2016)01-0059-13

移动机器人可代替人类在复杂危险的环境下从事各种工作，如深空探测、野外救援和反恐防暴等，其运动机构主要有轮式、腿式、履带式以及复合式。单一运动机构的移动机器人仅能适用于某些特定条件的外部地形环境；而复合式运动机构的移动机器人结合了多种运动机构的优点，具有更强的复杂地形适应性，能更好地适应外部环境[1]。例如轮行模式能够快速通过平整的地面，而步行模式则能灵活地通过崎岖不平的路面，轮腿式机器人集合了轮式的快速性和腿式的灵活性，因此受到广泛的研究。

六腿机器人容易实现静态稳定行走，且是一个冗余系统，当其1条腿或2条腿损坏时，仍可用剩余的腿来实现行走。六腿机器人的1条腿或2条腿可以作为通用的机械臂来使用，以完成复杂的操作任务。多于六腿结构的机器人更容易获得静态稳定性，但其结构和控制变得更为复杂，而且多于6条腿不会提高行走速度[2]，因此六腿结构是一个较好的选择。典型的六腿机器人按照本体形状可以分为2种：矩形本体和六边形本体[3]。矩形本体六腿机器人的6条腿轴对称安装在机器人本体的两侧，每侧3条腿[4-5]；六边形本体六腿机器人的6条腿圆周对称布置在本体四周，本体为六边形或圆形[6-7]。由于圆周对称分布的六腿机器人比矩形本体六腿机器人拥有更多的对称轴（或对称面），这种对称优势使圆周对称分布的六腿机器人可以拥有更多的前进方向，可实现零半径转弯，比矩形本体六腿机器人有更好的转向灵活性。因此，圆周对称分布结构优于矩形本体结构。

收稿日期：2015-01-11；**录用日期**：2015-01-30；**网络出版时间**：2015-03-31 14:54
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150331.1454.001.html
基金项目：国家杰出青年科学基金(51125020)；国家自然科学基金(51305009)；机器人技术与系统国家重点实验室开放研究基金；CAST 创新基金
* **通讯作者**：Tel.：010-82339055 E-mail：xk007@buaa.edu.cn

引用格式：*徐坤，郑羿，丁希仑. 六轮腿式机器人结构设计与运动模式分析[J]. 北京航空航天大学学报，2016，42(1)：59-71.*
XU K，ZHENG Y，DING X L. Structure design and motion mode analysis of a six wheel-legged robot[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2016，42(1)：59-71 (in Chinese).

北航学报 赠阅

轮腿式机器人的轮腿机构组合方式是设计中需要考虑的主要问题。现有的轮腿组合方式主要有 3 种:①轮、腿独立式;②轮、腿结合式;③轮即是腿/腿即是轮式。轮、腿独立式机器人的轮子和腿相对独立,分别独立安装在机器人的本体上,当腿折叠收起时,轮子与地面接触,机器人可轮式运动;当腿伸展站立时,轮子与地面脱离,机器人可腿式步行。日本东北大学的 Chariot[8] 机器人是轮、腿独立式机器人的典型代表,这类机器人结构和控制相对简单,但其运动灵活性和地形适应性较差。轮、腿结合式机器人的轮安装在机器人的腿上。现有这类机器人将轮子直接安装在腿的末端,轮子锁定可直接当作机器人的足,如芬兰赫尔辛基大学的 Workpartner[9] 机器人、美国 JPL 实验室的 ATHLETE[10] 机器人、中国哈尔滨工业大学的 HITAN[11] 机器人和北京航空航天大学的轮腿式变结构机器人[12] 等。这类机器人可通过改变自身构型以调整运动模式,具有很好的灵活性,但在步行行走时,轮子的某一局部长时间与地面接触摩擦,造成轮子不规则的磨损,会使轮子变得不是一个完整的圆形,对轮行方式造成不利影响。这种安装方式可以设计相应的步行足,使足、轮分开,但需要增加额外的驱动,主动改变腿的构态:轮行时,轮子与地面接触;步行时,足与地面接触。额外驱动使机器人结构和控制变得复杂。轮即是腿/腿即是轮式机器人拥有特殊结构的“轮/腿”,当其伸展开来时,是普通腿分支,当其折叠时变成环形结构,成为轮子,特殊的“轮/腿”结构使加工制造变得相对困难,且地形适应性有限。这类机器人代表有美国盐湖城 Jacobsen 等[13] 发明的一种可重构的特殊结构轮腿装置、日本东北大学 Rohmer 等[14] 开发的 LEON 机器人等。

针对现有轮腿式机器人轮腿机构组合方式中存在的问题,本文设计了一种新型轮、腿结合式的圆周对称式六轮腿式机器人 NOROS,在不引入新关节(或驱动)的情况下,通过改变机器人的构态,就能实现腿式运动模式与轮行运动模式的切换。本文详细介绍了机器人结构、运动模式、运动模式切换规划,并进行了试验研究。

1 NOROS 机器人结构设计

1.1 方案设计

NOROS 机器人选用六分支结构,采用圆周对称的布置方式,每条腿有 3 个主动关节(自由度):腰关节、髋关节和膝关节。由于自然界中拥有六腿结构的动物主要是昆虫,因此机器人的腿关节布置仿照昆虫结构进行设计:腰关节和髋关节轴线相互垂直,膝关节轴线和髋关节轴线互相平行。机器人足与小腿的连接为一个球铰结构,足在与支撑面的接触过程中被动地适应支撑面。轮子安装在机器人的小腿上,当机器人站立步行时,轮子不会与地面接触,当机器人小腿折叠时,轮子与地面接触,便可以实现轮行。图 1 所示为 NOROS 机器人的机构设计简图。

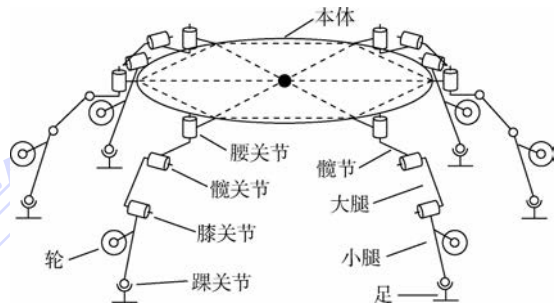


图 1 机器人机构设计简图

Fig. 1 Robot mechanism design sketch

1.2 样机结构

NOROS 机器人整机共有 18 个主动关节,每个主动关节处采用舵机作为驱动,轮子采用直流电机驱动。图 2 所示为 NOROS 机器人的三维虚拟样机结构和实体样机。机器人本体是一个半球结构,底盘为上下两层结构,与腰关节旋转轴安装在一起,半球形的外壳罩在本体底盘上。锂电池安装在机器人的双层结构的本体内,机器人的控制系统等电子硬件安装在半球壳内部的底盘上部,采用这种设计,机器人关键电子部件都安装在半球壳内部,受到很好的保护。6 条结构相同的轮腿均布安装在机器人两层结构的底盘上,因此整体结构存在 6 个对称面。

图 2 机器人实体样机

Fig. 2 Robot physical prototype

2 步行运动模式

多腿机器人的运动是通过各条腿的协调运动来实现的。机器人步态是指机器人的每条腿按一定顺序和轨迹运动的过程,分为规则步态(周期步态)和非规则步态(自由步态)2 种。规则步态指机器人的腿按固定的顺序和轨迹进行运动的过

北航学报 赠阅

程,这种步态决定了机器人只可以在较平整的路面上步行。非规则步态指机器人腿的运动顺序和足端运动轨迹是非固定的,机器人能够根据步行环境的变化改变腿的摆动次序及足的运动轨迹,所以理想的非规则步态也可以称为自适应步态或智能步态。在复杂地形条件下,机器人必须采用非规则步态行进,较具有代表性的有:①基于局部规则。如德国 Cruse 等[15-16]通过对竹节虫的研究,提出了作用在腿间的 6 条基本规则;文献[17]同样基于竹节虫生物试验得到的一组规则,提出了一种适用于六腿机器人稳定步行的分布式控制策略。基于局部规则的方法只根据腿间的简单规则以及机器人与环境的简单交互即能实现对机器人步态的规划,简单可行且具有一定的柔性和鲁棒性。②基于中枢模式发生器(Central Patten Generation,CPG)理论。利用 CPG 方法能够在不利用传感器的情况下生成节律式步态,模拟生物低级神经中枢使机器人自发地生成有一定规律的步态来控制机器人行走。CPG 方法在控制机器人快速行走的情况下比较有优势,但当涉及到步行落足点等细节时,其就不如局部规则。

2.1　典型三角步态

这里讨论机器人的规则步态,由于 NOROS 机器人采用圆周对称的结构,因此其 6 条腿的布置可以有多种方式。王志英等在文献[6]中提出了 3 种典型的"3 + 3"周期步态:昆虫摆腿步态、哺乳动物踢腿步态和混合步态。事实上,还有 1 种不同于这 3 种步态的昆虫摆腿步态。将王志英提出的昆虫摆腿步态命名为Ⅰ型昆虫摆腿步态,另 1 种昆虫摆腿步态命名为Ⅱ型昆虫摆腿步态。上述 4 种典型"3 + 3"三角步态根据初始站立姿态(或支撑三角形)可分为 2 类:①Ⅰ型昆虫摆腿步态和哺乳动物踢腿步态。在初始站立姿态下,6 条腿分为 2 组分别平行地布置在机器人本体的两侧,如图 3 所示。从图 3 中可以看出,Ⅰ型昆虫摆腿步态的前进方向与哺乳动物踢腿步态的前进方向垂直,且每种步态可以沿同一直线的 2 个方向行进。②Ⅱ型昆虫摆腿步态和混合步态。在初始站立姿态下,6 条腿均匀布置在机器人本体的四周,如图 4 所示。从图 4 中可以看出,混合步态的行进方向可沿任意 1 条腿的指向方向,而Ⅱ型昆虫摆腿步态的行进方向可以沿任意相邻 2 条腿角平分线的方向,因此Ⅱ型昆虫摆腿步态的行进方向与混合步态行进方向呈 30°角,且每种步态可以沿 6 个方向前进。

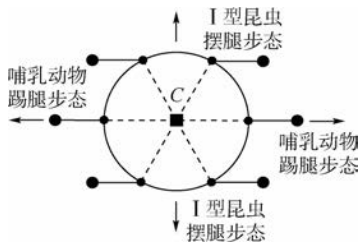


图 3　腿平行布置姿态

Fig. 3　Leg parallel arrangement

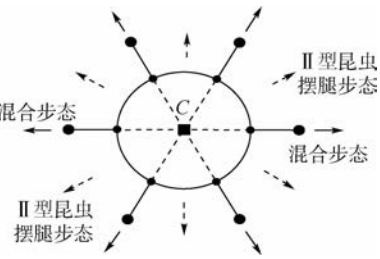


图 4　腿分散布置姿态

Fig. 4　Leg disperse arrangement

机器人在地面步行行走过程中,假设足与地面接触无相对滑动,机器人六腿支撑等效机构简图如图 5 所示。

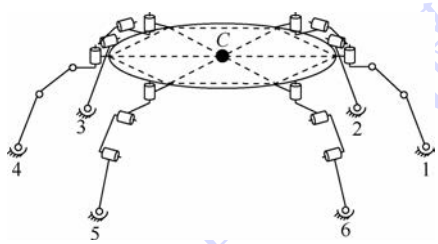


图 5　机器人六腿支撑等效机构

Fig. 5　Robot six legs support equivalent mechanism

机器人在直线行走过程中,保持自身本体姿态不变,则机器人的腰关节轴线始终与地面垂直。

在Ⅰ型和Ⅱ型昆虫摆腿步态直线行走过程中,踝关节的运动相当于 2 个相互垂直的铰链运动,2 种昆虫步态行走过程中的机构简图类似,仅腿的布置位置有所差异。因此在昆虫步态行走过程中,1、3 和 5 腿支撑,2、4 和 6 腿抬起时的等效机构简图如图 6 所示。

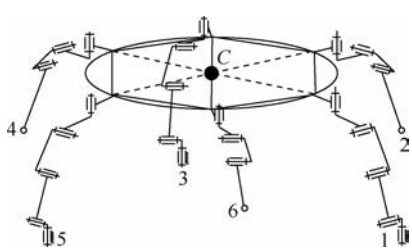


图 6　昆虫摆腿步态等效机构

Fig. 6　Insect swing leg gait equivalent mechanism

在哺乳动物踢腿步态直线行走过程中,腿无左

北航学报 赠阅

右摆动,所以腰关节相当于锁紧,支撑腿踝关节的运动相当于一个旋转铰链运动。1、3 和 5 腿抬起,2、4 和 6 腿支撑时的等效机构简图如图 7 所示。

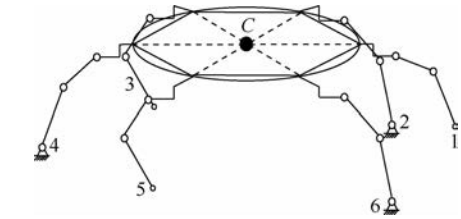


图 7 哺乳动物踢腿步态等效机构

Fig. 7 Mammal kick leg gait equivalent mechanism

在混合步态直线行走过程中,等效机构如图 8所示。从图 8 中可以看出,混合步态等效机构的 1 条支撑腿支链和哺乳动物踢腿步态的支撑腿机构相同,其余 2 条支撑腿支链和昆虫摆腿步态的支撑腿机构相同,混合步态综合了昆虫摆腿步态和哺乳动物踢腿步态的特点。

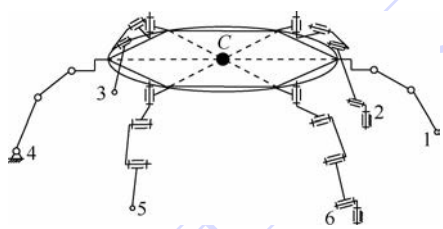


图 8 混合步态等效机构

Fig. 8 Mix gait equivalent mechanism

从稳定性角度来说[6],上面所指的混合步态最好;虽然从纵向稳定性角度来说踢腿步态最好,但由于运动学限制而无法实现。昆虫的摆腿步态消耗的能量最小[6],且可以在不改变身高的情况下跨越高于自身高度的障碍物,其直线行走控制简单,适当调整初始位姿条件,可行步态和稳定性都可得到较大提高。哺乳动物的踢腿步态由于所需道路宽度较其他 2 种小,因此可穿过较窄的道路。但混合步态的转弯性能和稳定性最好,其他性能则处于中间。因此,混合步态综合性能最好。在实际应用中,可根据具体情况选择最优步态。

六腿机器人的行走主要根据机器人的运动学进行规划控制,首先分析抬起腿的正向运动学。图 9 所示为抬起腿的机构简图。为求解机器人抬起腿的正向运动学,首先建立 4 个坐标系:全局坐标系$\{O\}$、本体坐标系$\{C\}$、腰关节坐标系$\{B_i\}$以及足端坐标系$\{A_i\}$。全局坐标系$\{O\}$是建立在机器人所处的环境中;本体坐标系$\{C\}$是建立在机器人的本体底盘上,其原点与机器人本体结构的几何中心重合;腰关节坐标系$\{B_i\}$的 z 轴与腰关节旋转轴线重合,并固结在本体的底盘上;足端坐标系$\{A_i\}$的原点与足重合,x 轴沿着小腿的方向,取机器人腿完全展开时的位形为初始位形。坐标系参数如图 9 所示。

由于本体坐标系和腰关节坐标系都固结在机器人本体上,因此从坐标系$\{C\}$到坐标系$\{B_i\}$的变换矩阵也固定不变,可描述为

$$\boldsymbol{g}_{CB_i}=\begin{bmatrix}{}^{c}\boldsymbol{R}_{B_i} & {}^{c}\boldsymbol{p}_{B_i}\\ \boldsymbol{0} & 1\end{bmatrix} \tag{1}$$

式中:${}^{c}\boldsymbol{R}_{B_i}$为 3×3 的旋转矩阵,

$${}^{c}\boldsymbol{R}_{B_i}=\begin{bmatrix}\cos\left((i-1)\dfrac{\pi}{3}\right) & -\sin\left((i-1)\dfrac{\pi}{3}\right) & 0\\ \sin\left((i-1)\dfrac{\pi}{3}\right) & \cos\left((i-1)\dfrac{\pi}{3}\right) & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix}$$

${}^{c}\boldsymbol{p}_{B_i}$为 3×1 的位置向量,

$${}^{c}\boldsymbol{p}_{B_i}=\begin{pmatrix}R\sin\left(-(i-1)\dfrac{\pi}{3}\right)\\ R\cos\left(-(i-1)\dfrac{\pi}{3}\right)\\ 0\end{pmatrix}$$

其中:R 为本体半径。

初始位形下,从坐标系$\{B_i\}$到坐标系$\{A_i\}$的变换矩阵为

$$\boldsymbol{g}_{B_iA_i}(\boldsymbol{0})=\begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_{3\times3} & \begin{matrix}0\\ l_1+l_2+l_3\\ 0\end{matrix}\\ \boldsymbol{0} & 1\end{bmatrix}$$

式中:l_1 为胯长度;l_2 为大腿长度;l_3 为小腿长度。

运动旋量$\boldsymbol{\xi}_{ij}$描述的是第 i 条腿的第 j 个关节的旋转运动,每个旋转关节的运动旋量可以表述为

$$\boldsymbol{\xi}_{ij}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{\omega}_{ij}\\ \boldsymbol{r}_{ij}\times\boldsymbol{\omega}_{ij}\end{bmatrix} \tag{2}$$

式中:$\boldsymbol{\omega}_{ij}=({}^{x}\omega_{ij}\quad {}^{y}\omega_{ij}\quad {}^{z}\omega_{ij})^{\mathrm{T}}$为旋转轴线的方向;$\boldsymbol{r}_{ij}=({}^{x}r_{ij}\quad {}^{y}r_{ij}\quad {}^{z}r_{ij})^{\mathrm{T}}$为旋转轴线上任意一点的向量。

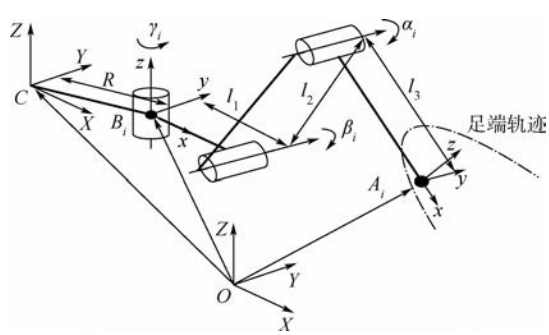


图 9 抬起腿机构简图

Fig. 9 Lifting leg mechanism sketch

北航学报 赠阅

因此，抬起腿的正向运动学可以用指数积公式表示为

$$\boldsymbol{g}_{OA_i}(\boldsymbol{\theta}) = \boldsymbol{g}_{OC}\boldsymbol{g}_{CB_i}\mathrm{e}^{\gamma_i\hat{\xi}_{i1}}\mathrm{e}^{\beta_i\hat{\xi}_{i2}}\mathrm{e}^{\alpha_i\hat{\xi}_{i3}}\boldsymbol{g}_{B_iA_i}(\boldsymbol{0}) \tag{3}$$

式中：γ_i 为腰关节变量；β_i 为髋关节变量；α_i 为膝关节变量；$\boldsymbol{g}_{OC}$ 为从全局坐标系 $\{O\}$ 到本体坐标系 $\{C\}$ 的变换矩阵，

$$\boldsymbol{g}_{OC} = \begin{bmatrix} {}^{o}\boldsymbol{R}_C & {}^{o}\boldsymbol{p}_C \\ \boldsymbol{0} & 1 \end{bmatrix}$$

其中：${}^{o}\boldsymbol{R}_C$ 为 3×3 的旋转矩阵，表示机器人本体在全局坐标系的姿态；${}^{o}\boldsymbol{p}_C$ 为 3×1 的位置矢量，表示机器人本体在全局坐标系的位置。

机器人的尺寸及关节旋转角度限制见表 1。

表 1　机器人主要参数

Table 1　Main parameters of robot

R/mm	l_1/mm	l_2/mm	l_3/mm	α/(°)	β/(°)	γ/(°)
150	50	120	130	(-40,160)	(-80,100)	(-65,65)

根据前述抬起腿的正运动学和机器人的主要参数，经仿真得到机器人单腿可达工作空间和 6 条腿的可达工作空间，如图 10 所示。

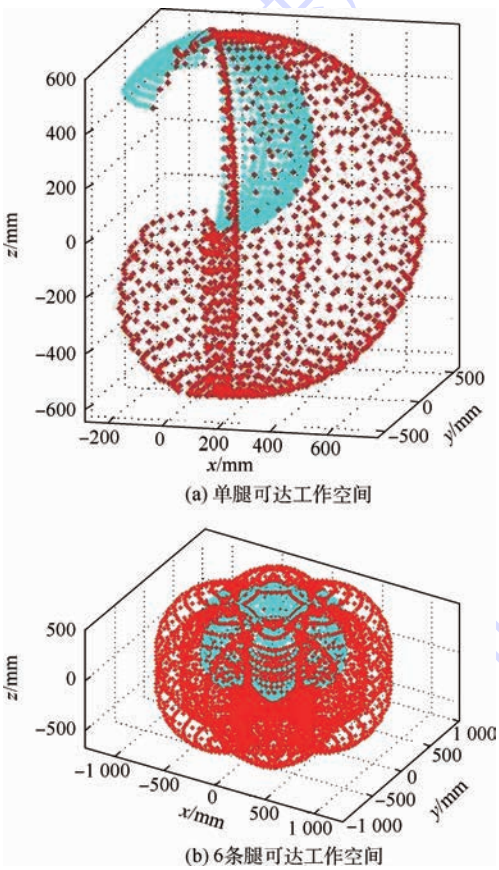


图 10　腿的工作空间

Fig. 10　Working space of legs

多腿机器人的运动是通过控制所有腿的驱动关节来实现的，因此需要通过机器人的逆运动学求解所有腿的驱动关节角度。由于 NOROS 机器人腿结构简单，具有 3 个旋转关节，可以通过几何方法来求解其逆运动学，将空间问题转化为平面问题，降低求解难度。图 11 所示为第 i 条腿的空间机构简图。图中已知 ${}^{o}\boldsymbol{p}_{B_i}$、${}^{o}_{B_i}\boldsymbol{R}$ 和 ${}^{o}\boldsymbol{p}_{A_i}$，而驱动关节变量 α_i、β_i 和 γ_i 未知。

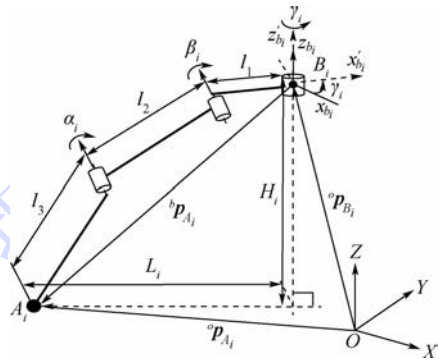


图 11　第 i 条腿空间机构简图

Fig. 11　No. i leg's space mechanism sketch

根据矢量在坐标系间的变换关系，可得

$${}^{o}\boldsymbol{p}_{A_i} = {}^{o}\boldsymbol{p}_{B_i} + {}^{o}_{B_i}\boldsymbol{R}\,{}^{b}\boldsymbol{p}_{A_i} \tag{4}$$

于是可以得到

$${}^{b}\boldsymbol{p}_{A_i} = {}^{B_i}_{o}\boldsymbol{R}({}^{o}\boldsymbol{p}_{A_i} - {}^{o}\boldsymbol{p}_{B_i}) = {}^{o}_{B_i}\boldsymbol{R}^{-1}({}^{o}\boldsymbol{p}_{A_i} - {}^{o}\boldsymbol{p}_{B_i}) \tag{5}$$

在小腿、大腿与腰关节轴线所在的平面，以及垂直于腰关节轴线的本体平面内，存在如式(6)所示几何关系：

$$\begin{cases} L_i = l_1 + l_2\cos\beta_i + l_3\cos(\alpha_i + \beta_i) \\ H_i = l_2\sin\beta_i + l_3\sin(\alpha_i + \beta_i) \end{cases} \tag{6}$$

根据图 11 所示的几何关系，还可以得到

$$\begin{cases} L_i = \sqrt{{}^{b}x_{A_i}^2 + {}^{b}y_{A_i}^2} \\ H_i = -{}^{b}z_{A_i} \\ \tan(\pi/2 + \gamma_i) = \dfrac{{}^{b}y_{A_i}}{{}^{b}x_{A_i}} \end{cases} \quad {}^{b}y_{A_i} \geqslant 0 \tag{7}$$

$$\begin{cases} L_i = -\sqrt{{}^{b}x_{A_i}^2 + {}^{b}y_{A_i}^2} \\ H_i = -{}^{b}z_{A_i} \\ \tan(\gamma_i - \pi) = \dfrac{{}^{b}y_{A_i}}{{}^{b}x_{A_i}} \end{cases} \quad {}^{b}y_{A_i} < 0 \tag{8}$$

式中：$({}^{b}x_{A_i}\ \ {}^{b}y_{A_i}\ \ {}^{b}z_{A_i})$ 为足端点 A_i 在坐标系 $\{B_i\}$ 中的坐标。

如果已知足端点 A_i 在坐标系 $\{O\}$ 中的位置，以及本体在坐标系 $\{O\}$ 中的位姿，便可根据式(5)～式(8)求得驱动关节角度变量 α_i、β_i 和 γ_i。

2.2　步态切换

圆周对称的六腿机器人有以上 4 种典型“3+3”三角周期步态。静止状态下，机器人可以调整腿的布置方式，改变自身站立姿态，可以选取

北航学报 赠阅

不同的步态行走。在行走过程中,机器人可以改变行走步态,以适应不同的地形环境。这里讨论行走过程中 4 种典型周期步态之间的切换问题。

4 种步态按照初始站立姿态(或行走过程中的支撑三角形)分为 2 类:①同类支撑三角形下的步态行走过程中可直接切换,机器人仅改变了行进方向而未改变行走过程中的支撑三角形(如Ⅰ型昆虫摆腿步态和哺乳动物踢腿步态之间的转换及Ⅱ型昆虫摆腿步态和混合步态之间的转换)。②不同类支撑三角形下的步态行走过程中步态切换要改变其支撑三角形,也就是行走过程中改变机器人腿的布置方式。

1) 在行走过程中,混合步态变换成哺乳动物踢腿步态过程只需要 2 步,1 个步态周期便能完成切换,如图 12 所示。图中:虚线表示摆动腿,实线表示支撑腿。第 1 步,支撑腿(1、3 和 5)支撑本体并后蹬,摆动腿(2、4 和 6)改变摆动姿态,调整腰关节角度到哺乳动物踢腿步态的位置后,支撑腿和摆动腿互换;第 2 步,支撑腿(2、4 和 6)支撑本体并后蹬,摆动腿(1、3 和 5)调整腰关节角度到哺乳动物踢腿步态的位置,完成从混合步态到哺乳动物踢腿步态的切换。从哺乳动物踢腿步态到混合步态的切换过程则是这一过程的逆过程。

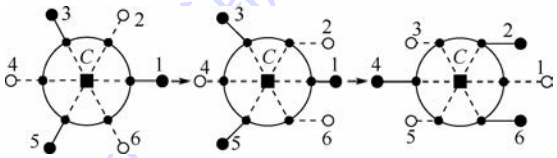


图 12 混合步态切换成哺乳动物踢腿步态

Fig. 12 Mix gait switch to mammal kick leg gait

2) 混合步态变换成Ⅰ型昆虫摆腿步态的过程如图 13 所示。第 1 步,支撑腿(1、3 和 5)支撑本体后蹬并旋转,机器人本体在支撑腿的作用下旋转 60°,摆动腿(2、4 和 6)摆动调整腰关节角度到Ⅰ型昆虫摆腿步态的位置后,支撑腿和摆动腿互换;第 2 步,支撑腿(2、4 和 6)支撑本体并后蹬,摆动腿(1、3 和 5)调整腰关节角度到Ⅰ型昆虫摆腿步态的位置,完成从混合步态到Ⅰ型昆虫摆腿步态的切换。从Ⅰ型昆虫摆腿步态到混合步态的切换过程则是这一过程的逆过程。

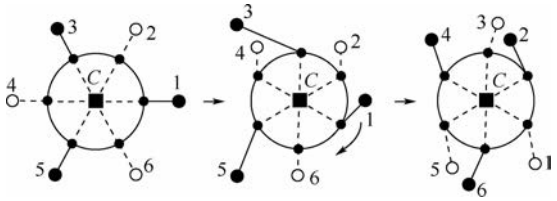


图 13 混合步态切换成Ⅰ型昆虫摆腿步态

Fig. 13 Mix gait switch to insect swing leg gait Ⅰ

3) 行走过程中,Ⅱ型昆虫摆腿步态变换成Ⅰ型昆虫摆腿步态过程也需要 2 步,在 1 个步态周期内便能完成变换,如图 14 所示。第 1 步,支撑腿(1、3 和 5)支撑本体并后蹬,摆动腿(2、4 和 6)摆动调整腰关节角度到Ⅰ型昆虫摆腿步态的位置后,支撑腿和摆动腿互换;第 2 步,支撑腿(2、4 和 6)支撑本体并后蹬,摆动腿(1、3 和 5)调整腰关节角度到Ⅰ型昆虫摆腿步态的位置,完成从Ⅱ型昆虫摆腿步态到Ⅰ型昆虫摆腿步态的切换。从Ⅰ型昆虫摆腿步态到Ⅱ型昆虫摆腿步态的切换过程则是这一过程的逆过程。

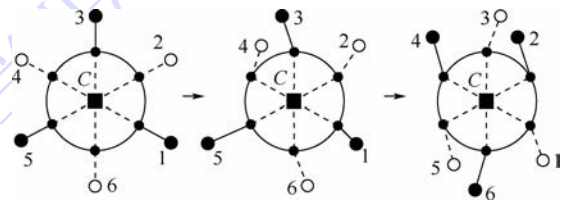


图 14 Ⅱ型昆虫摆腿步态切换成Ⅰ型昆虫摆腿步态

Fig. 14 Insect swing leg gait Ⅱ switch to insect swing leg gait Ⅰ

4) Ⅱ型昆虫摆腿步态变换成哺乳动物踢腿步态过程如图 15 所示。第 1 步,支撑腿(1、3 和 5)支撑本体后蹬并旋转,机器人本体在支撑腿的作用下旋转 60°,摆动腿(2、4 和 6)摆动调整腰关节角度到哺乳动物踢腿步态的位置后,支撑腿和摆动腿互换;第 2 步,支撑腿(2、4 和 6)支撑本体并后蹬,摆动腿(1、3 和 5)调整腰关节角度到哺乳动物踢腿步态的位置,完成从Ⅱ型昆虫摆腿步态到哺乳动物踢腿步态的切换。从哺乳动物踢腿步态到Ⅱ型昆虫摆腿步态的切换过程则是这一过程的逆过程。

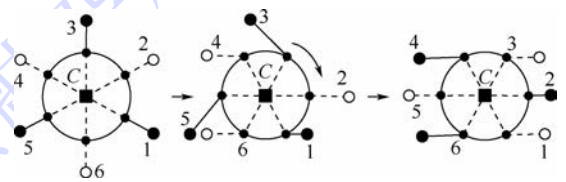


图 15 Ⅱ型昆虫摆腿步态切换成哺乳动物踢腿步态

Fig. 15 Insect swing leg gait Ⅱ switch to mammal kick leg gait

3 轮腿运动模式切换规划

NOROS 机器人可以在腿步行运动模式和轮行运动模式下运动,不同运动模式间的相互转变就需要相应的轮腿运动模式切换规划。不同的轮腿式机器人也需要相应的轮腿运动模式切换规划来适应自己的轮腿结构。由于 NOROS 机器人特殊的轮腿结构,其切换规划相对较复杂,需要一系

北航学报 赠阅

列动作序列完成轮腿运动模式的相互切换;但是其结构相对简单,包含轮子在内每条腿仅有 4 个转动关节。

轮腿运动模式切换规划包括步行变轮行切换和轮行变步行切换 2 种规划,这 2 种运动切换规划是 2 个相反的过程,也就是说,其中 1 个切换规划的逆过程是另 1 个切换规划。图 16 展示了小 NOROS 机器人从轮行模式到步行模式切换的过程。图 16(a)为机器人 6 个轮子着地的支撑状态;图 16(b)为机器人 3 个轮子支撑本体,其余 3 条轮腿抬起切换;图 16(c)为 3 条切换腿足刚好与地面接触,3 个支撑轮未抬离地面;图 16(d)为 3 条支撑腿支撑本体升高,支撑轮离开地面进行切换;图 16(e)为机器人完成模式切换,6 条腿支撑地面。

图 16 所示的轮行到步行运动模式切换规划的逆过程((e)—(d)—(c)—(b)—(a))便是步行运动模式到轮行运动模式切换规划。由于机器人在 3 个轮子支撑时,其本体也能够实现静态稳定,因此机器人也可以在 3 个轮子支撑时进行轮行运动,如图 16 (b)所示。3 轮着地轮行模式到步行模式的切换过程为 (b)—(c)—(d)—(e);从步行模式到 3 轮着地轮行模式的切换过程为(e)—(d)—(c)—(b)。

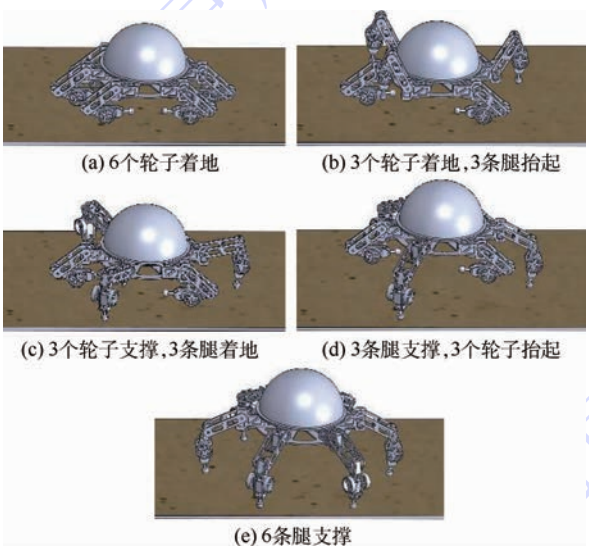


图 16　轮行到步行运动模式切换规划

Fig. 16　Wheel moving to leg moving switch planning

4　轮行运动模式

机器人在 6 轮着地的行驶过程中,可由 1 轮驱动、2 轮驱动、3 轮驱动或者更多轮驱动。图 17(a)所示为 6 轮着地轮行时 3 轮驱动方式;腿 1 的主动轮变成从动轮后就是 2 轮驱动方式,如图 17(b)所示;而腿 3、腿 5 的主动轮变成从动轮后机器人就是 1 轮驱动方式,如图 17(c)所示。同样的,3 轮着地轮行时也存在 1 轮驱动、2 轮驱动、3 轮驱动 3 种方式。由于机器人本体的圆周对称结构,在腿 1、腿 3 和腿 5 上安装 3 个主动轮,而在腿 2、腿 4 和腿 6 上安装 3 个从动轮(即 3 个主动轮和 3 个从动轮交叉安装),当机器人切换到轮行运动模式时,无论 6 条腿如何布置成 2 组,总会在一侧有 2 个驱动轮、1 个从动轮,而在另外一侧有 1 个驱动轮、2 个从动轮,如图 18 所示。因此,圆周对称结构的六轮腿式机器人间隔安装 3 个主动轮和 3 个从动轮就完全满足轮行要求。

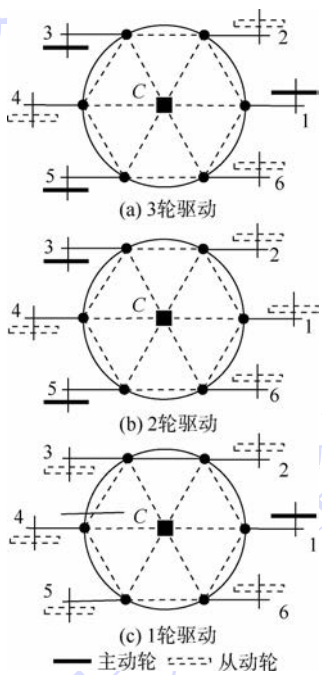


图 17　不同数目驱动轮驱动方式

Fig. 17　Drive mode of different numbers of driving wheels

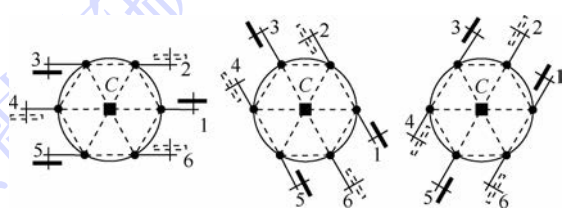


图 18　轮行模式下腿的不同分组

Fig. 18　Different groupings of legs under wheel moving mode

由于 NOROS 机器人的轮子安装在其小腿膝关节处,在轮行运动模式下,机器人可以调整膝关节和髋关节的角度,以调整本体高度,腰关节可控制轮子的方向。机器人在轮行直线快速前进时,调整膝关节和髋关节的角度,从而降低本体高度,以提高机器人轮行行进的稳定性。NOROS 机器人轮行运动模式下的机构简图如图 19 所示。从图 19 可以看出,NOROS 机器人在轮行运动模式

北航学报 赠阅

下是一种摇臂轮式结构。

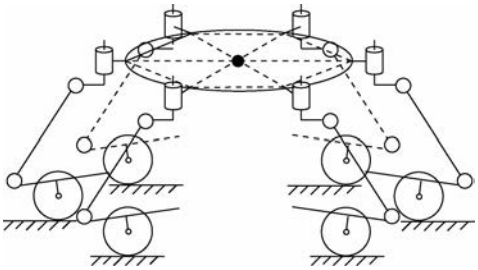


图 19 NOROS 机器人轮行运动模式下机构简图

Fig. 19 Mechanism sketch of NOROS robot under wheel moving mode

机器人在 6 轮着地轮行转向过程中,如果本体高度较低,轮子轴线到腰关节轴线的距离就会过远,调整腿关节角度,抬高本体高度,会缩短轮子轴线到腰关节轴线的距离。NOROS 机器人的轮行转弯情况分为 2 种:静止原地转弯和直线行进过程中转弯。

NOROS 机器人的轮腿结构,使其在静止原地转弯时,可以通过抬起腿,使轮子离开地面,腰关节摆动,重新安排腿的布置情况,使轮子的行进方向改变来实现转向,这种方式可以使 NOROS 机器人在轮行运动模式静止的情况下实现零半径转弯。图 20 所示为机器人静止原地转弯的 3 种情形。图 21所示为机器人 6 轮着地直线轮行时转弯的一种情况。每个轮子受地面摩擦力的作用如图 21中所示,可以得到每个轮子所受地面摩擦力矩为

$$^{i}T = {}^{i}f_x L_i \tag{9}$$

式中:$^{i}f_x$为第 i 条腿的轮子受地面摩擦力在沿轮子轴线方向上的分力;L_i 为第 i 条腿的腰关节轴线到轮子轴线的距离。

从图 21 中可以看出,行进方向前侧 3 个轮子所受地面摩擦力在其转向方向上都会存在阻力矩,而行进方向后侧的 3 个轮子所受地面摩擦力在其转向方向上都会存在一个与阻力矩方向相反的力矩。存在该力矩的轮子转向可依靠地面的摩擦力被动转向,而存在阻力矩的轮子转向必须通

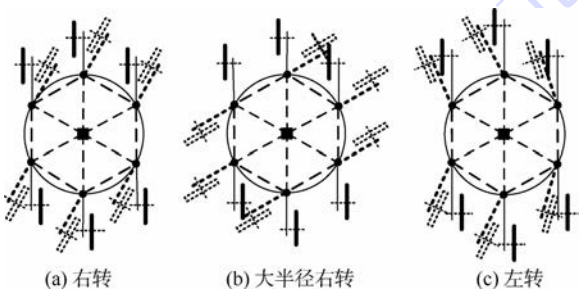


图 20 机器人通过改变腿的布置实现转向的几种情形

Fig. 20 Different cases of robot turning via changing arrangement of legs

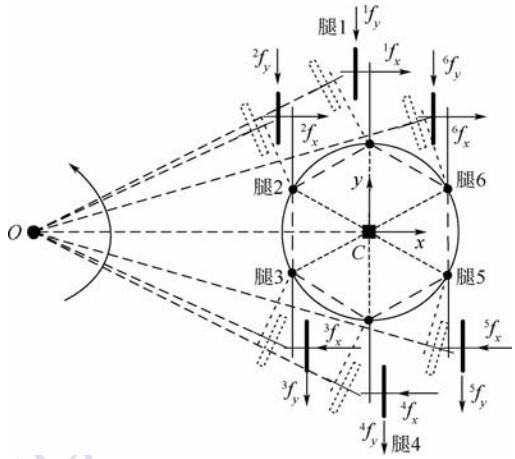


图 21 轮子受摩擦力简图

Fig. 21 Frictional force sketch of wheels

过腿的腰关节主动转动来实现,如果轮子轴线到腰关节轴线的距离过远,根据式(9)可知,在腰关节控制轮子的方向时,势必受到地面很大的摩擦力矩的作用,可能导致转向失败或者破坏机器人结构,所以不适合在轮行运动模式下转弯。

因此,机器人在 6 轮着地直线轮行过程中转向时,要调整腿关节角度使轮子轴线与腰关节轴线相交或尽可能接近,使地面对转向中轮子产生的摩擦力尽可能小,从而减小地面摩擦力矩。当 6 轮同时着地进行转向时,可分为以下 2 种情况讨论:

1) 图 22 所示为机器人一种可行轮行运动模式下转弯的机构简图。此种情况下,使轮子的轴线与腰关节的轴线相交,减小地面摩擦力矩。假设机器人轮子满足纯滚动条件,机器人的运动在某一瞬时是围绕瞬时转动中心(ICR)的回转运动。建立 2 个坐标系$\{O\}$、$\{C\}$,其中$\{O\}$为全局坐标系,原点为 O 点,$\{C\}$为机器人本体参考坐标系,其原点位于机器人本体的中心C点,ϕ_c为坐

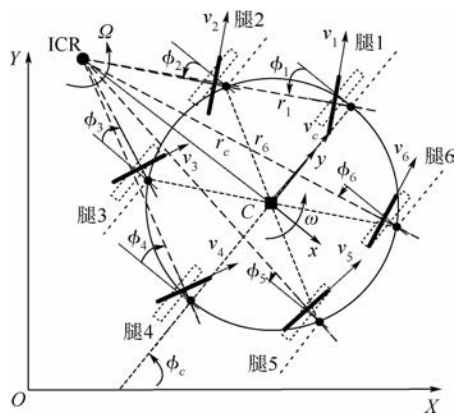


图 22 机器人 6 轮转向机构简图 I

Fig. 22 Mechanism sketch I of robot turning by six wheels

北航学报 赠阅

标系$\{C\}$的y轴与坐标系$\{O\}$的X轴的夹角,机器人本体在全局坐标系中的位姿坐标为$(x_c, y_c, \phi_c)^{\mathrm{T}}$,其中$x_c$与$y_c$表示机器人在全局坐标系中的位置。图 22 中,$r_i$为第$i$条腿腰关节轴线到 ICR 的距离;$v_c$为机器人本体关于 ICR 的线速度;$\omega$为机器人本体关于 ICR 的角速度。

机器人在此情况下的运动学方程为

$$\begin{cases}\dot{x}_c = v_c\cos\phi_c \\ \dot{y}_c = v_c\sin\phi_c \\ \dot{\phi}_c = \omega\end{cases} \tag{10}$$

根据图 22 中的几何关系,可以得到如式(11)所示方程:

$$\begin{cases}r_1 = r_4 = \sqrt{r_c^2 + R^2} \\ r_2 = r_3 = \sqrt{(r_c - \sqrt{3}R/2)^2 + (R/2)^2} \\ r_5 = r_6 = \sqrt{(r_c + \sqrt{3}R/2)^2 + (R/2)^2}\end{cases} \tag{11}$$

式中:$r_c = v_c/\omega$。

由此可以得到机器人各个轮子的转向角为

$$\begin{cases}\phi_1 = -\phi_4 = \pm\arctan(R/r_c) \\ \phi_2 = -\phi_3 = \pm\arctan[(R/2)/(r_c - \sqrt{3}R/2)] \\ \phi_6 = -\phi_5 = \pm\arctan[(R/2)/(r_c + \sqrt{3}R/2)]\end{cases} \tag{12}$$

式中:$\omega \geqslant 0$时取正号,$\omega < 0$时取负号。

机器人各个轮子轴线在前进方向的速度为

$$\begin{cases}v_1 = v_4 = v_c r_1/r_c \\ v_2 = v_3 = v_c r_2/r_c \\ v_5 = v_6 = v_c r_5/r_c\end{cases} \tag{13}$$

2) 图 23 所示为机器人另一种 6 轮着地轮行运动模式下转弯的机构简图。参照前例建立参考坐标系,可以得到机器人在此情况下的运动学方程为

$$\begin{cases}\dot{x}_c = v_c\cos(\phi_c + \phi_0) \\ \dot{y}_c = v_c\sin(\phi_c + \phi_0) \\ \dot{\phi}_c = \omega\end{cases} \tag{14}$$

式中:ϕ_0为机器人本体中心C点速度方向与本体坐标系y轴的夹角。根据图 23 中几何关系,可以得到

$$\phi_0 = \pm\arcsin\frac{R/2}{r_c} \tag{15}$$

式中:$\omega \geqslant 0$取正号,$\omega < 0$取负号。

由此得到点T_C处的转动半径为

$$r_{T_C} = r_c\cos\phi_0$$

可得到各个轮子的转向角为

$$\begin{cases}\phi_1 = \pm\arctan\dfrac{(3/2)R}{r_{T_C}} \\ \phi_2 = \pm\arctan\dfrac{R}{r_{T_C} - (\sqrt{3}/2)R} \\ \phi_3 = \phi_5 = 0 \\ \phi_4 = \mp\arctan\dfrac{(1/2)R}{r_{T_C}} \\ \phi_6 = \pm\arctan\dfrac{R}{r_{T_C}}\end{cases} \tag{16}$$

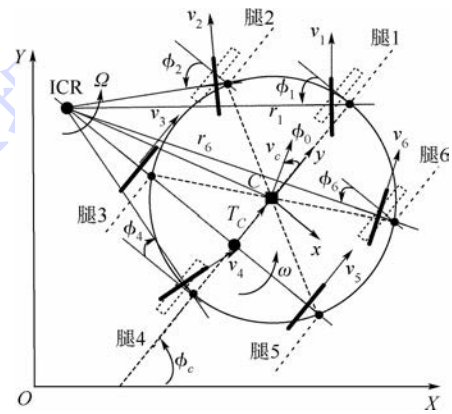


图 23　机器人 6 轮转向机构简图Ⅱ

Fig. 23　Mechanism sketch Ⅱ of robot turning by six wheels

除上述 2 种转弯形式外,机器人还可以在 3 轮着地行驶过程中转弯。3 轮着地行驶过程中,轮轴线和腰关节轴线相交时,与上述 2 种转弯情况一致;图 24 所示为 3 轮着地行驶过程中轮轴线和腰关节轴线无相交的情况。

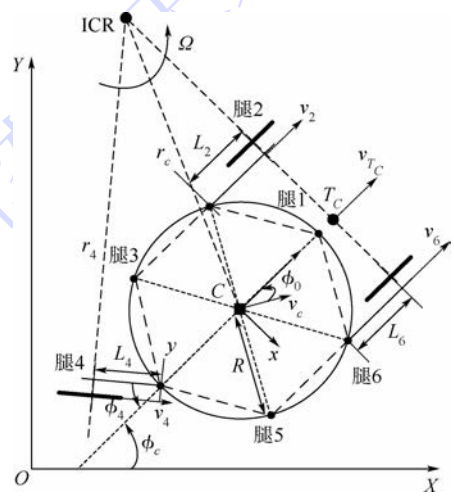


图 24　机器人 3 轮转向机构简图

Fig. 24　Mechanism sketch of robot turning by three wheels

参照前例建立参考坐标系,图 24 中L_i为第i条腿轮子轴线到腰关节轴线的距离,由于机器人本体始终和地面平行,轮子轴线到其所在腿的腰关节轴线的距离就存在以下关系:$L_2 = L_4 = L_6 = L$。

机器人在此情况下的运动学方程为

$$\begin{cases}\dot{x}_c = v_c\cos(\phi_c - \phi_0)\\ \dot{y}_c = v_c\sin(\phi_c - \phi_0)\\ \dot{\phi}_c = \omega\end{cases} \tag{17}$$

式中：

$$\phi_0 = \pm\arcsin\left(\frac{R/2 + L}{r_c}\right)$$

其中：$\omega<0$ 时取正号，$\omega\geqslant 0$ 时取负号。

轮子和地面的纯滚动会引入非完整约束，使机器人的运动方向受到限制，未转向两轮连线中点 T_C 运动方向始终垂直于两轮连线，因此点 T_C 处速度始终与机器人本体坐标系 y 轴重合。由此得到3个轮子的转弯半径为

$$\begin{cases}r_2 = \sqrt{r_c^2 - (R/2 + L)^2} - \sqrt{3}/2R\\ r_4 = \sqrt{r_c^2 - (R/2 + L)^2 + (3R/2 + L)^2 - L^2}\\ r_6 = \sqrt{r_c^2 - (R/2 + L)^2} + \sqrt{3}/2R\end{cases} \tag{18}$$

由此可得转向轮子的转角为

$$\phi_4 = \pm\left[\arctan\left(\frac{3R/2 + L}{\sqrt{r_c^2 - (R/2 + L)^2}}\right) + \arctan\left(\frac{L}{r_4}\right)\right] \tag{19}$$

式中：$\omega\geqslant 0$ 时取负号，$\omega<0$ 时取正号。

机器人各个轮子轴线在前进方向的速度为

$$\begin{cases}v_2 = v_c r_2/r_c\\ v_4 = v_c r_4/r_c\\ v_6 = v_c r_6/r_c\end{cases} \tag{20}$$

机器人还可以在4轮着地行驶过程中转弯。这里讨论4轮着地行驶过程中轮轴线和腰关节轴线无相交的情况，如图25所示。

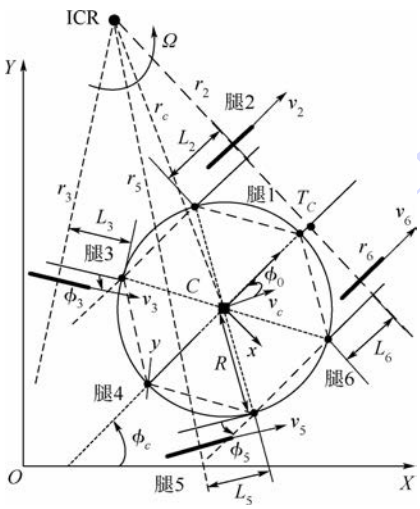


图25 机器人4轮转向机构简图

Fig. 25 Mechanism sketch of robot turning by four wheels

图25中，L_i 为第 i 条腿轮子轴线到腰关节轴线的距离，由于机器人本体始终和地面平行，轮子轴线到其所在腿的腰关节轴线的距离就存在以下关系：$L_2 = L_3 = L_5 = L_6 = L$。

机器人在此情况下的运动学方程为

$$\begin{cases}\dot{x}_c = v_c\cos(\phi_c - \phi_0)\\ \dot{y}_c = v_c\sin(\phi_c - \phi_0)\\ \dot{\phi}_c = \omega\end{cases} \tag{21}$$

式中：

$$\phi_0 = \pm\arcsin\left(\frac{R/2 + L}{r_c}\right)$$

其中：$\omega<0$ 时取正号，$\omega\geqslant 0$ 时取负号。

由几何关系可得此4个轮子的转弯半径分别为

$$\begin{cases}r_2 = \sqrt{r_c^2 - (R/2 + L)^2} - \sqrt{3}/2R\\ r_3 = \sqrt{\left(\sqrt{r_c^2 - (R/2 + L)^2} - \sqrt{3}/2R\right)^2 + R^2 + 2RL}\\ r_5 = \sqrt{\left(\sqrt{r_c^2 - (R/2 + L)^2} + \sqrt{3}/2R\right)^2 + R^2 + 2RL}\\ r_6 = \sqrt{r_c^2 - (R/2 + L)^2} + \sqrt{3}/2R\end{cases} \tag{22}$$

由此可得2个后转向轮的转角分别为

$$\begin{cases}\phi_3 = \pm\left(\arctan\left(\frac{L}{r_3}\right) + \arctan\left(\frac{R + L}{r_2}\right)\right)\\ \phi_5 = \pm\left(\arctan\left(\frac{L}{r_5}\right) + \arctan\left(\frac{R + L}{r_6}\right)\right)\end{cases} \tag{23}$$

式中：$\omega\geqslant 0$ 时取负号，$\omega<0$ 时取正号。

机器人各个轮子轴线在前进方向的速度为

$$\begin{cases}v_2 = v_c r_2/r_c\\ v_3 = v_c r_3/r_c\\ v_5 = v_c r_5/r_c\\ v_6 = v_c r_6/r_c\end{cases} \tag{24}$$

5 试验结果

利用机器人样机进行了机器人样机的步态行走试验，机器人能够完全按照设计的周期规则步态进行步行行走。图26所示为机器人以哺乳动物踢腿步态行走爬坡试验过程。

按照第3节的轮腿运动模式切换规划，先使用ADAMS进行了运动仿真，图27所示为机器人从倒伏到站立再到轮行的过程，图28为足端在 x、y 和 z 3个方向相对于地面的位置变化曲线。由仿真结果可知，机器人可以顺利实现站立和轮腿切换任务，不会发生干涉、倾倒等问题。利用机器人样机进行了运动模式切换试验，机器人按照

北航学报 赠阅

切换规划顺利实现不同运动模式的切换。图 29 展示了机器人从腿步行运动模式到轮行运动模式的切换过程,其逆过程则是轮行运动模式到腿步行运动模式的切换过程。

利用机器人样机进行了轮行 6 轮转弯和爬坡试验,如图 30 和图 31 所示。

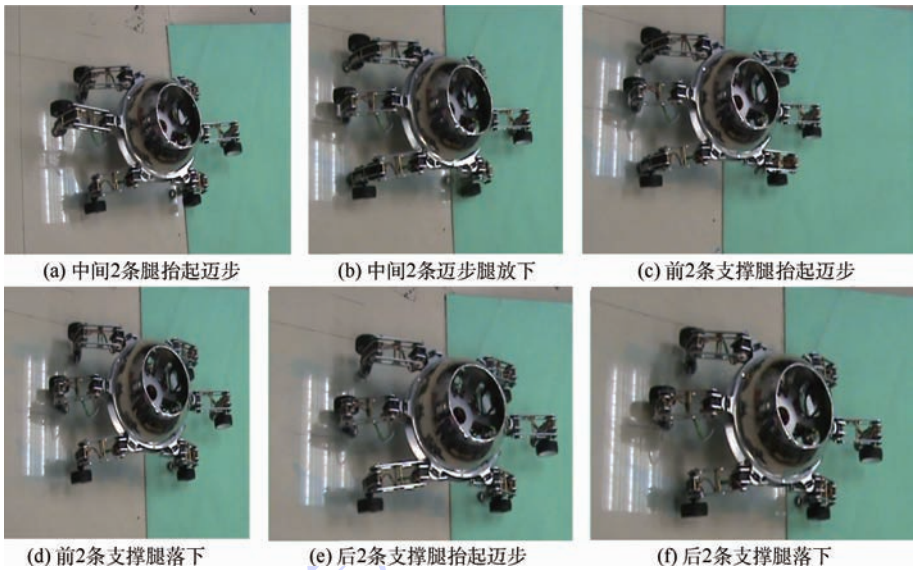


图 26　机器人步行爬坡试验

Fig. 26　Test of robot climbing slope by legs

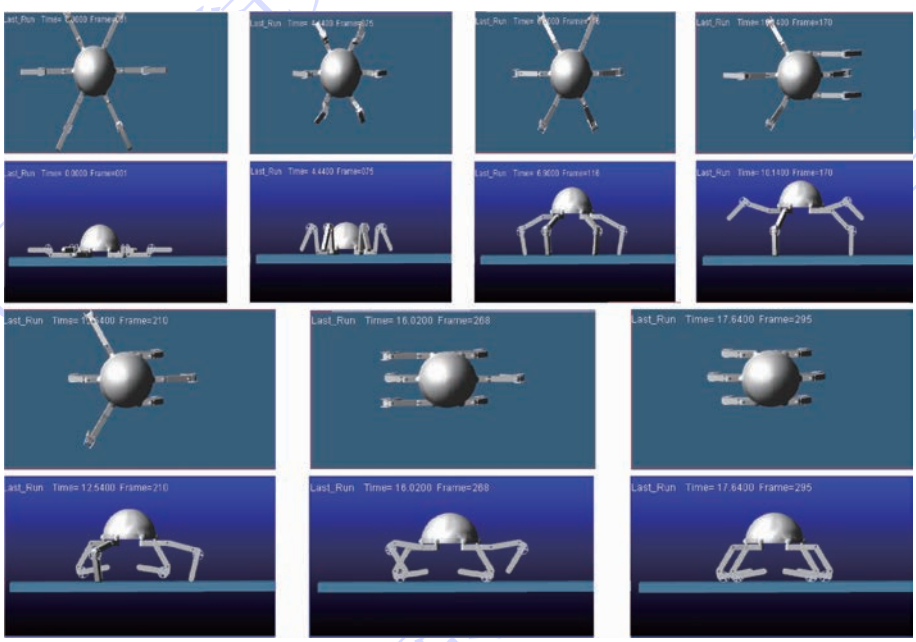


图 27　仿真过程

Fig. 27　Simulation process

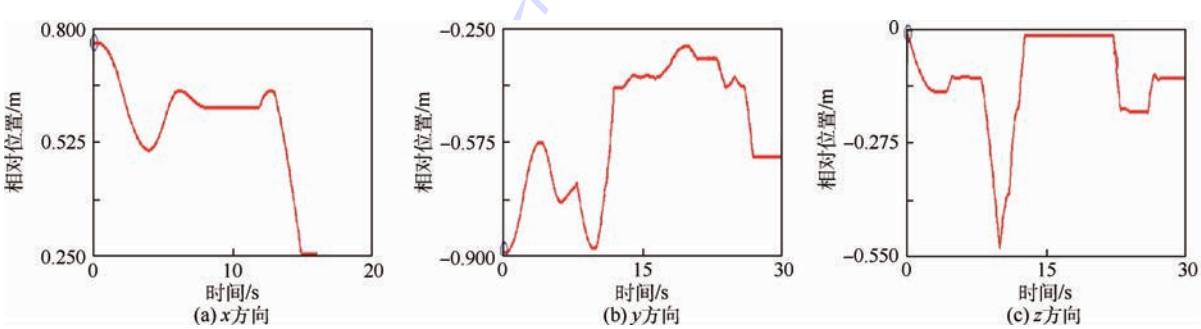


图 28　足端位置曲线

Fig. 28　Position curves of foot

北航学报 赠阅

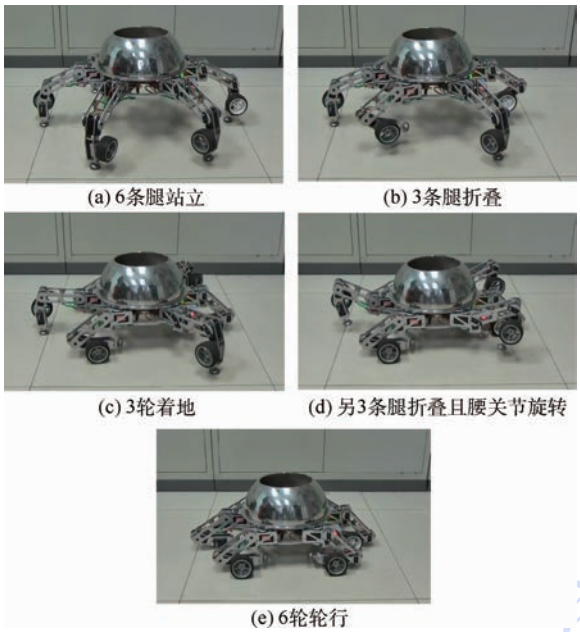


图 29 机器人运动模式切换试验

Fig. 29 Robot motion mode switching test

图 30 机器人轮行转弯试验

Fig. 30 Test of robot turning by wheels

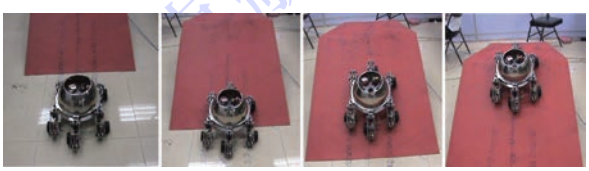


图 31 机器人轮行爬坡试验

Fig. 31 Test of robot climbing slope by wheels

试验表明,NOROS 机器人可以在 4 种典型“3 +3”三角周期步态下行走,并能按运动规划实现轮腿运动模式切换,进行轮行运动,顺利实现轮行爬坡。

6 结 论

1) 设计了一种新型圆周对称结构的六轮腿式机器人,该机器人在不增加驱动的情况下,通过改变自身构态,实现足或轮与地面接触,完成轮行和步行运动模式的切换,避免了轮子当作足使用时在步行行走过程中对轮子局部磨损造成的不利影响。

2) 给出了 4 种典型“3 +3”三角周期步态,分析了不同步态间的切换问题,根据机器人特殊的轮腿结构,研究了其相应的轮腿运动切换规划,并进行了试验验证,试验表明机器人在此运动规划下可顺利完成轮行和步行运动模式的切换。

3) 分析了轮行运动模式,并进行了试验验证。根据机器人轮行运动过程中腿的布置情况,得出间隔布置 3 个驱动轮和 3 个从动轮是最佳布置方式。分析转弯过程中轮子的受力情况,给出了轮行转弯的可行方法,并建立了 4 种机器人轮行运动过程中的转弯运动学模型。

参考文献(References)

[1] 田娜,丁希仑,戴建生. 一种新型的变结构轮腿式探测车机构设计与分析[J]. 机械设计与研究,2004,20(z1):268-270.
TIAN N,DING X L,DAI J S. Design and analysis of a novel metamorphic wheel-legged rover mechanism[J]. Journal of Machine Design and Research,2004,20(z1):268-270(in Chinese).

[2] PREUMONT A,ALEXANDRE P,GHUYS D. Gait analysis and implementation of a six leg walking machine[C]//5th International Conference on Advanced Robotics,Robots in Unstructured Environments,IEEE. Piscataway,NJ:IEEE Press,1991:941-945.

[3] CHU S K K,PANG G K H. Comparison between different model of hexapod robot in fault-tolerant gait[J]. IEEE Transactions on Systems,Man,and Cybernetics,2002,32(6):752-756.

[4] 苏军,陈学东,田文罡. 六足步行机器人全方位的步态研究[J]. 机械与电子,2004(3):48-52.
SU J,CHEN X D,TIAN W G. A study of the omnidirectional gait for hexapod walking robot[J]. Machinery & Electronics,2004(3):48-52(in Chinese).

[5] 韩宝玲,王秋丽,罗庆生. 六足仿生步行机器人足端工作空间和灵活度研究[J]. 机械设计与研究,2006,22(4):10-12.
HAN B L,WANG Q L,LUO Q S. Mechanical optimization and analyses of hexapod walking bio-robot[J]. Machine Design and Research,2006,22(4):10-12(in Chinese).

[6] 丁希仑,王志英,ROVETTA A. 六边形对称分布六腿机器人的典型步态及运动性能分析[J]. 机器人,2010,32(6):759-765.
DING X L,WANG Z Y,ROVETTA A. Typical gaits and motion analysis of a hexagonal symmetrical hexapod robot[J]. Robot,2010,32(6):759-765(in Chinese).

[7] 徐坤,丁希仑,李可佳. 圆周对称分布六腿机器人三种典型行走步态步长及稳定性分析[J]. 机器人,2012,34(2):231-241.
XU K,DING X L,LI K J. Stride size and stability analysis of a radially symmetrical hexapod robot in three typical gaits[J]. Robot,2012,34(2):231-241(in Chinese).

[8] SHNRO N,EIJI N,TAKAYUKI T. Motion control technique for practical use of a leg-wheel robot on unknown outdoor rough terrains[C]// Proceedings of 2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems,IEEE. Piscataway,NJ:IEEE Press,2004:1353-1358.

[9] YLONEN S J,HALME A J. Workpartner-Centaur like service robot[C]// Proceedings of the 2002 IEEE/RSJ International

北航学报 赠阅

Conference on Intelligent Robots and Systems, IEEE. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2002: 727-732.

[10] WILCOX B H. ATHLETE: An option for mobile lunar landers [C]// 2008 IEEE Aerospace Conference, IEEE. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2008: 1-8.

[11] WANG P F, HUANG B, SUN L N. Walking research on multi motion mode quadruped bionic robot based on moving ZMP [C]// IEEE International Conference on Mechatronics and Automation, IEEE. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2005: 1935-1940.

[12] 丁希仑,徐坤. 一种新型变结构轮腿式机器人的设计与分析[J]. 中南大学学报,2009,40(S1):91-101.
DING X L, XU K. Design and analysis of a novel metamorphic wheel-legged rover mechanism [J]. Journal of Central South University, 2009, 40(S1): 91-101(in Chinese).

[13] JACOBSEN S, SMITH F M, OLIVIER M, et al. Reconfigurable articulated leg and wheel: US7017687B1[P]. 2006-03-28.

[14] ROHMER E, REINA G, YOSHIDA K. Dynamic simulation-based action planner for a reconfigurable hybrid legwheel planetary exploration rover[J]. Advanced Robotics, 2010, 24(8-9): 1219-1238.

[15] CRUSE H. What mechanisms coordinate leg movement in walking arthropods? [J]. Trends in Neurosciences, 1990, 13(1): 15-21.

[16] CRUSE H, WEHNER R. No need for a cognitive map: Decentralized memory for insect navigation[J]. PLoS Computational Biology, 2011, 7(3): 1-10.

[17] BENDER J A, SIMPSON E M, TIETZ B R, et al. Kinematic and behavioral evidence for a distinction between trotting and ambling gaits in the cockroach Blaberus discoidalis[J]. The Journal of Experimental Biology, 2011, 214(12): 2057-2064.

作者简介:

徐坤　男,博士,讲师。主要研究方向:仿生机器人、可展机构、机器人控制。
Tel.: 010-82339055
E-mail: xk007@buaa.edu.cn

郑羿　男,硕士研究生。主要研究方向:机器人结构设计、运动分析。
Tel.: 010-82314564
E-mail: zyfuture@buaa.edu.cn

丁希仑　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:空间机器人、仿生机器人、变胞机构。
Tel.: 010-82338005
E-mail: xlding@buaa.edu.cn

Structure design and motion mode analysis of a six wheel-legged robot

XU Kun[1,2,*], ZHENG Yi[1], DING Xilun[1]

(1. School of Mechanical Engineering & Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. State Key Laboratory of Robotics and System, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China)

Abstract: The research of hybrid locomotion robot has become one of the hottest spots of mobile robots. Wheel-legged robot which combines the advantages of wheeled robot and legged robot can be better adapted to complex environment. A new combination between wheels and legs is proposed and a new circumferential symmetry wheel-legged robot is designed. It can transit its locomotion mode by changing its configuration. Meanwhile, it reduces mechanism complication and avoids the fray of wheels while they are used as feet in legged motion mode. Because of its special structure, four typical "3+3" tripod gaits and the equivalent mechanisms in different walking gaits processes are presented and transition between them is analyzed. The forward and inverse kinematics models of single leg are built. Based on its structure, planning of motion mode transition from wheeled motion mode to legged motion mode and from legged motion mode to wheeled motion mode is given and simulated in software. Its wheeled motion mode and steering problem are analyzed and illustrated, and four steering models are built. Some tests with wheel-legged robot prototype are made to verify its ability of locomotion both in legged mode and wheeled mode and its capability of transition between different motion modes.

Key words: wheel-legged robot; structure design; kinematics; gait; motion mode

Received: 2015-01-11; **Accepted**: 2015-01-30; **Published online**: 2015-03-31 14:54
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150331.1454.001.html
Foundation items: National Science Fund for Distinguished Young Scholars (51125020); National Natural Science Foundation of China (51305009); State Key Laboratory of Robotics and System (HIT); CAST Innovation Foundation

* **Corresponding author**. Tel.: 010-82339055　E-mail: xk007@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0065

热气防冰系统内表面弦向传热性能衰减规律

卜雪琴[1,*], 彭珑[2], 林贵平[1], 周盈[1]
(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100190)

摘 要: 利用反向热流法实验研究了弦向3排射流喷口,且中央喷口正对前缘驻点结构下射流冲击热气防冰系统前缘内表面的局部传热特性。重点研究了喷孔射流出口雷诺数 Re_j、笛形管相对于前缘的距离与孔径比 Z_n/d、射流冲击驻点区弦向弧长与孔径比 r/d 对冲击前缘靶面的局部传热性能分布的影响。实验中 Re_j 范围为 $2.5\times10^4\sim1\times10^5$, Z_n/d 范围为 1.736~27.5, r/d 范围为 13.21~61.5。结果表明,局部传热性能分布曲线为从驻点开始向两侧衰减的钟形曲线,包括稳定段、下降段和结束段3部分,其中稳定段只受参数 r/d 的影响,而参数 Re_j、Z_n/d 和 r/d 均能够明显影响下降段的下降速率,参数 r/d 则几乎不会改变下降段的总下降幅度。总结了此类喷口结构下射流冲击前缘换热性能衰减分布曲线的通用实验关联式,以指导防冰系统的设计和热性能的评估。

关 键 词: 热气防冰系统; 笛形管; 射流; 局部传热特性; 实验关联式
中图分类号: V244.1+5
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2016)01-0072-07

现代商用飞机的机翼前缘和发动机进气口等主要部件处均要求安装防/除冰装置,以保证飞机在结冰气候条件下的飞行安全。目前最为常用的是热气型防冰系统,通过从发动机引高温、高压的热空气至热气防冰腔,经由笛形管上的喷孔形成冲击射流高效加热前缘防冰表面,实现防冰的目的。由于机翼前缘和发动机的进气口属于翼型型面,使得笛形管射流的冲击靶面为连续变曲率的翼型凹表面。Saeed 等[1]明确指出,已有的较多关于射流冲击平面换热性能规律的结论均不能够准确预测射流冲击凹曲面的换热特性情况,与具有特殊翼型形状前缘的热气防冰系统内部换热特性相差则更大。热气防冰系统内部笛形管射流的冲击换热特性需要开展专门的研究。

Saeed[2-4]采用标准半圆凹曲面替代翼型防冰腔进行了三维热气阵列射流冲击凹曲面的传热特性仿真研究,得出射流孔间距、射流孔距离前缘冲击壁面的距离、射流孔阵列结构和射流马赫数是影响热气防冰腔换热性能的关键参数[2],并且指出单排射流孔与叉排射流孔排间在笛形管上的圆周交角为20°的阵列冲击换热性能明显好于圆周交角为10°的阵列冲击换热性能[3];射流孔间距越大,射流孔距离前缘冲击壁面的距离越小,马赫数越大,越能获得明显的换热性能[4]。Planquart 等[5]利用红外温度记录仪和反向热流实验方法测得叉排直喷式热气防冰腔蒙皮内表面换热系数分布情况,得出其换热性能与供气雷诺数、射流孔的展向和弦向分布距离相关,并总结了笛形管冲击前缘内壁面驻点区的平均对流换热系数与上述参数的实验关联式,其中笛形管相对于前缘的距离与孔径比(简称相对管壁距) $Z_n/d>20$, 3 000 < 喷孔射流出口雷诺数(Re_j) <

收稿日期: 2015-01-30; **录用日期**: 2015-04-29; **网络出版时间**: 2015-06-11 17:29
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150611.1729.001.html
基金项目: 国家自然科学基金(51206008)
* **通讯作者**: Tel.: 010-82338600 E-mail: buxueqin@buaa.edu.cn

引用格式: 卜雪琴, 彭珑, 林贵平, 等. 热气防冰系统内表面弦向传热性能衰减规律[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 72-78. BU X Q, PENG L, LIN G P, et al. Chordwise attenuation of heat transfer performance on inner surface of hot-air anti-icing system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 72-78 (in Chinese).

41 000。Papadakis 和 Wong[6-8]研究了射流孔排列结构、笛形管放置位置、防冰腔几何结构、热气温度和流量对系统的性能影响,指出一旦射流孔供气达到壅塞状态,供气流量的增加对防冰壁面温度的影响相较于供气温度提高的影响要小很多,而笛形管的放置位置、射流孔的周向排列对前缘壁面的传热性能至关重要,但腔体形式的改变对壁面温度分布几乎没有影响等。Brown 等[9]通过实验得出了笛形管冲击热气防冰腔前腔的平均对流换热系数关于孔间距、供气雷诺数的准则关系式,其中所有射流孔供气均处于壅塞状态,且笛形管相对管壁距$Z_n/d=5$。

目前,国内多数采用计算流体力学方法对腔内的热气流动换热[10-15]或防冰系统的防冰性能[16]进行数值模拟,亦或是通过实验研究防冰系统的总体防冰性能[10]。关于热气防冰腔内复杂射流冲击翼型凹表面的传热研究还很欠缺,特别是缺乏对防冰腔内局部换热特性的关注,细致的实验研究工作尚未开展。基于此,本文将通过实验深入研究热气防冰系统前缘内表面局部传热性能的分布特性。

1　实验方案

实验系统如图 1 所示。实验采用反向热流测量技术(inverse flux technique)[5],即和实际防冰系统工作时表面热流方向相反。实际情况是外表面冷空气吹袭,内部防冰系统供热气。本文通过对防冰腔防冰壁面加以恒定的加热流密度,用恒温 300 K 的压缩空气作为冷却介质输送至防冰腔内,射流冲击腔体前缘防冰壁面并带走热量,以此模拟防冰腔内的流动传热过程。此方法成本较低,方便开展,且能准确预测防冰腔内部流动换热情况[5]。

实验用热气防冰腔的腔体模型选用某飞机机翼防冰腔的二维弦向截面原型(见图 2)等比例(1∶1)加工而成,腔体材质为防锈铝 5A06,铝板厚 3 mm,腔体的展向长度取为 500 mm。该模型具有的笛形管射流结构及腔内空气流动换热形式有普遍代表性,压缩空气通过笛形管上的射流孔喷射进入防冰腔前腔,射流冲击到前缘壁面带走壁面热量,乏气通过高度为 1 mm 的狭缝加速形成贴壁射流进入后腔,并与后腔防冰壁面热交换,最终由排气孔排出。腔内笛形管采用不锈钢圆管加工制成,笛形管上的射流孔阵列形式采用图 3 所示的 3 排顺排阵列。实验关注的结构参数及其值的范围由表 1 详细列出,基本能够覆盖现役各型带笛形管结构的机翼热气防冰系统。

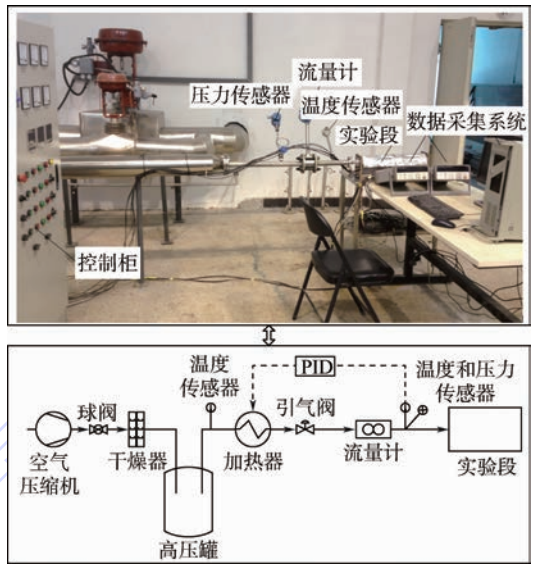


图 1　实验系统

Fig. 1　Experiment system

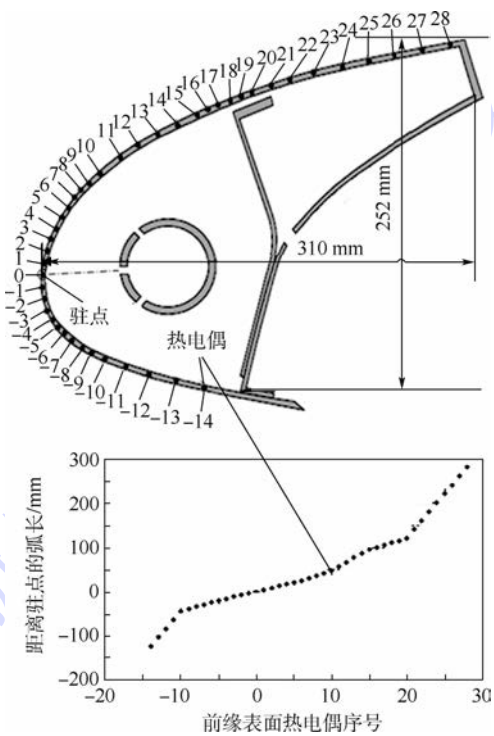
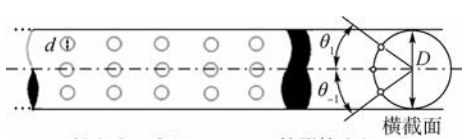


图 2　防冰腔结构及温度测点布置

Fig. 2　Anti-icing cavity structure and thermocouples distribution



d—射流喷口直径(mm);D—笛形管直径(mm)。

图 3　笛形管射流孔阵列示意图

Fig. 3　Sketch of jet hole layout on piccolo tube

北航学报 赠阅

表 1 防冰腔结构参数的取值范围

Table 1 Range of anti-icing cavity structure parameters

结构参数	范围
d/mm	2
$\theta_{-1},\theta_0,\theta_1$/(°)	θ_{-1}:(−60 ~ −15), θ_0:(0 ~ 0), θ_1:(15 ~ 60)
Z_n/d	1.736 ~ 27.5
r/d	13.21 ~ 61.5

注:θ_0、θ_{-1} 和 θ_1 为孔偏转角。

热气防冰腔前缘外壁面通过贴合特制的康铜加热膜进行加热。加热膜的电阻值几乎不随温度变化,且发热均匀。加热量由功率表直接测出。加热膜外布置高热阻橡塑海绵保温材料防止热量往外散失,使得热量几乎全部能传导进入腔体内,漏热量不大于 5%。

防冰腔前缘蒙皮内表面温度(即防冰面内表面温度)由经过精确校准的 T 型热电偶线(测量误差为 ±0.5℃)测量,热电偶线温感探头布置在距外蒙皮 2.5 mm 深度的盲孔内,以导热绝缘胶固定,这样不会影响防冰腔的内部流动,同时温度探头距离内表面只有 0.5 mm,测得温度数据可以认为就是相应内表面温度。同时选择了射流孔正前方的一个弦向位置进行了图 2 所示的热电偶布置,共 43 个温度测量点,其中换热情况复杂的射流冲击区布置了较其他区域更高密度的温度测量点。所有测量信号由数据采集仪 Agilent34970A 的 34901A 模块进行采集并传送给计算机存储和二次处理。

2 数据处理

基于本文的实验原理,局部对流换热系数 h_x 计算公式为

$$h_x=\frac{q-q_{\text{loss}}}{T_{wx}-T_{\text{in}}} \tag{1}$$

式中:q 为防冰壁面加载的热流密度;q_{loss} 为漏热量;T_{wx} 为前缘防冰壁面内表面的局部温度;T_{in} 为供气温度。

局部对流换热努谢尔数 Nu_x 计算公式为

$$Nu_x=\frac{h_x d}{\lambda} \tag{2}$$

式中:λ 为空气导热系数。

考虑在不同的供气工况和结构参数下,壁面局部换热努谢尔数 Nu_x 的值和分布规律不尽相同,而本文主要研究目标区域的局部换热性能的分布规律,与具体的 Nu_x 数值无关,为了方便研究,本文定义新参数 ξ_x 替代 Nu_x。如式(3)所示,ξ_x 为当地 x/d 处努谢尔数 Nu_x 与前缘驻点处努谢尔数 Nu_{stag} 的数值百分比,表示当地换热与驻点处换热的弱化程度。这样,所有 ξ_x 的分布曲线在前缘驻点处的取值均为 100%,只有从驻点处向两侧的衰减程度不同。故而用 ξ_x 替代 Nu_x 既能够保留局部换热性能的分布规律,又能够简化研究的问题。

$$\xi_x=Nu_x/Nu_{\text{stag}}\times 100\% \tag{3}$$

3 结果与讨论

本文针对弦向 3 排喷孔,且中央喷孔正对前缘驻点的射流结构,开展了喷孔射流出口雷诺数 Re_j、笛形管相对管壁距 Z_n/d 和射流冲击驻点区弦向弧长与孔径比(简称相对冲击驻点区弧长)r/d 对射流腔内表面局部换热性能分布及衰减的影响研究。所设计的所有工况覆盖以下选值范围:Re_j:2.5×10^4 ~ 1×10^5;Z_n/d:1.736 ~ 27.5;r/d:13.21 ~ 61.5。以上范围较好地涵盖了目前热气防冰系统的笛形管射流结构尺寸范围和防冰热气流量范围。

3.1 笛形管喷孔射流出口雷诺数 Re_j 的影响

图 4 为不同喷孔射流出口雷诺数 Re_j 下的 ξ_x 值弦向分布曲线,其线型均近似为从驻点开始向两侧衰减的钟形曲线。横坐标 x/d 取负值的区域表示为下表面,正值为上表面。可以定性地认为,ξ_x-x/d 曲线从驻点开始向两侧的衰减过程经过了衰减较缓慢的稳定段、迅速衰减的下降段以及衰减减缓的结束段 3 部分,其中下降段和结束段间的界定明显,由下降段进入结束段可见明显的 ξ_x 曲线衰减减缓的现象,而稳定段和下降段间则不好定量地描述其界定原则,考虑到研究结论需要具备推广性,本文定义稳定段为 ξ_x 值从驻点处向两侧衰减 5% 的弦向范围,图中以虚线间隔这2 个部分。

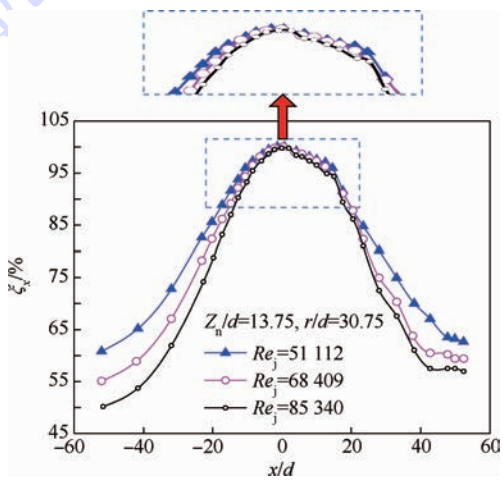


图 4 喷孔射流出口雷诺数 Re_j 对 ξ_x 的影响

Fig. 4 Effect of jet Reynolds number Re_j on ξ_x

由图 4 可知:① ξ_x 分布曲线稳定段的放大区明显可见,不同 Re_j 对应的稳定段曲线几乎重合,差别较小。② Re_j 能够明显影响 ξ_x-x/d 曲线的下降段,Re_j 越大,下降段的衰减速率越快,下降段的总下降幅度也越大,当 Re_j 由 51 112 增长至 85 340时,下表面下降段的总下降幅度增大近 14%。③ 3 喷孔对称射流结构正前缘的驻点两侧 ξ_x 分布曲线不尽相同,主要是受到图 2 中的狭缝结构作用,使得上表面的 ξ_x-x/d 曲线下降段衰减速率明显比下表面小,衰减总幅度也随之降低,下降段提前转变为结束段,这一方面说明狭缝结构有明显改善上表面换热性能的作用,另一方面,虽然 ξ_x 分布曲线在驻点两侧不对称,但是稳定段、下降段和结束段受喷孔出口雷诺数的影响作用是一致的。

3.2　相对管壁距 Z_n/d 的影响

图 5 为相对管壁距 Z_n/d 对 ξ_x 值弦向分布规律的影响。可以明显看出,参数 Z_n/d 的影响特性类似于参数 Re_j,主要作用在 ξ_x 弦向分布曲线的下降段。① Z_n/d 取值越小,下降段的衰减速率越快,下降段的总下降幅度也越大。② 针对 ξ_x-x/d曲线稳定段,如图 5 中放大区域所示,不同的 Z_n/d 取值只是在上表面略有不同,但是最大相差也仅 2% 左右,此时 Z_n/d 的影响作用较微弱,几乎可以忽略。

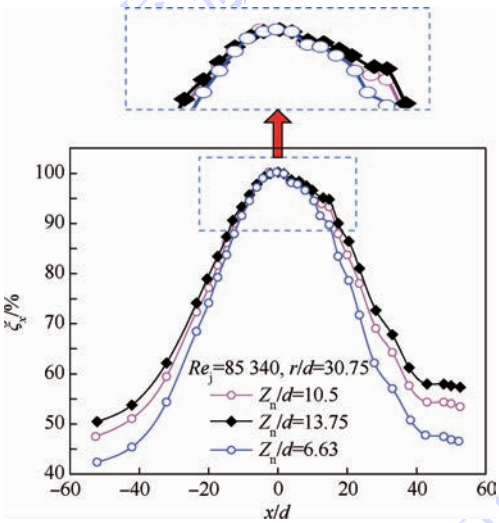


图 5　相对管壁距 Z_n/d 对 ξ_x 的影响

Fig. 5　Effect of relative piccolo tube to surface distance Z_n/d on ξ_x

3.3　相对冲击驻点区弧长 r/d 的影响

图 6 显示了相对冲击驻点区弧长 r/d 对 ξ_x 值弦向分布规律的影响。可以发现,参数 r/d 的作用规律与参数 Re_j 和 Z_n/d 明显不同。① 参数 r/d 能够明显影响 ξ_x-x/d 曲线的稳定段,r/d 取值越大,稳定段越宽;反之,稳定段越窄,并且提前进入下降段。② 参数 r/d 能够影响下降段,但是作用效果仅体现在下降段的下降速率,几乎不改变下降段的总下降幅度。r/d 取值减小,下降段的下降速率会加大,上、下表面下降段的总下降幅度均无明显变化。

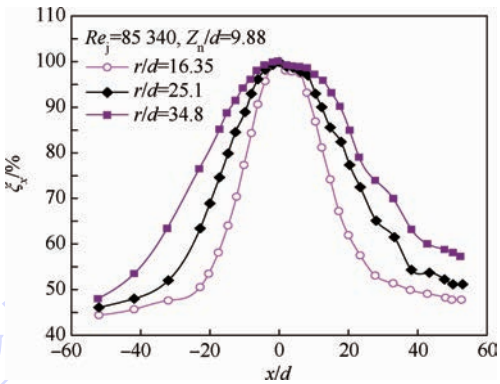


图 6　相对冲击驻点区弧长 r/d 对 ξ_x 的影响

Fig. 6　Effect of relative chordwise arc length in the jet impingement zone r/d on ξ_x

4　换热性能衰减分布曲线的实验关联式

考虑到防冰区域外表面的局部水收集系数随撞击位置发生变化,外表面防冰热载荷也不尽相同,为了在防冰系统设计时就能够预先匹配优化防冰热量的供给,若能够获得射流冲击防冰腔壁面的换热性能分布的通用模型,则能更加快捷准确地实现这一重要需求。所以,本文针对弦向 3 排喷孔,且中央喷孔正对前缘驻点的射流结构,建立冲击换热性能 ξ_x-x/d 曲线的实验关联式。

通过第 3 节可知,ξ_x-x/d 曲线为从驻点向上、下表面两侧衰减的近似钟形曲线,但狭缝结构会影响驻点向上表面侧的换热性能衰减分布。本文拟合工作中不考虑狭缝的影响,用驻点向下表面的换热性能衰减分布曲线替代上表面的实际曲线,形成驻点向两侧完全对称的换热性能衰减分布钟形曲线,并选择高斯拟合公式(4)对射流孔前缘冲击换热性能分布曲线进行描述,如图 7 所示。

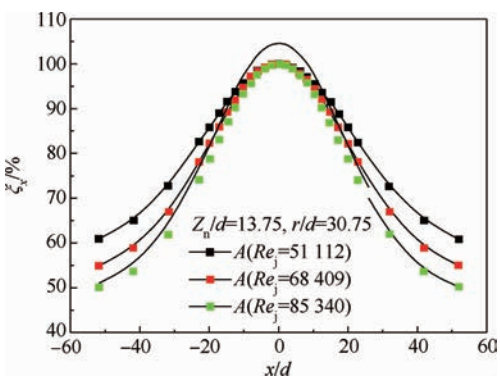


图 7　ξ_x 弦向分布的高斯方程拟合

Fig. 7　Gauss equation fitting of ξ_x in chordwise direction

$$\xi_x = \xi_0 + \frac{A}{w\sqrt{\pi/2}} e^{-2\frac{(x/d - x_{stag}/d)^2}{w^2}} \quad (4)$$

式中：x_{stag}为驻点处坐标，本文取值为 0；ξ_0 为 ξ_x 离驻点最远端的值（即衰减终止量）；$A/(w \times \sqrt{\pi/2})$为衰减高度 H；w 为半衰高度 $H/2$ 处高斯曲线宽值的 $1/\sqrt{\ln 4}$ 倍。

定义衰减系数 $M = 2/w^2$，代入式(4)得

$$\xi_x = (\xi_{stag} - H) + He^{-M(x/d - x_{stag}/d)^2} = (100 - \pi^{-0.5}AM^{0.5}) + \pi^{-0.5}AM^{0.5}e^{-M(x/d)^2} \quad (5)$$

根据式(5)应用非线性拟合技术对所有实验样本点进行拟合，每一个实验样本点曲线对应一对确定的 A、M 值，拟合的相关系数 R 为 0.980 ~ 0.996。进一步分析，式(5)中的衰减系数 M 和系数 A 都与参数 Re_j、Z_n/d 和 r/d 有关，并主要由这 3 个参数决定。图 8 为参数 Re_j、Z_n/d 和 r/d 对衰减系数 M 和系数 A 的一元影响，均符合幂乘函数关系，故而均采用幂乘函数方程式分别拟合衰减系数 M 随 Re_j、Z_n/d 和 r/d 变化的关联式(6)和系数 A 随 Re_j、Z_n/d 和 r/d 变化的关联式(7)，式(6)相关系数 $R = 0.96$，式(7)相关系数 $R = 0.98$。

$$M = 0.009\,385\,Re_j^{0.4970}(Z_n/d)^{-0.1320}(r/d)^{-2.1134} \quad (6)$$
$$R = 0.96$$

$$A = 14.056\,6\,Re_j^{0.1512}(Z_n/d)^{-0.1331}(r/d)^{1.1095} \quad (7)$$
$$R = 0.98$$

将关联式(6)和关联式(7)代入式(5)，经过化简得到关联式(8)。关联式(8)便是弦向 3 排喷孔结构冲击射流前缘换热性能衰减分布曲线的通用拟合模型，适用于 $2.5 \times 10^4 \leqslant Re_j \leqslant 1 \times 10^5$、$1.736 \leqslant Z_n/d \leqslant 27.5$ 和 $13.21 \leqslant r/d \leqslant 61.5$ 的工况和结构。

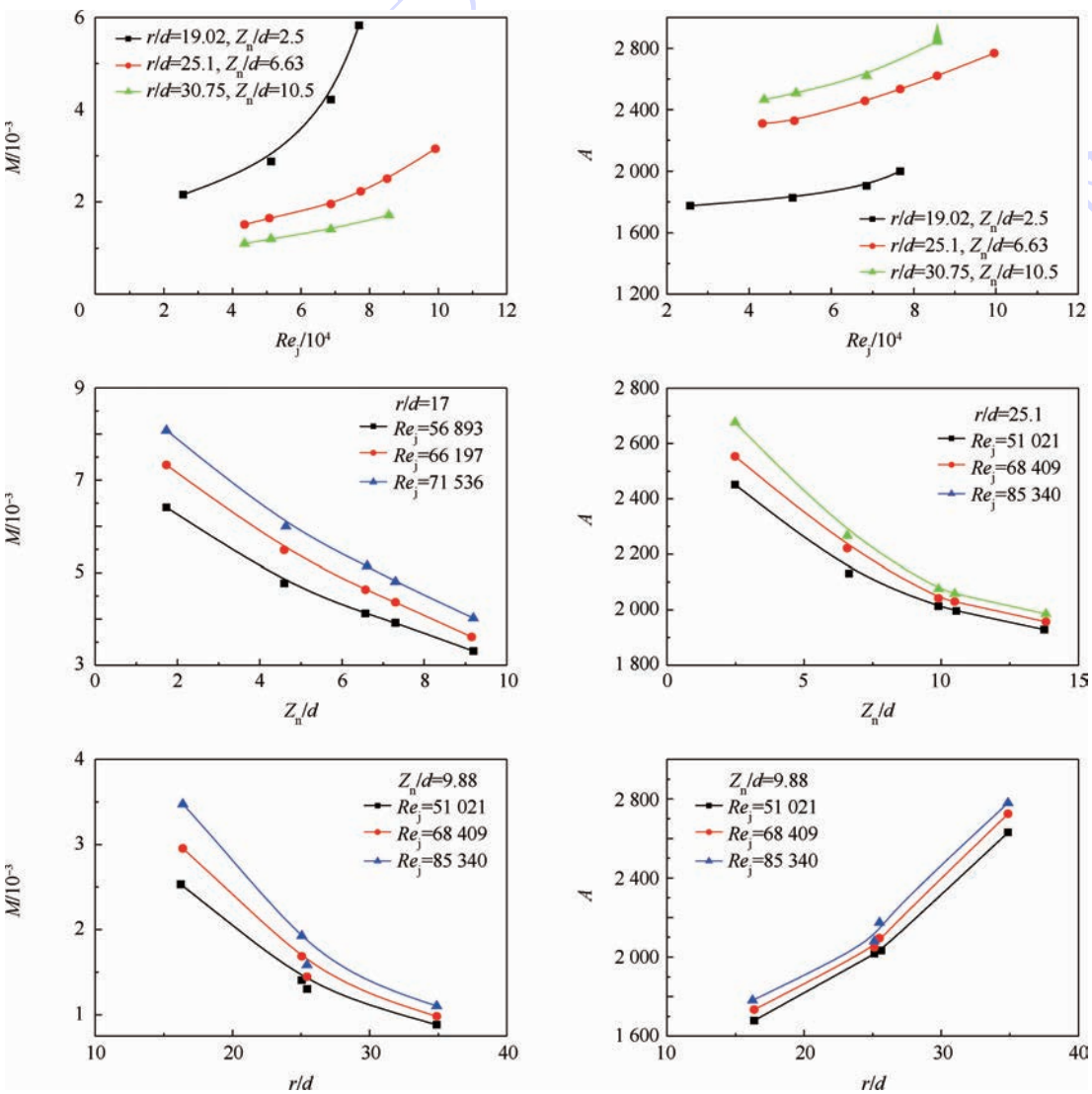


图 8 M、A 随影响参数 Re_j、Z_n/d 和 r/d 的变化关系

Fig. 8 Relations of M, A with its factors Re_j, Z_n/d and r/d

北航学报 赠阅

$$\xi_x = (100 - \pi^{-0.5}AM^{0.5}) + \pi^{-0.5}AM^{0.5}e^{-M(x/d)^2} = 100 - 0.768\,28\,Re_j^{0.399\,70}(Z_n/d)^{-0.199\,12} \times (r/d)^{0.052\,781} + [0.768\,28\,Re_j^{0.399\,70} \times (Z_n/d)^{-0.199\,12}(r/d)^{0.052\,781}] \times \exp[-0.009\,385\,Re_j^{0.497\,0}(Z_n/d)^{-0.132\,0} \times (r/d)^{-2.113\,4}(x/d)^2] \quad (8)$$

最后,选取参与关联式(8)拟合的所有实验样本点外的结构进行实验,并将关联式(8)推导出的 ξ_x 弦向分布曲线与实验结果进行比较,如图 9所示,最大相差为 2%。可见,关联式(8)在限定工况和结构范围内,能够较准确地预测防冰腔内弦向 3 排喷孔结构冲击射流前缘换热性能的分布规律,辅助并指导热气防冰系统的设计和性能评估工作。

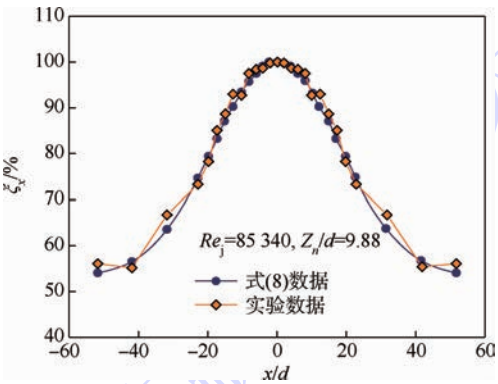


图 9　ξ_x 拟合模型的实验验证

Fig. 9　Experimental validation of fitting model of ξ_x

5　结　论

针对弦向 3 排喷孔,且中央喷孔正对前缘驻点的射流结构,本文详细研究了参数 Re_j、Z_n/d 和 r/d 对射流腔内表面传热性能的影响作用规律,总结如下:

1) 局部换热性能分布曲线从驻点开始向两侧的衰减过程经过了衰减较缓慢的稳定段、迅速衰减的下降段以及衰减减缓的结束段 3 部分。

2) 换热性能分布的稳定段仅受参数 r/d 的影响,参数 Re_j 和 Z_n/d 则几乎没有影响作用。r/d取值越大,稳定段越宽;反之,稳定段越窄,且提前进入下降段。

3) 参数 Re_j、Z_n/d 和 r/d 均能够明显影响换热性能分布的下降段。Re_j 越大或者 Z_n/d 取值越小,下降段的衰减速率均加快,且下降段的总下降幅度也越大;参数 r/d 取值减小,下降段的下降速率也越大,但几乎不会改变下降段的总下降幅度。

4) 拟合并验证了弦向 3 排喷孔结构射流冲击防冰壁面的换热性能衰减分布曲线通用模型,该模型适用于 $2.5\times10^4 \leqslant Re_j \leqslant 1\times10^5$、$1.736 \leqslant Z_n/d \leqslant 27.5$ 和 $13.21 \leqslant r/d \leqslant 61.5$ 的工况和结构。

参考文献(References)

[1] SAEED F, MORENCY F, PARASCHIVOIU I. Numerical simulation of a hot-air anti-king system[C]// 38th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2000.

[2] SAEED F. Numerical heat transfer correlation for array of hot-air jets impinging on 3-dimensional concave surface[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(3): 665-670.

[3] SAEED F. Numerical simulation of surface heat transfer from an array of hot-air jets[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(2): 700-714.

[4] FREGEAU M, GABR M, PARASCHIVOIU I, et al. Simulation of heat transfer from hot-air jets impinging a three-dimensional concave surface[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(2): 721-726.

[5] PLANQUART P, BORRE G V, BUCHLIN J M. Experimental and numerical optimization of a wing leading edge hot air anti-icing system: AIAA-2005-1277[R]. Reston: AIAA, 2005.

[6] PAPADAKIS M, WONG S H J. Parametric investigation of a bleed air ice protection system: AIAA-2006-1013[R]. Reston: AIAA, 2006.

[7] PAPADAKIS M, WONG S H, YEONG H W, et al. Icing tunnel experiments with a hot air anti-icing system: AIAA-2008-444[R]. Reston: AIAA, 2008.

[8] PAPADAKIS M, WONG S H, YEONG H W, et al. Icing tests of a wing model with a hot-air ice protection system: AIAA-2010-7833[R]. Reston: AIAA, 2010.

[9] BROWN J, WATTERSON J K, RAGHUNATHAN S, et al. Heat transfer correlation for de-icing systems: AIAA-2001-0837[R]. Reston: AIAA, 2001.

[10] 潘旭云. 某型飞机防冰系统机翼防冰腔性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2006.
PAN X Y. Performance analysis of micro-ejector anti-icing tunnel[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006(in Chinese).

[11] 马辉,陈维建,孟繁鑫,等. 发动机导向叶片热气防冰腔结构改进[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(1): 70-74.
MA H, CHEN W J, MENG F X, et al. Improvement of hot-air anti-icing structure of engine inlet vane[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 45(1): 70-74 (in Chinese).

[12] 周玉洁. 热气腔结构的优化设计与数值模拟[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.
ZHOU Y J. Optimal design and numerical simulation of the hot air cavity structure[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010(in Chinese).

[13] 彭珑,卜雪琴,林贵平,等. 热气防冰腔结构参数对其热性能影响研究[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(6): 848-853.
PENG L, BU X Q, LIN G P, et al. Influence of the structural parameters on thermal performance of the hot air anti-icing system[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(6): 848-853 (in

北航学报 赠阅

Chinese).

[14] 卜雪琴,陈雨晨,林贵平,等. 热气防冰腔中短小销钉强化传热数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(8):1053-1057.
BU X Q, CHEN Y C, LIN G P, et al. Investigation of heat transfer enhancement of short pin fins in hot air anti-icing system [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(8): 1053-1057(in Chinese).

[15] 卜雪琴,林贵平,郁嘉. 三维内外热耦合计算热气防冰系统表面温度[J]. 航空动力学报,2009,24(11):2495-2500.
BU X Q, LIN G P, YU J. Three-dimensional conjugate heat transfer simulation for the surface temperature of wing hot-air anti-icing system [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(11): 2495-2500(in Chinese).

[16] 卜雪琴,郁嘉,林贵平,等. 机翼热气防冰系统设计[J]. 北京航空航天大学学报,2010,36(8):927-930.
BU X Q, YU J, LIN G P, et al. Investigation of the design of wing hot-air anti-icing system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(8): 927-930(in Chinese).

作者简介:

卜雪琴 女,博士,讲师。主要研究方向:飞机防除冰、高效传热。

Tel.: 010-82338600

E-mail: buxueqin@buaa.edu.cn

Chordwise attenuation of heat transfer performance on inner surface of hot-air anti-icing system

BU Xueqin[1,*], PENG Long[2], LIN Guiping[1], ZHOU Ying[1]

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

Abstract: The local heat transfer performance on the inner surface of the airfoil leading in jet impingement hot-air anti-icing system is experimentally studied through inverse flux technique using a piccolo which has 3 rows of orifices chordwisely, among which the middle orifice is exactly facing the stagnation point. The jet Reynolds number, Re_j, the relative piccolo tube to surface distance, Z_n/d, and the relative chordwise arc length in the jet impingement zone, r/d, are studied as the factors of local jet impingement heat transfer performance. The range of Re_j, Z_n/d and r/d are $2.5\times10^4-1\times10^5$, $1.736-27.5$, $13.21-61.5$, respectively. The local heat transfer performance curve looks like a bell, meaning it is high around the stagnation point and decreases as the position goes aside. This curve consists of 3 parts: the stable zone, the decline zone and the ending zone. Stable zone is only dependent on r/d. All of Re_j, Z_n/d and r/d significantly affect the declining rate of decline zone. However, the amount of decrease is nearly independent of r/d. The experimental correlation equation of the heat transfer performance attenuation under the circumstances of applying this kind of piccolo structure is developed, which would be helpful for future design of anti-icing system and evaluation of its thermal performance.

Key words: hot-air anti-icing system; piccolo tube; jet; local heat transfer performance; experimental correlation equation

Received: 2015-01-30; **Accepted**: 2015-04-29; **Published online**: 2015-06-11 17:29
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150611.1729.001.html
Foundation item: National Natural Science Foundation of China(51206008)
* **Corresponding author**. Tel.: 010-82338600 E-mail: buxueqin@buaa.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0067

基于舵面配平的飞机续航飞行航迹优化方法

全下文载

刘帆[1], 王立新[1,*], 蔡为民[2]
(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 中航工业沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

摘 要: 舵面偏转除了能够提供保证飞机稳定飞行的配平力矩,还将改变飞机的升阻比,从而影响其续航性能。在基于飞机质点假设的传统航迹优化方法的基础上,研究了飞机的升阻特性对其续航性能的影响:在上升段、巡航段及下降段前期增大升阻比,在下降段后期减小升阻比,有利于提高飞机的续航性能;提出了基于舵面配平的续航飞行航迹优化方法,以获得更接近于发挥飞机实际潜力的最优航迹与最大航程。对于多操纵面布局飞机,通过该方法能够确定其最优舵面组合配平规律。算例飞机的优化结果表明:相比单一舵面配平,最优舵面组合配平能够使算例飞机的总航程最大提高7.5%。

关 键 词: 航迹优化; 续航性能; 升阻比; 舵面配平; 总能量原理
中图分类号: V221
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2016)01-0079-08

续航性能是衡量飞机性能的关键技术指标之一。因此,通过航迹优化提高续航性能是飞机设计的重要内容[1-4]。

传统的航迹优化方法一般视飞机为质点[5-11],不仔细考虑其力矩的平衡问题。飞机在实际飞行时,需通过偏转舵面以保持外力矩处于平衡状态[12-13],以保证实现稳定飞行与性能要求。舵面配平将引起飞机的全机升阻比发生变化。由于飞机的续航性能与其升阻特性密切相关,因此,基于飞机质点假设的传统航迹优化方法存在一定的计算误差;此外,多操纵面布局飞机具有多种舵面组合配平方式,不同的方式对全机升阻比的影响不同,因而对续航性能的影响也不相同。

针对上述问题,本文分析了舵面的力与力矩效应对飞机续航性能的影响;在此基础上,提出了基于舵面配平的续航飞行航迹优化方法。通过在传统航迹优化方法中引入舵面配平,一方面可以实现航迹的精确优化;另一方面,对于多操纵面布局飞机,可以确定其最优的舵面组合配平规律,从而最大限度地发挥飞机的续航性能。

1 基于总能量原理的航迹优化方法

基于总能量原理的航迹优化方法[14-15]是本文的研究基础。根据总能量原理,飞机单位重量的动能与势能之和为等效能量,其表达式为

$$E = h + (1/2g)V^2 \tag{1}$$

式中:E、h 和 V 分别为等效能量、飞行高度和飞行速度。

飞机的总航程由上升段、巡航段与下降段3个飞行阶段的水平飞行距离组成,如图1所示。

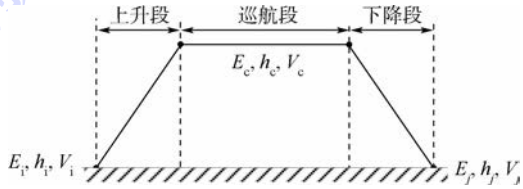


图1 飞机纵向飞行剖面

Fig. 1 Vertical flight profile of airplane

收稿日期: 2015-01-30; **录用日期**: 2015-03-06; **网络出版时间**: 2015-04-22 16:17
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150422.1617.002.html
* **通讯作者**: Tel.: 010-82338821 E-mail: wlx_c818@163.com

引用格式: 刘帆, 王立新, 蔡为民. 基于舵面配平的飞机续航飞行航迹优化方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 79-86.
LIU F, WANG L X, CAI W M. Trajectory optimization method of aircraft endurance flight based upon control surface trimming[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 79-86 (in Chinese).

从能量的角度来看，在上升段，飞机加速爬升，推力大于阻力，因此等效能量从初始值 E_i 递增至 E_c；在巡航段，飞机定直平飞，推力等于阻力，因此等效能量 E_c 保持不变；在下降段，飞机减速下滑，推力小于阻力，因此，等效能量从 E_c 递减至最终值 E_j。

根据式(1)与飞机的纵向质点运动方程[12]，可得到飞机的质点能量运动模型：

$$\begin{cases} \mathrm{d}x = \dfrac{V\cos\gamma}{\dot{E}}\mathrm{d}E \\ \mathrm{d}m_f = \dfrac{W_f}{\dot{E}}\mathrm{d}E \end{cases} \tag{2}$$

式中：x、γ、m_f 和 W_f 分别为水平飞行距离、航迹倾角、耗油量和发动机燃油流量。

对式(2)中的飞行距离方程进行积分，可得到飞机在上升段与下降段的航程。因此，以航程最大为性能指标的航迹优化问题可以表示为

$$\max J_R = \underbrace{\int_{E_i}^{E_c}\left(\frac{V\cos\gamma}{\dot{E}}\bigg|_{\dot{E}>0}\right)\mathrm{d}E}_{\text{上升段航程}} + \underbrace{\bar{\lambda}\cdot m_{f_c}}_{\text{巡航段航程}} + \underbrace{\int_{E_f}^{E_c}\left(\frac{V\cos\gamma}{|\dot{E}|}\bigg|_{\dot{E}<0}\right)\mathrm{d}E}_{\text{下降段航程}} \tag{3}$$

式中：J_R 为图 1 中 3 个飞行阶段的总航程；m_{f_c} 为飞机在巡航段的耗油量；$\bar{\lambda}$ 为巡航段的平均燃油里程，燃油里程指飞机消耗单位燃油所获得的航程。

如图 1 所示，巡航段航迹决定了上升段航迹的最终状态与下降段航迹的起始状态。因此，全飞行剖面航迹优化的第 1 步是优化巡航段航迹。在此基础上，分别完成上升段与下降段航迹的优化。

根据最小值原理，航迹优化问题最终可以转换为式(4)所示的代数函数的点态极值问题(pointwise extremization problem)[15]：

$$\begin{cases} I_c = \max\limits_{V_c,h_c}\lambda = \max\limits_{V_c,h_c}\left(\dfrac{VK}{WC_j}\right)_{\dot{E}=0} \\ I_{up} = \min\limits_{V,\pi}H_{up} = \min\limits_{V,\pi}\left(\dfrac{\bar{\lambda}W_f - V\cos\gamma}{\dot{E}}\right)_{\dot{E}>0} \\ I_{dn} = \min\limits_{V,\pi}H_{dn} = \min\limits_{V,\pi}\left(\dfrac{\bar{\lambda}W_f - V\cos\gamma}{|\dot{E}|}\right)_{\dot{E}<0} \end{cases} \tag{4}$$

式中：下标 c、up 和 dn 分别为巡航段、上升段和下降段；λ 为巡航段的燃油里程；H_{up} 与 H_{dn} 分别为上升段与下降段的哈密顿函数；K、W、C_j 和 π 分别为升阻比、飞机重量、发动机单位时间单位推力的燃油流量和发动机油门位置。

受飞行状态的影响，飞机在各飞行阶段的燃油经济性不同，即飞机在上升、巡航与下降过程，消耗相同的燃油所产生的航程不同。令飞机在上升段增加、在下降段减少单位等效能量时获得的航程分别为 ΔR_{up} 与 ΔR_{dn}，若这个过程的耗油量用于巡航，将产生的航程为 ΔR_c，则分别定义 $\Delta R_c - \Delta R_{up}$、$\Delta R_c - \Delta R_{dn}$ 为飞机的上升成本与下降成本。

令飞机在整个飞行过程中总的上升成本与下降成本分别为 C_{up} 与 C_{dn}。若飞机所有的燃油都用于巡航段时所产生航程为 R_c，则飞机的实际总航程为 $R_c - C_{up} - C_{dn}$。R_c 越大，C_{up} 与 C_{dn} 越小，飞机的总航程则越大。

式(4)中，λ 越大，表示 R_c 越大；上升段与下降段的哈密顿函数 H_{up} 与 H_{dn} 可以统一表示为

$$H = \frac{\bar{\lambda}W_f - V\cos\gamma}{|\dot{E}|} = \frac{\bar{\lambda}W_f\mathrm{d}t - V\cos\gamma\mathrm{d}t}{|\mathrm{d}E|} \tag{5}$$

如式(5)所示，$V\cos\gamma\mathrm{d}t$ 表示飞机在上升段增加(或下降段减少)单位等效能量时所获得的航程，$\bar{\lambda}W_f\mathrm{d}t$ 表示这个过程消耗的燃油若用于巡航时将产生的航程，因此，哈密顿函数 H 即为飞机的上升(或下降)成本。H 越小，飞机的总航程将越大。

综上所述，如式(4)所示，巡航段航迹优化是以燃油里程 λ 为性能指标、$\dot{E}=0$ 为约束条件、飞行速度与飞行高度为控制变量，通过控制变量寻优，使 λ 达到最大；上升段航迹优化是以上升成本 H_{up} 为性能指标、$\dot{E}>0$ 为约束条件、飞行速度与油门位置为控制变量，通过控制变量寻优，使 H_{up} 达到最小；下降段航迹优化是以下降成本 H_{dn} 为性能指标、$\dot{E}<0$ 为约束条件、飞行速度与油门位置为控制变量，通过控制变量寻优，使 H_{dn} 达到最小。

2 舵面配平对飞机续航性能的影响

2.1 舵面配平对全机升阻比的影响

本文以某型飞机为研究对象，为了提高升阻比，该飞机采用了大展弦比且机身相对较短的气动构型。对于这种特殊的气动布局，需要采用多组纵向操纵面来保证可控性，因而具有多种舵面配平方式。其纵向操纵面包括前翼升降舵与后翼升降舵，在飞行过程中，前翼升降舵与后翼升降舵可以单独或组合偏转，为飞机提供配平力矩。

舵面偏转将改变飞机的气动特性，且不同的舵面配平方式对飞机气动特性的影响也不同。对于本文的研究对象，当飞机定直平飞($h=12$ km，

$Ma=0.8$）时，其前翼升降舵单独配平（前翼配平）、后翼升降舵单独配平（后翼配平）以及前翼升降舵与后翼升降舵组合配平（组合配平）所引起的全机升阻比变化如图 2 所示。

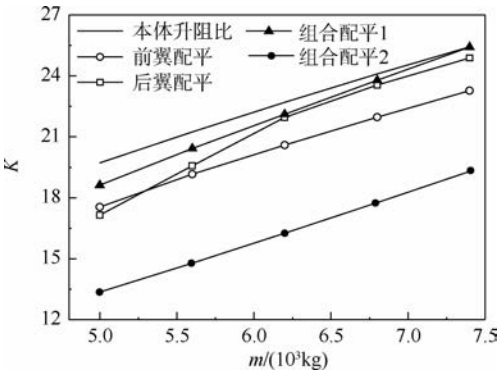


图 2　舵面配平对全机升阻比的影响

Fig. 2　Effects of control surface trimming on lift-drag ratio of aircraft

飞机保持定直飞行时需要满足切向力平衡、法向力平衡与外力矩平衡 3 个条件。根据飞机的纵向运动方程[12]，求解相应的配平迎角、配平舵面与配平油门，可以使飞机满足上述 3 个平衡条件。在同一飞行条件下，对于单一舵面配平方式，只存在唯一的配平解；对于舵面组合配平方式，则存在多组配平解。因此，图 2 中给出了舵面组合配平方式下的 2 条升阻比曲线，分别对应最大与最小的全机升阻比。

如图 2 所示，舵面配平将明显地改变飞机的全机升阻比。此外，通过组合舵面配平，飞机可以获得比单一舵面配平更大或更小的全机升阻比。

2.2　升阻比对续航性能的影响

通过航迹优化能够提高飞机的续航性能，如式(4)所示，影响航迹优化结果的因素包括性能指标与控制变量。因此，升阻比对飞机续航性能的影响可以从升阻比对性能指标与控制变量寻优范围的影响 2 个方面进行分析。

2.2.1　升阻比对性能指标的影响

对于巡航段，如式(4)中第 1 个式子所示，性能指标 λ 与升阻比 K 成正比。对于上升段与下降段，由于飞机非急剧机动时的航迹倾角通常不大（$\gamma<15°$）[16]，因此，如式(5)所示，性能指标 H 的分子近似为 $\lambda W_f - V$，其值仅由飞行速度 V 与发动机油门位置 π 决定，不受 K 影响；分母为等效能量变化率的绝对值 $|\dot{E}|$，$\dot{E}$ 即为飞机单位重量的剩余功率，其表达式为 $\dot{E}=(T_a/W-1/K)V$[12]，T_a 为可用推力，对于上升段，$\dot{E}>0$，即 $|\dot{E}|$ 随 K 增大而增大；对于下降段，$\dot{E}<0$，即 $|\dot{E}|$ 随 K 增大而减小。

因此，巡航段的性能指标 λ 随 K 增大而增大；上升段与下降段的性能指标 H 亦随 K 改变而变化，其变化规律由性能指标 H 的符号决定。

2.2.2　升阻比对控制变量寻优范围的影响

飞机在某一重量与飞行高度下，最大可用飞行速度 $V_{a.max}$、最小可用飞行速度 $V_{a.min}$、最大可用推力 $T_{a.max}$、最小可用推力 $T_{a.min}$ 以及平飞需用推力 T_R 如图 3 所示。

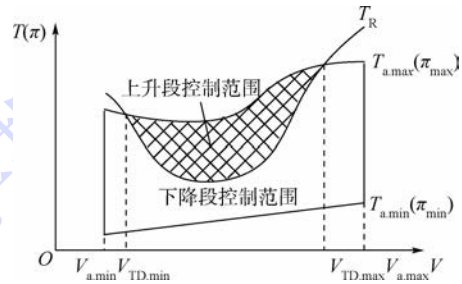


图 3　控制变量寻优范围

Fig. 3　Search range of control variable

对于巡航段，控制变量为飞行速度与飞行高度。飞机巡航时应满足 $T_a=T_R$，因此，$T_{a.max}$ 与 T_R 的交点决定了巡航速度的可用范围 $[V_{TD.min}, V_{TD.max}]$。由飞机平飞需用推力的计算式 $T_R=W/K$ 可知[12]，飞机重量不变时，图 3 中平飞需用推力曲线随 K 增大而向下平移，使 $T_{a.max}$ 与 T_R 的交点所对应的速度 $V_{TD.min}$ 变小、$V_{TD.max}$ 变大，即巡航速度的寻优范围扩大。

对于上升段与下降段，控制变量为飞行速度与油门。如图 3 所示，最大可用飞行速度 $V_{a.max}$、最小可用飞行速度 $V_{a.min}$、最大可用推力 $T_{a.max}$（对应最大油门）以及最小可用推力 $T_{a.min}$（对应最小油门）构成了飞机总的飞行速度与油门可用范围。由于飞机上升时应满足 $T_a>T_R$，下降时应满足 $T_a<T_R$，因此，在整个飞行速度与油门可用范围内，$T_{a.max}$ 与 T_R 所包络的区域即为上升段的飞行速度与油门可用范围，$T_{a.max}$ 与 T_R 所包络之外的区域即为飞机下降时的飞行速度与油门可用范围。由于图 3 中的平飞需用推力曲线随 K 增大而向下平移，因此，增大 K 将使上升段的控制变量寻优范围扩大，减小 K 将使下降段的控制变量寻优范围扩大。

综上所述，舵面配平将使飞机的全机升阻比发生改变，并最终影响航迹优化的结果。根据第 1 节，对于巡航段，同时增大性能指标与控制变量寻优范围，能够使航迹优化获得更优解；对于上升段与下降段，减小性能指标、增大控制变量寻优范围，能够使航迹优化获得更优解。因此，若舵面

北航学报 赠阅

配平所引起的升阻比变化能够同时对性能指标与控制变量寻优范围产生有利影响,则将提高飞机的续航性能;若同时对性能指标与控制变量寻优范围产生不利影响时,则将降低飞机的续航性能;若仅对性能指标与控制变量寻优范围中的二者之一产生有利影响,则不能直接判断升阻比变化对航迹优化结果的影响,还需从飞行原理进一步分析舵面配平对飞机续航性能的影响。

3 基于舵面配平的航迹优化方法

传统的航迹优化方法并不仔细考虑飞机的力矩平衡问题,因此,性能指标的解算、控制变量寻优范围的确定都忽略了舵面气动效应的影响。在传统航迹优化方法的基础上,通过在控制变量中引入舵面偏度,并以力矩平衡作为附加的约束条件,可以得到基于舵面配平的飞机续航飞行航迹优化方法:

$$\begin{cases} I_{\mathrm{c}} = \max\limits_{V_{\mathrm{c}},h_{\mathrm{c}},\delta_{\mathrm{e}}} \lambda = \max\limits_{V_{\mathrm{c}},h_{\mathrm{c}},\delta_{\mathrm{e}}} \left(\dfrac{VK}{WC_j}\right)_{\dot{E}=0,M=0} \\ I_{\mathrm{up}} = \min\limits_{V_{\mathrm{up}},\pi_{\mathrm{up}},\delta_{\mathrm{e}}} H_{\mathrm{up}} = \min\limits_{V_{\mathrm{up}},\pi_{\mathrm{up}},\delta_{\mathrm{e}}} \left(\dfrac{\bar{\lambda} W_{\mathrm{f}} - V\cos\gamma}{\dot{E}}\right)_{\dot{E}>0,M=0} \\ I_{\mathrm{dn}} = \min\limits_{V_{\mathrm{dn}},\pi_{\mathrm{dn}},\delta_{\mathrm{e}}} H_{\mathrm{dn}} = \min\limits_{V_{\mathrm{dn}},\pi_{\mathrm{dn}},\delta_{\mathrm{e}}} \left(\dfrac{\bar{\lambda} W_{\mathrm{f}} - V\cos\gamma}{|\dot{E}|}\right)_{\dot{E}<0,M=0} \end{cases} \tag{6}$$

式中:δ_{e} 为飞机的各纵向操纵面;M 为力矩。如第 1 节所述,全飞行剖面航迹优化首先是优化巡航段航迹,再优化上升段与下降段航迹。在巡航段,飞机的等效能量保持不变,重量随着燃油消耗而逐渐减小,因此航迹优化是针对飞机的每一重量状态,在控制变量寻优范围内,求解满足约束条件且使性能指标 λ 达到最大的最优控制变量,在此基础上,解算其他状态参数;在上升段与下降段,飞机的等效能量 E 分别递增与递减,因此航迹优化是针对飞机每一等效能量状态,在控制变量寻优范围内,求解满足约束条件且分别使性能指标 H_{up} 与 H_{dn} 达到最小的控制变量,在此基础上,解算其他状态参数。因此,上升段、巡航段与下降段的航迹优化流程如图 4 所示。

以巡航段为例,图 4 所示的优化流程中主要步骤的具体说明如下:

1) 将飞机的重量范围分割成若干计算点。

2) 确定当前计算点对应的飞行高度、飞行速度以及舵面偏转的容许范围。

3) 以 $\dot{E}=0$、$M=0$ 作为约束条件,分别解算使性能指标达到最大的最优控制变量、状态变量以及舵面组合方式与配平偏度。

4) 针对下一重量计算点,重复步骤 2) 与步骤 3)。

5) 由步骤 3) 确定每一计算点的最优状态变量以及舵面组合方式与配平偏度,即可得到飞机在整个飞行过程的最优航迹与舵面配平规律。

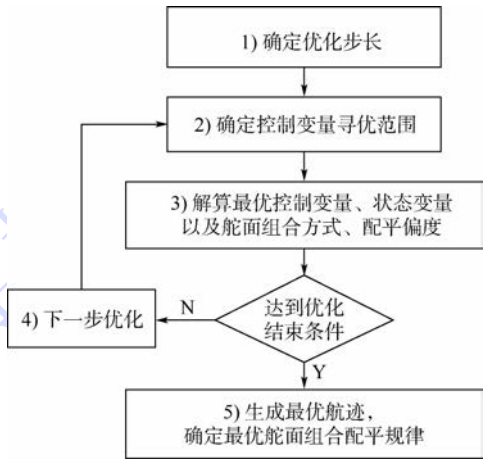


图 4 航迹优化流程

Fig. 4 Trajectory optimization flow

4 算 例

以第 1.2 节所述的研究对象为算例,在航迹优化过程中,飞机载油 2 400 kg,巡航高度范围为 10 ~ 12 km,巡航马赫数范围为 0.6 ~ 0.8,上升段初始飞行状态和下降段最终飞行状态均为 h = 0.1 km、Ma = 0.2。在上述条件下,算例飞机在无配平(即传统航迹优化方法)、前翼配平、后翼配平以及最优组合配平 4 种方式下的航迹优化结果如图 5 所示。

图 5(e)中,π = 100% 和 π = 30% 分别表示发动机均处于最大推力和慢车状态。由图 5(a)和图 5(b)可知,4 种方式下的飞行航迹均明显呈现上升段、巡航段及下降段 3 个飞行阶段,巡航段均为主要的飞行阶段。最优巡航高度均为巡航高度范围的上边界(h_{opt} = 12 km),最优巡航马赫数均为巡航马赫数范围的上边界(Ma_{opt} = 0.8)。

根据上述 4 种方式下的航迹优化结果,算例飞机的续航性能如表 1 所示。

如表 1 所示,3 种舵面配平方式下的航程均小于无配平方式下的航程。这是由于飞机在实际飞行时,需要偏转舵面以保持外力矩处于实时平衡状态。而飞机本体的气动特性通常经过优化设计,当舵面偏转时,往往会降低飞机本体的升阻特性,如图 3 所示。此外,对于算例飞机,巡航段是主要的飞行阶段,巡航段续航性能与飞机的全机升阻比正相关。因此,相比于无舵面配平,考虑舵

面配平时的航程计算结果更小，但这更接近于飞机实际的续航性能。

在航迹优化过程中，算例飞机在前翼配平、后翼配平以及最优组合配平下的性能指标与升阻比分别如图 6 与图 7 所示。

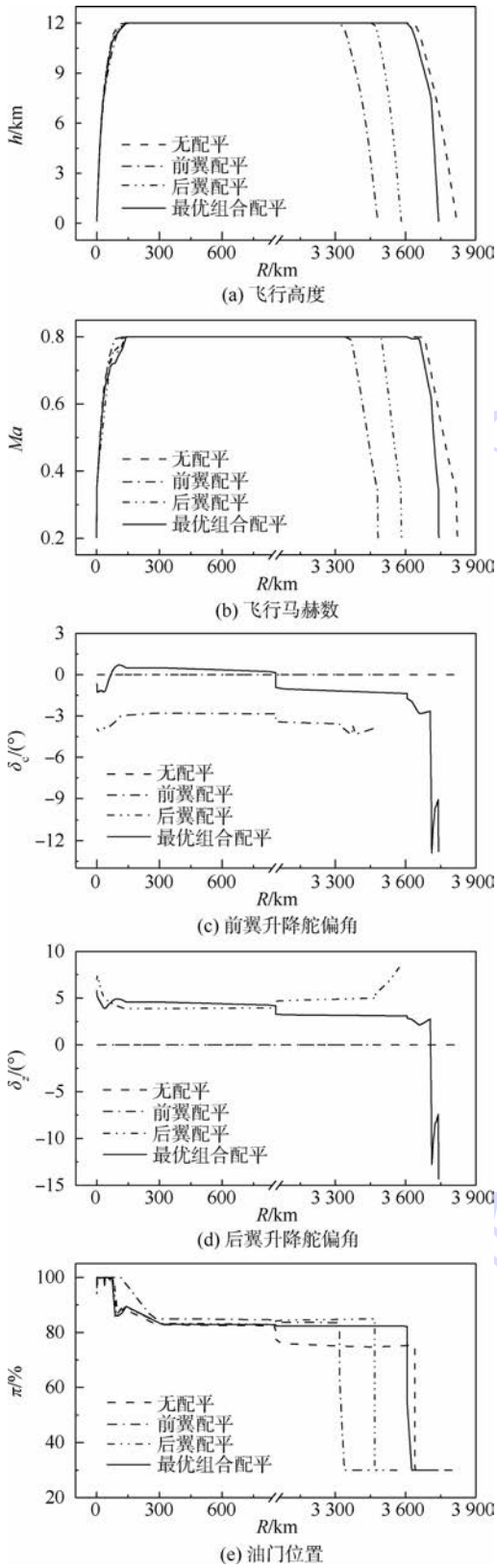


图 5　飞行航迹优化结果

Fig. 5　Flight trajectory optimization results

表 1　算例飞机的续航性能

Table 1　Endurance performance of example airplane

方式	耗油量/kg	总航程/km
无配平	2 400	3 821
前翼配平	2 400	3 482
后翼配平	2 400	3 583
最优组合配平	2 400	3 742

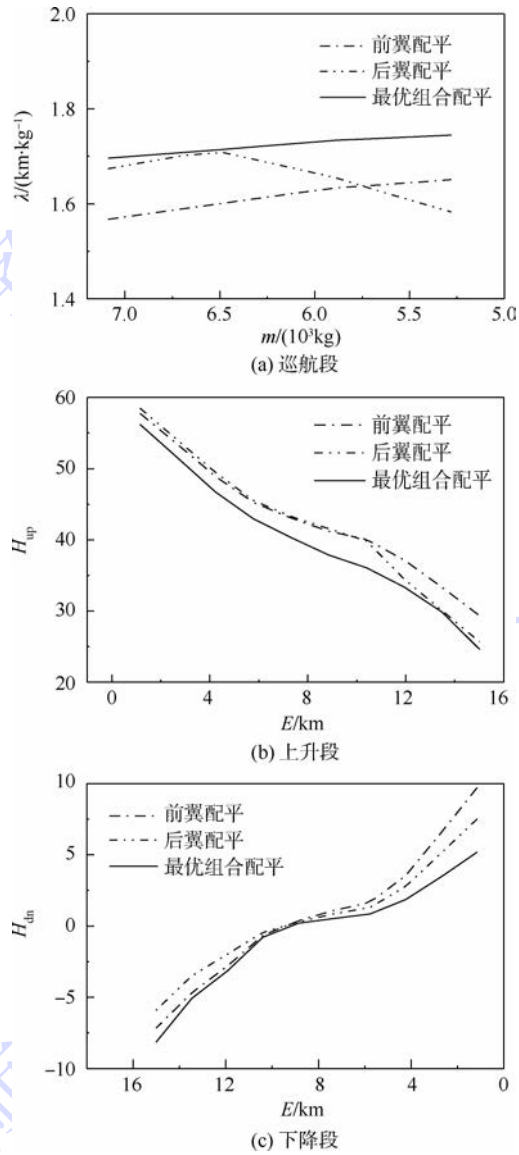


图 6　3 种配平方式下的性能指标

Fig. 6　Performance indexes under three trimming modes

在航迹优化过程中，巡航段以质量为步长，上升段与下降段以能量为步长。因此，在仿真结果中，巡航段横坐标为飞机质量 m，如图 6(a)、图 7(a)所示；上升段与下降段横坐标为飞机等效能量 E，如图 6(b)、(c)与图 7(b)、(c)所示。

从图 6 可以看出，在 3 种舵面配平方式中，最优组合配平方式下的巡航段性能指标 λ 最大，上升段性能指标 H_{up} 与下降段性能指标 H_{dn} 均最小，即通过最优组合配平，算例飞机能够在巡航段获得最大的燃油里程，同时在上升段与下降段付出

北航学报 赠阅

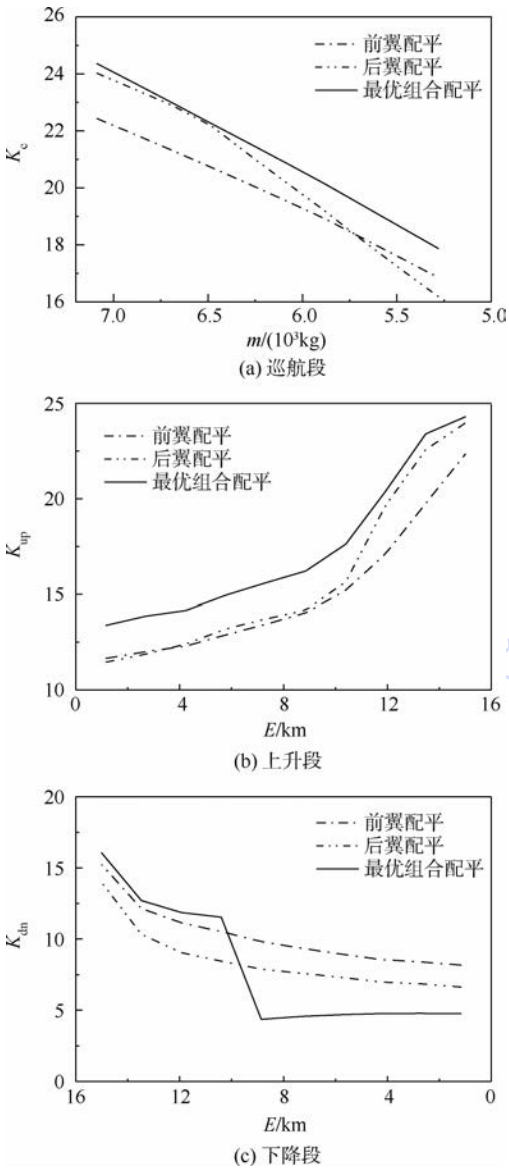


图 7 3 种配平方式下的升阻比

Fig. 7 Lift-drag ratios under three trimming modes

最小的成本。如表 1 所示,相比于单一舵面配平,最优舵面组合配平能够使算例飞机的总航程分别提高 7.5% 与 4.4% 。

对比图 7 中 3 种配平方式下的升阻比可知,最优舵面组合配平方式下,飞机在上升段、巡航段、下降段前期的全机升阻比均最大,在下降段后期的全机升阻比最小。这是由于:

对于巡航段,如第 2.2 节所述,增大升阻比 K 能够同时增大性能指标 λ 与控制变量寻优范围,从而使航迹优化获得更优解,提高飞机的续航性能。

对于上升段,性能指标 H_{up} 大于零,如图 6(b)所示。如第 2.2 节所述,H_{up} 的分子不受 K 影响,分母随 K 增大而增大,且控制变量寻优范围随 K 增大而增大。因此,增大 K 能够同时对性能指标与控制变量寻优范围产生有利影响,使航迹优化获得更优解,从而提高飞机的续航性能。此外,从飞行原理的角度,根据第 1 节,上升段的性能指标即为飞机的上升成本,其值由飞机在上升段与巡航段的燃油经济性决定。为了获得最佳的巡航性能,飞机通常是在燃油经济性最高的飞行状态下进行巡航。因此,相比于上升段,巡航段的燃油经济性更高,即巡航段对飞机的续航性能更为有利。上升段是飞机的等效能量从初始值 E_i 递增至 E_c 的过程,等效能量变化率 $\dot{E}$ 将影响飞机完成上升过程的飞行时间与耗油量。如第 2.2 节所述,在上升段,$\dot{E}$ 随 K 增大而增大,因此,增大 K 可以使飞机更快地完成上升过程,为对巡航性能更有利的巡航段节省更多的可用燃油,从而提高飞机的续航性能。

在下降段前期,性能指标 H_{dn} 小于零,如图 6(c)所示。如第 2.2 节所述,H_{dn} 的分子不受 K 影响,分母随 K 增大而减小,即性能指标随 K 增大而减小。然而,K 增大将导致控制变量寻优范围也减小。因此,K 的变化仅能够对性能指标与控制变量寻优范围中的二者之一产生有利影响,此时无法仅通过分析升阻比对航迹优化结果的影响来判断其对续航性能的影响。但是,从飞行原理的角度来看,飞机在下降段前期具有较高的能量储备,此时通过直接利用势能转换为动能,能够使飞机以相对较低的油耗继续保持较高的飞行速度,如图 8 所示,从而获得比巡航段更高的燃油经济性。因此,相比于巡航段,下降段前期对飞机的续航性能更为有利。与上升段类似,下降段的等效能量变化率的绝对值 $|\dot{E}|$ 将影响飞机下降过程的长短。如第 2.2 节所述,在下降段,$|\dot{E}|$ 随 K 增大而减小,因此,在下降段前期增大 K 可以延长这一飞行过程,从而提高飞机的续航性能。

在下降段后期,性能指标 H_{dn} 大于零,如图 6(c)所示。由于 H_{dn} 的分子不受 K 影响,分母随 K 减小而增大,且控制变量寻优范围随 K 减小而增大,因此,减小 K 能够同时对性能指标与控制变量寻优范围产生有利影响,使航迹优化获得更优解,从而提高飞机的续航性能。此外,从飞行原理的角度来看,在下降段后期,随着飞机的等效能量逐渐降低,此时飞机虽然依然可以保持相对较低的油耗状态,但已经无法利用能量转换使飞机获得较高的飞行速度,如图 8 所示。因此,与上升段类似,下降段后期的燃油经济性将低于巡航段的燃油经济性,即相比于下降段后期,巡航段对飞机的续航性能更为有利。此时通过减小 K,能够使飞机更快地完成下降段后期的飞行过程,为

对巡航性能更有利的巡航段节省更多的可用燃油，从而提高飞机的巡航性能。如图 8(a)所示，相比于下降段前期，飞机在下降段后期的航迹明显变陡，即更快地下降。

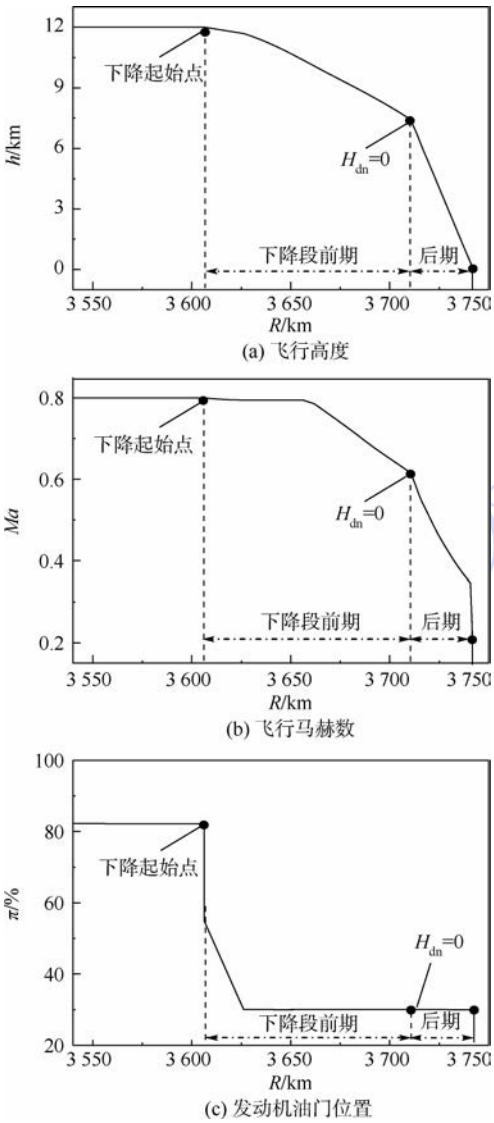


图 8　最优组合配平下的飞行航迹局部视图

Fig. 8　Local views of flight trajectory under optimum combined trimming mode of control surfaces

综上所述，通过舵面组合配平，使飞机在上升段、巡航段、下降段前期的升阻比增大，在下降段后期的升阻比减小，能够提高飞机的续航性能。

5　结　论

1）通过分析舵面配平对飞机续航性能的影响，提出了基于舵面配平的飞机续航飞行航迹优化方法。该方法能够获得更接近于发挥飞机实际潜力的最优航迹与最大航程。

2）算例飞机的优化结果表明：对于多操纵面布局飞机，通过该方法能够确定其最优的舵面组合配平规律。相比于单一舵面配平，采用最优舵面组合配平能够使算例飞机的总航程最大提高 7.5%。

3）在上升段、巡航段及下降段前期增大全机升阻比，在下降段后期减小全机升阻比，有利于提高飞机的续航性能。

参考文献（References）

[1] HUANG G Q, LU Y P, NAN Y. A survey of numerical algorithms for trajectory optimization of flight vehicles[J]. Science China Technological Sciences, 2012, 55(9): 2538-2560.

[2] RIVAS D, FRANCO A, VALENZUELA A. Optimization of unpowered descents for commercial aircraft: AIAA-2011-7019 [R]. Reston: AIAA, 2011.

[3] CHERN J S, LIU Y C, CHEN C S. Investigation of maximum range cruise flight for B787: AIAA-2010-7809 [R]. Reston: AIAA, 2010.

[4] SHAPIRA I, BEN-ASHER J. Range maximization for emergency landing after engine cutoff[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(5): 1296-1306.

[5] LI X, NAIR P B, ZHANG Z G. Aircraft robust trajectory optimization using nonintrusive polynomial chaos[J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(5): 1592-1603.

[6] NG H K, SRIDHAR B, GRABBE S. Optimizing aircraft trajectories with multiple cruise altitudes in the presence of winds [J]. Journal of Aerospace Information Systems, 2014, 11(1): 35-47.

[7] 陈晓，王新民，周健. 无人飞行器纵向剖面轨迹优化[J]. 控制理论与应用，2013，30(1)：31-36.
CHEN X, WANG X M, ZHOU J. Optimization of vertical profile trajectory for unmanned aerial vehicle[J]. Control Theory & Applications, 2013, 30(1): 31-36(in Chinese).

[8] FLANZER T C, BOWER G C, KROO I M. Robust trajectory optimization for dynamic soaring: AIAA-2012-4603 [R]. Reston: AIAA, 2012.

[9] MUELLER R. Multi-objective optimization of an aircraft trajectory between cities using an inverse model approach: AIAA-2012-4489[R]. Reston: AIAA, 2012.

[10] VALENZUELA A, RIVAS D, FRANCO A. Cruise optimization using trajectory patterns: AIAA-2010-9140 [R]. Reston: AIAA, 2010.

[11] SACHS G, LENZ J, HOLZAPFEL F. Trajectory optimization for maximizing the range of powered sailplanes with retractable propeller: AIAA-2009-5626[R]. Reston: AIAA, 2009.

[12] 方振平，陈万春，张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京：北京航空航天大学出版社，2005：26-30，34，43.
FANG Z P, CHEN W C, ZHANG S G. Aircraft flight dynamics [M]. Beijing: Beihang University Press, 2005: 26-30, 34, 43(in Chinese).

[13] WANG G, HU Y, WU C, et al. Improving performance of flying wing UAV with propeller thrust involved trimming the pitching moment: AIAA-2013-4421[R]. Reston: AIAA, 2013.

[14] 周堃，王立新. 大型军用运输机的飞行航迹优化[J]. 北京

北航学报 赠阅

航空航天大学学报,2010,36(6):654-658.
ZHOU K, WANG L X. Vertical flight trajectory optmization of heavy military airlift aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(6): 654-658 (in Chinese).
[15] WU S F, GUO S F. Optimum flight trajectory guidance based on total energy control of aircraft[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1994, 17(2): 291-296.
[16] CAVCAR A. Climb performance of piston-propeller airplane with cambered wing and variable propeller efficiency[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(5): 1701-1707.

作者简介:

刘帆 男,博士研究生。主要研究方向:飞行动力学与控制。
Tel.: 010-82338821
E-mail: LF1224@163.com

王立新 男,博士,教授。主要研究方向:飞行器设计、飞行动力学与控制。
Tel.: 010-82338821
E-mail: wlx_c818@163.com

Trajectory optimization method of aircraft endurance flight based upon control surface trimming

LIU Fan[1], WANG Lixin[1,*], CAI Weimin[2]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Shenyang Aircraft Design Institute of Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110035, China)

Abstract: Besides providing balancing moment for stable flight, control surface deflection will change the lift-drag ratio of the airplane, which affects the endurance performance of the airplane. Based on the traditional flight trajectory optimization which assumes that the airplane is a particle, the effects of lift-drag characteristic on aircraft endurance performance are analyzed. Increasing lift-drag ratio at climb segment, cruise segment and earlier descent segment, and decreasing lift-drag ratio at later descent segment will improve the endurance performance of the airplane. In order to obtain the optimum flight trajectory and range closer to the actual potential of airplane, a trajectory optimization method of aircraft endurance flight based upon control surface trimming is proposed. Through this method, the optimum combined trimming mode of control surfaces can be obtained for multi-control surface airplane. The optimization result of a type of aircraft indicates that, compared to single trimming modes of control surface, the optimum combined trimming mode increases the total range by 7.5% at most for the example airplane.

Key words: trajectory optimization; endurance performance; lift-drag ratio; control surface trimming; total energy theory

Received: 2015-01-30; **Accepted**: 2015-03-06; **Published online**: 2015-04-22 16:17
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150422.1617.002.html
* **Corresponding author**. Tel.: 010-82338821 E-mail: wlx_c818@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0020

气动式座舱压力调节系统稳定性的分析与优化

郑新华[1,2], 谢利理[1,*], 任军学[3]

(1. 西北工业大学 自动化学院, 西安 710129; 2. 郑州轻工业学院 电气信息工程学院, 郑州 450002;
3. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 为了解决气动式座舱压力调节系统装配飞机时出现的座舱压力波动现象,分析了座舱压力控制系统的组成,根据余压段实际参与压力调制的组件,对控制系统进行了简化,以此为例分析系统的稳定性。首先对系统中的非线性环节进行了详细分析,得到其描述函数和负导描述函数曲线。比较了小孔-气容结构在常压、小幅充放气条件下的过渡过程,发现在该使用条件下的充放气时间基本相等,据此将小孔-气容结构的传递函数建模为一阶环节,指出了二者的相同及不同之处。使用描述函数的方法对系统的稳定性进行判断,提出了实现稳定的可行性方法。全物理仿真结果表明,使用该方法可使座舱压力调节系统的性能达到规范所要求的指标。

关 键 词: 飞机座舱; 压力调节; 气动式; 稳定性; 优化; 描述函数
中图分类号: V245.4
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2016)01-0087-07

气动式座舱压力调节系统的优点是系统全部由气动元件组成,其工作过程完全不需要使用电能,因而系统对电磁干扰不敏感,可以适用于战场复杂的电磁环境。因此,虽然在客机及商用飞机上已经普遍使用电子式和数字式的座舱压力调节系统[1-2],在军用飞机上仍然以纯气动式的座舱压力调节系统为主。随着社会的发展和航空技术的不断进步,军用飞机对座舱压力控制系统的要求越来越高,不仅要求其具有较高的自动化水平,而且要求其能够提供舒适的座舱压力环境。

气动式是发展历史最为悠久的一类座舱压力调节系统,最初的系统设计采用纯机械结构,调压精度低,控制功能简单,体积庞大[3]。随着金属薄膜用于座舱压力调节系统之中,座舱压力的控制精度得到较大提高[4-5]。相对于金属膜片而言,高分子材料薄膜对压力更为敏感,被广泛用于制作压力或压差传感器[6-7]。目前,高分子薄膜材料已被用于座舱压力调节系统之中,其作用集感压和活门控制于一体,这使得系统具有了调压精度高、体积小、重量轻等优点,其调压过程完全自动控制,不需要人工干预,且可以自动适应高原起降要求[8]。与该新型系统相比,国内原有的座舱压力调节系统体积大,自动化水平低,调压精度低。虽然系统在典型过程中的动态特性可以满足人的生理要求[9],但座舱压力的舒适性却无法保证,因而难以适应现代化战机的要求。

为满足现代军用飞机对座舱压力调节系统的要求,使用新型的座舱压力调节系统取代原有系统已成为必然趋势。但是使用过程中,装配新产品的部分机型在某些飞行高度出现了座舱压力不衰减的波动,根据不同机型的实飞测试结果,座舱压力的波动幅值在 0.4 ~ 4 kPa 之间。该波动会引起飞行员明显的不适感觉,其症状包括耳膜发胀、耳鸣和头晕等[10-12],这些症状的持续存在将

收稿日期: 2015-01-08; **录用日期**: 2015-04-10; **网络出版时间**: 2015-05-21 15:31
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150521.1531.007.html
基金项目: 航空科学基金(20100653006)
* **通讯作者**: Tel.: 029-88491623 E-mail: xielili@nwpu.edu.cn

引用格式: 郑新华, 谢利理, 任军学. 气动式座舱压力调节系统稳定性的分析与优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 87-93. ZHENG X H, XIE L L, REN J X. Stability analysis and optimization for pneumatic cabin pressure regulating system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 87-93 (in Chinese).

北航学报 赠阅

会分散飞行员的注意力,降低其工作效率,甚至造成操作失误,带来严重的飞行安全隐患。因此稳定的座舱压力环境是保障飞行安全的重要条件,是营造舒适座舱压力环境亟待解决的首要问题,也是座舱压力调节系统其他控制指标实现的基础。

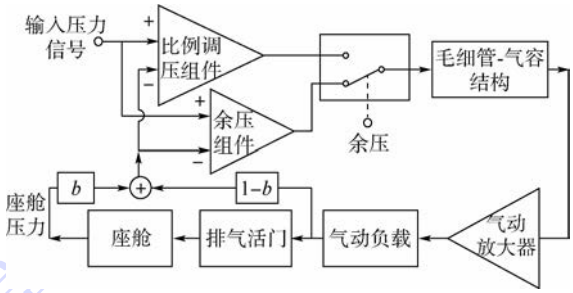
但国内在新型气动式座舱压力调节系统研究方面的基础还比较薄弱,郑新华等研究了气动式座舱压力调节系统中部分组件的特性[13-14],霍昱旭等对系统进行了仿真分析[15]。Zheng 等尝试用数值方法构造座舱压力调节系统的相轨迹以判断系统的稳定性[16],但是该方法无法为系统的稳定性设计指出明确的方向。由于不掌握系统设计的关键技术,仅凭经验进行的数次技术改进未能根本解决该问题。同时,为满足各种新型战机对座舱压力调节的不同要求,必须站在理论高度,充分研究系统的关键技术,为今后系统方案的改进设计提供可靠的理论依据,而系统的稳定性无疑是所有关键技术中最重要、最核心的内容。

本文的目标就是通过分析系统中的各个环节的特性,建立座舱压力调节系统稳定性分析的理论模型,在此基础上分析系统失稳的根源并探讨解决的措施,其结论得到全物理仿真结果的验证。

1 工作原理

气动式座舱压力调节系统的控制模型可以抽象为图 1 所示的系统,其中比例调压组件产生比例调压段的压力制度,余压组件产生余压飞行段的压力制度。比例调压组件和余压组件在开环状态下具有压力放大作用,二者分时参与压力调制,其切换的条件是座舱余压。在座舱余压小于设定余压时,比例调压组件参与压力调制,而余压组件处于闲置状态,一旦座舱余压达到设定值,余压组件进入压力调制状态,同时比例调压组件退出工作。毛细管-气容结构可以滤除压力调制组件输出波形中的高频分量,同时对压力的最大变化速率进行限制。气动放大器跟踪毛细管-气容结构输出的压力信号并对其驱动能力进行放大,这使得系统具有较好的动态特性。气动放大器的气动负载为排气活门的控制腔,其内部压力控制排气活门的开度,从而控制座舱的排气量,座舱压力由此得到调节。座舱压力和气动负载输出压力反馈给余压组件和比例调压组件,从而形成闭环。

飞机的整个飞行阶段可以分为自由通风段、比例调压段和余压段,在自由通风段,排气活门处于全开状态,不存在稳定性问题,只有在比例调压段和余压段,才可能出现系统失稳现象。为了方便说明问题,这里仅对余压段系统的稳定性进行分析,此时系统结构简化为如图 2 所示。比例调压段的分析方法与此相同。



b—反馈支路分压系数

图 1 座舱压力调节系统结构图

Fig. 1 Diagram of cabin pressure regulating system

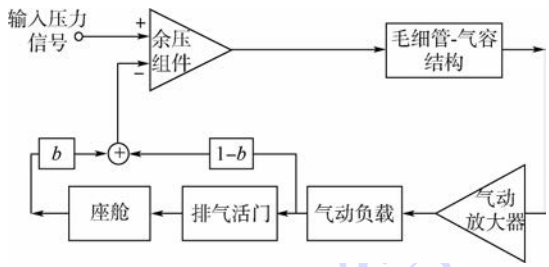


图 2 余压飞行段系统结构图

Fig. 2 Diagram of differential pressure flight phase

2 气动放大器的非线性特性

气动放大器的作用是对输入压力信号的驱动能力进行放大,其结构原理图及使用时的外部连接如图 3(a)所示。

气动放大器的内部被膜片 1 和膜片 2 分隔成 3 个独立的腔体,从上到下依次为 1 腔、2 腔和 3 腔,其中 1 腔和 3 腔连接输入信号,2 腔内放置有双喷嘴结构,为压力信号调制腔。组成活门 1 的喷嘴与比例调压组件中的相同[13],组成活门 2 的喷嘴结构如图 3(b)所示,图 3(c)为活门全闭情况,图 3(d)为活门全开情况。气动放大器的 1 腔和 3 腔连接到毛细管-气容结构的输出压力 P_{CON},P_A 为气动放大器的输出压力,直接连接排气活门的控制腔,其工作原理如下:

1) 若 $P_{CON} < P_A$,则膜片 1 在大小为 $P_A - P_{CON}$ 的压差作用下向 1 腔方向发生形变,活门 1 打开,气动放大器的低压气源 P_{AL} 对 2 腔内的高气压进行泄放,直至 $P_A = P_{CON}$,压差消失,膜片回复原位,活门 1 恢复到关闭状态。

北航学报 赠阅

2）若 $P_{CON} > P_A$，则膜片 2 和挡板 2 在大小为 $P_{CON} - P_A$ 的压差作用下向 2 腔方向发生形变，挡板 2 推动滚珠，活门 2 打开，气动放大器的高压气源 P_{AH} 对 2 腔进行充气，直至 $P_A = P_{CON}$，压差消失，膜片回复原位，活门 1 恢复到关闭状态。

3）若 $P_{CON} = P_A$，则活门 1 和活门 2 均保持关闭状态。

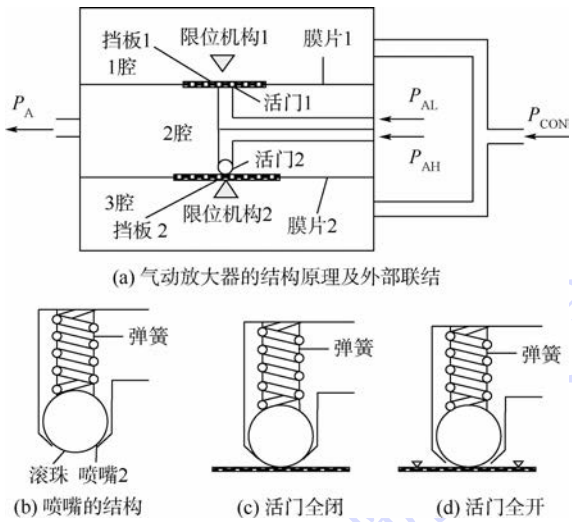


图 3　气动放大器的结构原理与活门 2 的喷嘴结构

Fig. 3　Functional structure of pneumatic amplifier and nozzle of valve 2

实际使用中，活门 1 和活门 2 的喷嘴上须施加一定的预紧力，其作用为：

1）避免在平衡工作点附近，小幅的压力波动通过气动放大器进入排气活门控制腔而影响排气活门的开度。

2）避免在平衡工作点气体通过活门 1 和（或）活门 2 的边缘缝隙形成流动从而造成输出压力的波动。

若活门 1 的喷嘴上由膜片张力所形成的预紧力为 F_{10}，活门 2 的喷嘴上由弹簧弹力所形成的预紧力为 F_{20}，$F_{10} = F_{20} = F_0$（F_0 为预紧力的设定值），膜片的有效受力面积为 S_m，则气动放大器能够抑制的信号幅度 $\Delta = F_0/S_m$，即幅值小于 Δ 的信号都不能通过气动放大器传递到下一级，这是气动放大器非线性产生的根源。

在图 2 所示的简化系统中，气动放大器是唯一具有明显非线性特性的环节，称其为削峰非线性环节。削峰非线性的含义：在信号输入时，信号的波峰会被削去一定的高度 Δ，若输入信号的幅值 A 小于削峰高度 Δ，则信号完全不能通过该非线性环节，输出没有任何变化，若输入信号高度大于 Δ，则信号可以通过该非线性环节，但是输出信号的波峰被削掉一个高度 Δ。

其特点描述为：当输入信号的幅值小于 Δ 时，气动放大器的输出为 0，当输入信号的幅值大于 Δ 时，气动放大器的输出与输入相比发生信号滞后，滞后角为 $\varphi_0 = \arcsin(\Delta/A)$，并且正弦信号的波峰被削去 Δ 高度。

正弦输入信号 $x(t) = A\sin(\omega t)$（$A > \Delta$，ω 为信号角频率）作用下，气动放大器的输出波形如图 4 所示，其输出 $y(t)$ 的数学表达式为

$$y(t) = \begin{cases} A\sin(\omega t - \varphi_0) & \varphi_0 \leqslant \omega t \leqslant \varphi_1 + \varphi_0 \\ A - \Delta & \varphi_1 + \varphi_0 \leqslant \omega t \leqslant \dfrac{\pi}{2} + \varphi_0 \end{cases}$$

式中：$\varphi_1 = \arcsin(1 - \Delta/A)$。

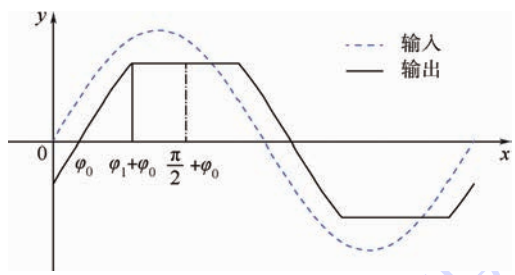


图 4　削峰非线性环节的输入输出波形

Fig. 4　Input and output of peak-clipping nonlinearity

则一次谐波分量

$$Y_1 = \frac{1}{\pi}\int_0^{2\pi} y(t+\varphi_0)\sin\omega t\mathrm{d}(\omega t) = \frac{2A}{\pi}\left[\arcsin\frac{A-\Delta}{A} + \frac{A-\Delta}{A}\sqrt{1-\left(\frac{A-\Delta}{A}\right)^2}\right]$$

气动放大器削峰非线性特性的描述函数为

$$N(A) = \frac{Y_1}{A}\mathrm{e}^{\mathrm{j}\varphi_0} = \frac{2}{\pi}\left[\arcsin\frac{A-\Delta}{A} + \frac{A-\Delta}{A}\sqrt{1-\left(\frac{A-\Delta}{A}\right)^2}\right]\mathrm{e}^{\mathrm{j}\varphi_0} = Y_1'\mathrm{e}^{\mathrm{j}\varphi_0}$$

式中：

$$Y_1' = \frac{Y_1}{A} = \frac{2}{\pi}\left[\arcsin\frac{A-\Delta}{A} + \frac{A-\Delta}{A}\sqrt{1-\left(\frac{A-\Delta}{A}\right)^2}\right]$$

则负导描述函数的表达式为

$$-\frac{1}{N(A)} = -\frac{1}{Y_1'\mathrm{e}^{\mathrm{j}\varphi_0}} = -\frac{1}{Y_1'}\mathrm{e}^{-\mathrm{j}\varphi_0} = \frac{1}{Y_1'}\mathrm{e}^{\mathrm{j}(\pi-\varphi_0)}$$

气动放大器削峰非线性特性的负导描述函数 $-1/N(A)$ 曲线如图 5 所示，若假设 Δ 为定值，箭头所指便是 A 由小（Δ）到大（∞）变化时，负导描述函数曲线的变化方向，当 $A \to \infty$ 时，其终点为（-1，0），在负实轴上。

北航学报 赠阅

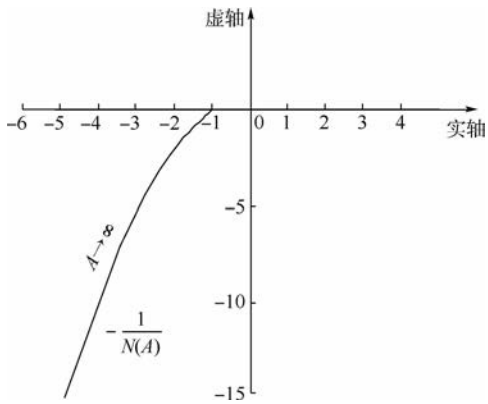


图 5 气动放大器削峰非线性特性的 $-1/N(A)$ 曲线

Fig. 5 $-1/N(A)$ curve for peak-clipping nonlinearity of pneumatic amplifier

3 传递函数

图 2 所示的系统中,各级输出的气动负载共有 3 种形式,分别为小孔-气容结构、毛细管-气容结构和活门-气容结构,其中毛细管-气容结构和小孔-气容结构的充放气特性相同,对活门-气容结构而言,活门的开关时间与充气时间相比,其值非常小,对充气时间影响小于 2%,因而可以忽略活门开关时间,认为活门-气容结构与小孔-气容结构的充放气特性相同。

3.1 小孔-气容结构的充放气特性

关于小孔-气容结构的充放气特性,研究成果较多,其中蔡茂林[17]研究了容器内压力大幅度变化条件下,容器的充气时间与放气时间特性,并指出放气时间 T_D 约为充气时间(基准时间) T_C 的 2 倍。但是在容器内压力变化幅度较小($|\Delta P| \leqslant 10\% P_0$, P_0 为容器内初始压力)条件下,容器的充气时间与放气时间却是基本相等的,并且 ΔP 越小,T_D 与 T_C 越接近。在压力变化幅度约为 10% 条件下,充气过程与放气过程仿真结果的对比见图 6。

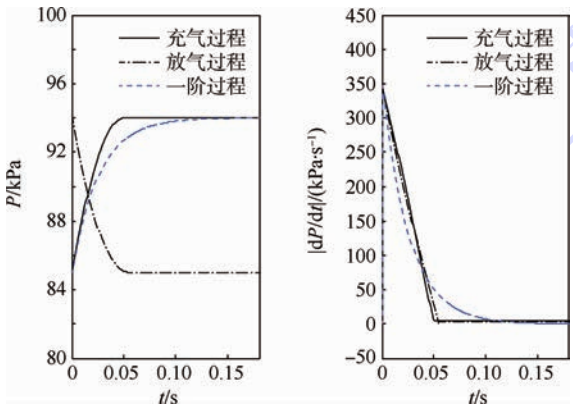


图 6 小孔-气容结构的充放气过程与一阶环节的阶跃响应

Fig. 6 Transient of charge and discharge of hole-container structure and step response of first-order element

从图 6 中可以发现,该条件下充气过程时间和放气过程时间基本相同,放气时间略长于充气时间。座舱压力调节系统在整个压力调节过程中满足 $|\Delta P| \leqslant 10\% P_0$ 的条件。因此可以认为其充气过程和放气过程是相同的。

图 6 中也对比了同等阶跃输入条件下,充放气过程与时间常数为 $T_C/2$ 的一阶环节的响应过程,可以发现,充放气过程经历的时间为 T_C,一阶环节的过渡时间约为 $3T_C/2$,略慢于充放气过程,但二者有相同的最大变化速率。

3.2 控制系统各环节传递函数的确定

为了便于使用控制理论的方法对系统的稳定性进行分析,拟采用一阶环节来近似小孔-气容结构的充放气特性。为了确保该近似具有合理性,假定小孔-气容结构的充放气规律符合文献[18]中式(12)所示的规律,在输入信号幅值 A 一定的情况下,对小孔-气容结构充放气的理论幅相特性进行了测试计算,其结果如图 7 所示。

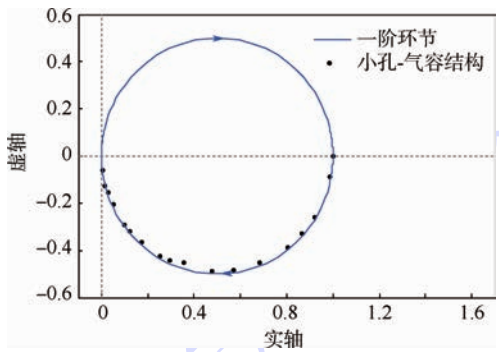


图 7 小孔-气容结构充放气的幅相特性与一节环节的幅相特性

Fig. 7 Amplitude-phase characteristics of charge and discharge of hole-container structure and amplitude-phase characteristics of first-order element

从图 7 中可以看出,小孔-气容结构充放气的幅相特性与一阶环节一致,综合 3.1 节和 3.2 节,可以得出结论:利用一阶环节的特性来近似小孔-气容结构的充放气的特性是合理的。

小孔-气容结构的充放气时间与输入信号幅值 A 有关,A 越小,基准时间越短,A 越大,基准时间 T 越长,因此在输入信号幅值较小时,其传递函数具有更高的通频带,但是该基准时间的变化不影响幅相频率特性的形状,对系统稳定性没有影响,因此不影响对系统稳定性的判断。

在输入正压力阶跃信号的幅值为 4 kPa 条件下,测试组成某套座舱压力调节系统的各组件的基准时间 T_C,该套系统曾装配某机型,并在飞行过程中出现座舱内压力的持续波动。以 $T_C/2$ 作

北航学报 赠阅

为组件所对应的一阶环节的时间常数，则得到系统中各组件所对应的一阶环节传递函数分别如下。

余压组件所对应的传递函数为

$$G_1(s)=\frac{K}{a_1s+1}=\frac{21.2}{0.003s+1}$$

式中：$K=21.2$ 为余压组件开环情况下的输出压力变化与引起该变化的输入压力变化之比；$a_1=0.003$ 为余压组件一阶环节的时间常数。

毛细管-气容结构所对应的传递函数为

$$G_2(s)=\frac{1}{a_2s+1}=\frac{1}{2.54s+1}$$

式中：$a_2=2.54$ 为毛细管-气容结构一阶环节的时间常数。

气动放大器的气动负载所对应的传递函数为

$$G_3(s)=\frac{1}{a_3s+1}=\frac{1}{1.32s+1}$$

式中：$a_3=1.32$ 为气动负载一阶环节的时间常数。

排气活门-座舱所对应的传递函数为

$$G_4(s)=\frac{1}{a_4s+1}$$

式中：$a_4=5.31\pm0.18$，为排气活门-座舱一阶环节的时间常数。

4　系统的稳定性分析与设计

4.1　系统结构

余压飞行段座舱压力调节系统所对应的闭环系统结构如图 8(a)所示，其中 $G_5(s)$ 为座舱-排气活门支路与 $1-b$ 支路共同构成的传递函数：

$$G_5(s)=b\cdot G_4(s)+1-b=\frac{1+(a_4-b)s}{a_4s+1}$$

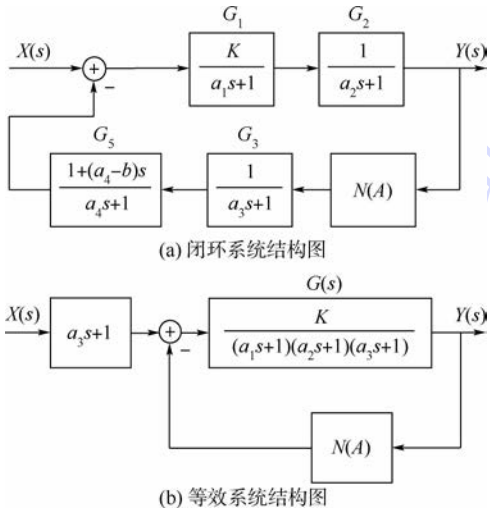


图 8　座舱压力调节系统框图

Fig. 8　Block diagram of cabin pressure regulating system

该案例中，在座舱压力调节系统的所有工作范围内，由于 $a_4=5.31\pm0.18$，b 值的变化范围在 0.04～0.06 之间，此时，$G_5(s)$ 可以视为一个零极点对消环节。为了便于使用描述函数的方法对系统的稳定性进行分析，将系统结构进行等效变换为图 8(b)所示。

4.2　稳定性分析与优化

图 8(b)所示闭环系统的特征方程为 $G(j\omega)=-1/N(A)$，将负导描述函数 $-1/N(A)$ 曲线与 $G(j\omega)$ 幅相曲线都绘制到图 9 中，可以发现二者相交，这说明该座舱压力调节系统是不稳定的，在某种飞行情况下会出现座舱压力的波动。

为了消除座舱压力调节系统工作范围内可能出现的压力波动，必须对系统的结构参数进行调整。实现系统稳定性有多重途径，其中最简单、直接且最容易实现的方法就是保持其他组件的结构参数不变，而单独减小余压组件的开环放大倍数 K，该方法可以使幅相频率特性曲线的幅值成比例缩小，以使 $G(j\omega)$ 幅相特性曲线远离 $-1/N(A)$ 负导描述函数曲线，从而实现系统的稳定。

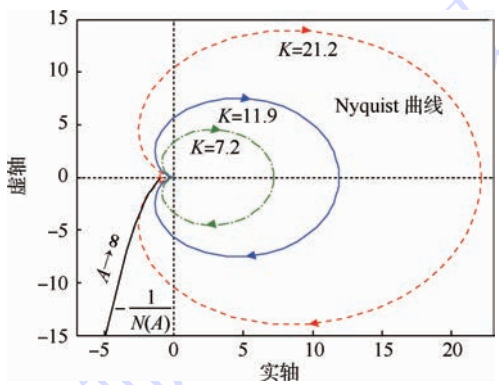


图 9　Nyquist 曲线与 $-1/N(A)$ 曲线的关系

Fig. 9　Relationships between Nyquist plot and $-1/N(A)$ curve

因为系统的开环放大倍数 K 与余压组件的弹簧弹性系数 k_D 有关系，k_D 越大，开环放大倍数 K 越小。将余压组件弹簧的弹性系数 k_D 从 2.65 N/cm提高到 3.39 N/cm 时，传递函数的开环放大倍数 K 从 21.2 减小到 11.9。飞机的设定余压值为29 kPa，在飞行高度 5 km 时，给定排气活门控制腔内的初始压力为 84 kPa，在 $K=21.2$ 和 $K=11.9$ 时，排气活门控制腔内的压力变化分别如图 10 中 P_1 和 P_2 所示，可以发现 $K=11.9$ 时，排气活门控制腔内的压力最终达到稳定，但达到稳定所需时间较长，约 60 s，仍不满足座舱压力调节系统所要求的在 30 s 内达到稳定的技术指标。

再将余压组件弹簧的弹性系数 k_D 增大到

北航学报 赠阅

4.19 N/cm 时,K 值减小到 7.2,此时,排气活门控制腔内的压力信号如图 10 中 P_3 所示,可以发现,此时,排气活门控制腔内的压力快速达到稳定且稳定时间小于 30 s,达到座舱压力调节系统所要求的技术指标。该条件下排气活门控制腔内的压力的全物理仿真结果如图 11 所示,由图中可以看出,该压力迅速达到稳定,且稳定时间小于 30 s,满足座舱压力调节系统所要求的技术指标。

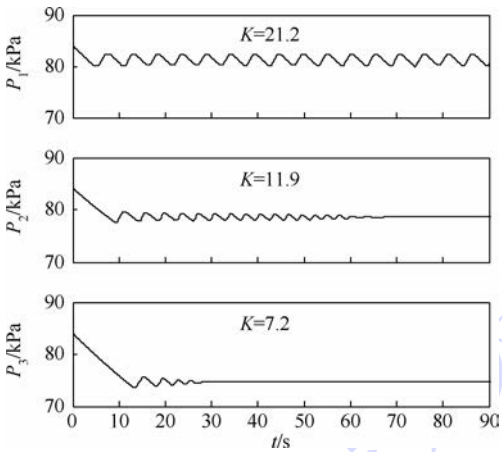


图 10 不同 K 值下系统稳定时间的仿真结果

Fig. 10 Simulation results of setting time for system with different K

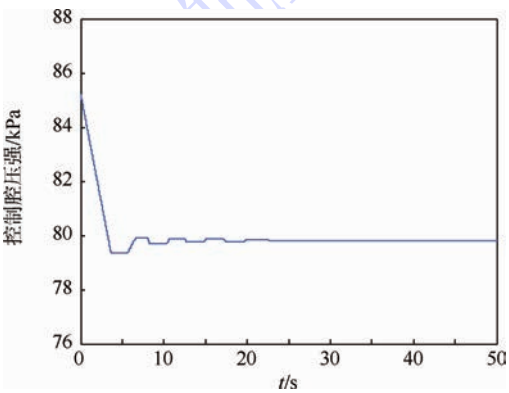


图 11 k_D = 4.19 N/cm 时排气活门控制腔内压力的全物理仿真结果

Fig. 11 Result of full-physical simulation for pressure in control chamber of outflow valve when k_D = 4.19 N/cm

5 结 论

分析和实验结果表明,本文提出的气动式座舱压力调节系统稳定性分析的理论模型是正确的,建立在此基础上的稳定性设计方法是有效的,其意义在于:

1)可以大大提高座舱压力的舒适性水平,保障飞行员良好的工作状态,使其免受座舱压力波动的带来的不适。

2)为气动式座舱压力调节系统动态性能的提高奠定了坚实的基础。在保证系统稳定的前提下,可以重新设计并大大提高其动态性能。

3)为该气动式座舱压力调节系统应用于各种新型军用飞机提供了理论依据。

4)对其他应用领域气动系统的稳定性设计,具有重要的参考价值和借鉴意义。

参考文献(References)

[1] TAYLOR P J. Cabin pressure control systems for general aviation aircraft: SAE technical paper 800606 [R]. Detroit: SAE, 1980.

[2] LINNET K, CRABTREE R. What's next in commercial aircraft environmental control systems: SAE technical paper 932057 [R]. Detroit: SAE, 1993.

[3] SCHROEDER E H. Development of a cabin pressure control system for transport type aircraft: SAE technical paper 560282 [R]. Detroit: SAE, 1956.

[4] KEMPER J M. Cabin pressure control system: 2513332 [P]. 1950-07-04.

[5] BRUDNICKI M J. Pneumatic autoschedule cabin pressure controller: 4130051 [P]. 1978-12-19.

[6] FUJITA T. Effective area of nonmetal diaphragm in pneumatic control [J]. Effective Area of Nonmetal Diaphragm in Pneumatic Control, 1987, 20(1): 57-62.

[7] CIBULA E, DONLAGIĆ D. Miniature fiber-optic pressure sensor with a polymer diaphragm [J]. Applied Optics, 2005, 44(14): 2736-2744.

[8] 白海云. 飞机座舱压力调节系统高原适应性设计研究[C]// 中国航空学会. 探索 创新 交流——第六届中国航空学会青年科技论坛文集(下册). 北京: 中国航空学会, 2014: 1444-1448.
BAI H Y. Design and research of the aircraft cockpit pressure regulating system for high altitude take-off and landing [C]// Science and Technology Forum of CSAA Youth on Exploration, Innovation and Communication. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2014: 1444-1448 (in Chinese).

[9] 徐扬禾, 孙长祝, 朱东明. 带放大器的气动式座舱压力调节器动态特性计算和分析[J]. 北京航空学院学报, 1983(3): 41-49.
XU Y H, SUN C Z, ZHU D M. The calculation and analysis of the dynamic characteristic for pneumatic cabin pressure regulator with an amplifier [J]. Journal of Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics, 1983(3): 41-49 (in Chinese).

[10] SAE Aerospace. Aircraft cabin pressurization criteria: ARP1270B [S]. Detroit: SAE, 2010: 46-53

[11] SPEALMAN C R, CHERRY J C. Middle ear perception of pressure and pain in descent from altitude [J]. The Journal of Aviation Medicine, 1958, 29(2): 106-110.

[12] WAGGONER J N. Human tolerance to changes in aircraft cabin pressurization [J]. Aerospace Medicine, 1967, 38: 299-301.

[13] 郑新华, 谢利理, 刘丽卓, 等. 比例调压组件动态特性研究[J]. 机械科学与技术, 2013, 32(9): 1287-1290.
ZHENG X H, XIE L L, LIU L Z, et al. Study on dynamic char-

北航学报 赠阅

acteristics of proportional pressure modulating suit[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering,2013,32(9):1287-1290(in Chinese).

[14] 郑新华,谢利理,刘丽卓,等. 负压活门特性[J]. 中国机械工程,2014,25(22):3033-3037.
ZHENG X H,XIE L L,LIU L Z,et al. Characterization and optimization of negative pressure relief valve[J]. China Mechanical Engineering,2014,25(22):3033-3037(in Chinese).

[15] 霍昱旭,李玉忍,宋颖慧. 飞机座舱压力气动调节系统的建模与仿真[J]. 计算机仿真,2014,31(1):36-40.
HUO Y X,LI Y R,SONG Y H. Modeling and simulation of aircraft cabin pressure's pneumatic regulator system[J]. Computer Simulation,2014,31(1):36-40(in Chinese).

[16] ZHENG X H,XIE L L,LIU L Z. Stability analysis of pneumatic cabin pressure regulating system with complex nonlinear characteristics[J]. Journal of Control Science and Engineering,2015:1-8.

[17] 蔡茂林. 现代气动技术理论与实践,第九讲:等温容器[J]. 液压气动与密封,2008,28(4):90-93.
CAI M L. Modern theory and practice of pneumatic technology, lecture 9:Isothermal container[J]. Hydraulics Pneumatics & Seals,2008,28(4):90-93(in Chinese).

[18] 蔡茂林. 现代气动技术理论与实践,第一讲:气动元件的流量特性[J]. 液压气动与密封,2007,27(2):44-48.
CAI M L. Modern theory and practice of pneumatic technology, lecture 1:Characteristic of pneumatic elements[J]. Hydraulics Pneumatics & Seals,2007,27(2):44-48 (in Chinese).

作者简介:

郑新华　女,博士研究生。主要研究方向:气动式座舱压力调节系统的研究与设计。
Tel.:029-88491623
E-mail:parisz@163.com

谢利理　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:航空电气与作动系统的控制与实时仿真,座舱压力调节系统的设计与仿真。
Tel.:029-88491623
E-mail:xielili@nwpu.edu.cn

任军学　男,博士。主要研究方向:航空发动机及空间电推进。
E-mail:rjx_buaa@sina.com

Stability analysis and optimization for pneumatic cabin pressure regulating system

ZHENG Xinhua[1,2], XIE Lili[1,*], REN Junxue[3]

(1. School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;
2. School of Electrical and Information Engineering, Zhengzhou University of Light Industry, Zhengzhou 450002, China;
3. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Pressure oscillation arises in cabin of aircraft equipped with the considered pressure regulating system. To solve the problem, the scheme of cabin pressure regulating system was introduced and analyzed. The system in differential pressure flight phase is simplified according to actual components participating in the pressure modulating. The simplified system was taken as an example for stability analysis. The nonlinearity of the system was analyzed in details. The describing function was obtained and the negative inverse describing function curve was plotted. The charging and discharging dynamic of hole-container structure was studied, and it was found that the charging and discharging transient was almost same in the condition. Then the transfer function of hole-container structure was built as first-order element, and the similarities and differences between them were pointed out. Describing function method was employed to analyze stability of the system, and a way of achieving stability was proposed. Full-physical simulation result shows that the required stability is achieved by this way.

Key words: aircraft cabin; pressure regulating; pneumatic; stability; optimization; describing function

Received: 2015-01-08; **Accepted**: 2015-04-10; **Published online**: 2015-05-21 15:31
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150521.1531.007.html
Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China(20100653006)
* **Corresponding author**. Tel.: 029-88491623　E-mail: xielili@nwpu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0025

全局最优导向模糊布谷鸟搜索算法及应用

秦强，冯蕴雯*，薛小锋

（西北工业大学 航空学院，西安 710072）

摘 要：针对标准布谷鸟搜索算法探索能力强而开发能力较弱、收敛速度慢及计算精度较差等问题，提出了具有全局最优导向的模糊布谷鸟搜索算法。在鸟窝更新公式中引入全局最优导向策略，在产生新的鸟窝位置时利用到当前最优鸟窝位置信息，以保持鸟窝的多样性并提高算法的开发能力。另外，采用模糊逻辑规则对布谷鸟算法中的搜索步长和外来鸟蛋被发现概率这2个重要参数进行自适应调整，以提高算法的全局收敛性能和求解精度。通过2个经典结构可靠性分析极限状态方程测试该算法的性能，并将其应用于某飞机舱门锁定机构可靠性分析中。实验结果表明，与粒子群算法、标准布谷鸟搜索算法和改进布谷鸟搜索算法相比，所提出的全局最优导向模糊布谷鸟搜索算法在进行可靠性分析中，能够有效地提高解的精度并增加收敛速度，寻优效果更优。

关 键 词：布谷鸟搜索算法；模糊逻辑；全局最优导向；可靠性分析；飞机舱门
中图分类号：V215.7；TB114.3
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2016)01-0094-07

由 Yang 和 Deb[1-2] 根据布谷鸟的寄生产卵方式以及鸟类的 Lévy flights 飞行行为所提出的布谷鸟搜索(Cuckoo Search，CS)算法是继粒子群优化(Particle Swarm Optimization，PSO)算法、差分进化(Deferential Evolution，DE)算法等元启发式算法之后的一种新的群智能优化算法。由于 CS 算法具有搜索路径优、选用参数少且寻优效率高等特点，自 2009 年被提出之后，国内外众多学者就对该算法做了较为深入的研究[3-10]。

目前，CS 算法已在结构优化问题[3]、六杆停歇机构运动轨迹优化[4]、可靠性冗余分配[5]和机构运动精度可靠性分析[6]等领域得到了广泛的应用，而在对 CS 算法的改进方面，主要涉及对算法中控制参数的自适应处理、与其他优化算法的混合或逐维改进解的质量等方面。例如，Zhang 等[7]将鸟窝更新做了并行处理，以增加解的多样性，并对搜索步长做了自适应改进以加强局部搜索能力；Walton 等[8]对适应性好的鸟窝与被抛弃的鸟窝做了不同搜索步长的处理，并在产生新解时加入了各鸟窝之间的信息交流，该改进算法在收敛性上要优于 DE 算法、PSO 算法和 CS 算法；Kanagaraj 等[5]将遗传算法(GA)与 CS 算法融合，提高了 CS 算法在开发和探索能力之间的平衡性，Valian 等[9]对 Lévy flights 步长和外来鸟蛋被发现概率引入了自适应机制，以上2种 CS 算法的改进形式都用在了系统可靠性冗余分配问题中，实验结果表明改进后的 CS 算法的寻优能力均要优于标准 CS 算法；王李进等[10]在 CS 算法中引入逐维改进的策略并改变了鸟窝飞行步长的更新方式，以增强算法的开发能力，该改进算法在求解多维函数优化问题上具有一定的优势。虽然文献[6-9]都对 CS 算法中的飞行步长做了自适应改

收稿日期：2015-01-12；**录用日期**：2015-04-10；**网络出版时间**：2015-05-21 15:35
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150521.1535.008.html
基金项目：国家自然科学基金(10577015)；航空科学基金(2008ZA53006)
* **通讯作者**：Tel.：029-88460383 E-mail：fengyunwen@nwpu.edu.cn

引用格式：*秦强，冯蕴雯，薛小锋. 全局最优导向模糊布谷鸟搜索算法及应用[J]. 北京航空航天大学学报，2016，42(1)：94-100.*
QIN Q，FENG Y W，XUE X F. Global-best guided fuzzy cuckoo search algorithm and its application[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2016，42(1)：94-100 (in Chinese).

变,且取得了较好的寻优效果,但是并没有一个确定的数学模型可供选择。另外,CS 算法中的鸟窝位置更新公式仅对被淘汰的鸟窝进行更新,而被保留下来的鸟窝不做任何改变,这就在一定程度上限制了该算法的开发能力。

为了克服上述 CS 算法存在的问题,增强 CS 算法的开发能力,提高收敛速度和计算精度,本文提出全局最优导向模糊布谷鸟搜索(FGCS)算法。首先,在 CS 算法中的鸟窝更新公式中引入全局最优导向策略,对保留下来的具有较好适应性的鸟窝朝向当前最优鸟窝位置迭代更新,不仅能够保证计算过程中鸟窝的多样性,而且提高了算法的开发能力和收敛速度;其次,采用模糊逻辑规则对 CS 算法中的外来鸟蛋被发现概率和 Lévy flights 步长进行动态调整,解决了 CS 算法计算精度较差的问题,且更好地权衡了 CS 算法的探索能力和开发能力;最后,将所提出的算法应用于结构机构可靠性分析中,并与其他优化算法进行对比分析,通过算例进一步验证了所提算法的可行性与优越性。

1　CS 算法

布谷鸟是利用寄宿产蛋的方式进行繁殖的特殊鸟类。Yang 和 Deb[1-2] 首先假设每只布谷鸟随机地选取其他鸟类的巢穴进行产蛋,且每次只产一个鸟蛋,每个鸟蛋相当于一个解向量,在每次迭代计算中,具有最优适应性的鸟蛋将被保留至下一次的迭代过程,而在所有寄宿的鸟窝中,布谷鸟鸟蛋被宿主发现的概率为[0,1]之间的数值,以 p_a 表示。当宿主发现自己的鸟窝有外来鸟蛋时,它们会抛弃该外来鸟蛋或在它处另建新巢,以保证每次迭代过程中鸟窝数量的一致。Yang 和 Deb 根据上述布谷鸟的繁殖方式以及 Lévy flights 随机行走方式抽象出了 CS 算法[1]。在 CS 算法中,布谷鸟是根据以下公式对鸟窝位置进行更新的:

$$x_i^{k+1} = x_i^k + \alpha \oplus L(\lambda) \quad i = 1,2,\cdots,n \tag{1}$$

$$x_{\text{new},i}^{k+1} = x_i^{k+1} + \varphi(x_j^{k+1} - x_g^{k+1}) \quad i = 1,2,\cdots,n \tag{2}$$

式(1)为布谷鸟根据 Lévy flights 进行随机寻巢;式(2)为宿主根据外来鸟蛋被发现概率 p_a 进行选择抛弃,并建立新的鸟窝。其中:x_i^k 与 x_i^{k+1} 分别为第 i 个鸟蛋在第 k 代和第 $k+1$ 代所处的鸟窝位置;$\oplus$为点乘积;$\alpha = \alpha_0(x_i^k - x_{\text{best}}^k)$ 为 Lévy flights 随机行走中的步长控制量,α_0 为常数,x_{best}^k为当前最优解,α 用来保证在第 k 代中的最优解附近得到第 $k+1$ 代的解,以提高算法的局部搜索能力[1];$L(\lambda)$ 为 Lévy flights 随机搜索路径;φ 为缩放因子,是服从均匀分布的[0,1]区间内的随机数;x_j^{k+1} 与 x_g^{k+1} 为通过式(1)得到的第 $k+1$ 代中的 2 个随机解。经过 Lévy flights 随机行走和选择重建鸟巢的步骤之后,完成了一次迭代操作,得到了新一代的鸟窝位置,记为 $x_{\text{new},i}^{k+1}$。

2　FGCS 算法

2.1　全局最优导向鸟窝位置更新公式

由式(1)可知,CS 算法在寻优过程中利用 Lévy flighes,使得该算法具有很强的探索能力,但在用式(2)计算新解的过程中,是通过任意选择当前的鸟窝进行淘汰更新,这就不能保证得到的新解的质量一定比当前解的质量要好,从而导致收敛速度较慢。另外,在式(2)中,只有被抛弃的鸟窝进行了随机行走并建立了新的鸟窝,而被保留的鸟窝仍然停留在原处,这样不利于种群的多样性,且在每一次迭代进行最后的鸟窝适应值评估时,还要将保留下来的鸟窝进行比对,导致算法的效率降低。所以 CS 算法有着较强的探索能力,但开发能力相对较弱。受粒子群算法以及文献[11]的启发,本文利用具有全局最优导向性质的鸟窝更新公式替代式(2),以提高 CS 算法的开发能力并提升收敛速度,这里称为全局最优导向布谷鸟搜索(Global-best guided Cuckoo Search, GCS)公式:

$$x_i^{k+1} = x_i^k + \varphi(x_j^k - x_g^k) + \omega(x_{\text{best}}^k - x_l^k) \tag{3}$$

式(3)是基于最优策略的搜索方程,比式(2)增加了等式右边的第 3 项,称为全局最优鸟窝引导搜索项。在生成新解时,式(3)用到了当前解中的最优信息。其中:x_l^k 为不同于 x_j^k 和 x_g^k 的随机解;ω 为黄金比例系数 ρ 与偏移量 δ 的乘积,即

$$\omega = \rho\delta \qquad \rho = (\sqrt{5}-1)/2, \delta \sim U(-\zeta,\zeta) \tag{4}$$

在式(4)中,δ 是服从$(-\zeta,\zeta)$区间均匀分布的随机数,在计算过程中取 $\zeta = \pi/6$[12]。由式(3)和式(4)可知,在全局搜索项中是根据黄金分割比例朝向全局最优解产生新解,由黄金比例系数所产生的新解要明显优于在[0,1]区间产生随机数而得到的新解[8],但是新解并不在 x_{best}^k 与 x_l^k 之间线性产生,而是偏移一个角度 δ,这样能够使得 CS 算法能够在搜索空间中得到更多的位置信息。

2.2　CS 算法中参数的模糊调整策略

布谷鸟鸟蛋被宿主发现的概率 p_a 和 Lévy flights 中的飞行步长控制量 α_0 是标准 CS 算法的

北航学报 赠阅

2 个可控也是最为重要的参数。为了提高标准 CS 算法的寻优性能,文献[9]所提出的改进布谷鸟搜索(ICS)算法对 p_a 和 α_0 做出了随着迭代次数呈线性或非线性改变的调整策略,且取得了不错的效果。但是在如何调整这 2 个参数而能最好地权衡该算法的开发能力和探索能力上,并没有确切的数学模型可选择,此时,模糊逻辑系统为动态调整 α_0 与 p_a 这 2 个参数提供了一个很好的方法[13-14]。

为了使得 CS 算法在迭代计算的前期有较好的探索能力而最终有较强的开发能力,本文设计一个具有模糊逻辑规则控制 CS 算法参数的 FGCS 算法。以鸟窝位置之间的分散性和迭代次数作为模糊系统的输入变量,将 p_a 与 α_0 作为输出变量。其中,模糊系统的输入变量鸟窝之间的分散性为

$$D=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\sqrt{(x_i^k-x_{\text{best}}^k)^2} \tag{5}$$

式(5)表示在每次循环迭代结束后,各个鸟窝位置与最优鸟窝位置之间的欧式距离,能够度量鸟窝之间的分散程度。为了便于计算,本文对迭代次数与分散性这 2 个模糊系统的输入变量进行模糊化处理,将其值均转化到[0,1]区间。如式(6)和式(7)所示:

$$K_{\text{Norm}}=k/K_{\max} \tag{6}$$

$$D_{\text{Norm}}=\begin{cases}0 & D_{\min}=D_{\max}\\ \dfrac{D-D_{\min}}{D_{\max}-D_{\min}} & D_{\min}\neq D_{\max}\end{cases} \tag{7}$$

式中:K_{Norm} 和 D_{Norm} 为将当前迭代次数 k 与分散性 D 进行标准正态化后的模糊系统输入参数;$K_{\max}$ 为最大迭代次数;$D_{\min}$ 和 $D_{\max}$ 分别为每次迭代中分散性的最小值和最大值。

可以看出,FGCS 算法与 ICS 算法是通过不同的策略对 CS 算法中的参数进行调整。其中,ICS 算法分别通过线性和非线性方程对 p_a 和 α_0 进行了与迭代次数相关的自适应改变,而 FGCS 算法是通过模糊逻辑规则对 p_a 和 α_0 进行调整,与 ICS 算法相比,仅增加了一个控制参数,即鸟窝之间的欧氏距离作为模糊系统的输入变量。另外,FGCS 算法对 CS 算法中的鸟窝更新公式增加了全局最优导向项,这会提高算法的收敛效率,并不增加算法的复杂性。

在标准 CS 算法中,取 $p_a=0.25$,$\alpha_0=0.01$[2]。在本文所设计的模糊系统中,将 p_a 和 α_0 的取值扩大至其上述推荐值的附近范围内:$p_a\in[0.1,0.5]$,$\alpha_0\in[0.005,0.020]$。在该模糊系统中,2 个模糊输入变量 K_{Norm} 和 D_{Norm} 与 2 个模糊输出变量 p_a 和 α_0 分别由 3 个三角形隶属度函数和 5 个三角形隶属度函数确定,即将模糊输入的范围平均分成 3 个模糊集,输出的范围平均分成 5 个模糊集,分别如图 1 和图 2 所示。图中:L 表示低;M 表示中;H 表示高;ML 表示中低;MH 表示中高。

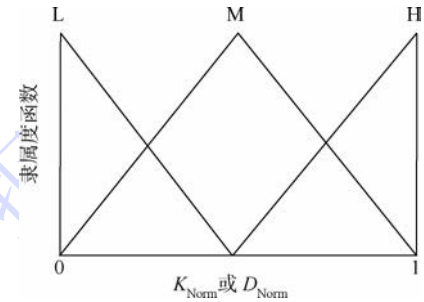


图 1 输入变量 K_{Norm} 和 D_{Norm}

Fig. 1 Input variables K_{Norm} and D_{Norm}

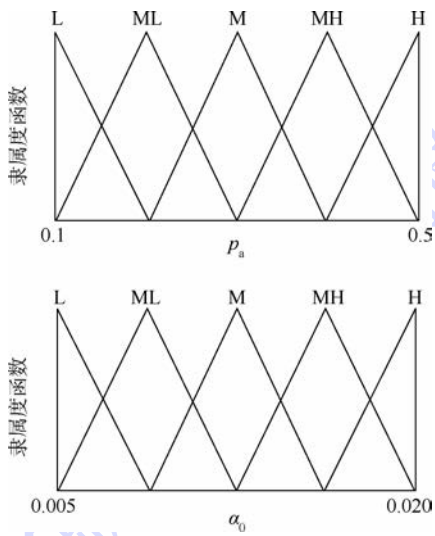


图 2 输出变量 p_a 和 α_0

Fig. 2 Output variables p_a and α_0

了解 p_a 和 α_0 如何影响该算法的计算性能有助于该模糊系统逻辑规则的制定。p_a 表示在一组固定的鸟窝数量中,每次迭代会以 p_a 的概率淘汰一部分鸟窝,然后另建与淘汰的鸟窝数量相同的新窝,其余的鸟窝则会被保留,该参数影响着鸟窝的更新速度。而 α_0 控制步长的大小,在迭代计算早期,为保证算法的全局寻优,应将较多的鸟窝淘汰掉而建立新的鸟窝,以获得搜索空间中更多的位置信息,且 Lévy flights 步长应较大,以探索更多的区域,所以 p_a 与 α_0 应为较大值。随着寻优计算的进行,α_0 与 p_a 应逐渐减小,使算法在全局最优解附近进行寻优以得到高精度的解[6]。根据上述参数调整思想,系统的模糊逻辑规则如表 1所示。

表 1　模糊逻辑规则

Table 1　Fuzzy logic rules

变量		K_{Norm}		
		L	M	H
		p_a,α_0	p_a,α_0	p_a,α_0
D_{Norm}	L	H,H	MH,H	ML,ML
	M	MH,MH	M,M	ML,L
	H	MH,M	M,ML	L,L

在表 1 中,每个规则都是一个“If…Then…”的形式。对于不同的问题,一方面,可以合理选取 p_a 和 α_0 的取值范围;另一方面,根据问题的复杂程度,对 p_a 和 α_0 在模糊逻辑规则中稍加修正即可。

3　FGCS 算法在可靠性分析中的应用

结构机构可靠性问题可以表示为[15]

$$\beta^2 = \min \|\boldsymbol{\mu}\|^2 \quad \text{s.t.} \quad g(\boldsymbol{\mu}) = 0 \tag{8}$$

式中:$\boldsymbol{\mu}$ 为标准正态随机变量的向量形式;β 为可靠性指标;$g(\boldsymbol{\mu})$ 为极限状态方程。

在一些复杂的结构与机构中,极限状态方程往往是隐式的,为得到其显式形式,本文将利用神经网络响应面法构造极限状态方程。另外,为便于计算,采用了罚函数法将有约束的方程式(8)转化为以下无约束方程:

$$\beta^2 = \min \|\boldsymbol{\mu}\|^2 + \varepsilon g(\boldsymbol{\mu})^2 \tag{9}$$

式中:ε 为一个很大的正数,称为惩罚因子,文中将其设置为 10^{10}。

在利用 FGCS 算法计算可靠性指标 β 时,首先应根据式(9)得到可靠性指标 β 关于随机变量的方程后,将该方程作为适应度函数,然后通过 FGCS 算法对该适应度函数进行逐次迭代寻优。FGCS 算法的计算步骤与 CS 算法和 ICS 算法相同,只是利用式(3)对保留下来的鸟窝进行更新,并通过模糊系统对 p_a 和 α_0 进行动态调整。通过迭代寻优,最后得到的全局最优解即为可靠性指标 β。

4　算例分析

为验证所提出的 FGCS 算法的性能,本文给出了 3 个算例,以 PSO 算法、CS 算法、ICS 算法和 FGCS 算法对各算例进行了计算效率和求解精度的对比分析,并对 CS 算法、ICS 算法和 FGCS 算法的收敛性能做了比较。其中,前 2 个算例是用来考核求解可靠性分析方法的经典考题,后 1 个算例为本文所提算法在某型民机舱门锁定机构中的工程实际应用。所有算例均以 MATLAB2009b 为平台进行计算,操作系统为 Windows 7,处理器为 Inter(R) Core(TM) i5,3.19 GHz,内存 3 GB。对所有算法,种群的规模为 30,每种算法独立运行 30 次,最大迭代次数 $K_{\max}=1\,000$。在计算结果中,β_{avg}、$\beta_{\max}$ 和 $\beta_{\min}$ 分别表示 β 的平均值、最大值和最小值,P_f 为 β_{avg} 所对应的失效概率。

算例 1　考虑两变量线性极限状态方程:$g(X)=\exp(0.2x_1+6.2)-\exp(0.47x_2+5.0)$,其中各随机变量相互独立且服从标准正态分布。由自适应蒙特卡罗模拟得到的该问题的精确解为 2.3490,对应的失效概率为 9.4119×10^{-3}[15]。该算例的计算结果及算法的收敛曲线分别如表 2 和图 3 所示。

表 2　算例 1 计算结果

Table 2　Calculation results of example 1

计算方法	β			$P_f/10^{-3}$	P_f的计算误差/%	计算用时/s
	$\beta_{\min}$	$\beta_{\max}$	β_{avg}			
PSO	2.3508	3.0125	2.5862	4.8520	48.45	1.619
CS	2.3493	2.4139	2.3535	9.2988	1.202	1.075
ICS	2.3493	2.3651	2.3518	9.3414	0.749	1.038
FGCS	2.3493	2.3493	2.3493	9.4036	0.088	1.317

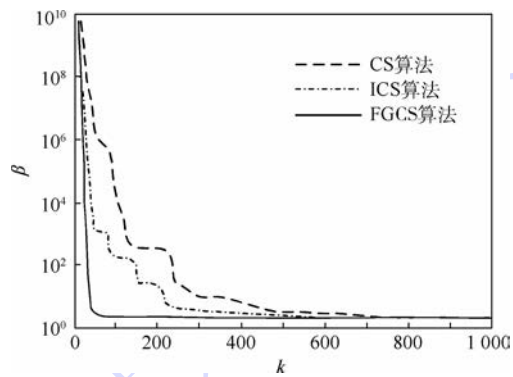


图 3　算例 1 收敛曲线

Fig. 3　Convergence curves of example 1

分析表 1 中的计算结果可知,PSO 算法的计算精度较低,容易陷入局部最优解,且计算用时最长,而另外 3 种算法的计算精度要明显优于 PSO 算法。虽然 FGCS 算法每次迭代计算的时间比 CS 算法和 ICS 算法的计算用时略长,但 FGCS 算法在每次迭代计算过程中均能得到精确解,失效概率的计算误差仅为 0.088%,这说明了 FGCS 算法在对两变量线性极限状态方程可靠度进行分析的准确性。

从图 3 中可以看出,在算例 1 中,FGCS 算法的收敛性能要明显优于 CS 算法和 ICS 算法。在迭代次数大约进行到 50 次时,FGCS 算法已收敛至全局最优解,而 CS 算法和 ICS 算法均要进行更多的迭代步骤才能收敛到全局最优解附近。同时分析表 2 和图 3 可知,FGCS 算法用了非常少的迭代步骤就得到了全局最优解,且并没有消耗过多

北航学报 赠阅

的计算时间,这充分体现了 FGCS 算法的优越性能。为显示 FGCS 算法的自适应特性,以该算例中搜索步长 α_0 的动态变化过程为例加以展示,如图 4 所示。

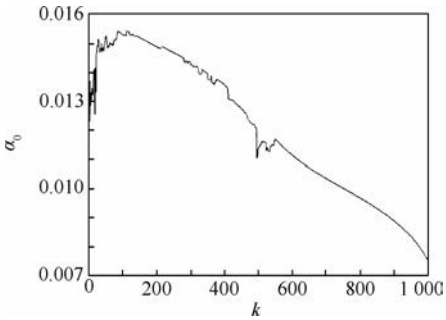


图 4 搜索步长 α_0 变化曲线

Fig. 4 Changing curve of search step α_0

由图 4 可以看出,在总体趋势上,搜索步长 α_0 随着迭代次数的增加而减小。α_0 之所以出现波动,是因为其还与鸟窝之间的欧式距离有关,α_0 减小也说明各鸟窝之间的分散性在减小。

算例 2 考虑多变量极限状态方程:$g(X) = x_1^4/40 + 2x_2^2 + x_3 + 3$,式中各随机变量均服从标准正态分布。由蒙特卡罗法计算得到的该极限状态方程的精确解为 3.000 0,对应失效概率为 $1.349\,8 \times 10^{-3}$[16]。该算例的计算结果分别如表 3 和图 5 所示。

表 3 算例 2 计算结果

Table 3 Calculation results of example 2

计算方法	β			$P_f/10^{-3}$	P_f的计算误差/%	计算用时/s
	β_{min}	β_{max}	β_{avg}			
PSO	3.003 3	4.013 2	3.452 3	0.278	79.41	1.485
CS	3.001 5	3.313 3	3.099 2	0.970	28.14	1.010
ICS	3.000 0	3.079 2	3.014 8	1.285	4.774	1.072
FGCS	3.000 0	3.013 0	3.002 7	1.338	0.874	1.283

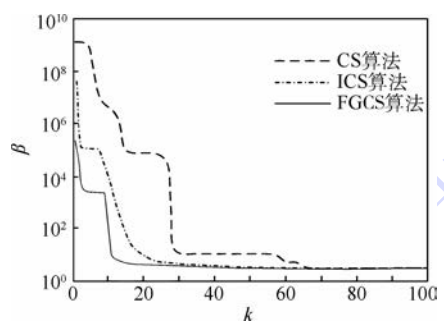


图 5 算例 2 收敛曲线

Fig. 5 Convergence curves of example 2

从表 3 结果可以看出,对于多变量极限状态方程,虽然 CS 算法比 PSO 算法的计算效率和求解精度要高出很多,其计算出的可靠性指标的误差仅为 3.308%,但是所对应失效概率的误差达到了 28.14%。从计算结果中还可以看出,ICS 算法和 FGCS 算法在求解此问题时都可以得到较优的解,但是 FGCS 算法的计算结果的精度要更胜一筹:从可靠性指标 β 的计算结果分析,FGCS 算法得到的 β 与精确解之间的误差为 0.090%,从对应的失效概率方面来看,误差仅为 0.874%,说明求解精度非常高。另外,由于在 100 次迭代步骤之前 3 种算法都基本收敛到最优解,因此,为了将收敛曲线能够显示的更为清晰明了,此算例收敛对比曲线仅给出了前 100 次迭代的收敛性。从图 5 的各种算法收敛性能对比曲线可以看出,ICS 算法和 FGCS 算法很好地提高了 CS 算法的收敛性,但 FGCS 算法在大约仅进行了 20 次迭代后已收敛至最优解。此算例说明,在进行具有多变量的可靠性分析中,FGCS 算法依然表现出非常出色的计算能力。

算例 3 采用文献[17]分析的某型飞机手柄锁定机构(如图 6 和图 7 所示)作为工程算例对所提算法进行检验和对比。

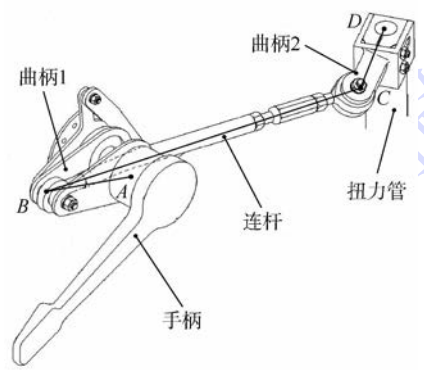


图 6 某民机舱门手柄机构

Fig. 6 Handle mechanism of an aircraft door

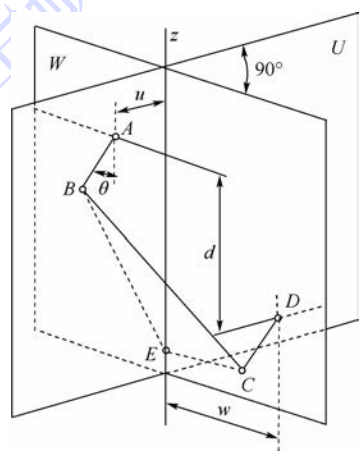


图 7 某民机舱门手柄机构示意图

Fig. 7 Sketch of a handle mechanism of an aircraft door

该机构利用空间四连杆机构过中心锁定原理对飞机舱门进行锁定,过中心锁定角度 θ 是各杆长和转轴之间距离的隐式函数,可表示为

$$\theta = f(l_1, l_2, l_3, d, u, w)$$

式中:l_1、l_2、l_3、d、u 和 w 分别为各杆的长度、转轴之间的距离、转轴到运动平面交线之间的距离。机构完成锁定所要达到的锁定角度 $\delta = 4.00°$,该问题的极限状态方程为

$$g(l_1, l_2, l_3, d, u, w) = \theta - \delta = f(l_1, l_2, l_3, d, u, w) - 4.00 = 0$$

假设该极限状态方程中所有随机变量均服从独立正态分布,它们的分布参数如表 4 所示。

表 4　算例 3 中随机变量分布参数

Table 4　Distribution parameters of random variables in example 3

随机变量	均值	变异系数	分布形式
l_1/mm	120.0	0.01	正态分布
l_2/mm	370.0	0.01	正态分布
l_3/mm	115.0	0.01	正态分布
d/mm	320.0	0.01	正态分布
u/mm	19.0	0.01	正态分布
w/mm	96.0	0.01	正态分布

以文献[17]中通过蒙特卡罗法计算得到的可靠性指标作为该工程问题的精确解,$\beta = 4.3643$,对应的失效概率为 6.3766×10^{-6}。利用各种算法计算得到的该空间四连杆机构的结果对比如图 8 和表 5 所示。

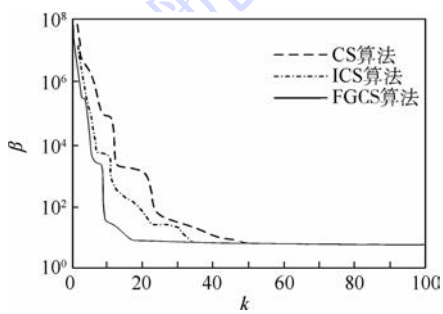


图 8　算例 3 收敛曲线

Fig. 8　Convergence curves of example 3

表 5　算例 3 计算结果

Table 5　Calculation results of example 3

计算方法	β			$P_f/10^{-6}$	P_f的计算误差/%	计算用时/s
	β_{min}	β_{max}	β_{avg}			
PSO	4.3687	4.4709	4.3884	5.709	10.46	26.83
CS	4.3687	4.3712	4.3691	6.238	2.175	59.54
ICS	4.3687	4.3694	4.3688	6.247	2.040	61.25
FGCS	4.3687	4.3687	4.3687	6.249	1.995	60.79

从表 5 中各种算法的计算结果可以看出,4 种算法均可计算得到该问题的全局最优解,其中 PSO 算法计算用时最短,但其得到的结果却误差较大,而 CS 算法、ICS 算法和 FGCS 算法计算得到的可靠性指标值与精确解相比都属于高精度的解,但是 FGCS 算法在每次迭代计算中都可以收敛至全局最优解。在计算用时方面,FGCS 算法在求解该问题时仅比 CS 算法多用了 1.25 s,但比 ICS 算法用时要少。另外,图 8 也只给出了前100 次的收敛曲线,从图中可以看出,FGCS 算法依然表现出非常好的收敛特性。通过该工程算例再次说明了 FGCS 算法在寻优迭代计算时的优越性,且该算法在解决以神经网络响应面法作为极限状态方程的情况下比其他 3 种算法得到的结果更为精确。

5　结　论

本文所提出的 FGCS 算法通过模糊逻辑规则对标准 CS 算法中的 2 个重要控制参数做了改进,并将具有全局最优导向的鸟窝更新公式引入到标准 CS 算法中。通过分析结果可知 FGCS 算法有以下几个优点:

1)引入具有全局最优导向的公式后,CS 算法的局部搜索能力得到加强,并且增加了鸟窝的多样性,有效地避免了算法陷入局部最优解。

2)利用模糊逻辑规则动态地控制 CS 算法参数很好地权衡了标准 CS 算法的探索能力和开发能力。在迭代计算早期扩大搜索范围避免早熟现象,在迭代后期加速收敛性能。

3)算例结果对比分析表明,在进行结构可靠性分析时,FGCS 算法的求解精度与收敛速度要明显优于 PSO 算法、标准 CS 算法等。

参考文献(References)

[1] YANG X S, DEB S. Cuckoo search via Lévy flights[C]// Proceeding of World Congress on Nature & Biologically Inspired Computing. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2009: 210-214.

[2] YANG X S, DEB S. Engineering optimisation by cuckoo search [J]. International Journal of Mathematical Modeling and Numerical Optimisation, 2010, 1(4): 330-343.

[3] GANDOMI A H, YANG X S, ALAVI A H. Cuckoo search algorithm: A metaheuristic approach to solve structural optimization problems[J]. Engineering with Computers, 2013, 29(2): 17-25.

[4] RADOVAN R B, STEVAN R D, VLADIMIR S D. Cuckoo search algorithm: A metaheuristic approach to solving the problem of optimum synthesis of a six-bar double dwell linkage[J]. Mechanism and Machine Theory, 2013, 61: 1-13.

[5] KANAGARAJ G, PONNAMBALAM S G, JAWAHAR N. A hybrid cuckoo search and genetic algorithm for reliability redundancy allocation problems[J]. Computers and Industrial Engineering, 2013, 66(4): 1115-1124.

[6] 秦强,冯蕴雯,薛小锋,等. 基于改进布谷鸟算法的舱门锁定可靠性分析[J]. 航空计算技术,2014,44(1):23-26.
QIN Q, FENG Y W, XUE X F, et al. Reliability analysis of door locking based on improved cuckoo algorithm[J]. Aeronautical Computing Technique, 2014, 44(1): 23-26(in Chinese).

北航学报 赠阅

[7] ZHANG Y W, WANG L, WU Q D. Modified adaptive cuckoo search algorithm and formal description for global optimization [J]. International Journal of Computer Applications in Technology, 2012, 44(2): 73-79.

[8] WALTON S, HASSAN O, MORGAN K, et al. Modified cuckoo search: A new gradient free optimisation algorithm [J]. Chaos, Solitons and Fractals, 2011, 44(9): 710-718.

[9] VALIAN E, TAVAKOLI S, MOHANNA S, et al. Improved cuckoo search for reliability optimization problems [J]. Computers and Industrial Engineering, 2013, 64(1): 459-468.

[10] 王李进,尹义龙,钟一文. 逐维改进的布谷鸟搜索算法[J]. 软件学报,2013,24(11):2687-2698.
WANG L J, YIN Y L, ZHONG Y W. Cuckoo search algorithm with dimension by dimension improvement [J]. Journal of Software, 2013, 24(11): 2687-2698 (in Chinese).

[11] ZHU G P, KWONG S. Gbest-guided artificial bee colony algorithm for numerical function optimization [J]. Applied Mathematics and Computation, 2010, 217(7): 3166-3173.

[12] RAJABIOUN R. Cuckoo optimization algorithm [J]. Applied Soft Computing, 2011, 11(8): 5508-5518.

[13] PATRICIA M, FRUMEN O, OSCAR C, et al. Optimal design of fuzzy classification systems using PSO with dynamic parameter adaptation through fuzzy logic [J]. Expert Systems with Applications, 2013, 40(8): 3196-3206.

[14] NIKNAM T, MOJARRAD H D, NAYERIPOUR M. A new fuzzy adaptive particle swarm optimization for non-smooth economic dispatch [J]. Energy, 2010, 35(4): 1764-1778.

[15] KAYMAZ I. Application of kriging method to structural reliability problems [J]. Structural Safety, 2005, 27(2): 133-151.

[16] 吕震宙,杨子政,赵洁. 基于加权线性响应面法的神经网络可靠性分析方法[J]. 航空学报,2006,27(6):1063-1067.
LU Z Z, YANG Z Z, ZHAO J. An artificial neural network method for reliability analysis based on weighted linear response surface [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6): 1063-1067 (in Chinese).

[17] 秦强,姚雄华,冯蕴雯,等. 空间四连杆机构过中心锁定可靠性分析[J]. 机械强度,2014,36(5):710-715.
QIN Q, YAO X H, FENG Y W, et al. Reliability analysis of over-center locking of spatial four-bar mechanism [J]. Journal of Mechanical Strength, 2014, 36(5): 710-715 (in Chinese).

作者简介:

秦强 男,博士研究生。主要研究方向:飞行器结构机构可靠性与优化设计。
Tel.: 18392392057
E-mail: johnnystyle@126.com

冯蕴雯 女,博士,教授。主要研究方向:飞行器结构机构可靠性与安全性分析。
Tel.: 029-88460383
E-mail: fengyunwen@nwpu.edu.cn

薛小锋 男,博士,讲师。主要研究方向:航空航天可靠性工程。
Tel.: 13709265450
E-mail: xuexiaofeng@mail.nwpu.edu.cn

Global-best guided fuzzy cuckoo search algorithm and its application

QIN Qiang, FENG Yunwen*, XUE Xiaofeng

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A global-best guided fuzzy cuckoo search algorithm is proposed to deal with the deficiencies of cuckoo search algorithm, such as poor at exploitation and accuracy, slow convergence, etc. A global-best guided strategy was introduced into the nests update formula to take advantage of the current optimal nest location information when producing new nest location in order to maintain the diversity of the nests and increase the algorithm's exploitation. In addition, the proposed method utilize fuzzy set theory to adjust the two main coefficients, one is search step, the other is the fraction of worst nests, and is thereby able to improve the accuracy and the global convergence. The performance of the proposed algorithm was tested by two classical structural reliability limited state functions and then it was applied to reliability analysis of an aircraft door locking mechanism. Experimental results show that compared with the particle swarm optimization, standard cuckoo search algorithm and improved cuckoo search algorithm, the proposed algorithm enhances the accuracy and the convergence effectively, and it has better optimization results when applied to reliability analysis problems.

Key words: cuckoo search algorithm; fuzzy logic; global-best guided; reliability analysis; aircraft door

Received: 2015-01-12; **Accepted**: 2015-04-10; **Published online**: 2015-05-21 15:35
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150521.1535.008.html
Foundation items: National Natural Science Foundation of China (10577015); Aeronautical Science Foundation of China (2008ZA53006)
* **Corresponding author**. Tel.: 029-88460383 E-mail: fengyunwen@nwpu.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0029

知识与数据融合的可靠性定量模型建模方法

郝志鹏[1], 曾声奎[1,2,*], 郭健彬[1,2], 马纪明[3], 李齐林[4]

(1. 北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100083;
2. 北京航空航天大学 可靠性与环境技术国防重点实验室, 北京 100083;
3. 北京航空航天大学 中法工程师学院, 北京 100083; 4. 中航工业金城南京机电液压工程研究中心, 南京 211140)

摘 要: 可靠性定量设计的关键是建立可靠性定量模型。现有的可靠性定量模型建模方法主要基于设计人员对产品对象故障规律的知识,包括故障模式、环境扰动、故障机理等。但知识固有的有限性和不完整性必然会给可靠性定量模型带来模型误差和输入参数的不确定性。针对这个问题,提出了基于贝叶斯理论融合知识和数据的可靠性定量模型建模方法,量化并更新模型误差和输入参数的不确定性。为此,首先说明了知识与数据融合的可靠性定量模型建模工作,建立了知识与数据融合的可靠性定量模型建模框架;接着阐述了基于贝叶斯理论的知识与数据融合原理;然后介绍了基于贝叶斯理论融合知识与数据的通用方法,并分别针对性能波动数据和性能退化数据2种常见数据类型进一步详细讨论了各自适用的贝叶斯融合方法;最后通过机载轴向柱塞泵的案例验证了前述方法的可行性和有效性。

关 键 词: 可靠性定量设计; 可靠性定量模型; 贝叶斯融合; 知识; 数据
中图分类号: V24; TB114.3
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2016)01-0101-11

产品可靠性水平由设计活动限定。可靠性设计与功能设计、性能设计同步开展,才能从根本上提高产品可靠性水平。可靠性、功能、性能设计紧密结合,打破了“事后改进”(Test, Analysis and Fix, TAAF)造成可靠性活动被动、孤立的传统局面,实现了“主动预防”(Design for Reliability, DfR)[1-2],使可靠性设计融入产品设计的系统工程过程。可靠性与性能一体化设计(Integrated Design of Reliability and Performance, IDRP)[3-4]、可靠性为独立学科的多学科协同设计优化(Reliability Based Multidisciplinary Design Optimization, RBMDO)[5-7]、基于可靠性的设计优化(Reliability Based Design Optimization, RBDO)[8-9]通过可靠性与性能等指标同步综合优化的方式,进一步把可靠性设计提升到与性能设计并列的定量设计层次,把产品设计提升到“并行设计”高度。

以“并行设计”为主要特征的可靠性定量设计包括可靠性定量模型建模与分析、可靠性与性能综合优化等多方面内容。前者为后者提供定量设计模型和可靠性分析结果,后者利用前者计算当前设计点的性能输出和可靠度,据以搜索最优设计点。

可靠性定量设计的本质是参数设计,主要手段是可靠性与性能综合优化,RBMDO 和 RBDO 是典型代表。随着故障机理(Physics of Failure, PoF)研究逐步深入,可靠性定量设计进一步将 PoF 对可靠性与性能这类系统级指标的影响纳入研究视野,把传统上时间无关的综合优化拓展到

收稿日期: 2015-01-15; **录用日期**: 2015-04-10; **网络出版时间**: 2015-06-03 16:44
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150603.1644.009.html
基金项目: 国家自然科学基金(61304218)
* **通讯作者**: Tel.: 010-82314731 E-mail: zengshengkui@buaa.edu.cn

引用格式: 郝志鹏, 曾声奎, 郭健彬, 等. 知识与数据融合的可靠性定量模型建模方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 101-111. HAO Z P, ZENG S K, GUO J B, et al. Integrated method of knowledge and data for quantitative reliability modeling [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 101-111 (in Chinese).

北航学报 赠阅

时变的综合优化,得到产品寿命周期内设计变量的最优取值[10]。例如 Wang 等[11]提出以时变运动学可靠性和时变结构可靠性为约束的时变 RBDO 方法,以起落架为对象,以磨损为关键失效机理构建多学科可靠性模型,以最小化总重量的均值和方差为目标进行了综合优化。张义民[12]阐述了机械产品常见的动态和渐变特性(如振动和磨损)给机械可靠性设计带来的新需求和发展。

实现可靠性定量设计、开展可靠性与性能综合优化的基础是可靠性定量模型的建模工作,例如优化中使用的代理模型即从该模型提取。与 RBMDO 和 RBDO 侧重综合优化不同,IDRP 除了变量参数设计外,还包括系统构型设计和单元强化设计,后者实质上处理了可靠性定量模型的建模问题。曾声奎等[3,13]提出了 IDRP 的技术框架,给出了基于故障模式影响分析、波动模式影响分析及故障机理分析进行 IDRP 模型建模的方法,提出了基于 Logistic 变换建立性能可靠度与关键设计参数函数关系的响应面方法,建立了参数优化模型和容差优化模型及优化流程,并利用舵机案例进行了验证。陈云霞等[14-15]探索了 IDRP 仿真建模和分析的方法,并以某导弹飞控系统为例进行了验证。

可靠性定量模型建模是以功能性能模型为基础,引入由故障模式影响分析、波动模式影响分析及故障机理分析得到的故障率模型、参数波动模型、环境扰动模型、故障机理模型,借助仿真工具,得到仿真形式的可靠性定量模型。可靠性定量模型建模活动本质上反映了设计人员对产品故障模式、波动因素和故障机理等故障规律的既有知识。这些知识主要决定可靠性定量模型的结构,而知识固有的有限性和不完整性必然会给模型带来误差,也会给设计变量、模型常参数和退化特征量等与性能波动和退化相关的模型输入参数的量化带来不确定性。另一方面,可靠性活动产生了丰富的数据,这些数据通常多用于数据融合的可靠性评估,以确定寿命分布参数的不确定性。因此,借鉴可靠性评估的数据融合思想,将知识与数据相融合,量化可靠性定量模型的模型误差和输入参数不确定性,能够为克服可靠性定量模型建模活动中由知识有限性和不完整性带来的不足提供有效手段。

贝叶斯方法是可靠性评估中常用的数据融合方法,而 Kennedy 和 O'hagan[16]利用贝叶斯方法处理模型误差量化和未知参数估计的做法,事实上拓展了贝叶斯方法解决模型和数据相融合这个问题的潜力。但文献[16]仅以高斯过程为研究对象,与复杂的可靠性定量模型相去甚远。另外,文献[16]并未考虑数据的特点,而故障统计数据具有鲜明的多样性,例如来自多个数据来源(如试验数据、维修数据、使用数据等),或者体现为多种数据类型(如成败型数据、寿命数据、性能波动数据、性能退化数据等)。本文将针对可靠性定量模型建模的需求和故障统计数据的特点,提出与之相适应的方法。此外,相比频率方法,贝叶斯方法更适用于小样本情景。这与可获得的故障统计数据通常有限的特点相吻合,因此本文借鉴文献[16]的做法,采用贝叶斯方法实现故障规律知识与故障统计数据的融合。

针对可靠性定量设计中,基于知识建立可靠性定量模型的现有方式存在由设计人员知识的不完整性带来模型误差和输入参数不确定性的不足,本文提出知识与数据融合的可靠性定量模型建模方法。以下首先论述知识与数据融合的可靠性定量模型建模活动并建立相应框架;接着阐述基于贝叶斯理论的知识和数据融合原理;然后提出基于贝叶斯理论融合知识与数据的通用方法,并分别针对性能波动数据和性能退化数据 2 种常见数据类型的特点进一步详细讨论各自适用的贝叶斯融合方法;最后通过机载轴向柱塞泵的案例验证前述方法的可行性和有效性。

1 知识与数据融合的可靠性定量模型建模

开展可靠性定量设计的基础是建立可靠性定量模型。一般意义上,定量模型包括输入、输出和二者量化关系 3 个元素。建立定量模型主要是指建立输入输出的量化关系。对于可靠性定量模型而言,就是要建立设计变量、模型常参数和退化特征量等模型输入与性能指标、可靠度等输出的量化关系。

在可靠性定量模型建模中,构建输入输出量化关系的依据来自设计人员对产品对象的任务要求、环境剖面、功能需求、性能指标和故障规律等方面的认识。这些认知体现为功能模型、性能模型、故障机理模型、故障率模型、环境扰动模型和参数波动模型等形式的知识。由于产品对象多学科耦合、软硬故障并存,所以需要将这些模型集成起来才能刻画产品性能波动、退化等故障特征。多学科仿真工具及其交互为实现上述模型集成提供了有效手段。因此,构建可靠性定量模型中输

入输出的量化关系,是利用仿真工具集成可靠性、性能等多学科模型,得到可靠性与性能综合集成的一体化仿真模型。

由于产品设计阶段设计人员对产品的故障规律尚缺乏把握,相关知识主要来自相似产品、相似材料和历史数据等渠道,知识的有限性和不完整性势必制约上述一体化仿真模型对产品对象的刻画能力,带来模型误差。因此,需要在可靠性定量模型中引入模型误差,从而得到完整的输入输出量化关系。

模型输入是可靠性定量模型中与量化关系相辅相成的另一重要元素。可靠性定量模型的输入参数包括设计变量、模型常参数和退化特征量等。这些输入参数具有不确定性,其量化主要依赖公差设计、相似材料、仿真计算或专家经验等手段。事实上,这些不确定性量化依据本质上也基于设计人员的相关知识,自然也受限于知识的有限性和不完整性。此外,模型误差也包含自身的参数,也需量化其不确定性。

为克服上述知识有限性和不完整性给可靠性定量模型建模带来的制约,本文通过融合知识和数据的方式,利用数据更新设计变量、模型常参数、退化特征量以及模型误差参数等的不确定性,确定模型误差,完成可靠性定量模型建模。

由于设计变量、模型常参数、退化特征量及模型误差参数都是模型输入,为消除与之无关的特征,可以利用近似技术把引入模型误差的一体化仿真模型简化为相应的代理模型。此时,知识与数据的融合就转化为代理模型(提取自刻画故障规律知识的可靠性与性能一体化仿真模型)与统计数据的融合。利用贝叶斯理论,就可以更新设计变量、模型常参数、退化特征量等输入参数以及模型误差参数的不确定性。进一步地,利用更新的输入参数不确定性,可以得到更新的代理模型,与更新的输入参数不确定性,以及更新的模型误差及其不确定性,共同组成可靠性定量模型,完成可靠性定量模型建模工作。

综上所述,知识与数据融合的可靠性定量建模涵盖以下几方面:

1)可靠性定量模型建模框架包括(如图 1 所示):

① 建立可靠性与性能一体化仿真模型。

② 量化模型输入参数的不确定性。

③ 通过①提取代理模型。

④ 基于贝叶斯理论融合数据、代理模型,更新模型输入参数和模型误差参数的不确定性。

⑤ 利用④,采用近似技术,得到更新后的可靠性与性能一体化仿真模型的代理模型。

2)上述模型间的关系如下:

①“可靠性与性能一体化仿真模型”是建立“可靠性定量模型”、开展贝叶斯融合的基础。

② 贝叶斯融合所需的“代理模型”由“可靠性与性能一体化仿真模型”提取得到。

③ 完成贝叶斯融合后,“可靠性与性能一体化仿真模型”得到更新,从而得到“更新的代理模型”。

④“更新的代理模型”和更新的模型误差一起组成“可靠性定量模型”。

3)可靠性定量模型建模的成果包括更新的输入参数不确定性、代理模型和模型误差。

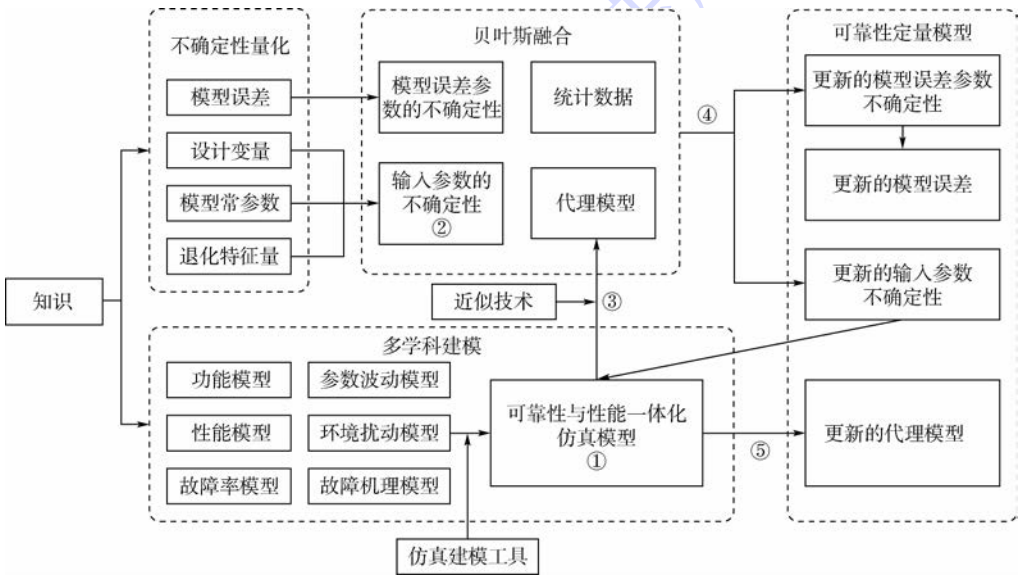


图 1　知识与数据融合的可靠性定量模型建模框架

Fig. 1　Modeling framework of quantitative reliability model based on integration of knowledge and data

北航学报 赠阅

2 基于贝叶斯理论的知识与数据融合原理

从图 1 所示知识与数据融合的可靠性定量模型建模框架可以看出,知识和数据分处不同层次。其中,处于输入输出量化关系层次的包括:①反映设计人员对产品的功能性能、故障规律等知识的可靠性与性能综合集成仿真模型,及其代理模型;②表征知识有限性和不完整性的模型误差。处于输入层次的包括:①设计变量、模型常参数和退化特征量等输入参数及其不确定性;②模型误差参数及其不确定性。而统计数据处于输出层次。因此,知识和数据的融合是定量模型三因素——量化关系、输入与输出的整体融合。而数据融合的可靠性评估中,待融合的数据均处于输出层次(如寿命和性能),融合成果也只是更新输出分布中参数的不确定性。由此可见,知识和数据的融合与单纯的数据融合截然不同。

可靠性定量模型建模的贝叶斯融合环节主要目的就是用来完成知识与数据的融合,实现更新设计变量、模型常参数、退化特征量等输入参数以及模型误差参数的不确定性的目的。利用贝叶斯理论,实现知识与数据融合的原理如图 2 所示。其中:$\bar{\boldsymbol{Y}}$ 为产品性能指标 Y 的样机试验数据且不考虑测量误差;$G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma})$ 为可靠性与性能一体化仿真模型的代理模型,$\boldsymbol{X}$ 为设计变量,$\boldsymbol{\Theta}$ 为模型常参数,$\boldsymbol{\Gamma}$ 为退化特征参数;$E(\boldsymbol{\Delta})$ 为模型误差,$\boldsymbol{\Delta}$ 为其参数;$\rho(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})$ 为设计变量、模型常参数、退化特征量及模型误差参数的先验分布(不确定性);$L(\bar{\boldsymbol{Y}},G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})$ 为形式化表达代表故障规律等知识的代理模型和统计数据融合的贝叶斯似然函数;$\rho'(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})$ 为经贝叶斯融合得到的输入参数和模型误差参数的后验分布(更新的不确定性)。

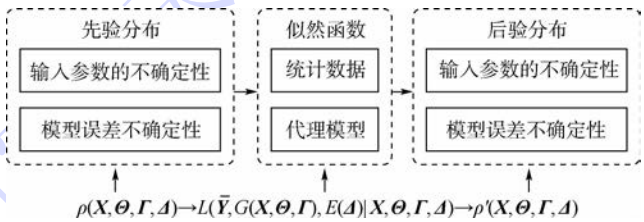


图 2 知识与数据的贝叶斯融合原理

Fig. 2 Principle of Bayesian integration of knowledge and data

3 知识与数据融合的贝叶斯方法

在第 2 节阐述知识与数据的贝叶斯融合原理基础上,本节进一步具体给出知识与数据融合的贝叶斯方法。

假设产品共有 n 个不相关的性能指标,从简洁且不失一般性的角度出发,本节以图 2 所示的单个性能指标 Y 为例,给出基于贝叶斯理论融合知识与数据的通用方法。

由于融合知识与数据的目的是更新设计变量、模型常参数和退化特征量等输入参数以及模型误差参数的不确定性,故可以采用近似方法排除其他无关因素,将复杂的仿真模型简化为这些参数与模型输出(如性能指标)的代理模型。形式上,图 2 所示基于贝叶斯理论融合知识与数据的通用方法可以表示为(各符号遵循图 2 说明的含义)

$$\rho'(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})\propto L(\bar{\boldsymbol{Y}},G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})\cdot\rho(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta}) \tag{1}$$

贝叶斯融合的关键是似然函数的形式。本节将式(1)的似然函数进一步表达为范数形式:

$$L(\bar{\boldsymbol{Y}},G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})=L(\|\bar{\boldsymbol{Y}}-G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma})-E(\boldsymbol{\Delta})\|\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta}) \tag{2}$$

范数定义不同,式(2)的具体形式也不同。本文根据最小二乘原理,定义其为高斯范数(也可选择其他形式),则有

$$L(\|\bar{\boldsymbol{Y}}-G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma})-E(\boldsymbol{\Delta})\|\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})=\exp\left(-\frac{1}{2}(\bar{\boldsymbol{Y}}-G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma})-E(\boldsymbol{\Delta}))^{\mathrm{T}}\boldsymbol{C}_T^{-1}\cdot(\bar{\boldsymbol{Y}}-G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma})-E(\boldsymbol{\Delta}))\right) \tag{3}$$

式中:$\boldsymbol{C}_T$ 为协方差矩阵。

在知识与数据的贝叶斯融合(式(1))中,似然函数包括 3 个组成部分:试验数据和代理模型、模型误差。代理模型通过可靠性与性能一体化仿真模型得到,体现了设计人员对产品故障规律的知识,是相对不变的。模型误差反映了设计人员知识的有限性和不完整性,一般也会给出相对不变的形式。而统计数据具有多样性,例如来自多

个数据来源(如试验数据、维修数据、使用数据等),或者体现为多种数据类型(如成败型数据和寿命数据、性能波动数据和性能退化数据等)。因此,根据数据特点不同,贝叶斯融合中的似然函数形式也会发生相应变化。以下针对 2 种典型的数据类型,给出对应的似然函数形式。

3.1　性能波动数据的情形

产品设计需要将工作环境纳入考察范围,而振动、温变等环境扰动通常会造成产品性能输出发生波动。此外,由于产品设计周期紧凑,所以试验时间往往有限,而有限时间内产品性能退化并不明显。因此,可以认为有限时间内通过环境扰动测得的性能试验数据是性能波动数据。性能波动数据的主要特点之一是数据间相互无关。

假设有限时间内记录下受试产品性能指标 Y 的一组性能波动数据 $(y_i, i=1,2,\cdots,k)$,则

$$L(Y_1,Y_2,\cdots,Y_k;G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})=\prod_{i=1}^{k}L(Y_i,G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta}) \tag{4}$$

式中:$\{Y_i, i=1,2,\cdots,k\}$ 表示记录下的性能波动是随机变量。

如果有 l 台产品参加测试,得到的性能波动数据记为 $(y_{ij}, i=1,2,\cdots,k, j=1,2,\cdots,l)$,似然函数相应变为

$$L(Y_{ij},i=1,2,\cdots,k,j=1,2,\cdots,l;G(\cdot),E(\cdot)\mid\cdot)=\prod_{i=1}^{k}\prod_{j=1}^{l}L(Y_{ij},G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta}) \tag{5}$$

通过将式(5)代入式(1),可以得到设计变量 $\boldsymbol{X}$、常参数 $\boldsymbol{\Theta}$、退化特征量 $\boldsymbol{\Gamma}$ 和模型误差参数 $\boldsymbol{\Delta}$ 等输入参数的后验分布,达到量化模型误差、更新输入参数不确定性的目的。需要注意的是,由于有限时间内受试产品性能退化并不明显,因此,融合性能波动数据更新退化特征量的不确定性存在一定局限。

3.2　性能退化数据的情形

性能退化数据是另一种常见的数据类型。与波动数据不同的是,相继时刻的退化数据存在关联关系。因此,融合性能退化数据时,式(4)中的似然函数有新的形式。

考虑到试验条件的限制,收集到的性能退化数据可能是来自单台产品的一条退化轨迹,也可能是来自多台产品的多条退化轨迹。在不同情形下,似然函数的形式还存在一定差异。以下分别论述。

1) 单一退化轨迹的情况

假设在 k 个时刻记录下受试产品性能指标 Y 的一组退化轨迹 $\{y_i, i=1,2,\cdots,k\}$。由于后一时刻退化量 y_i 受前一时刻退化量 y_{i-1} 影响,也即

$$\begin{aligned}L(Y_1,Y_2,\cdots,Y_k;G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})=&\\ L(Y_1,G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})\cdot&\\ L(Y_2,G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta};Y_1)\cdot\cdots\cdot&\\ L(Y_k,G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta};&\\ Y_1,Y_2,\cdots,Y_{k-1})\neq&\\ \prod_{i=1}^{k}L(Y_i,G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})&\end{aligned} \tag{6}$$

式中:$\{Y_i, i=1,2,\cdots,k\}$ 表示 t_i 时刻的退化量是随机变量。可见融合性能退化数据得到的似然函数形式与融合性能波动数据得到的似然函数形式截然不同。将式(6)代入式(1),则有

$$\begin{aligned}\rho'(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})\propto&\\ L(Y_k,G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta};&\\ Y_1,Y_2,\cdots,Y_{k-1})\cdot\cdots\cdot&\\ L(Y_2,G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta};Y_1)\cdot&\\ L(Y_1,G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})\cdot&\\ \rho(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})&\end{aligned} \tag{7}$$

事实上,令 $\rho_0(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})=\rho(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})$,从而有

$$\begin{aligned}\rho_1(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})\propto&\\ L(Y_1,G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})\cdot&\\ \rho_0(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})&\end{aligned} \tag{8}$$

相应的

$$\begin{aligned}\rho_i(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})\propto&\\ L(Y_i,G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta};&\\ Y_{i-1},\cdots,Y_1)\rho_{i-1}(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})&\end{aligned} \tag{9}$$

$$\rho'(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})=\rho_k(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta}) \tag{10}$$

经如上 k 次迭代后,就完成了所有 k 个退化数据也就是整个退化轨迹的融合,得到模型误差参数和输入参数的后验分布,完成了量化模型误差、更新输入参数不确定性的任务。

2) 多条退化轨迹的情况

假设 l 个相互独立的产品受试,k 个时刻共记录下 l 条退化轨迹 $\{y_{ij}, i=1,2,\cdots,k, j=1,2,\cdots,l\}$ 且各条轨迹相互独立,那么式(4)中的似然函数可以表达为

$$\begin{aligned}L(\bar{\boldsymbol{Y}},G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})=&\\ L(Y_{ij},i=1,2,\cdots,k,j=1,2,\cdots,l;&\\ G(\cdot),E(\cdot)\mid\cdot)&\end{aligned} \tag{11}$$

式(11)还可以进一步表达为

$$\begin{aligned}L(Y_{k1},Y_{k2},\cdots,Y_{kl};\cdots;Y_{11},Y_{12},\cdots,Y_{1l};&\\ G(\cdot),E(\cdot)\mid\cdot)&\end{aligned} \tag{12}$$

北航学报 赠阅

或

$$L(Y_{1l},Y_{2l},\cdots,Y_{kl};\cdots;Y_{11},Y_{21},\cdots,Y_{k1};G(\cdot),E(\cdot)\mid\cdot) \tag{13}$$

需要指出的是,式(12)和式(13)的2种分组形式代表了2种不同的融合思路。对式(12)和式(13)而言,分别有

$$\begin{aligned}&L(Y_{k1},Y_{k2},\cdots,Y_{kl};\cdots;Y_{11},Y_{12},\cdots,Y_{1l};\\&\quad G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})=\\&\quad L(Y_{k1},Y_{k2},\cdots,Y_{kl};\\&\quad G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta};\\&\quad Y_{k-11},Y_{k-12},\cdots,Y_{k-1l};\cdots;Y_{11},Y_{12},\cdots,Y_{1l})\cdot\cdots\cdot\\&\quad L(Y_{21},Y_{22},\cdots,Y_{2l};G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),\\&\quad E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta};\\&\quad Y_{11},Y_{12},\cdots,Y_{1l})L(Y_{11},Y_{12},\cdots,Y_{1l};\\&\quad G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})\end{aligned} \tag{14}$$

$$\begin{aligned}&L(Y_{1l},Y_{2l},\cdots,Y_{kl};\cdots;Y_{11},Y_{21},\cdots,Y_{k1};\\&\quad G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})=\\&\quad L(Y_{1l},Y_{2l},\cdots,Y_{kl};G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta};\\&\quad Y_{1l-1},Y_{2l-1},\cdots,Y_{kl-1};\cdots;Y_{11},Y_{21},\cdots,Y_{k1})\cdot\cdots\cdot\\&\quad L(Y_{12},Y_{22},\cdots,Y_{k2};G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta};\\&\quad Y_{11},Y_{21},\cdots,Y_{k1})L(Y_{11},Y_{21},\cdots,Y_{k1};\\&\quad G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})=\\&\quad L(Y_{1l},Y_{2l},\cdots,Y_{kl};\\&\quad G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})\cdot\cdots\cdot\\&\quad L(Y_{12},Y_{22},\cdots,Y_{k2};\\&\quad G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})\cdot\\&\quad L(Y_{11},Y_{21},\cdots,Y_{k1};\\&\quad G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})\end{aligned} \tag{15}$$

进一步分析式(12)和式(14)代表的融合思路可以发现,尽管式(14)右侧的各个分量鲜明地表示出同一时刻不同产品的性能数据是相互独立的波动数据,但难以给出相继2个时刻的2组波动数据间的关联关系。因此,采取式(12)和式(14)代表的融合思路并不恰当。而式(13)和式(15)代表的融合思路是逐一融合各条退化轨迹。由于各个产品相互独立,式(15)的变换是恰当的。从而有

$$\begin{aligned}&\rho_j(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})\propto\\&\quad L(Y_{1j},Y_{2j},\cdots,Y_{kj},G(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma}),E(\boldsymbol{\Delta})\mid\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})\cdot\\&\quad\rho_{j-1}(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})\end{aligned} \tag{16}$$

$$\rho'(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta})=\rho_l(\boldsymbol{X},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\Gamma},\boldsymbol{\Delta}) \tag{17}$$

通过采用上述融合多条退化轨迹的方法,得到模型误差参数和输入参数的后验分布,完成了量化模型误差、更新输入参数不确定性的任务。

4 案例验证

本文选取航空液压系统的动力元件柱塞泵作为案例验证对象。柱塞泵利用发动机带动,通过柱塞腔容积变化完成吸、排液压油动作,并在舵机控制下推动液压作动机构,偏转舵面,控制飞行姿态。可见,柱塞泵的可靠性对整个液压乃至飞控系统的可靠性起决定性作用。根据泵内柱塞分布,柱塞泵可分为轴向柱塞泵和径向柱塞泵,轴向柱塞泵又包括直轴式轴向柱塞泵和斜盘式轴向柱塞泵。轴向柱塞泵结构简单、体积小、容积效率高、传输功率大,适应液压机械大流量、高速高压化发展趋势,得到广泛应用[17]。本节研究的某型轴向柱塞泵结构如图3所示。

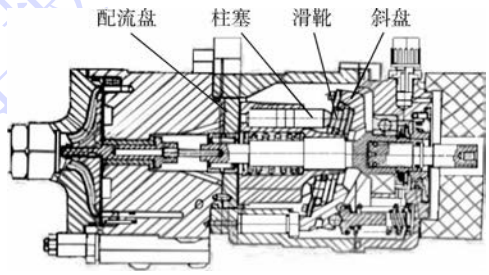


图3 某型轴向柱塞泵结构

Fig. 3 Structure of an axial piston pump

轴向柱塞泵的主要技术参数包括压力、转速、排量、流量、功率和效率等。由于柱塞泵的主要功能是通过吸、排液压油,为液压系统提供动力,因此本文主要考察流量这个指标。输出流量衰减或称退化会造成柱塞泵因性能不达标而报废。造成流量退化的主要原因是泵工作过程中液压油泄漏量增大。导致泄漏加大的主要故障机理是润滑条件下的磨损,主要磨损部位包括滑靴副、柱塞副和配流副。其中,滑靴副和配流副磨损造成的泄漏占总泄漏的绝大部分[18]。因此,本文主要考察滑靴副和配流副这2个摩擦副。滑靴副的结构如图4所示,磨损模型采用文献[19]提出的润滑条

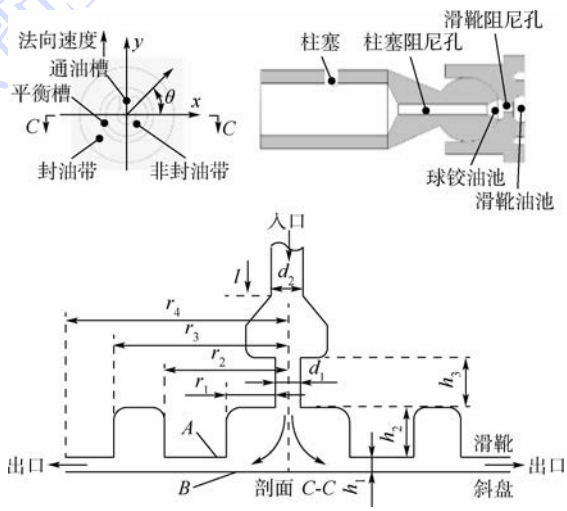


图4 滑靴副几何结构

Fig. 4 Geometric structure of slipper-swash plate

件下二体磨粒磨损模型,建立的仿真模型如图 5 所示。配流副的结构如图 6 所示,磨损模型采用文献[20]提出的三体磨粒磨损模型,建立的仿真模型如图 7 所示。柱塞泵泄漏量的仿真模型依据文献[21]方法建立。

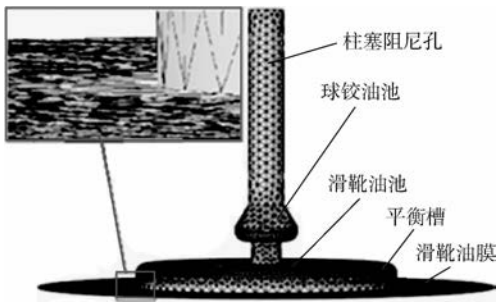


图 5　滑靴副仿真模型

Fig. 5　Simulation model of slipper-swash plate

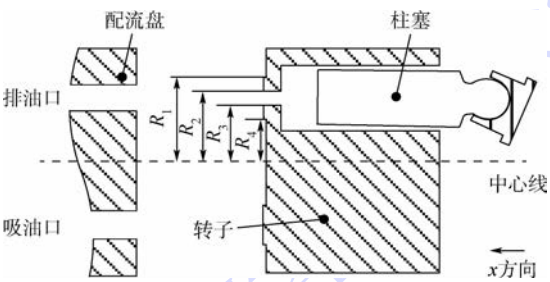


图 6　配流副几何结构

Fig. 6　Geometric structure of barrel-port plate

图 7　配流副仿真模型

Fig. 7　Simulation model of barrel-port plate

滑靴副和配流副的主要结构尺寸参数如表 1 和表 2 所示。尺寸参数的不确定性主要来自加工公差,本文依据航空工业标准确定其不确定性范围及分布[22]。摩擦副间隙是指液压油形成的油膜,起润滑作用,其大小由摩擦副工作时压紧力和分离力间的力平衡确定。表中间隙值的不确定性由设计人员通过仿真计算给出。摩擦副发生润滑磨损,是由于柱塞泵工作时打破了摩擦副的力平衡导致。本文假设两摩擦副的磨损速率为常数,由仿真计算给出,相应的不确定性由设计人员确定并在表 1 和表 2 列出。随着磨损累计,间隙持续加大,液压油泄漏量出现退化态势。柱塞泵泄漏数据取自中航工业金城南京机电液压工程研究中心轴向柱塞泵综合试验平台(见图 8)开展的轴向柱塞泵磨损特性试验,共 2 700 h(见表 3)。

表 1　滑靴副尺寸参数、退化特征量及其不确定性

Table 1　Dimensions, degradation parameters and associated uncertainties of slipper-swash plate

参数	不确定性分布/mm
柱塞阻尼孔直径 d_2	$N(1.2,0.035)$
柱塞阻尼孔长度 l	$N(9.0,0.04)$
封油带内径 r_3	$N(4.4,0.04)$
封油带外径 r_4	$N(7.7,0.05)$
滑靴副间隙 h_h	$N(0.0066,0.001)$
滑靴副磨损速率 r_h	$U(0.00008,0.00012)$

表 2　配流副尺寸参数、退化特征量及其不确定性

Table 2　Dimensions, degradation parameters and associated uncertainties of barrel-port plate

参数	不确定性分布/mm
外封油带半径 R_1	$N(27.10,0.07)$
排油窗外半径 R_2	$N(25.70,0.07)$
排油窗内半径 R_3	$N(20.10,0.07)$
内封油带半径 R_4	$N(18.65,0.07)$
配流副间隙 h_p	$N(0.009,0.001)$
配流副磨损速率 r_p	$U(0.0001,0.00015)$

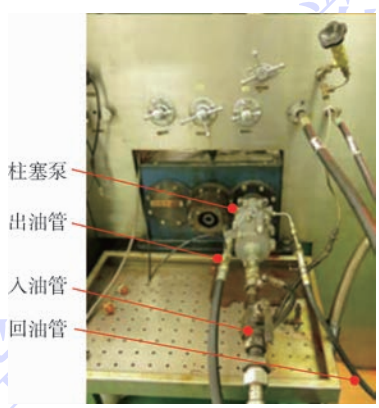


图 8　柱塞泵试验平台

Fig. 8　Test bench of piston pump

表 3　性能试验测得的泄漏量退化量

Table 3　Degradation of leakages of performance testing

时刻	泄漏量/(L·min^{-1})
0	0.79
140	1.12
420	1.28
700	1.20
980	1.13
1 260	1.25
1 540	1.36
1 820	1.45
2 100	1.59
2 380	1.69
2 700	1.78

北航学报 赠阅

考虑到柱塞泵泄漏量随时间退化的特点,本文采用截断形式的时变混沌多项式(Time-Dependent generalized Polynomial Chaos, TDgPC)构建泄漏量仿真模型的代理模型[23]。滑靴副泄漏量的 TDgPC 如下:

$$y(t,\boldsymbol{\xi}) = a_0(t) + \sum_{i_1=1}^{6} a_{i_1}(t)\Gamma_1(\xi_{i_1}) + \sum_{i_1=1}^{6}\sum_{i_2=1}^{i_1} a_{i_1 i_2}(t)\Gamma_2(\xi_{i_1},\xi_{i_2}) + \sum_{i_1=1}^{6}\sum_{i_2=1}^{i_1}\sum_{i_3=1}^{i_2} a_{i_1 i_2 i_3}(t)\Gamma_3(\xi_{i_1},\xi_{i_2},\xi_{i_3}) \tag{18}$$

式中:t 为时间;$\boldsymbol{\xi} = (d_2, l, r_3, r_4, h_h, r_h)$ 为表 1 中的参数,考虑到参数分布形式不同,在此通过变量变换将 r_h 统一为与其他参数一致的正态分布形式;$\Gamma_i(\cdot)$ 为与正态分布对应的 TDgPC 基函数[24];$a_i(t)$ 为 TDgPC 的时变系数。相应的,配流副泄漏量的 TDgPC 如下:

$$y(t,\boldsymbol{\xi}') = a_0'(t) + \sum_{i_1=1}^{6} a_{i_1}'(t)\Gamma_1(\xi_{i_1}') + \sum_{i_1=1}^{6}\sum_{i_2=1}^{i_1} a_{i_1 i_2}'(t)\Gamma_2(\xi_{i_1}',\xi_{i_2}') + \sum_{i_1=1}^{6}\sum_{i_2=1}^{i_1}\sum_{i_3=1}^{i_2} a_{i_1 i_2 i_3}'(t)\Gamma_3(\xi_{i_1}',\xi_{i_2}',\xi_{i_3}') \tag{19}$$

式中:$\boldsymbol{\xi}' = (R_1, R_2, R_3, R_4, h_p, r_p)$ 为表 2 中的参数,基函数形式不变。

本文采用文献[11]提及的移动最小二乘法求取 TDgPC 的时变系数,图 9(a)和图 9(b)分别展示了式(18)和式(19)的前 2 个系数的时变特征。

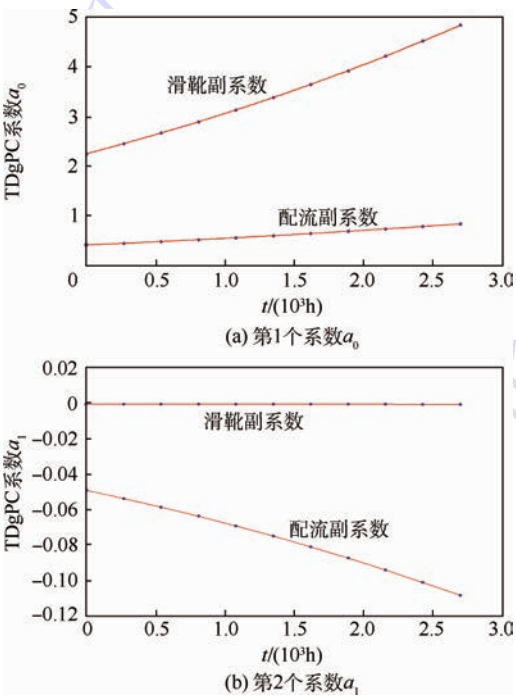


图 9 摩擦副泄漏量 TDgPC 系数的时变特征

Fig. 9 Time-varying characteristics of TDgPC coefficients for friction pair leakage

利用第 3 节提出的退化数据贝叶斯融合方法,摩擦副间隙等设计变量和磨损速率的不确定性都得到更新,如表 4 和表 5 所示。

表 4 滑靴副尺寸参数、退化特征量的后验分布概要统计量

Table 4 Summary statistics of posterior distribution of dimensions and degradation parameters of slipper-swash plate

参数	均值	标准差	5% 分位点	中值	95% 分位点
d_2/mm	1.275	0.014 43	1.252	1.275	1.298
l/mm	9.045	0.008 651	9.031	9.045	9.058
r_3/mm	4.49	0.017 32	4.463	4.49	4.517
r_4/mm	7.812	0.021 67	7.779	7.812	7.846
h_h/μm	6.218	0.941	4.641	6.234	7.744
r_h/μm	0.10	0.012	0.082	0.10	0.12

表 5 配流副尺寸参数、退化特征量的后验分布概要统计量

Table 5 Summary statistics of posterior distribution of dimensions and degradation parameters of barrel-port plate

参数	均值	标准差	5% 分位点	中值	95% 分位点
R_1/mm	27.26	0.030 48	27.21	27.26	27.31
R_2/mm	25.86	0.030 49	25.81	25.86	25.91
R_3/mm	20.26	0.030 51	20.21	20.26	20.31
R_4/mm	18.81	0.030 5	18.76	18.81	18.86
h_p/μm	8.618	0.941	7.041	8.634	10.14
r_p/μm	0.125	0.014	0.103	0.125	0.148

图 10 和图 11 进一步展示了利用 OpenBUGS 绘制的摩擦副间隙和磨损速率的后验分布。本文根据文献[25]的建议,绘制后验分布时舍弃前 1 000 个抽样点。

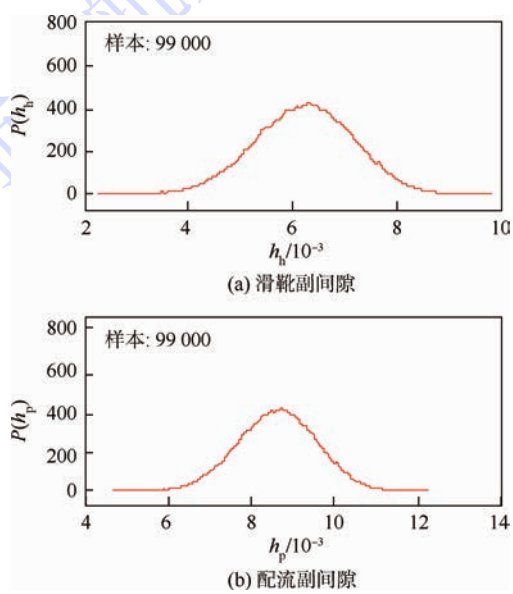


图 10 滑靴副间隙和配流副间隙的后验分布

Fig. 10 Posterior distribution of clearances of slipper-swash plate and barrel-port plate

北航学报 赠阅

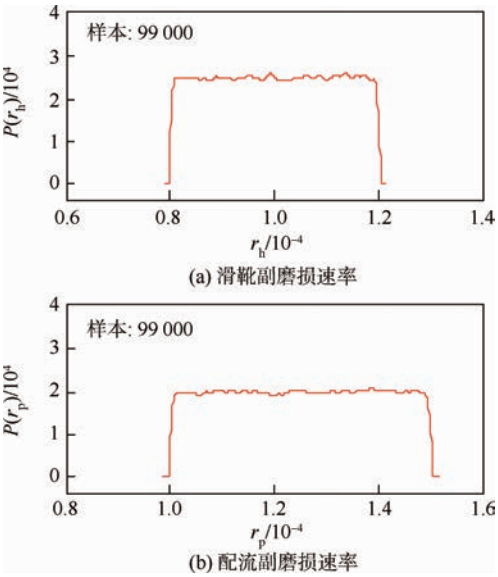


图 11　滑靴副和配流副磨损速率的后验分布

Fig. 11　Posterior distribution of friction rates of slipper-swash plate and barrel-port plate

摩擦副润滑磨损与材料属性紧密相关,计算滑靴副磨损量需要获得滑靴底座的剪切模量[19]。本案例中,柱塞泵滑靴副底座的材料是铜合金 HMn61-2.5-1.0(R),剪切模量未知。合金材料成分为黄铜与锰,黄铜是铜锌合金,在其中加入锰,可显著提高合金的强度和耐蚀性,而不降低塑性。冷拔黄铜的剪切模量是 34 ~ 37 GPa,轧制锰青铜的剪切模量是 39 GPa。本文以此为基础,采用前述贝叶斯融合方法,获得该柱塞泵滑靴底座剪切模量的不确定性,如表 6 所示。

表 6　滑靴副剪切模量的后验分布概要统计量

Table 6　Summary statistics of posterior distribution of shear modulus of slipper-swash plate

参数名称	均值	标准差	5% 分位点	中值	95% 分位点
剪切模量/MPa	36 500.0	1 440.0	34 260.0	36 500.0	38 750.0

对于模型误差 $E(\boldsymbol{\Delta})$,本文假设其服从零均值正态分布,则 $\boldsymbol{\Delta}$ 为方差 σ^2,以考察可靠性定量模型和试验数据差异的分散程度,取 σ^2 服从 Gamma (0.01,0.01),目的是期望二者偏差尽可能小。利用本文提出的贝叶斯融合方法,得到模型误差 σ^2 参数的后验分布如表 7 所示。图 12 进一步展示了利用 OpenBUGS 绘制的 σ^2 的后验分布。

表 7　模型误差参数的后验分布概要统计量

Table 7　Summary statistics of posterior distribution of model error parameter

参数名称	均值	标准差	5% 分位点	中值	95% 分位点
σ^2	0.219 9	0.130 1	0.093 67	0.187	0.451 7

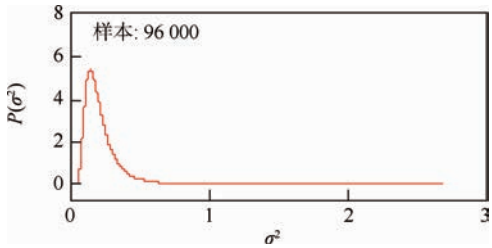


图 12　模型误差参数的后验分布

Fig. 12　Posterior distribution of model error parameter

至此,利用本文提出的贝叶斯融合方法,柱塞泵滑靴副的设计变量 $\{d_2, l, r_3, r_4, h_h\}$ 和配流副的设计变量 $\{R_1, R_2, R_3, R_4, h_p\}$、常参数剪切模量 m、滑靴副和配流副的磨损速率 r_h 和 r_p,以及模型误差参数 σ^2 的不确定性均得到更新。相应的,柱塞泵泄漏量仿真模型的代理模型(前 2 个系数的时变特征如图 13 所示)和模型误差也获得更新。此时,更新的输入参数不确定性、代理模型和模型误差,共同组成可靠性定量模型,从而完成柱塞泵可靠性定量模型建模工作。

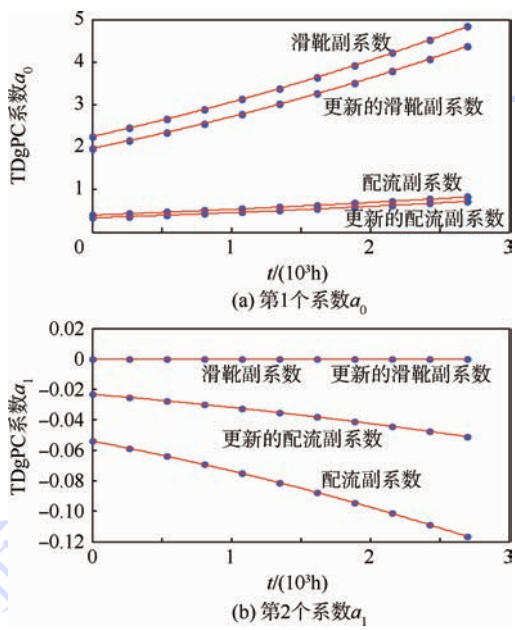


图 13　更新后摩擦副泄漏量 TDgPC 系数的时变特征

Fig. 13　Time-varying characteristics of updated coefficients of TDgPC for friction pair leakage

5　结　论

现有的可靠性定量模型建模工作主要依靠设计人员对产品对象故障规律的知识开展。但设计人员掌握的故障规律知识存在有限性和不完整性,据此建立的可靠性定量模型存在模型误差和输入参数不确定性。本文针对这一问题,提出:

1) 知识与数据融合的可靠性定量模型建模方法,量化模型误差,更新输入参数不确定性。

2）适用于性能波动数据和性能退化数据不同特点的贝叶斯融合方法。

并通过机载轴向柱塞泵的案例，验证了：

1）本文所提方法能够通过知识与数据的融合，更新模型误差参数不确定性，从而量化模型误差。

2）本文所提方法能够通过知识与数据的融合，更新可靠性定量模型中设计变量、物理常参数和退化特征量等输入参数的不确定性，进而更新可靠性一体化仿真模型的代理模型。

参考文献（References）

[1] SILVERMAN M, KLEYNER A. What is design for reliability and what is not[C]// Proceedings of Annual Reliability and Maintainability Symposium. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2012: 1-5.

[2] SANCHEZ L M, PAN R. An enhanced parenting process: Predicting reliability in product's design phase[J]. Quality Engineering, 2011, 23(4): 378-387.

[3] 曾声奎. 系统可靠性与性能一体化设计方法研究[D]. 北京：北京航空航天大学，2009：1-3.
ZENG S K. Integrated design method of system reliability and performance[D]. Beijing: Beihang University, 2009: 1-3 (in Chinese).

[4] 夏青，钱山，张士峰，等. 飞行器可靠性与性能一体化设计初步研究[J]. 弹箭与制导学报，2009，29(1)：257-259.
XIA Q, QIAN S, ZHANG S F, et al. Primary study of reliability and performance incorporate design of aerocraft[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2009, 29(1): 257-259 (in Chinese).

[5] DU X P, CHEN W. Collaborative reliability analysis under the framework of multidisciplinary systems design[J]. Optimization and Engineering, 2005, 6(1): 63-84.

[6] XIA Q, LI M, CAO Z J, et al. The study of reliability in MDO of aircraft[J]. Applied Mechanics & Materials, 2012, 226-228: 598-601.

[7] 郭健彬. 考虑可靠性的无人机总体设计方法及平台[D]. 北京：北京航空航天大学，2008：1-3.
GUO J B. Study on method and platform for reliability considered UAV concept design[D]. Beijing: Beihang University, 2008: 1-3 (in Chinese).

[8] VALDEBENITO M A, SCHUËLLER G I. A survey on approaches for reliability-based optimization[J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2010, 42(5): 645-663.

[9] QIU Z P, HUANG R, WANG X J, et al. Structural reliability analysis and reliability-based design optimization: Recent advances[J]. Science China Physics, Mechanics and Astronomy, 2013, 56(9): 1611-1618.

[10] HU Z, DU X P. Lifetime cost optimization with time-dependent reliability[J]. Engineering Optimization, 2014, 46(10): 1389-1410.

[11] WANG Y, ZENG S K, GUO J B. Time-dependent reliability-based design optimization utilizing nonintrusive polynomial chaos[J]. Journal of Applied Mathematics, 2013(4): 1-16.

[12] 张义民. 机械动态与渐变可靠性理论与技术评述[J]. 机械工程学报，2013，49(23)：101-114.
ZHANG Y M. Review of theory and technology of mechanical reliability for dynamic and gradual systems[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2013, 49(23): 101-114 (in Chinese).

[13] 曾声奎，李霏霞，马纪明. 基于响应面的系统性能可靠性优化设计方法[J]. 航空学报，2009，30(9)：1655-1606.
ZENG S K, LI F X, MA J M. Response surface-based performance reliability optimization design method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(9): 1655-1606 (in Chinese).

[14] 陈云霞. 性能与可靠性一体化建模[D]. 北京：北京航空航天大学，2004：1-2.
CHEN Y X. Study on method of model and analysis for integrating performance and reliability[D]. Beijing: Beihang University, 2004: 1-2 (in Chinese).

[15] 陈云霞，曾声奎，晋严尊. 飞控系统性能与可靠性一体化设计技术[J]. 北京航空航天大学学报，2008，34(2)：210-214.
CHEN Y X, ZENG S K, JIN Y Z. Integrating design of performance and reliability for flight control systems[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(2): 210-214 (in Chinese).

[16] KENNEDY M C, O'HAGAN A. Bayesian calibration of computer models[J]. Journal of the Royal Statistical Society: Series B (Statistical Methodology), 2001, 63(3): 425-464.

[17] 杨华勇，张斌，徐兵. 轴向柱塞泵/马达技术的发展演变[J]. 机械工程学报，2008，44(10)：1-8.
YANG H Y, ZHANG B, XU B. Development of axial piston pump/motor technology[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2008, 44(10): 1-8 (in Chinese).

[18] BERGADA J M, KUMAR S, DAVIES D L, et al. A complete analysis of axial piston pump leakage and output flow ripples[J]. Applied Mathematical Modelling, 2012, 36(4): 1731-1751.

[19] 黄平，温诗铸. 粘弹性流体动力润滑与润滑磨损[J]. 机械工程学报，1996，32(3)：35-41.
HUANG P, WEN S Z. Visco-elastohydrodynamic lubrication and lubricated wear[J]. Journal of Mechanical Engineering, 1996, 32(3): 35-41 (in Chinese).

[20] KATO K. Abrasive wear of metals[J]. Tribology International, 1997, 30(5): 333-338.

[21] KUMAR S. CFD analysis of an axial piston pump[D]. Barcelona: Universidad Politecnica de Catalunya, 2010: 142-156.

[22] 中国航空工业总公司. 一般公差：HB 5800[S]. 北京：中国航空工业总公司，1999：2-5.
Aviation Industry Corporation of China. General tolerances: HB 5800[S]. Beijing: Aviation Industry Corporation of China, 1999: 2-5 (in Chinese).

[23] GERRITSMA M I, STEEN J B V D, VOS P, et al. Time-dependent generalized polynomial chaos[J]. Journal of Computational Physics, 2010, 229(22): 8333-8363.

[24] ELDRED M, BURKARDT J. Comparison of non-intrusive polynomial chaos and stochastic collocation methods for uncertainty

北航学报 赠阅

quantification[J]. AIAA Paper,2009,976:1-20.

[25] KELLY D,SMITH C. Bayesian inference for probabilistic risk assessment[M]. London:Springer,2011:18.

作者简介:

郝志鹏　男,博士研究生。主要研究方向:可靠性与性能一体化设计、可靠性评估等。

Tel.:010-82338403

E-mail:haozhipeng@buaa.edu.cn

曾声奎　男,博士,教授。主要研究方向:可靠性综合设计与仿真、可靠性与性能一体化设计、人机系统可靠性分析、计算机辅助可靠性工程等。

Tel.:010-82314731

E-mail:zengshengkui@buaa.edu.cn

郭健彬　男,博士,讲师。主要研究方向:系统可靠性设计分析、机电产品可靠性仿真、RMS 综合集成平台、多学科设计优化。

Tel.:010-82333839

E-mail:guojianbin@buaa.edu.cn

马纪明　男,博士,讲师。主要研究方向:机电系统性能与可靠性一体化设计方法、机电系统多学科设计优化方法、控制系统可靠性分析方法、随机作用下的系统响应特性分析。

Tel.:010-82339761

E-mail:jiming.ma@buaa.edu.cn

李齐林　男,硕士,工程师。主要研究方向:机电系统性能与可靠性一体化设计方法、机电系统多学科设计优化方法。

Integrated method of knowledge and data for quantitative reliability modeling

HAO Zhipeng[1], ZENG Shengkui[1,2,*], GUO Jianbin[1,2], MA Jiming[3], LI Qilin[4]

(1. School of Reliability and Systems Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Science and Technology on Reliability and Environmental Engineering Laboratory, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
3. Sino-French Engineer School, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
4. Jincheng Nanjing Electrical and Hydraulic Engineering Research Center, AVIC, Nanjing 211140, China)

Abstract: Keys of quantitative reliability design lie in the establishment of the quantitative reliability model. Current modeling methods mainly rely on design staff's knowledge on product failure rules, including failure modes, environmental disturbances, failure mechanisms, etc. However, the inherent finiteness and imperfection of knowledge are bound to bring both model error and input uncertainties to the quantitative reliability model. To address this problem, we proposed a knowledge-and-data integrated Bayesian modeling method to develop the quantitative reliability model, quantifying the model error and input uncertainties. First of all, the tasks of the knowledge-and-data integrated modeling of the quantitative reliability model were explained, and the corresponding framework was established. Then the principle of Bayesian integration of knowledge and data was clarified. After that, the general method of Bayesian integration of knowledge and data was proposed, and two specific Bayesian integration methods for both performance fluctuation and degradation data were addressed respectively. Finally, the effectiveness and feasibility of the proposed method were illustrated by a case of an airborne axial piston pump.

Key words: quantitative reliability design; quantitative reliability model; Bayesian integration; knowledge; data

Received: 2015-01-15; **Accepted**: 2015-04-10; **Published online**: 2015-06-03 16:44

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150603.1644.009.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China(61304218)

* **Corresponding author**. Tel.:010-82314731　E-mail:zengshengkui@buaa.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0034

主起落架可控变速收放作动器设计与仿真

黄辰，贾玉红*
（北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100083）

摘 要：传统的起落架收放液压系统在使用中缺乏可控性，按照起落架收起时飞机极限过载设计的起落架收放液压作动器在常见的小过载工况下可能产生较大的冲击。提出了一种用于主起落架的可控变速收放作动器的概念设计，使用双向比例节流阀根据过载大小调节阻尼作用。结合起落架收放机构多体模型和收放作动器液压模型，对不同过载工况下主起落架收起的动力学过程进行了仿真分析。与常规设计相比，在一定的设计约束下降低了支柱终止速度、回油压力峰值和结构冲击。研究了变速收放作动器输入压力和进回油油路阻尼相对大小对仿真结果的影响。提出了一种改进的可控变速收放作动器设计，利用惯性力的作用进一步降低了起落架收起时的作动筒载荷峰值和冲击。

关 键 词：飞机起落架；起落架收放机构；液压作动器；动力学仿真；冲击
中图分类号：V226
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2016)01-0112-08

起落架收放液压系统的设计，需要提供足够的驱动力，保证起落架在一定的垂向过载作用下能够正常收起并锁定，还需要保证起落架收放运动平稳，即起落架收放的总体速度及运动终止时刻的速度控制。通过调节收放作动筒油路上的节流阀，可调整起落架收放的速度。单向节流阀可设置在收放作动筒的进油或回油油路[1-6]，或者两侧均有[7-8]。用于降低终止速度的作动筒末端节流可设置在放下过程作动筒的回油油路上[7]，大型飞机可在作动筒两侧油路都设置末端节流，进一步降低收起过程的终止速度[8]。

当收放液压系统参数不变时，起落架收起速度随过载的降低而提高[9]。大型民机起飞离地时垂向过载系数通常在1.1～1.3范围内[10]，按照机动和突风引起的极限垂向过载2.0设计的液压系统，在常见的小过载工况下可能产生较大的终止速度和冲击，对相关结构、缓冲措施和密封有较高的要求。传统的起落架收放液压系统在使用中缺乏可控性，不能适应工况的变化。对于主起落架的收起过程，质量力引起的作动筒载荷通常随起落架收起角度的增大而增大，最大载荷出现在行程末端[11-12]。若适当增大运动部件的加速度，使运动呈现先加速后减速的形态，则惯性力将增大起始阶段的作动筒载荷并减小行程末端的载荷，使作动筒载荷在整个行程上的分布更加均匀，提高作动筒的效率。实现这种设计也需要起落架收放液压系统具有可控性。

目前通过虚拟样机动力学仿真，可以模拟在液压驱动下起落架的收放过程。吉国明等[13]使用起落架收放三维模型和液压系统模型进行联合仿真，研究了收放作动筒参数对起落架收放性能的影响。印寅等[14]建立了结合收放液压系统和起落架动力学的虚拟样机模型，并用试验结果验证了仿真模型的准确性，研究了液压系统多种参数对起落架收放性能的影响。上述研究验证了结合液压系统的虚拟样机动力学仿真在起落架收放

收稿日期：2015-01-19；**录用日期**：2015-06-19；**网络出版时间**：2015-08-03 16:15
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150803.1615.012.html
* **通讯作者**：Tel.：010-82314805 E-mail：jiayuhong@buaa.edu.cn

引用格式：黄辰，贾玉红. 主起落架可控变速收放作动器设计与仿真[J]. 北京航空航天大学学报，2016，42(1)：112-119.
HUANG C，JIA Y H. Design and simulation of controllable aircraft main landing gear operating actuator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2016，42(1)：112-119 (in Chinese).

北航学报 赠阅

性能分析中的准确性，但未涉及对液压系统设计和收放性能的改进。

本文提出了一种用于主起落架的可控变速收放作动器的概念设计，通过改变进油及回油油路上节流阀的阻尼作用，实现了起落架收放液压系统在使用中的可控性。使用虚拟样机动力学仿真研究了不同过载工况下主起落架收起的动力学过程。与常规设计相比，在一定的设计约束下改善了多个工况下的终止速度、回油压力峰值、作动筒载荷和结构冲击特性。

1　主起落架可控变速收放作动器

1.1　主起落架三维收放机构

起落架收放系统包含收放机构和液压系统两大部分。某型大型民机的主起落架三维收放机构如图 1 所示。起落架收起过程如下：首先解锁作动筒 *MN* 加载收缩，克服下位锁弹簧 *NS* 的拉力，使下位锁解锁；然后收放作动筒 *JK* 加载伸长，通过摇臂 *KL* 驱动缓冲支柱 *IO* 和与之保持相对静止的扭力臂、活塞杆和机轮等零件（图中省略）绕收放转轴 *OP* 旋转，其间解锁作动筒卸载；最后支柱到达收起位置，上位锁锁定。收放机构的主要参数如表 1 所示。

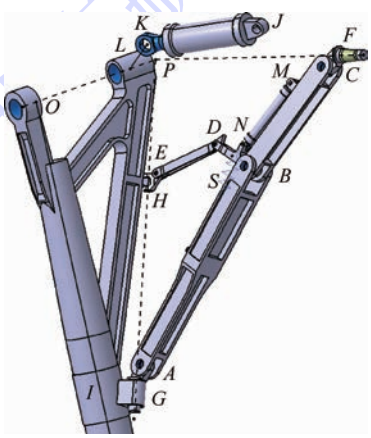


图 1　某型大型民机主起落架三维收放机构

Fig. 1　Three-dimensional main landing gear retracting device of a large civil aircraft

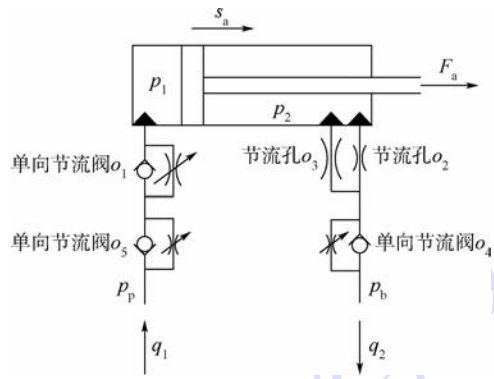
表 1　主起落架收放机构的主要参数

Table 1　Key parameters of main landing gear retracting device

参数名称	数值
支柱及固连零部件总质量/kg	1436.6
支柱重心距收放转轴距离/mm	2314
支柱相对收放转轴惯性矩/(kg·m^2)	9124.3
支柱收放转角/(°)	80.5
下位锁弹簧自由长度/mm	400
下位锁弹簧刚度/(N·m^{-1})	8000

1.2　主起落架收放液压作动器常规设计

根据该机型的技术要求，主起落架收起时间应在 11 s 以内，起落架收起时最大垂向过载为 2.0，液压系统工作压力为 20.6 MPa。常规设计的主起落架收放液压作动器原理如图 2 所示。其中单向节流阀 o_1 为进油节流，可避免收起过程初始阶段作动筒内出现过高的冲击压力峰值。节流孔 o_3 截面积较节流孔 o_2 的截面积大，从收起过程 95% 的作动筒行程开始，活塞侧面在 1% 的行程内逐渐挡住节流孔 o_3 的油路并保持封闭，使油液仅从节流孔 o_2 流过，提高有杆腔压力，降低收起过程的终止速度。单向节流阀 o_4、o_5 在起落架放下时起节流作用，以控制放下速度。该收放液压作动器的主要参数如表 2 所示。



s_a—收放作动筒位移；F_a—收放作动筒输出推力；

p_p—收放作动筒输入压力；p_b—收放作动筒回油压力；

p_1—收放作动筒无杆腔压力；p_2—收放作动筒有杆腔压力；

q_1—无杆腔输入体积流量；q_2—有杆腔输出体积流量。

图 2　主起落架收放液压作动器

Fig. 2　Hydraulic operating actuator of main landing gear

表 2　主起落架收放液压作动器的主要参数

Table 2　Key parameters of main landing gear hydraulic operating actuator

参数名称	数值
收放作动筒最大行程 s_{amax}/mm	282.7
作动筒活塞直径 D_p/mm	148.0
作动筒活塞杆直径 D_r/mm	98.0
无杆腔有效活塞面积 A_1/mm^2	17203
有杆腔有效活塞面积 A_2/mm^2	9660
节流阀 o_1 相对截面积 r_1（实际截面积 = r_1A_1）	0.0004
节流孔 o_2 相对截面积 r_2（实际截面积 = r_2A_2）	0.0002
节流孔 o_3 相对截面积 r_3（实际截面积 = r_3A_2）	0.0018
输入压力 p_p/MPa	20.6
回油压力 p_b/MPa	0.4

1.3　主起落架收放液压作动器可控变速设计

在该收放液压作动器常规设计的基础上，提出一种能够适应不同过载工况的可控变速收放作动器的概念设计，其原理如图 3 所示。其中使用

北航学报 赠阅

的双向比例节流阀具有与普通节流孔相似的流量-压差特性,在压差一定时流量随控制值近似线性变化,控制值一定时流量与压差的平方根近似成正比[15],因此可认为比例节流阀的流量系数与截面积的乘积与控制值呈线性关系。通过设置在主起落架安装位置的线性加速度计,获得起落架收起过程中主起落架的垂向过载,根据过载调节比例节流阀的控制值,即可实现对起落架收起速度的控制。由于起落架收起运动对飞机垂向加速度的影响很小,且对收起用时的精度要求不高,控制系统可设计为开环系统,结构简单。比例节流阀 o_1 还可以根据起落架放下时的工况调节,从而省去了单向节流阀 o_5。该变速设计的作动筒与原设计相同,而比例节流阀的调节规律、节流孔 o_3 的截面积和输入压力 p_p 需要在起落架收起性能分析的基础上确定。

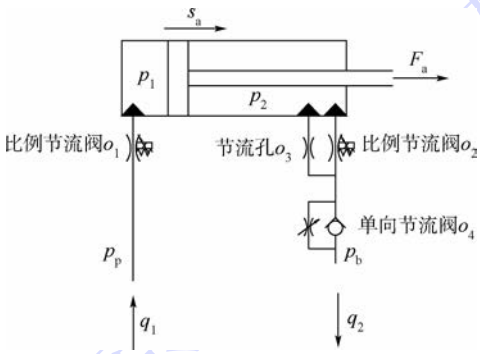


图 3 主起落架可控变速收放作动器

Fig. 3 Controllable operating actuator of main landing gear

2 主起落架收起动力学建模与仿真

2.1 主起落架收起动力学分析模型

收放机构的多体模型和液压系统模型共同构成主起落架收放系统的动力学模型。起落架收起过程中系统满足如下的动力学方程:

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{M} & \boldsymbol{\Phi}_{q_c}^{\mathrm{T}} & \boldsymbol{\Phi}_{q_d}^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{\Phi}_{q_c} & 0 & 0 \\ \boldsymbol{\Phi}_{q_d} & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{\boldsymbol{q}} \\ \boldsymbol{\lambda}_c \\ -F_a/s_a \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \boldsymbol{Q} \\ \boldsymbol{c}_c \\ \dot{s}_a^2 + s_a\ddot{s}_a - \boldsymbol{\Phi}_{q_d}\dot{\boldsymbol{q}}_{jk} \end{Bmatrix} \tag{1}$$

$$F_a = (1-\mu_a)(p_1A_1 - p_2A_2) \tag{2}$$

$$p_1 = p_p - \frac{\rho_o}{2}\left(\frac{q_1}{c_d r_1 A_1}\right)^2 = p_p - \frac{\rho_o}{2}\left[\frac{(1+p_1/K_o)\dot{s}_a + (s_a + l_{10})\dot{p}_1/K_o}{c_d r_1}\right]^2 \tag{3}$$

$$p_2 = p_b + \frac{\rho_o}{2}\left(\frac{q_2}{c_d r_{23} A_2}\right)^2 = p_b + \frac{\rho_o}{2}\left[\frac{(1+p_2/K_o)\dot{s}_a + (s_a - l_{20})\dot{p}_2/K_o}{c_d r_{23}}\right]^2 \tag{4}$$

式中:$\boldsymbol{M}$ 为质量矩阵;$\boldsymbol{\Phi}_{q_c}$ 为运动副的雅可比矩阵;$\boldsymbol{\Phi}_{q_d}$ 为收放作动筒位移约束的雅可比矩阵;$\ddot{\boldsymbol{q}}$ 为广义加速度向量;$\boldsymbol{q}_{jk}$ 为收放作动筒套筒和活塞的平动广义坐标向量;$\boldsymbol{\lambda}_c$ 为运动副的拉格朗日乘子向量;$\boldsymbol{Q}$ 为包含重力、空气阻力、运动副摩擦力、下位锁弹簧力和解锁力以及速度相关的惯性力的广义力向量;$\boldsymbol{c}_c$ 为加速度约束微分方程的右侧项;μ_a 为收放作动筒的摩擦系数;l_{10} 和 l_{20} 分别为无杆腔和有杆腔油液的初始长度;ρ_o 为常压下油液的密度;K_o 为油液的体积弹性模量;c_d 为节流孔和节流阀的流量系数;r_{23} 为有杆腔节流孔的有效相对截面积之和。

根据上述的收放系统模型,使用虚拟样机仿真软件建立主起落架收起动力学仿真模型,其中使用的主要参数如表 3 所示。

表 3 主起落架收起动力学仿真模型的主要参数

Table 3 Key parameters of dynamic simulation model of main landing gear retraction

参数名称	数值
最大风阻 F_{dmax}/N	2 334
解锁力 F_u/N	2 000
解锁力作用时间 t_u/s	2.0
运动副摩擦系数 μ_j	0.1
收放作动筒摩擦系数 μ_a	0.1
无杆腔油液初始长度 l_{10}/mm	30
有杆腔油液初始长度 l_{20}/mm	300
无杆腔初始压力 p_{10}/MPa	1.0
有杆腔初始压力 p_{20}/MPa	0.4
常压下油液密度 ρ_o/(kg·m^{-3})	900
油液体积弹性模量 K_o/MPa	1 700
节流孔/阀流量系数 c_d	0.62

2.2 常规设计收放作动器仿真结果

假设起落架收起时垂向过载 n_z 保持恒定,取 n_z = 1.0 ~ 2.0 共 6 组工况,输入压力 p_p = 20.6 MPa。收放液压作动器采用常规设计的主起落架收起仿真结果如图 4 ~ 图 7 和表 4 所示。

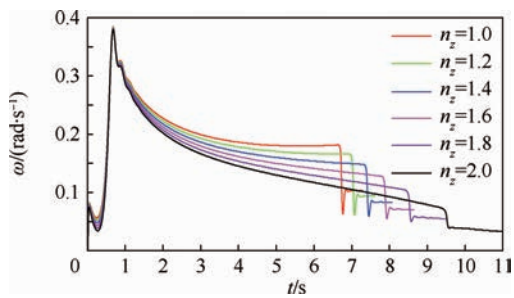


图 4 常规设计不同过载工况下支柱绕收放转轴角速度

Fig. 4 Strut rotational speed of conventional design under different load factors

北航学报 赠阅

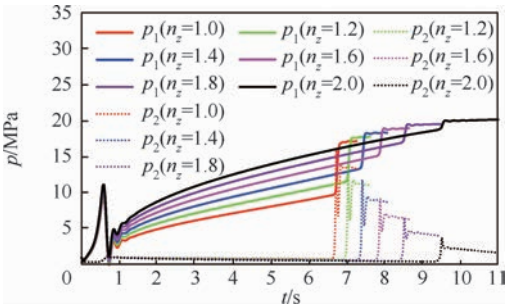


图 5　常规设计不同过载工况下作动筒无杆腔和有杆腔压力

Fig. 5　Actuator cylinder pressure and back pressure of conventional design under different load factors

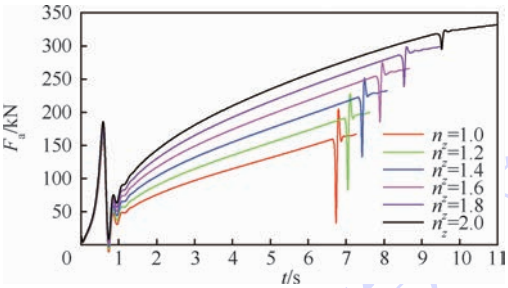


图 6　常规设计不同过载工况下作动筒推力

Fig. 6　Actuator force of conventional design under different load factors

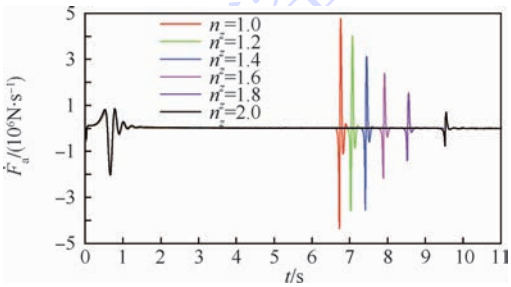


图 7　常规设计不同过载工况下作动筒力变化率

Fig. 7　Actuator force derivative of conventional design under different load factors

表 4　常规设计不同过载工况下起落架收起仿真结果

Table 4　Landing gear retraction simulation results of conventional design under different load factors

参数	n_z					
	1.0	1.2	1.4	1.6	1.8	2.0
收起用时 t_r/s	7.273	7.63	8.085	8.668	9.5	11.01
支柱终止角速度 ω_r/(rad·s^{-1})	0.104	0.094	0.083	0.07	0.055	0.033
有杆腔最大压力 p_{2max}/MPa	15.99	13.92	11.82	9.26	6.63	3.77
作动筒最大推力 F_{amax}/kN	204.6	228	251.6	275	299.1	332.1
推力变化率正峰值 $\dot{F}_{a+}$/(10^{6}N·s^{-1})	4.773	4.006	3.112	2.394	1.538	0.856
推力变化率负峰值 $\dot{F}_{a-}$/(10^{6}N·s^{-1})	4.34	3.545	3.536	2.156	1.993	2.02
最大输入流量 q_{1max}/(L·s^{-1})	0.909	0.903	0.897	0.891	0.885	0.879

由仿真结果可见，常规设计起落架收起用时随过载的增加而增加，支柱终止角速度随过载的增加而减小。按照设计要求，应保证过载最大的工况下起落架能够在指定的时间内收起，据此调节的节流阀会导致小过载工况下支柱终止角速度较大，因此需要进行末端节流。末端节流使作动筒回油油孔面积减小，从而减小终止速度，然而末端节流使作动筒压力突然增加，造成液压冲击，作动筒输出推力的突变也对结构产生冲击。用作动筒输出推力随时间的变化率反映结构冲击的程度，可见液压和结构冲击的程度随过载的减小而增大。

3　变速收放作动器参数确定与分析

3.1　变速收放作动器参数与仿真结果

根据常规设计的收放液压作动器在不同过载工况下的特性，变速收放作动器中比例节流阀的截面积应随过载的减小而减小，使得不同过载工况下起落架收起用时相近，从而降低小过载工况下的终止速度。应减小 r_3 和 r_2 之比，以降低末端节流造成的冲击。取 p_p = 20.6 MPa，r_3 = 0.000 15，r_1 和 r_2 随过载的变化如图 8 所示。为了方便对比，此处 r_1 和 r_2 表示比例节流阀的节流作用等效为流量系数为 0.62 的节流孔时的等效相对截面积，$r_1 = r_2 + r_3$。变速设计的仿真结果如图 9 ~ 图 12 和表 5 所示。

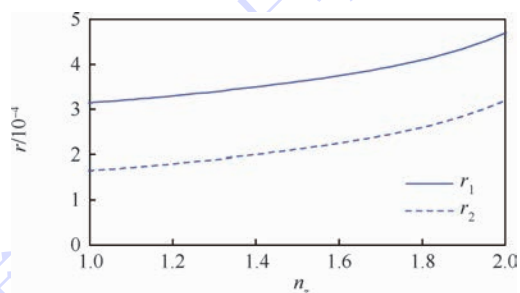


图 8　p_p = 20.6 MPa 的变速设计 r_1 和 r_2 随过载的变化

Fig. 8　Variable design (p_p = 20.6 MPa) parameters r_1 and r_2 as functions of load factors

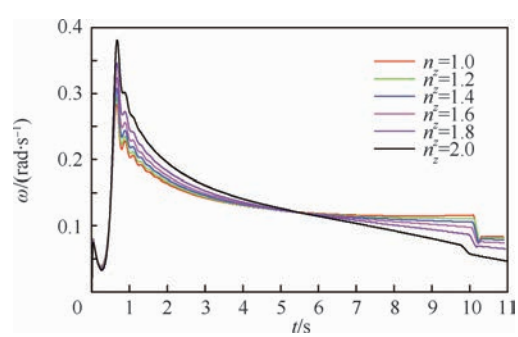


图 9　变速设计不同过载工况下支柱绕收放转轴角速度

Fig. 9　Strut rotational speed of variable design under different load factors

北航学报 赠阅

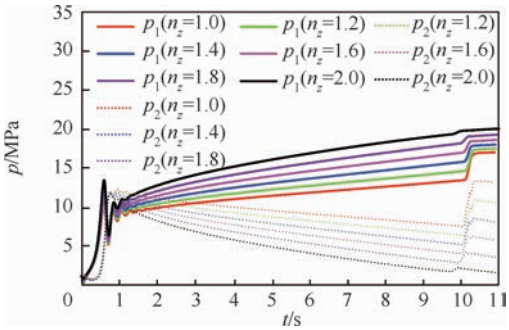


图 10 变速设计不同过载工况下作动筒无杆腔和有杆腔压力

Fig. 10 Actuator cylinder pressure and back pressure of variable design under different load factors

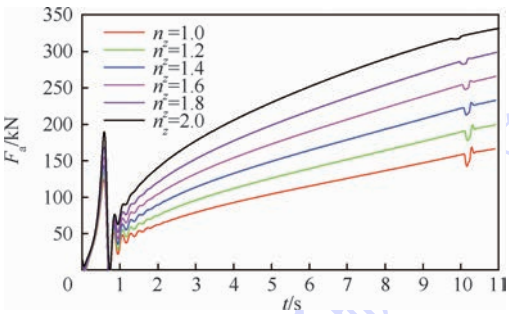


图 11 变速设计不同过载工况下作动筒推力

Fig. 11 Actuator force of variable design under different load factors

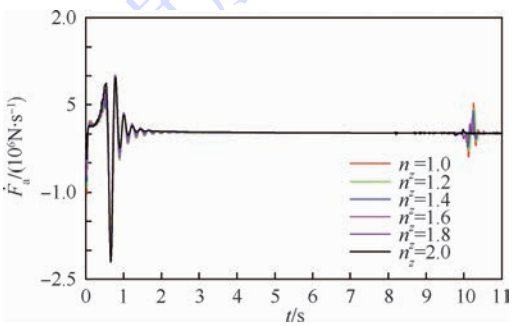


图 12 变速设计不同过载工况下作动筒力变化率

Fig. 12 Actuator force derivative of variable design under different load factors

表 5 p_p = 20.6 MPa 的变速设计的起落架收起仿真结果

Table 5 Landing gear retraction simulation results of variable design (p_p = 20.6 MPa)

参数	n_z					
	1.0	1.2	1.4	1.6	1.8	2.0
t_r/s	10.89	10.92	10.91	10.92	10.96	11.01
ω_r/(rad·s^{-1})	0.084	0.082	0.079	0.074	0.065	0.046
p_{2max}/MPa	13.32	12.05	11.91	11.87	11.8	11.68
F_{amax}/kN	168.6	199.6	232.8	265.8	298.9	331.8
$\dot{F}_{a+}$/(10⁶N·s^{-1})	0.959	0.976	1.0	1.011	1.016	0.975
$\dot{F}_{a-}$/(10⁶N·s^{-1})	1.767	1.822	1.893	1.978	2.065	2.192
q_{1max}/(L·s^{-1})	0.643	0.667	0.699	0.738	0.791	0.880

由表 5 可见，主起落架可控变速收放作动器设计在各工况下的起落架收起时间均在 11 s 左右。相对于常规设计，变速设计所有工况下的最大终止角速度降低了 19%，有杆腔最大压力降低了 17%，推力变化率最大正峰值降低了 79%，推力变化率最大负峰值降低了 49%，所需最大输入流量降低了 3.2%。可见主起落架变速收放作动器能够有效降低起落架收起时支柱对上位锁的冲击和末端节流造成的液压和结构冲击。

3.2 变速收放作动器参数对仿真结果的影响

令 $r_1 = k_{io}(r_2 + r_3)$，其中 k_{io} 为作动筒输入输出节流孔相对面积之比，上述设计为 $k_{io} = 1.0$ 的情况。将其与 k_{io} 取其他值的设计比较，$n_z = 1.2$ 的工况下的仿真结果对比如表 6 所示。

表 6 k_{io} 取不同值时 n_z = 1.2 工况的仿真结果对比

Table 6 Simulation results (n_z = 1.2) comparison of variable designs with different k_{io}

参数	k_{io}		
	1.0	2.0	0.5
r_1	0.000 33	0.000 49	0.000 275
r_2	0.000 18	0.000 095	0.000 4
t_r/s	10.92	11.01	11.04
ω_r/(rad·s^{-1})	0.082	0.052	0.103
p_{2max}/MPa	12.05	23.43	4.87
F_{amax}/kN	199.6	199.6	199.6
$\dot{F}_{a+}$/(10⁶N·s^{-1})	0.976	1.058	0.878
$\dot{F}_{a-}$/(10⁶N·s^{-1})	1.822	2.276	1.604
q_{1max}/(L·s^{-1})	0.667	0.821	0.613

由表 6 可见，$k_{io} = 2.0$ 的设计虽然终止速度相比 $k_{io} = 1.0$ 的设计要低，但有杆腔压力峰值过高，结构冲击和所需流量也更大；$k_{io} = 0.5$ 的设计虽然有杆腔压力、结构冲击和流量较 $k_{io} = 1.0$ 的设计略低，但终止速度较大，不如常规设计。因此，取中间值 $k_{io} = 1.0$ 的变速收放作动器设计是合适的。

4 变速收放作动器性能改进与对比

4.1 借助惯性力作用的变速收放作动器设计

上述变速收放作动器设计在选择输入压力时仍然以最大过载工况下起落架能够在 11 s 左右收起为标准。若降低输入压力，则需要借助惯性力的作用以减小收放作动筒行程末端所需的推力。取 p_p = 19.0 MPa，r_3 = 0.000 15，新设计的变速收放作动器 r_1 和 r_2 随过载的变化与 p_p = 20.6 MPa 的设计的对比如图 13 所示。p_p = 19.0 MPa 的变速设计的仿真结果如表 7 所示。

北航学报 赠阅

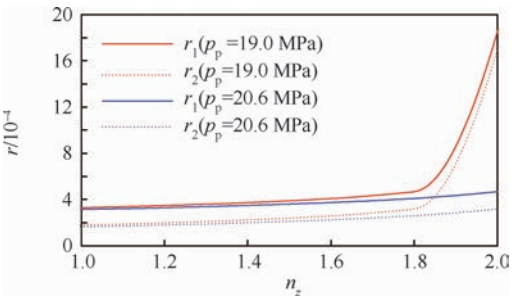


图 13　不同输入压力的变速设计 r_1 和 r_2 随 n_z 的变化

Fig. 13　Comparison of r_1 and r_2 as functions of n_z between variable designs based on different input pressures

表 7　p_p = 19.0 MPa 的变速设计的起落架收起仿真结果

Table 7　Landing gear retraction simulation results of variable design (p_p = 19.0 MPa)

参数	n_z					
	1.0	1.2	1.4	1.6	1.8	2.0
t_r/s	11.05	11.04	11.05	11.06	11.01	4.356
ω_r/(rad·s^{-1})	0.083	0.081	0.077	0.069	0.053	0.012
p_{2max}/MPa	11.24	11.19	11.12	11.04	10.89	7.77
F_{amax}/kN	167.5	199.5	232.7	265.8	298.7	323.3
$\dot{F}_{a+}$/(10^6N·s^{-1})	0.77	0.782	0.799	0.808	0.791	1.507
$\dot{F}_{a-}$/(10^6N·s^{-1})	1.421	1.482	1.548	1.63	1.736	1.527
q_{1max}/(L·s^{-1})	0.632	0.663	0.699	0.751	0.837	2.528

由表 7 可见，n_z = 1.0 ~ 1.8 的工况的终止速度、有杆腔最大压力和结构冲击相比 p_p = 20.6 MPa 的变速设计有所降低，而 n_z = 2.0 的工况作动筒最大推力比常规设计降低了 2.6%，但推力变化率正峰值较大，且需要的输入流量很大。

4.2　p_p = 19.0 MPa 变速设计的改进及结果对比

若进一步在收放作动筒上设置位移传感器，使 r_1 能够在最大过载工况下随收放作动筒行程线性增加，则可以降低结构冲击和所需流量。取 $r_1 = 0.0015\, s_a/s_{amax} + 0.0002$，$r_2 = 0.00285$，改进后的 p_p = 19.0 MPa 的变速设计与之前几种设计在 n_z = 2.0 工况下的仿真结果对比如图 14 ~ 图 17和表 8 所示。

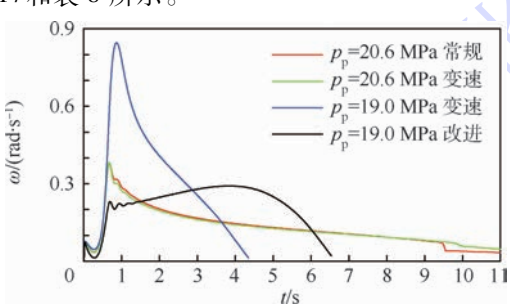


图 14　不同设计在 n_z = 2.0 工况下的支柱旋转角速度对比

Fig. 14　Strut rotational speed comparison of different designs (n_z = 2.0)

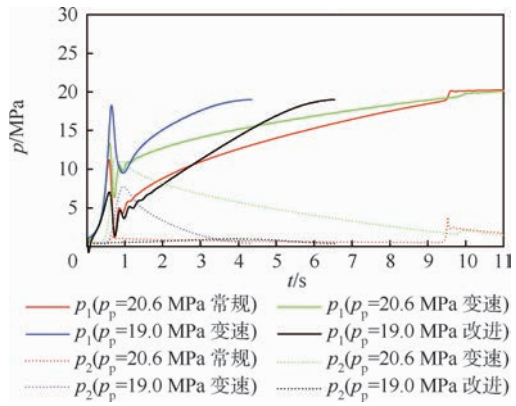


图 15　不同设计在 n_z = 2.0 工况下的作动筒压力对比

Fig. 15　Actuator cylinder pressure and back pressure comparison of different designs (n_z = 2.0)

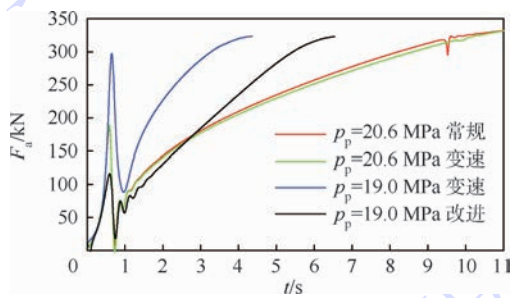


图 16　不同设计在 n_z = 2.0 工况下的作动筒推力对比

Fig. 16　Actuator force comparison of different designs (n_z = 2.0)

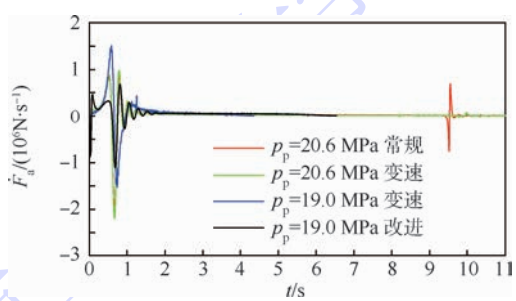


图 17　不同设计在 n_z = 2.0 工况下的作动筒力变化率对比

Fig. 17　Actuator force derivative comparison of different designs (n_z = 2.0)

表 8　不同设计在 n_z = 2.0 工况下的仿真结果对比

Table 8　Simulation results (n_z = 2.0) comparison of different designs

参数	p_p = 20.6 MPa		p_p = 19.0 MPa	
	常规	变速	变速	改进
t_r/s	11.01	11.01	4.356	6.533
ω_r/(rad·s^{-1})	0.033	0.046	0.012	0.021
p_{2max}/MPa	3.77	11.68	7.77	0.97
F_{amax}/kN	332.1	331.8	323.3	323.1
$\dot{F}_{a+}$(10^6N·s^{-1})	0.856	0.975	1.507	0.678
$\dot{F}_{a-}$/(10^6N·s^{-1})	2.02	2.192	1.527	1.106
q_{1max}/(L·s^{-1})	0.879	0.880	2.528	1.139

北航学报 赠阅

由结果可见,改进后的变速设计在最大过载工况下可保持支柱角速度在收起过程中平稳变化,所需的输入流量和结构冲击相比原来 p_p = 19.0 MPa 的变速设计大大降低。相比常规设计,所有工况下的最大终止角速度降低了 20%,有杆腔最大压力降低了 30%,作动筒最大推力降低了 2.7%,推力变化率最大正峰值降低了 83%,推力变化率最大负峰值降低了 60%,而所需最大输入流量增加了 25%。

5 结 论

1) 主起落架可控变速收放作动器能够适应起落架收起时不同的垂向过载。相比常规设计,变速设计所有过载工况下的起落架支柱最大终止角速度降低了 19%,收放作动筒有杆腔最大压力降低了 17%,作动筒力变化率最大正峰值降低了 79%。可控变速收放作动器有效降低了起落架收起时支柱对上位锁的冲击和末端节流造成的液压和结构冲击。

2) 对于变速收放作动器设计,在同一工况下使作动筒有杆腔和无杆腔节流阀相对截面积相等,可获得合适的终止速度、结构冲击和所需流量等性能指标。

3) 无杆腔节流阀相对截面积在最大过载工况下随收放作动筒行程线性增加的可控变速收放作动器设计可进一步降低作动筒载荷和冲击,但所需的输入流量也更大。可控变速收放作动器的输入压力和控制方法的选择应综合考虑起落架收起性能、液压源流量限制和控制系统复杂程度等多个因素。

参考文献 (References)

[1] 唐有才,王占勇,于德会,等. 飞机起落架液压系统的节能设计[J]. 机床与液压,2002,30(4):179-180.
TANG Y C,WANG Z Y,YU D H,et al. Designing of save energy in hydraulic system for aircraft landing gear[J]. Machine Tool & Hydraulics,2002,30(4):179-180(in Chinese).

[2] 郭军,吴亚峰,储妮晟. AMESim 仿真技术在飞机液压系统中的应用[J]. 计算机辅助工程,2006,15(2):42-45.
GUO J,WU Y F,CHU N S. Application of AMESim in aircraft hydraulic system[J]. Computer Aided Engineering,2006,15(2):42-45(in Chinese).

[3] 张强,于辉,童明波. 某型飞机起落架收放过程仿真[J]. 流体传动与控制,2009,7(2):29-31.
ZHANG Q,YU H,TONG M B. Simulation of extending and retracting process for aircraft landing gear[J]. Fluid Power Transmission and Control,2009,7(2):29-31(in Chinese).

[4] 于方圆,高永,程钊. 起落架液压收放系统建模与故障仿真[J]. 液压与气动,2013,37(4):45-48.
YU F Y,GAO Y,CHENG Z. Modeling and fault simulation of landing gear retraction system[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics,2013,37(4):45-48(in Chinese).

[5] 朱武峰,李旭东,丁文勇,等. 飞机起落架收放液压系统仿真分析与维修应用[J]. 液压与气动,2013,37(6):87-90.
ZHU W F,LI X D,DING W Y,et al. Simulation and maintenance of aircraft landing gear hydraulic system[J]. Chinese Hydraulics & Pneumatics,2013,37(6):87-90(in Chinese).

[6] 黄喜平,周华,陆波,等. 飞机前起落架收放回路液压阻尼影响研究[J]. 流体传动与控制,2013,11(3):17-19.
HUANG X P,ZHOU H,LU B,et al. Study of the effect of hydraulic damping on nose landing gear in the retraction/extension circuit[J]. Fluid Power Transmission and Control,2013,11(3):17-19(in Chinese).

[7] 李闯,张明,魏小辉,等. 飞机起落架收放液压系统设计、分析与实验验证[J]. 南京航空航天大学学报,2014,46(2):225-231.
LI C,ZHANG M,WEI X H,et al. Design,analysis and experimental validation for hydraulic extension/retraction system of aircraft landing gears[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2014,46(2):225-231(in Chinese).

[8] 屠毅,肖翔,李楠. 大型飞机起落架收放控制系统仿真[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(5):595-599.
TU Y,XIAO X,LI N. Computer analysis of large-scale aircraft landing gear retraction and extension control system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2013,39(5):595-599(in Chinese).

[9] 樊蕊. 某型客机主起落架收放动力学分析及试验方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2012:38-39.
FAN R. Analysis and test for retraction-extension dynamic performance of a civil aircraft main landing gear[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2012:38-39(in Chinese).

[10] 刘晓明,万少杰,熊峻江,等. 民机飞行载荷谱编制方法[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(5):621-625.
LIU X M,WAN S J,XIONG J J,et al. New approach for generating flight load spectrum of civil aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2013,39(5):621-625(in Chinese).

[11] KNOWLES J A C,KRAUSKOPF B,LOWENBERG M. Numerical continuation analysis of a three-dimensional aircraft main landing gear mechanism[J]. Nonlinear Dynamics,2013,71(1-2):331-352.

[12] 黄方略,李书,王远达. 民机起落架三维收放机构的收放机械效率分析[J]. 振动、测试与诊断,2013,33(S1):188-191.
HUANG F L,LI S,WANG Y D. Study of mechanical efficiency of a civil aircraft's three dimensional landing gear operation mechanism[J]. Journal of Vibration,Measurement and Diagnosis,2013,33(S1):188-191(in Chinese).

[13] 吉国明,董萌,付珍娟. 某型飞机起落架收放机构性能仿真[J]. 火力与指挥控制,2012,37(3):169-173.
JI G M,DONG M,FU Z J. Performance simulation of retraction/extension mechanism of a certain aircraft[J]. Fire Control & Command Control,2012,37(3):169-173(in Chinese).

北航学报 赠阅

[14] 印寅,聂宏,魏小辉,等. 多因素影响下的起落架收放系统性能分析[J]. 北京航空航天大学学报,2015,41(5):953-960. YIN Y,NIE H,WEI X H,et al. Retraction system performance analysis of landing gear with the influence of multiple factors [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2015,41(5):953-960(in Chinese).

[15] Bosch Rexroth Group. 2-way proportional throttle valve for block installation[EB/OL]. Lohr am Main: Bosch Rexroth Group, 2007 [2014-12-01]. http://www.boschrexroth.com/RD-Search/rd/r_29209/re29209_2007-04.pdf.

作者简介:

黄辰　男,博士研究生。主要研究方向:飞机起落架系统设计。
Tel.:15810540480
E-mail:huangchen@buaa.edu.cn

贾玉红　女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞机起落架系统设计。
Tel.:010-82314805
E-mail:jiayuhong@buaa.edu.cn

Design and simulation of controllable aircraft main landing gear operating actuator

HUANG Chen, JIA Yuhong*

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

Abstract: Conventional aircraft landing gear hydraulic system has little controllability during operation. Landing gear hydraulic operating actuator designed to operate under maximum aircraft load factor during landing gear retraction may lead to more serious impact under common load factors. Conceptual design of a controllable operating actuator applied to aircraft main landing gear was raised, which employs 2-way proportional throttle valves to adjust hydraulic damping according to load factor. Multibody model of landing gear retracting device and hydraulic model of operating actuator were combined in main landing gear retraction simulation under different load factors. Controllable design generates lower strut ending speed, actuator back pressure and structural impact compared with conventional design under certain design constrains. Effects of actuator input pressure and damping relation between the input and output throttle valves on simulation results were studied. Improved design of controllable operating actuator was raised, which further lessened maximum actuator load and impact of landing gear retraction by using the effect of inertia force.

Key words: aircraft landing gear; landing gear retracting devices; hydraulic actuators; dynamic simulation; impact

Received: 2015-01-19; **Accepted**: 2015-06-19; **Published online**: 2015-08-03 16:15
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150803.1615.012.html

* **Corresponding author.** Tel.: 010-82314805　E-mail: jiayuhong@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0037

滑翔再入飞行器横侧向耦合姿态控制策略

史丽楠，李惠峰*，张冉

（北京航空航天大学 宇航学院，北京 100083）

摘 要：针对气动舵面仅为两片体襟翼的欠驱动构型可重复使用运载器（RLV）再入过程中的强耦合现象，提出一种基于此类布局飞行器耦合特性的横侧向控制策略。在分析惯性耦合、运动耦合和稳定性耦合的产生机理与规避方式的基础上，计算标称轨迹下的急滚稳定边界并将倾侧角指令速率限制在此边界内以稳定惯性耦合；针对现有的荷兰滚模态预测式不适用于此布局飞行器的问题推导出一种新的荷兰滚运动预判方法，并根据预判结果设计控制增益。最终得到低动压下体襟翼-反作用力控制系统（RCS）复合控制策略和高动压下体襟翼单独作用的横侧向耦合控制策略。六自由度（6-DOF）仿真结果表明该控制策略能很好地跟踪制导指令并且能最大限度利用气动舵面以减少 RCS 燃料的消耗。

关 键 词：可重复使用运载器（RLV）；横侧向控制；姿态控制；惯性耦合；运动耦合
中图分类号：V448.22
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2016)01-0120-10

可重复使用运载器（Reusable Launch Vehicle，RLV）是在临近空间以 20*Ma* 以上速度滑翔飞行的高超声速演示验证飞行器，其再入过程中以高马赫数飞行，其飞行动力学特性相当复杂，具有强烈的非线性和强耦合特性[1-4]。对于此类飞行器，尤其对于横侧向通道，由于其飞行速度快，即使平静、缓慢发展的耦合不稳定也有可能演化成一种迅速发展的不稳定，使飞行器产生强烈的不可控运动。因此研究此类飞行器的耦合特性，并提出横侧向的耦合控制策略是十分有意义的。

在以往的高超声速飞行器姿态控制系统研究设计工作中，为了简单起见，通常忽略其中的一些耦合现象，或把实际存在的耦合效应加以简化并解耦。文献[5]采用多变量频域理论对轴对称十字布局飞行器的耦合问题进行了研究，采用反向传播（Back Propagation，BP）神经网络对气动数据进行了解耦补偿。文献[6]在分析气动交叉耦合对导弹飞行特性影响后，提出了导弹的偏航/滚转通道解耦控制算法。文献[7]采用变结构鲁棒补偿控制方法设计了导弹在大攻角再入时的姿态控制系统。文献[8]提出一种基于动态逆的双阶段设计方法为倾斜转弯（Bank to Turn，BTT）导弹设计了三通道解耦控制律。但随着系统的复杂程度的增加和要求性能的提高，这种解耦设计常被证明是不合适的[9]。RLV 的再入段要求侧滑角保持在零值附近，所以纵向通道可以独立于其他通道，而偏航通道和滚转通道严重耦合，并且在一定程度上受俯仰通道的耦合影响[10]，因此研究 RLV 飞行器耦合现象的机理和产生条件，并针对其耦合特性设计姿态控制策略是十分必要的。目前还鲜见针对此类飞行器的耦合控制策略的研究。与常见的解耦控制策略不同，本文基于对飞行器耦合特性的分析，将设计一种横侧向协调控制的姿态控制策略。首先介绍该飞行器的气动布局与反

收稿日期：2015-01-20；**录用日期**：2015-04-24；**网络出版时间**：2015-05-20 16:24
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150520.1624.001.html
基金项目：国家自然科学基金（61174221，11272062）
*通讯作者：Tel.：010-82319276 E-mail：lihuifeng@buaa.edu.cn

引用格式：*史丽楠，李惠峰，张冉. 滑翔再入飞行器横侧向耦合姿态控制策略[J]. 北京航空航天大学学报，2016，42(1)：120-129. SHI L N，LI H F，ZHANG R. Gliding reentry vehicle lateral/directional coupling attitude control strategy[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2016，42(1)：120-129 (in Chinese).*

作用力控制系统(Reaction Control System,RCS)的分布,并建立飞行器运动模型。针对此飞行器制导与姿态控制系统的特点分析了此类飞行器常见的几种耦合的产生原因和作用机理,并给出相应的耦合规避对策。然后设计考虑飞行器耦合特性、以简化控制律结构和节省 RCS 燃料消耗为目的的姿态控制策略。最后通过六自由度(6-DOF)仿真验证控制策略的可行性。

1　RLV 气动外形与模型建立

RLV 的外形如图 1 所示。该飞行器为升力体外形,气动控制面为一对体襟翼。通过两片体襟翼实现对 3 个通道的姿态控制,因此该飞行器为一典型的欠驱动系统。左右舵面偏角 δ_{fl}、δ_{fr} 与生成的等效升降舵偏角 δ_{e} 和等效副翼舵偏角 δ_{a} 的关系分别为

$$\delta_{\mathrm{e}}=\frac{\delta_{\mathrm{fl}}+\delta_{\mathrm{fr}}}{2} \tag{1}$$

$$\delta_{\mathrm{a}}=\frac{\delta_{\mathrm{fl}}-\delta_{\mathrm{fr}}}{2} \tag{2}$$

图 1　RLV 外形示意图(仰视图)

Fig. 1　Shape of RLV (upward view)

飞行器气动力参数(包括升力系数 C_L、阻力系数 C_D、侧力系数 C_Y、绕飞行器质心的滚转力矩系数 C_l、俯仰力矩系数 C_m、偏航力矩系数 C_n)是高度 H、马赫数 Ma、攻角 α、侧滑角 β、右体襟翼偏转角 δ_{fr}、左体襟翼偏转角 δ_{fl}、滚转角速率 p、俯仰角速率 q 和偏航角速率 r 的函数。气动力参数在飞行器飞行包线内可认为是线性的,由以下形式表示:

$$C_L=C_{L0}+\Delta C_{L,\alpha}+\Delta C_{L,\delta_{\mathrm{e}}} \tag{3}$$

$$C_D=C_{D0}+\Delta C_{D,\beta}+\Delta C_{D,\delta_{\mathrm{a}}} \tag{4}$$

$$C_Y=C_{Y0}+\Delta C_{Y,\beta}+\Delta C_{Y,\delta_{\mathrm{a}}} \tag{5}$$

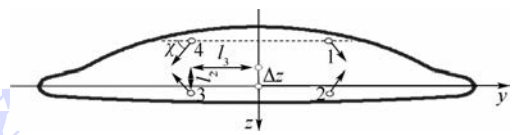
$$C_l=C_{l0}+\Delta C_{l,\beta}+\Delta C_{l,\delta_{\mathrm{a}}}+C_{lp}\frac{pb_{\mathrm{A}}}{2V}+C_{lr}\frac{rb_{\mathrm{A}}}{2V} \tag{6}$$

$$C_m=C_{m0}+\Delta C_{m,\alpha}+\Delta C_{m,\delta_{\mathrm{e}}}+C_{mq}\frac{qc_{\mathrm{A}}}{2V} \tag{7}$$

$$C_n=C_{n0}+\Delta C_{n,\beta}+\Delta C_{n,\delta_{\mathrm{a}}}+C_{np}\frac{pb_{\mathrm{A}}}{2V}+C_{nr}\frac{rb_{\mathrm{A}}}{2V} \tag{8}$$

以偏航力矩系数为例,其中 C_{n0} 为零攻角零侧滑角并且无舵面偏转时的偏航力矩系数;$\Delta C_{n,\beta}$ 为由侧滑角带来的偏航力矩系数增量;$\Delta C_{n,\delta_{\mathrm{a}}}$ 为副翼偏转生成的偏航力矩系数增量;$C_{np}pb_{\mathrm{A}}/(2V)$ 和 $C_{nr}rb_{\mathrm{A}}/(2V)$ 分别为滚转和偏航运动引起的阻尼力矩系数,b_{A} 为机翼展长,V 为飞行速度;c_{A} 为平均气动弦长,其他力和力矩系数的表达式与此类似。

在低动压稀薄大气段,气动舵面舵效较低,此时使用 RCS 进行姿态控制。RCS 由位于飞行器尾部垂直截面上的 4 个喷管组成,为非冗余设计,其布局如图 2 所示。当使用 RCS 进行姿态控制时,将姿态控制器输出经控制分配逻辑转化成 4 喷管的开关指令,不同的喷管开启组合生成不同的三轴力矩,再与气动力矩分别叠加,即为姿态控制力矩。



χ—RCS 喷管与水平方向的安装夹角。

图 2　RLV 的 RCS 喷管示意图(尾视图)

Fig. 2　RCS jets configuration of RLV (end view)

无动力再入飞行器刚体姿态动力学方程如式(9)所示。定义状态向量 $\boldsymbol{x}=[\alpha\ \ \beta\ \ \mu\ \ p\ \ q\ \ r]^{\mathrm{T}}$,其中 μ 为倾侧角;控制输入向量为 $\boldsymbol{u}=[\delta_{\mathrm{e}}\ \ \delta_{\mathrm{a}}\ \ L_{\mathrm{RCS}}\ \ M_{\mathrm{RCS}}\ \ N_{\mathrm{RCS}}]^{\mathrm{T}}$,其中 L_{RCS}、M_{RCS} 和 N_{RCS} 分别为 RCS 的输出力矩在飞行器本体坐标系滚转、俯仰和偏航 3 个通道上的投影。由于重力加速度、航迹倾斜角和航迹速度变化得比姿态和姿态角速率慢的多,因此将它们视为常量。模型中忽略了操纵面产生的侧力和升力,即形如 Y_δ 和 L_δ 的导数都置为零,这对于高超声速飞行状态下的升力体飞行器来说是可取的假设[11]。

$$\begin{cases}
\dot{\alpha}=-p\cos\alpha\tan\beta+q-r\sin\alpha\tan\beta+\dfrac{g\cos\mu\cos\gamma}{V\cos\beta}-\dfrac{L}{mV\cos\beta}\\
\dot{\beta}=\dfrac{Y}{mV}+\dfrac{g\sin\phi\cos\alpha}{V}-r\cos\alpha+p\sin\alpha\\
\dot{\mu}=p\cos\alpha\dfrac{1}{\cos\beta}+r\sin\alpha\dfrac{1}{\cos\beta}+\dfrac{L\tan\beta}{mV}-\dfrac{g\tan\beta}{V}\cos\mu\cos\gamma+\dfrac{\tan\gamma}{mV}(Y\cos\mu+L\sin\mu)\\
\dot{p}=\dfrac{I_{xz}(I_x-I_y+I_z)pq+(I_yI_z-I_zI_z-I_{xz}I_{xz})qr}{I_xI_z-I_{xz}I_{xz}}+\dfrac{I_zL_{\mathrm{A}}+I_{xz}N_{\mathrm{A}}}{I_xI_z-I_{xz}I_{xz}}\\
\dot{q}=\dfrac{-(I_x-I_z)pr-I_{zx}(p^2-r^2)+M_{\mathrm{A}}}{I_y}\\
\dot{r}=\dfrac{(I_xI_x-I_xI_y+I_{xz}I_{xz})pq+I_{xz}(-I_x+I_y-I_z)qr}{I_xI_z-I_{xz}I_{xz}}+\dfrac{I_xN_{\mathrm{A}}+I_{xz}L_{\mathrm{A}}}{I_xI_z-I_{xz}I_{xz}}
\end{cases} \tag{9}$$

北航学报 赠阅

式中：g 为重力加速度；Y 为侧力；γ 为滚转角；ϕ 为俯仰角；L 为升力；I_x、I_y 和 I_z 为转动惯量；I_{xy}、I_{xz}和 I_{yz}为惯量积；L_A、M_A 和 N_A 分别为气动舵面产生的滚转力矩、俯仰力矩和偏航力矩。

通常情况下，再入飞行器制导系统给出的横侧向指令是倾斜角，倾斜角为飞行器对称平面与包含速度矢量的铅垂面之间的夹角，该定义中的速度矢量必须严格限定在飞行器对称平面内（侧滑角为零），即绕稳定坐标系 x 轴的滚转角。在飞行器对倾斜角指令的跟踪过程中，显然不能保证侧滑角一直为零，此时应通过考查飞行器的倾侧角 μ 的变化情况来体现对制导指令的跟踪精度。倾侧角（bank angle）定义为飞行器对称平面与包含速度矢量的铅垂面之间的夹角，式（9）中给出了 μ 的动态方程。而执行机构安装在飞行器本体坐标系下，通过偏转舵面或者开启 RCS 喷管使飞行器绕本体坐标系转动从而改变飞行器姿态，因此在描述飞行器滚转姿态（横侧向运动模态）时常用姿态滚转角 ϕ，定义为飞行器对称平面与包含机体坐标系 x 轴的铅垂面之间的夹角。补充 ϕ 的动态方程：

$$\dot{\phi}=p+(q\sin\phi+r\cos\phi)\tan\alpha \tag{10}$$

可见姿态滚转角 ϕ 与倾侧角 μ 存在差别，并且当攻角和侧滑角较大时，差异较为明显，如式（11）所示，因此在控制器设计与仿真中，倾侧角和滚转角并不能等同视之。

$$\sin\mu=[\sin\gamma(\sin\phi\sin\theta\cos(\psi-\chi)-\cos\phi\sin(\psi-\chi))+\cos\gamma\sin\phi\cos\theta]/\cos\beta \tag{11}$$

由于飞行器响应的是本体坐标系 3 个方向上的指令，而制导系统给出的是稳定轴系下的指令，本文的横侧向控制策略设计为通过使飞行器跟踪制导指令在本体系中的投影来实现对倾斜角的精确跟踪。图 3 为稳定轴系与本体轴系在飞行器对称平面上的位置关系。从坐标系之间的相对位置关系可以看出，对于大攻角再入的飞行器来说，由

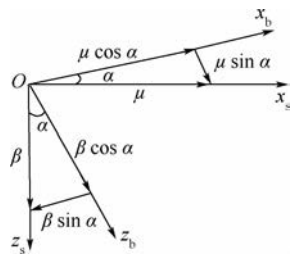


图 3 稳定轴系（s）与本体轴系（b）的位置关系与角度投影

Fig. 3 Position relation of stable coordinate system (s) and body coordinate system (b) and angle projection

于稳定轴与体轴不重合，倾斜角和滚转角之间的差异不可忽略，若要响应横侧向的侧滑角和倾侧角指令，则本体坐标系的滚转通道需响应的指令分别为 $-\beta\sin\alpha$、$\mu\cos\alpha$，偏航通道需要响应的指令为 $\beta\cos\alpha$、$\mu\sin\alpha$。而对于纵向通道来说，由于再入飞行器侧滑角通常很小（小于 3°），因此可认为稳定轴系和本体轴系的 y 轴近似重合，所以本体坐标系俯仰通道需响应的指令为 $\alpha\cos\beta\approx\alpha$。

2 横侧向耦合机理

RLV 姿态控制面临的众多挑战之一是多种耦合作用极易诱发失稳，而在这些耦合因素中，由滚转机动所产生的惯性耦合是其中的重要因素。过大的倾侧角角速率很容易导致飞行器绕体轴而不是稳定轴滚转，进一步诱发运动耦合，出现攻角与侧滑角的快速交替变化，最终导致飞行器整体性能的急剧下降，甚至失稳。因此在控制律设计之前，本节将介绍此类飞行器常见耦合的作用机理与规避方式。

2.1 惯性耦合

惯性耦合是指当飞行器不绕其某一惯性主轴旋转时会产生不利惯性力矩。根据式（12），俯仰和偏航通道在滚转角速率 p 很大的情况下，会产生额外的俯仰惯性力矩 $(I_x-I_z)pr$ 和偏航惯性力矩 $(I_y-I_x)pq$，抵消掉部分原有的静稳定力矩，从而产生不利影响。类似的，当存在俯仰角速率 q 时，在滚转和偏航通道也会产生附加的不利滚转力矩 $(I_z-I_y)qr$ 和偏航力矩 $(I_y-I_x)pq$。

$$\begin{cases} l=I_x\dot{p}+(I_z-I_y)qr-I_{xz}(\dot{r}+pq) \\ m=I_y\dot{q}+(I_x-I_z)pr+I_{xz}(p^2-r^2) \\ n=I_z\dot{r}+(I_y-I_x)pq+I_{xz}(qr-\dot{p}) \end{cases} \tag{12}$$

式中：l 为滚转力矩；m 为俯仰力矩；n 为偏航力矩。

假设飞行器以滚转角速率 p_* 绕水平直线定常滚转，并且在滚转过程中飞行速度保持不变，得到机体轴系下的绕质心转动的动力学方程组和质心运动的动力学方程组，将其线性化，并忽略惯性积与较小分量，可以得到特征方程：

$$s^4+as^3+bs^2+cs+d=0 \tag{13}$$

忽略阻尼项 M_q、N_r，则特征方程可简化为 $s^4+bs^2+d=0$，易知急滚稳定条件为 $b>0$ 且 $d>0$。通常情况下由于此类飞行器具有偏航静稳定性，并且在再入过程中高马赫数情况下具有纵向静稳定性，因此能保证 $b>0$。令 $d>0$ 得到定常滚转的必要条件为

$$\cos\alpha_e\left[\left(\frac{I_z-I_x}{I_y}\right)p_*^2+\bar{M}_\alpha\right]\left[-\left(\frac{I_x-I_y}{I_z}\right)p_*^2-\bar{N}_\beta\right]>0 \tag{14}$$

令 $\omega_A=-\bar{M}_\alpha I_y/(I_z-I_x)$,$\omega_B=\bar{N}_\beta I_z/(I_y-I_x)$,即

$$p_*^2>\omega_A \text{ 且 } p_*^2>\omega_B \tag{15}$$

或

$$p_*^2<\omega_A \text{ 且 } p_*^2<\omega_B \tag{16}$$

如果飞行器的纵向与航向同时具有静稳定性,则满足关系式(15)可以保证飞行器近似绕主惯性轴旋转,而满足关系式(16)则可以保证飞行近似绕速度轴旋转[12]。因此,为减弱运动耦合应该保证满足关系式(16),最终得到滚转角速率幅值上限计算方法,即在 ω_A 与 ω_B 中取较小的数并开根号作为倾侧角角速率幅值上限(假设将滚转轴的角速率近似看作滚转角的角速率)。在再入轨迹上,选取纵向静稳定的工作点,分别计算 ω_A、ω_B,如图 4所示。

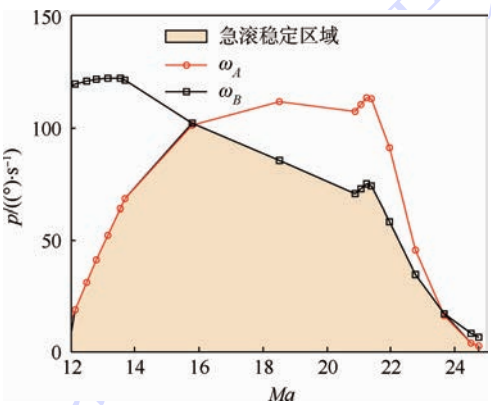


图 4　RLV 再入轨迹上的急滚稳定边界

Fig. 4　Fast roll stability boundary along the RLV's reentry trajectory

根据前面的分析,滚转角速率应小于 $\min(\omega_A,\omega_B)$。因此图 4 中阴影部分即为飞行器的急滚稳定边界。从图中可以看出,在初始下降段(高空),纵向通道要求的滚转角速率约束起主导作用,且允许的滚转角速率较小,因此,应尽量避免进行滚转机动;而在高马赫数滑翔段,航向通道要求的滚转角速率约束起主导作用,即偏航通道更易因滚转产生发散。因此在飞行器控制律设计中可以考虑通过滚转角速率限幅来改善惯性耦合。例如,航天飞机的控制律中对滚转角速率进行了限幅处理,且滚转角速率与图 4 有着类似的规律,在再入初期都随着马赫数降低而逐渐增大。

表 1 为 RLV 不同质量特性参数表。在每种质量特性下沿标称轨迹计算急滚稳定边界,如图 5 所示。从图中可以看出,不同的质量特性下的急滚稳定边界的趋势大体类似,较大质量与惯量下的滚转角速率上限也较小。实际控制律设计时,可根据此计算结果对指令角速率进行限幅,以减弱惯性耦合。

表 1　RLV 不同质量特性参数

Table 1　Different quality characteristic parameters of the RLV

参数	质量特性①	质量特性②	质量特性③	质量特性④
m/kg	500	900	2 200	4 500
$I_x/(\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^2)$	100	200	500	1 000
$I_y/(\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^2)$	700	1 400	3 500	7 000
$I_z/(\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^2)$	800	1 500	3 600	8 000
$I_{xz}/(\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^2)$	−20	−40	−100	−200

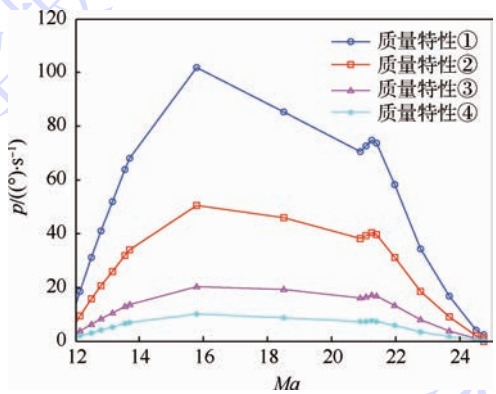


图 5　不同质量特性飞行器的急滚稳定边界

Fig. 5　Fast roll stability boundaries of vehicles with different quality characteristic

2.2　稳定性耦合

通常飞行器的横侧向运动具有 3 个模态:荷兰滚模态、滚转收敛模态和螺旋模态。其中荷兰滚模态是滚转运动与航向运动的耦合形成的震荡模态,在大攻角时使用动态偏航稳定性导数 $C_{n,\mathrm{dyn}}^{\beta}$ 表征航向动态稳定性(即荷兰滚稳定性),$C_{n,\mathrm{dyn}}^{\beta}>0$ 则具有航向动态稳定性。$C_{n,\mathrm{dyn}}^{\beta}$ 的计算公式为

$$C_{n,\mathrm{dyn}}^{\beta}=\left(\frac{C_n^{\beta}+\dfrac{I_{xz}}{I_x}C_l^{\beta}}{1-\dfrac{I_{xz}^2}{I_xI_z}}\right)\cos\alpha-\frac{I_z}{I_x}\left(\frac{C_l^{\beta}+\dfrac{I_{xz}}{I_z}C_n^{\beta}}{1-\dfrac{I_{xz}^2}{I_xI_z}}\right)\sin\alpha \tag{17}$$

从式(17)可以看出,$C_{n,\mathrm{dyn}}^{\beta}$ 同时考虑了上反效应、攻角和惯量比对荷兰滚的影响。$C_{n,\mathrm{dyn}}^{\beta}$ 可以根据式(18)预测荷兰滚频率,但不能表征荷兰滚阻尼。本文提出一种荷兰滚阻尼预测式,通过此式预测荷兰滚稳定性,以在控制律中根据不同需求设定控制增益。

$$\omega_{\mathrm{d}}^2\approx QSb_{\mathrm{A}}C_{n,\mathrm{dyn}}^{\beta}/I_{zz} \tag{18}$$

式中:ω_{d} 为荷兰滚模态的自然频率;Q 为动压;S 为参考面积;b_{A} 为机翼展长。

忽略阻尼力矩项以及角速率对侧力的影响,

北航学报 赠阅

由横侧向线性模型得到横侧向特征行列式[13]：

$$|s\boldsymbol{I}-\boldsymbol{A}|=s^2(s^2-\bar{Y}_\beta s+\cos\alpha\bar{N}_\beta-\sin\alpha\bar{L}_\beta) \tag{19}$$

由于以上简化，使得滚转和螺旋模态的根退化为零[14]，因此，式(19)中的常数项即为荷兰滚频率的平方。由此可见 $C^{\beta}_{n,\mathrm{dyn}}>0$ 只是荷兰滚稳定的充分条件，并不能保证荷兰滚稳定。

令 ξ_d 为荷兰滚模态的阻尼比，$-d_1$ 和 $-d_2$ 分别为滚转收敛和螺旋模态的特征根，因此横侧向运动的特征行列式为

$$|s\boldsymbol{I}-\boldsymbol{A}|\triangleq s^4+B_1s^3+C_1s^2+D_1s+E_1 \tag{20}$$

式中：

$$\begin{cases}B_1=d_1+d_2+2\xi_\mathrm{d}\omega_\mathrm{d}\\ C_1=d_1d_2+2\xi_\mathrm{d}\omega_\mathrm{d}(d_1+d_2)+\omega_\mathrm{d}^2\\ D_1=2\xi_\mathrm{d}\omega_\mathrm{d}d_1d_2+(d_1+d_2)\omega_\mathrm{d}^2\\ E_1=\omega_\mathrm{d}^2d_1d_2\end{cases} \tag{21}$$

通常不考虑姿态角速率对侧力的影响，即 Y_p 和 Y_r 为 0，因此由横侧向线性化模型得到的特征行列式为

$$|s\boldsymbol{I}-\boldsymbol{A}|\triangleq s^4+B_2s^3+C_2s^2+D_2s+E_2 \tag{22}$$

由于 $|Y_\beta\bar{N}_r|\ll|\bar{N}_\beta|$ 且 $|Y_\beta\bar{L}_r|\ll|\bar{L}_\beta|$，因此式(22)中 B_2、C_2、D_2 和 E_2 可化简为

$$\begin{cases}B_2=-\bar{L}_p-Y_\beta-\bar{N}_r\\ C_2=\cos\alpha\bar{N}_\beta-\sin\alpha\bar{L}_\beta\\ D_2=\cos\alpha\bar{L}_\beta\bar{N}_p-\cos\alpha\bar{N}_\beta\bar{L}_p+\\ \qquad\sin\alpha\bar{L}_\beta\bar{N}_r-\dfrac{\bar{L}_\beta g\cos\alpha}{V}\triangleq C_2\hat{D}_2\\ E_2=\dfrac{g\sin\alpha\bar{N}_\beta}{V}\bar{L}_p+\dfrac{g\cos\alpha\bar{L}_\beta}{V}\bar{N}_r\end{cases} \tag{23}$$

式中：

$$\hat{D}_2=\left(\cos\alpha\bar{L}_\beta\bar{N}_p-\cos\alpha\bar{N}_\beta\bar{L}_p+\sin\alpha\bar{L}_\beta\bar{N}_r-\frac{\bar{L}_\beta g\cos\alpha}{V}\right)/(\bar{N}_\beta\cos\alpha-\bar{L}_\beta\sin\alpha) \tag{24}$$

显然应有 $B_1=B_2$、$C_1=C_2$、$D_1=D_2$、$E_1=E_2$。由于螺旋模态为一阶模态，且时间常数较大，特征根很小，通常情况下 $d_2\ll\min(|d_1|,\omega_\mathrm{d})$，因此 $D_1\cong d_1\omega_\mathrm{d}^2$，并且 $d_2\cong E_1/D_1$。然后将特征行列式写成：

$$|s\boldsymbol{I}-\boldsymbol{A}|=(s^2+2\xi_\mathrm{d}\omega_\mathrm{d}s+\omega_\mathrm{d}^2)(s+d_1)\left(s+\frac{E_1}{D_1}\right)\triangleq\Delta(s)\left(s+\frac{E_1}{D_1}\right) \tag{25}$$

式中：

$$\Delta(s)=s^3+2\xi_\mathrm{d}\omega_\mathrm{d}s^2+d_1s^2+\omega_\mathrm{d}^2s+2\xi_\mathrm{d}\omega_\mathrm{d}d_1s+d_1\omega_\mathrm{d}^2 \tag{26}$$

因此令

$$\begin{cases}B_3=2\xi_\mathrm{d}\omega_\mathrm{d}+d_1\\ C_3=\omega_\mathrm{d}^2+2\xi_\mathrm{d}\omega_\mathrm{d}d_1\\ D_3=d_1\omega_\mathrm{d}^2\end{cases} \tag{27}$$

由于 $D_2\approx D_3$，所以有

$$\omega_\mathrm{d}^2=\frac{D_3}{d_1}\approx\frac{D_2}{d_1}=\frac{(\bar{N}_\beta\cos\alpha-\bar{L}_\beta\sin\alpha)\hat{D}_2}{d_1} \tag{28}$$

且由 $\omega_\mathrm{d}^2=\cos\alpha\,\bar{N}_\beta-\sin\alpha\,\bar{L}_\beta$ 可知 $d_1=\hat{D}_2$。因此可得荷兰滚模态阻尼为

$$2\xi_\mathrm{d}\omega_\mathrm{d}=B_3-d_1=B_2-\hat{D}_2=-\bar{L}_p-Y_\beta-\bar{N}_r-\left(\cos\alpha\bar{L}_\beta\bar{N}_p-\cos\alpha\bar{N}_\beta\bar{L}_p+\sin\alpha\bar{L}_\beta\bar{N}_r-\frac{\bar{L}_\beta g\cos\alpha}{V}\right)\Big/(\bar{N}_\beta\cos\alpha-\bar{L}_\beta\sin\alpha) \tag{29}$$

图 6 为荷兰滚阻尼预测式分解，从图中可以看出，使用式(29)得到的荷兰滚阻尼预测结果与模态分析的结果一致，能预测荷兰滚模态的稳定性。当阻尼力矩较小时，式(29)可简化为

$$2\xi_\mathrm{d}\omega_\mathrm{d}=-Y_\beta+\frac{\bar{L}_\beta g\cos\alpha}{V(\bar{N}_\beta\cos\alpha-\bar{L}_\beta\sin\alpha)} \tag{30}$$

因此幅值较大的 Y_β 和更强烈的上反效应有利于稳定荷兰滚模态。

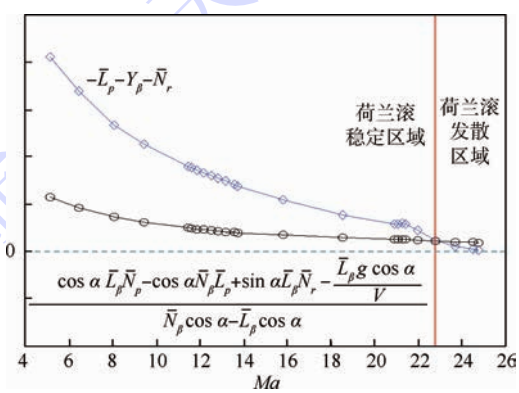


图 6 荷兰滚阻尼预测式分解

Fig. 6 Decomposition of the forecast formula of the damping of Dutch roll motion

3 控制策略设计

以简化控制系统结构和节省 RCS 燃料为目的，本节针对再入过程中不同阶段动压、舵效和模态特性的特点，设计低动压下机身襟翼-RCS 复合控制策略以及高动压时机身襟翼单独作用的横侧

向协调控制策略。

3.1　纵向控制律设计

在此类飞行器再入过程中,马赫数大于 12 时,纵向运动稳定,阻尼较小,需要增加纵向阻尼。本文的制导律为保持常值攻角即可,姿态控制系统仅需要对干扰进行抑制,即需用姿态控制力矩通常较小。经考查,升降舵的舵效在再入过程中足够提供需要的纵向阻尼,因此设计如图 7 所示的纵向通道控制策略。

使用升降舵控制时,根据当前攻角和动压,通过在线插值方式得到配平升降舵偏角,从而实现纵向的舵面配平;通过攻角指令偏差 $e_{\Delta\alpha}$ 实现对攻角制导指令的跟踪;通过反馈俯仰角速率 q 实现纵向增稳,调节控制参数 K_q 和 K_α 为短周期模态提供适当的自然频率和阻尼比。俯仰角速率到升降舵的反馈能提供足够的阻尼,因此纵向仅使用升降舵面配平并进行姿态控制,从而节省 RCS 燃料的消耗。但 RCS 控制通道应该保留,以备在故障以及飞行器受到较大扰动时提供足够的姿态控制力矩。

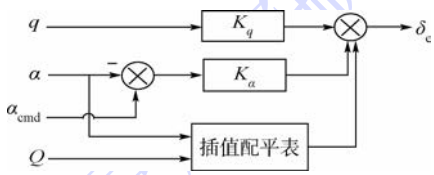


图 7　纵向通道控制策略

Fig. 7　Control strategy of longitude channel

3.2　横侧向控制律设计

3.2.1　低动压下的机身襟翼-RCS 控制策略

通过对飞行器运动模态的分析发现,本文研究对象的横侧向运动中荷兰滚模态在高动压马赫数大于 22 时不稳定,且整个再入过程中阻尼很小。因此横侧向姿态控制需解决的问题为高空高动压下的荷兰滚稳定与再入过程中的荷兰滚增稳。

当飞行器做快速大滚转机动并且飞行速度远大于重力加速度(即 $V \gg g$)时,式(9)中攻角动态方程中的重力与升力项 $(\cos\mu\cos\gamma - L/mg)g/(V\cos\beta)$、侧滑角动态方程中的重力项 $g\sin\phi\cos\alpha/V$ 数值很小,可以忽略不计,与此同时忽略侧力的影响,得到如下简化方程:

$$\begin{cases}\dot{\alpha} = q - \tan\beta(p\cos\alpha + r\sin\alpha)\\ \dot{\beta} = p\sin\alpha - r\cos\alpha\end{cases} \tag{31}$$

由式(31)可知,高超声速飞行器大攻角下进行滚转时,由于运动耦合的存在,攻角和侧滑角会相互转化,这种转化是造成急滚不稳定的原因之一。运动耦合的大小一般取决于滚转角速率[15]。若想保持 α 不变,应该使侧滑角为零,若要保持 β 不变,应使飞行器绕稳定轴的 x 轴旋转。因此希望绕速度轴进行滚转而不是体轴,同时保持在速度坐标系下的偏航角速率为零,即 $r_a = r\cos\alpha - p\sin\alpha = 0$,因此本体坐标系下的滚转角速率 p_b 和偏航角速率 r_b 需满足如下关系:

$$p_b = r_b\cot\alpha \tag{32}$$

即当本体坐标系下的滚转角速率是偏航角速率的 $\cot\alpha$ 倍时,不会发生运动耦合。因此在控制律中,将偏航角速率反馈至滚转阻尼通道,使滚转角速率保持与偏航角速率的倍数关系,以削弱运动耦合。

再入初期会出现荷兰滚模态不稳定的情况,且阻尼很低。由于荷兰滚模态中滚转运动占主要地位,因此考虑由滚转角速率到副翼的反馈提供滚转阻尼,根据式(29)预测荷兰滚模态的稳定性并以此调节增益 K_1,从而稳定荷兰滚模态。

为避免惯性耦合的发生,采用图 4 生成的急滚稳定边界对指令角速率进行限幅,从而控制滚转角速率维持在急滚稳定边界之内,使飞行器近似绕速度轴旋转,同时也能避免运动耦合的产生。

当体襟翼差动产生副翼偏角操纵滚转的同时会产生不利偏航运动,从而引起副翼控制滚转反极性现象:操纵副翼绕机体轴左滚,飞行器却是绕机体轴右滚。通常使用横向控制偏离判据(Lateral Control Departure Parameter, LCDP)预测副翼操纵性能[16-17]:

$$\mathrm{LCDP} = C_n^\beta - \frac{C_l^\beta C_n^{\delta_a}}{C_l^{\delta_a}} \tag{33}$$

一般情况下当 LCDP > 0 时滚转通道稳定,当 LCDP < 0 时,原系统为非最小相位系统,滚转指令不能精确跟踪。LCDP 出现负值的原因主要有 2 个,航向不稳定或稳定度不够,或者 $C_n^{\delta_a} > 0$。由于航天飞机不具有航向静稳定性,即 $C_n^\beta < 0$,因此不利偏航力矩引起的侧滑角持续发散,再由于强烈的上反效应,使得侧滑角产生的滚转力矩阻碍副翼的滚转操纵。而对于此类飞行器,如图 8 所示,由于其具有航向静稳定性,且 $C_n^{\delta_a} > 0$,此时正副翼在产生期望的负滚转力矩的同时,会附加正的不利偏航力矩引起负侧滑,而 C_l^β 负值较大时,负侧滑将产生正滚转力矩,此横向静稳定力矩会降低副翼的操纵效果,阻碍副翼的滚转操纵甚至引起正滚转。

LCDP 随攻角与马赫数变化趋势明显,如图 9 所示,在高度为 80 km 左右、攻角为 10°左右时,LCDP 会由负变正,不会发生副翼反效。为避免 LCDP 不确定带来的控制器失效的隐患,本文不

北航学报 赠阅

采取常见的副翼控制滚转的方式。由于此类飞行器具有强烈的上反效应,因此采取由偏航 RCS 产生一定的偏航力矩,使飞行器产生侧滑角,再由此侧滑角激发与期望方向相同的滚转力矩的方式实现对指令的跟踪。

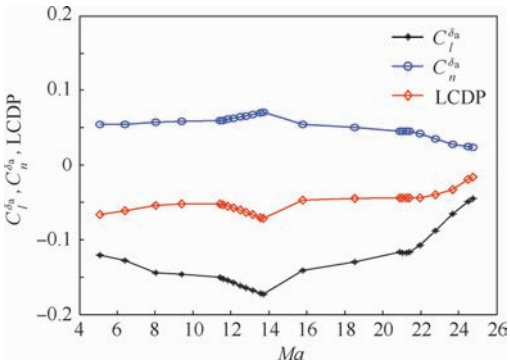


图 8 再入轨迹工作点上的横侧向操纵系数

Fig. 8 Lateral/directional operating coefficients of equilibrium points on reentry trajectory

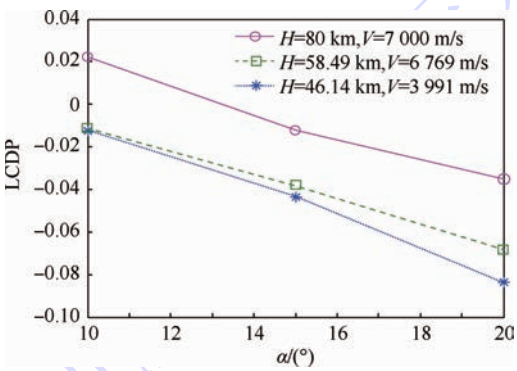


图 9 LCDP 随攻角变化

Fig. 9 LCDP curves change with angle of attack

综上,大攻角低动压下的横侧向控制策略如图 10 和图 11 所示。

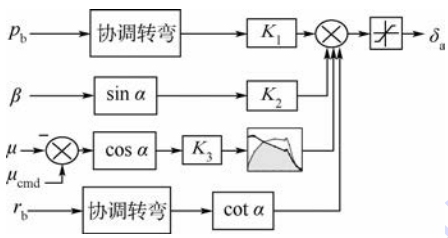


图 10 低动压下的滚转通道控制策略

Fig. 10 Control strategy of roll channel (low dynamic pressure)

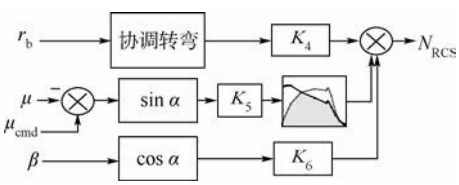


图 11 低动压下的偏航通道控制策略

Fig. 11 Control strategy of yaw channel (low dynamic pressure)

3.2.2 高动压下的机身襟翼单独作用控制策略

根据对横侧向运动的模态分析可知,随着高度降低,荷兰滚模态保持稳定,但阻尼一直很小。当高度降低,LCDP 虽然随攻角变化明显,但始终保持为负,且随着动压增大,副翼的舵效也明显增大。因此在这一阶段直接断开 RCS 回路,使用副翼生成侧滑产生滚转力矩的方式控制滚转运动,并通过偏航角速率反馈使其抵消掉一部分滚转角速率在稳定轴系的投影,以削弱运动耦合。同时通过反馈滚转角速率稳定荷兰滚模态。其控制策略示意图如图 12 所示。

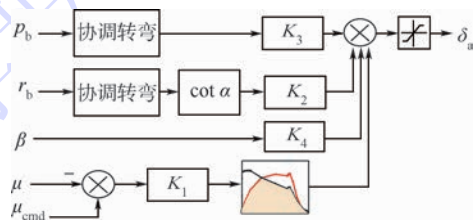


图 12 高动压下的横侧向控制策略

Fig. 12 Control strategy of lateral/directional channel (high dynamic pressure)

4 仿真结果

在高超声速飞行器再入段仿真模型中,制导指令代表了飞行器在再入段可能进行的姿态机动,包括纵向的攻角指令 α_{cmd} 和横侧向的倾侧角指令 μ_{cmd},与此同时需要控制侧滑角在 0°左右。本节通过对再入标称轨迹的跟踪仿真验证控制策略的可行性。六自由度仿真结果见图 13 ~ 图 17。仿真起始点 $H = 80$ km,$V = 7\,000$ m/s,再入过程中需保持 16°常值攻角,倾侧角指令如图 15 中虚线所示。仿真周期为 0.005 s,仿真终止条件为 $H < 32$ km。

在仿真中采用根据当前动压选择控制策略的切换模式,在飞行器再入初期使用机身襟翼-RCS 复合控制策略,当动压逐渐增大舵效增强,RCS 退出控制,仅使用气动舵面进行姿态控制。

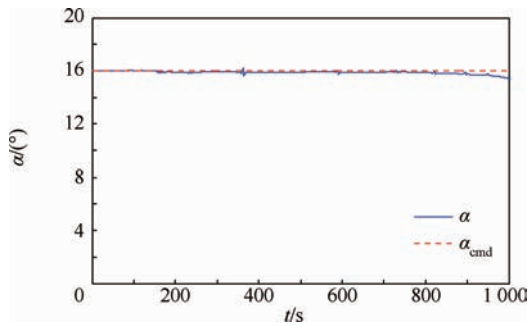


图 13 六自由度模型跟踪标称轨迹:攻角响应曲线

Fig. 13 Angle of attack response curves in 6-DOF simulation of tracking nominal trajectory

北航学报 赠阅

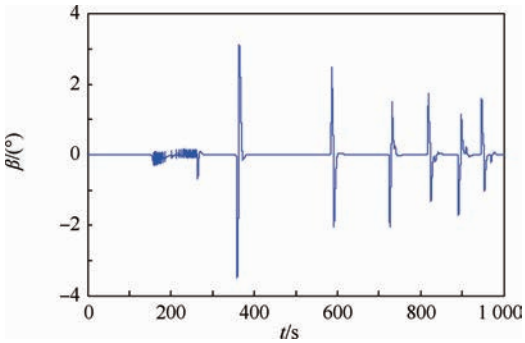


图 14　六自由度模型跟踪标称轨迹:侧滑角响应曲线

Fig. 14　Sideslip angle response curve in 6-DOF simulation of tracking nominal trajectory

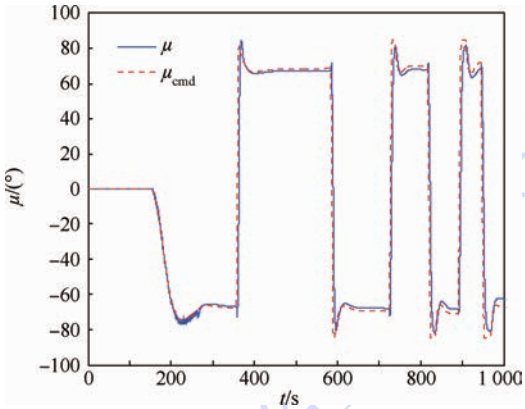


图 15　六自由度模型跟踪标称轨迹:滚转角响应曲线

Fig. 15　Bank angle response curves in 6-DOF simulation of tracking nominal trajectory

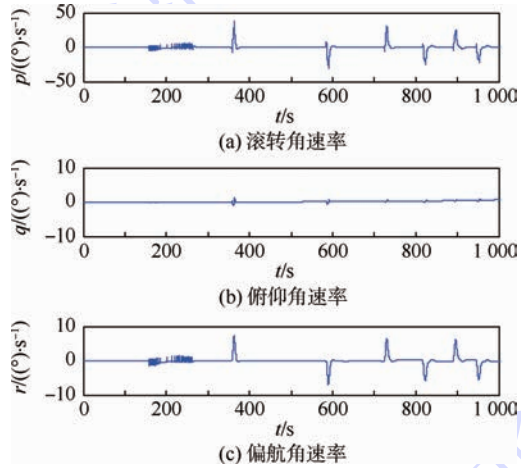


图 16　六自由度模型跟踪标称轨迹:姿态角速率变化曲线

Fig. 16　Attitude angular rates changing curves in 6-DOF simulation of tracking nominal trajectory

从仿真结果可以看出,攻角和滚转角能精确跟踪制导指令,侧滑角基本保持在 ±3°之内,气动舵面偏转未发生饱和,具有一定的控制裕度。姿态角速率控制在合理范围内。经统计 4 个 RCS 喷管的开启时间共计为 13.7 s,燃料消耗在合理范围内。仿真结果验证了控制策略的有效性。

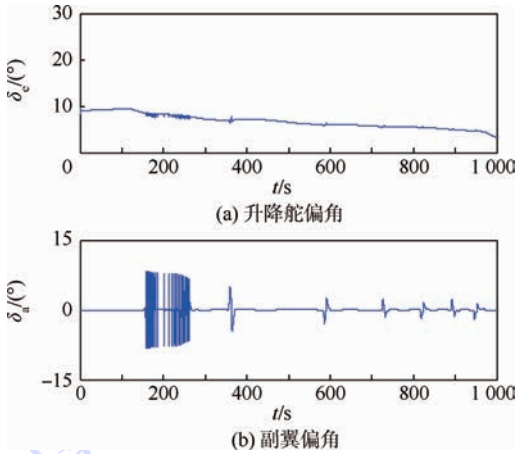


图 17　六自由度模型跟踪标称轨迹:舵偏角变化曲线

Fig. 17　Aerodynamic control surface responses in 6-DOF simulation of tracking nominal trajectory

5　结　论

1) 结合制导与姿态控制系统的特点详细介绍了倾斜角、倾侧角与滚转角的区别,并给出了横侧向高精度姿态控制要求下对这 3 个角的处理方法。

2) 计算了不同质量特性下沿轨迹的飞行器的急滚稳定边界,在再入过程中进行横侧向机动时控制滚转角速率在此稳定边界之内能较好地抑制惯性耦合。

3) 针对此类飞行器常见的稳定性耦合推导了一种新的荷兰滚频率预测式,使用此式可有效地判断荷兰滚稳定性并切换控制器增益。

4) 根据对飞行器耦合特性的分析设计了此类欠驱动飞行器的横侧向耦合控制策略,即在高空低动压阶段,采用偏航 RCS 使飞行器生成侧滑角,利用上反效应产生与期望滚转同向的滚转力矩,从而避免由副翼控制滚转带来的副翼反效不确定现象,与此同时由副翼提供滚转阻尼以稳定荷兰滚模态;在高动压阶段,随着舵效增大 RCS 逐步退出控制环,使用副翼对横侧向进行耦合控制,此时通过调节控制增益来保证生成的滚转力矩与期望方向相同。对标称轨迹跟踪的六自由度仿真验证了该控制策略的有效性,达到了节省 RCS 燃料和简化控制系统结构的目的。

参考文献 (References)

[1] THOMPSON R A. Reviewof X-33 hypersonic aerodynamic and aerothermodynamic development[C]// Independent Component Analysis. Hampton, Virginia: National Aeronautics and Space Administration Langley Research Center, 2000: 323.1-323.19.

[2] HORVATH T J, O'CONNELL T F, CHEATWOOD F M, et al. Experimental hypersonic aerodynamic characteristics of Mars

北航学报 赠阅

surveyor 2001 precision lander with flap[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,2006,43(2):270-281.

[3] RODRIGUEZ A A,DICKESON J J,CIFDALOZ O,et al. Modeling and control of scramjet-powered hypersonic vehicle:Challengers,trends,& tradeoffs[C]// AIAA Guidance,Navigation and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA,2008:18-21.

[4] 牛文,董婧,李文杰,等. 2012 年上半年世界高超声速动态[J]. 飞航导弹,2012(10):13-21.
NIU W,DONG J,LI W J,et al. Worldwide news of hypersonic in the first half of 2012[J]. Aerodynamic Missile Journal,2012(10):13-21(in Chinese).

[5] 张珂珂. 飞行器耦合机理及耦合补偿研究[D]. 武汉:华中科技大学,2013:31-38.
ZHANG K K. Coupling mechanism and decoupling study of vehicle[D]. Wuhan:Huazhong University of Science and Technology,2013:31-38 (in Chinese).

[6] 雷延花,陈士橹. 导弹气动耦合分析与解耦算法研究[J]. 弹道学报,2003,15(1):11-16.
LEI Y H,CHEN S L. The missile aerodynamic coupling analysis and decoupling arithmetic study[J]. Journal of Ballistics,2003,15(1):11-16(in Chinese).

[7] 周军,刘玉玺,周凤岐. 动态解耦和变结构鲁棒补偿的导弹再入控制[J]. 系统仿真学报,2009,21(10):3071-3073.
ZHOU J,LIU Y X,ZHOU F Q. Study of missile reentry dynamic decoupling control based on variable structure robustness compensating[J]. Journal of System Simulation,2009,21(10):3071-3073(in Chinese).

[8] 张艳,段朝阳,张平,等. 基于动态逆的 BTT 导弹自动驾驶仪设计[J]. 北京航空航天大学学报,2007,33(4):422-426.
ZHANG Y,DUAN C Y,ZHANG P,et al. BTT missile autopilot design based on dynamic inversion[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2007,33(4):422-426(in Chinese).

[9] 黄琳,段志生,杨莹. 现代飞行器控制的几个科学问题[J]. 科技导报,2008,26(20):92-98.
HUANG L,DUAN Z S,YANG Y. Several problems on control of modern aerocraft[J]. Science & Technology Review,2008,26(20):92-98(in Chinese).

[10] 尹佳杰,都延丽,陆宇平. 近空间飞行器滑翔再入控制的研究方法与进展[J]. 飞行力学,2013,31(3):203-208.
YIN J J,DU Y L,LU Y P. Research methods and development of gliding reentry control for near space vehicles[J]. Flight Dynamics,2013,31(3):203-208(in Chinese).

[11] WALLNER E M,WELL K H. Attitude control of a reentry vehicle with internal dynamics[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,2003,26(6):846-854.

[12] 方振平,陈万春,张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005:351-353.
FANG Z P,CHEN W C,ZHANG S G. Aircraft flight dynamics[M]. Beijing:Beihang University Press,2005:351-353(in Chinese).

[13] MENGALI G,GIULIETTI F. Unified algebraic approach to approximation of lateral-directional modes and departure criteria[J]. Journal of Guidance,Control and Dynamics,2004,27(4):724-728.

[14] LUTZE F H,DURHAM W C,MASON W H. Unified development of lateral-directional departure criteria[J]. Journal of Guidance,Control,and Dynamics,1996,19(2):489-493.

[15] DAY R E. Coupling dynamics in aircraft:A historical perspective:Vol. 532[R]. Washington,D. C. :NASA,1997:32-33.

[16] LEE H P,CHANG M,KAISER M K. Flight dynamics and stability and control characteristics of the X-33 technology demonstrator vehicle[C]// AIAA Guidance,Navigation and Control Conference and Exhibit. Reston:AIAA,1998:1-11.

[17] CALHOUN P. An entry flight controls analysis for a reusable launch vehicle[C]// Proceedings of the AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston:AIAA,2000:1-12.

作者简介:

史丽楠 女,博士研究生。主要研究方向:高超声速飞行器姿态控制。
Tel. : 010-82339527
E-mail: shi_linan@163.com

李惠峰 女,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:高超声速飞行器制导与控制。
Tel. : 010-82319276
E-mail: lihuifeng@buaa.edu.cn

张冉 男,博士,讲师。主要研究方向:高超声速飞行器制导与控制。
Tel. : 010-82339527
E-mail: zhangran@buaa.edu.cn

北航学报 赠阅

Gliding reentry vehicle lateral/directional coupling attitude control strategy

SHI Linan, LI Huifeng*, ZHANG Ran

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

Abstract: A lateral/directional coupling control strategy based on the analysis of coupling characteristics was proposed for a class of under-actuated reusable launch vehicle (RLV) with only two body flaps and strongly coupling phenomena. Several common coupling mechanisms and evasion modes were described, including the inertial coupling, the motion coupling, the Dutch coupling and the control coupling. A rapid roll stability boundary was calculated along a nominal trajectory to limit the angular rate of bank angle command, and aiming at the problem that the existing Dutch-roll forecast formula is not suitable for this aircraft, a criterion of the Dutch-roll motion stabilization was proposed in order to adjust the controller gain in different situations. Based on the analysis of the coupling characteristics, a RLV longitudinal and lateral/directional motion control strategy was designed: elevators were used to trim and control on the longitudinal channel; body flaps and reaction control system (RCS) were used to hybrid control on the lateral/direction channel at low dynamic pressure and at high dynamic pressure body flaps can work alone. The 6 degree of freedom (6-DOF) numerical simulation results have demonstrated the control strategy proposed can track the guidance command well and maximize the using of aerodynamic actuators to reduce the consumption of RCS fuel.

Key words: reusable launch vehicle (RLV); lateral/directional control; attitude control; inertia coupling; motion coupling

北京航空航天大学学报

Received: 2015-01-20; **Accepted**: 2015-04-24; **Published online**: 2015-05-20 16:24

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150520.1624.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61174221, 11272062)

* **Corresponding author**. Tel.: 010-82319276　E-mail: lihuifeng@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0051

基于自抗扰的运载火箭主动减载控制技术

全下文载

杨伟奇[1,2], 许志[1,2], 唐硕[1,2,*], 张莹莹[1]

(1. 西北工业大学 航天学院, 西安 710072; 2. 航天飞行动力学技术重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 针对运载火箭穿越大风区的减载控制技术进行研究,首先对攻角反馈和加表反馈2种减载技术进行理论研究和仿真分析,得出2种方案对火箭减载都存在一定的局限性。因此引入自抗扰控制器(ADRC)技术并针对飞行减载控制对其进行改进,一方面通过状态观测器将误差补偿引入自抗扰回路;另一方面改进了自抗扰控制器中的控制律,并推导证明了新的控制律下自抗扰控制器抑制风载干扰的能力,给出了控制方程中增益的选择方法。最后以某型液体运载火箭为例在考虑其弹性振动和液体晃动条件下对比了几种方案的减载效果,仿真结果表明改进后的自抗扰控制器使飞控系统抗干扰能力增强,增大了控制律中增益选择范围,有效提高了运载火箭的减载效果,具有很强的工程应用价值。

关 键 词: 运载火箭; 飞行风载; 反馈控制; 自抗扰控制器; 控制律
中图分类号: V412.1
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2016)01-0130-09

运载火箭在高空飞行时,会受到较大的高空风载作用,箭体在发动机控制力以及风载的共同作用下会产生弯矩。运载火箭的飞行减载技术是指使用弹道修正或主动控制的方法,降低运载火箭在高空飞行时所受到的气动载荷,缓解箭体结构强度的设计压力,减少箭体的结构质量,从而提高运载火箭的运载能力[1-3]。

目前,我国的CZ-3A、CZ-2E运载火箭均使用弹道修正补偿的方法进行减载控制[4]。弹道修正补偿的方法是指将预先测量的高空平稳风以及切变风信息引入控制系统,以补偿风载对运载火箭的影响。这种减载补偿方法原理简单,较易实现,可靠性强,同时不影响原控制系统的结构。但是,射前的高空风补偿法的准确度依赖于所装订的高空风信息的精度[5],对风载的实时不确定性抑制能力较差。因此,主动减载控制技术的发展成为了运载火箭飞行减载技术的重要研究内容[6]。所谓主动减载控制技术就是在伺服控制系统中引入减载控制,使用实时测量或计算的攻角信息进行飞行补偿,使火箭朝气流影响的方向飞行。

George[5]在减载控制系统报告中系统地给出了飞行环境中风场建模与分析方法、被动弹道修正法以及攻角与横向载荷反馈下的主动减载方法。Blanchet和Bartos[7]针对德尔塔运载火箭提出了一种精确的风载模型,提高了被动修正的精度。Sharp[8]分析设计了土星系列运载器飞行减载控制系统。这些方法从工程中解决了飞行减载的问题,但都是基于高精度风载建模下的传统减载方案,并未在方法上进行改进。李效明等[4]在改进弹道模型的基础上,提出了一种攻角和侧滑角的工程近似方法,从而进行攻角、侧滑角的反馈补偿。所建模型中多数参数使用标准弹道代替,计算精度难以满足实时计算的需求。Renault和

收稿日期: 2015-01-26; **录用日期**: 2015-06-05; **网络出版时间**: 2015-09-08 17:49
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150908.1749.005.html
基金项目: 上海航天科技创新基金(SAST20121230)
* **通讯作者**: Tel.: 029-88492788 E-mail: Stang@nwpu.edu.cn

引用格式: 杨伟奇, 许志, 唐硕, 等. 基于自抗扰的运载火箭主动减载控制技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 130-138. YANG W Q, XU Z, TANG S, et al. Active disturbance rejection control method on load relief system for launch vehicles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 130-138 (in Chinese).

Saunois[9-10]使用减载网络进行飞行减载仿真，但出现振荡现象。宋征宇[11]结合已有的测量数据，对弹道修正法等减载技术进行仿真，并分析了主动减载控制方法，同时指出自抗扰控制器（Active Disturbance Rejection Controller，ADRC）抗干扰性强，但减载能力较差。随着自抗扰控制技术的发展以及在飞行控制系统中的应用[12-14]，自抗扰控制为飞行减载技术提供了了新的研究方向。

本文针对现有运载火箭的主动减载技术进行了仿真，同时，深入地研究了 ADRC 在运载火箭减载控制的作用，解决了无法区分干扰组成的难题，推导得出了自抗扰控制律设计方法，有效地改善了 ADRC 的减载作用。

1　运载火箭俯仰通道动力学模型

对于使用液体推进剂的运载火箭而言，其飞行动力学特性必须要考虑各个贮箱推进剂的晃动以及弹性振动对姿态运动的影响[15]。

质心动力学方程：

$$\Delta\dot{\theta}=c_1\Delta\alpha+c_{10}\alpha_{\mathrm{w}}+c_2\Delta\theta+c_3\Delta\delta_\varphi+c_{30}\Delta\ddot{\delta}_\varphi+\sum_{i=1}^{n}c_{1i}\dot{q}_{yi}+\sum_{i=1}^{n}c_{2i}q_{yi}-\sum_{p=1}^{m}\sum_{j=1}^{l}C_{4pj}\Delta\ddot{y}_{pj}-\bar{\boldsymbol{F}}_{yc} \tag{1}$$

式中：θ 为弹道倾角；α 和 α_{w} 分别为飞行攻角以及风攻角产生的附加攻角；δ_φ 为发动机摆角；q_{yi} 为第 i 阶广义弹性振动位移；y_{pj} 为第 p 个贮箱的第 j 阶晃动；$\bar{\boldsymbol{F}}_{yc}$ 为干扰力；$c_1,c_2,\cdots,c_{2i},C_{4pj}$ 均为动力系数。

定义 $\Delta\boldsymbol{\omega}_z=\Delta\dot{\varphi}$（$\varphi$ 为俯仰角），则绕质心转动动力学方程：

$$\Delta\dot{\boldsymbol{\omega}}_z+I_{cc}\boldsymbol{\omega}_x\Delta\boldsymbol{\omega}_y+b_1\Delta\boldsymbol{\omega}_z+b_2\Delta\alpha+\sum_{i=1}^{n}b_{1i}\dot{q}_{yi}+\sum_{i=1}^{n}b_{2i}q_{yi}+\sum_{p=1}^{m}\sum_{j=1}^{l}b_{4pj}\Delta\ddot{y}_{pj}-\sum_{p=1}^{m}\sum_{j=1}^{l}b_{5pj}\Delta y_{pj}=-b_3\Delta\delta_\varphi-b_{30}\Delta\ddot{\delta}_\varphi+\bar{\boldsymbol{M}}_{zc}-b_2\alpha_{\mathrm{w}} \tag{2}$$

式中：$\boldsymbol{\omega}_x$、$\boldsymbol{\omega}_y$ 和 $\boldsymbol{\omega}_z$ 分别为俯仰、偏航和滚转角速度；$\bar{\boldsymbol{M}}_{zc}$ 为干扰力矩；$b_1,b_2,\cdots,b_{5pj}$ 为动力系数；I_{cc} 为侧向通道转动惯量。

运载火箭各阶弹性振动方程：

$$\ddot{q}_{yi}+2\xi_i\omega_i\dot{q}_{yi}+\omega_i^2q_{yi}=D_{1i}\Delta\boldsymbol{\omega}_z+D_{2i}(\Delta\alpha+\alpha_{\mathrm{w}})+D_{3i}\Delta\delta_\varphi+D''_{3i}\Delta\ddot{\delta}_\varphi+\sum_{p=1}^{m}\sum_{j=1}^{l}K_{ipj}\Delta\ddot{y}_{pj}+\sum_{p=1}^{m}\sum_{j=1}^{l}K_{(i+n)pj}\Delta y_{pj}-\bar{\boldsymbol{Q}}_{iy} \tag{3}$$

式中：ξ_i 和 ω_i 为第 i 阶弹性振动阻尼和频率；$\bar{\boldsymbol{Q}}_{iy}$ 为第 i 阶弹性振动受到的广义干扰力；D_{1i}、D_{2i}、D_{3i}、D''_{3i}、K_{ipj} 和 $K_{(i+n)pj}$ 为动力系数。

推进剂晃动方程：

$$\Delta\ddot{y}_{pj}+2\zeta_{pj}\Omega_{pj}\Delta\dot{y}_{pj}+\Omega_{pj}^2\Delta y_{pj}=\dot{\boldsymbol{V}}\Delta\alpha-X_{zpj}\Delta\dot{\boldsymbol{\omega}}_z+(-\boldsymbol{V}\Delta\dot{\theta}+E_1\Delta\varphi)+\sum_{i=1}^{n}E_{(i+n)pj}q_{yi}+\sum_{i=1}^{n}E_{ipj}\ddot{q}_{yi} \tag{4}$$

式中：ζ_{pj} 和 Ω_{pj} 分别为第 p 个贮箱第 j 阶晃动的阻尼和频率；$\boldsymbol{V}$ 为速度；X_{zpj} 为火箭质心至晃动质量质心距离；E_1、$E_{(i+n)pj}$ 和 E_{ipj} 为动力系数。

测量方程：

$$\begin{cases}\Delta\hat{\boldsymbol{\omega}}_{zm}=\Delta\boldsymbol{\omega}_{zm}-\sum_{i=1}^{n}W'_i(X_m)\dot{q}_{yi}\\ \alpha_{\mathrm{w}}=-\arctan[\boldsymbol{W}\cos A\sin\theta/(\boldsymbol{V}-\boldsymbol{W}\cos A\cos\theta)]\end{cases} \tag{5}$$

式中：$W'_i(X_m)$ 为第 i 阶振动在传感器位置 X_m 处振型斜率；$\hat{\boldsymbol{\omega}}_{zm}$ 和 $\boldsymbol{\omega}_{zm}$ 为考虑与未考虑弹性时，传感器测的俯仰角速度信号；A 为风速与发射平面的夹角；$\boldsymbol{W}$ 为风速。

2　运载火箭主动减载控制

运载火箭的主动减载控制中，风干扰的测量以及计算是进行伺服控制系统补偿外干扰的关键。主动减载方法包括基于攻角反馈的飞行减载控制以及基于加表反馈的飞行减载控制。

2.1　基于攻角反馈的飞行减载控制

基于攻角反馈的飞行减载控制包括使用攻角传感器的直接测量法，以及使用攻角近似的间接计算法。攻角反馈下的减载控制框图如图 1 所示。图中：a_0、a_1 为静态、动态增益；$W^{\Delta\varphi}_{(\Delta\alpha+\alpha_{\mathrm{w}})}$ 为俯仰角对输入攻角的传递函数。

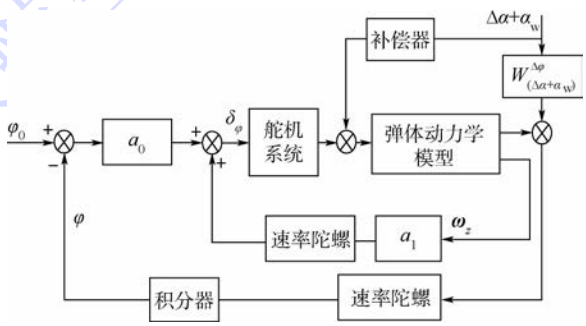


图 1　攻角补偿模型

Fig. 1　Attack angle feedback model

攻角传感器的测量值包含 2 个部分：一部分是由于风干扰形成的附加攻角 α_{w}，一部分是由于弹体自身速度与姿态形成的攻角 $\Delta\alpha$。原系统控制方程的表达式为式（6）。引入攻角传感器后，

北航学报 赠阅

反馈控制系统的控制方程表达式变为式(7)。

$$\delta_\varphi = a_0\Delta\varphi + a_1\Delta\dot{\varphi} \tag{6}$$

$$\delta_\varphi = a_0\Delta\varphi + a_1\Delta\dot{\varphi} + k(\Delta\alpha + \alpha_w) \tag{7}$$

式中:k 为攻角反馈增益。

将式(6)代入式(2)中,考虑弹性振动与推进剂晃动,忽略动态项可以得到

$$\Delta\alpha = \frac{\bar{M}_{zc} - \bar{M}_{qz} - b_2\alpha_w}{b_2 + b_3 a_0} \tag{8}$$

$$\bar{M}_{qz} = \sum_{i=1}^{n}(b_{1i}\dot{q}_{yi} + b_{2i}q_{yi}) + \sum_{p=1}^{m}\sum_{j=1}^{l}(b_{4pj}\Delta\ddot{y}_{pj} - b_{5pj}\Delta y_{pj})$$

由于攻角传感器会将全部的气动载荷作为干扰进行补偿,因此,合并刚性弹体的姿态运动方程中($\Delta\alpha + \alpha_w$)项,作为整体进行反馈控制系统分析,若要消除气动力以及气动力矩对运载火箭的影响,记俯仰角对发动机摆角的传递函数为 W_δ^φ,补偿器 G_1 可取为

$$G_1 = -\frac{W^\varphi_{(\Delta\alpha+\alpha_w)}}{W^\varphi_\delta} = -\frac{b_2}{b_3} \tag{9}$$

2.2 基于加表反馈的飞行减载控制

利用弹体上的加速度表进行飞行减载控制的原理是加表测量的横向过载中隐含攻角信息,引入横向过载反馈也就同时抑制了横风形成的附加攻角。加表的测量信号 $\Delta\ddot{\varepsilon}$ 可以表示为

$$\Delta\ddot{\varepsilon} = k_2(\Delta\alpha + \alpha_w) + k_3\delta_\varphi + l_a\Delta\ddot{\varphi} \tag{10}$$

引入加表反馈后,控制方程变为

$$\delta_\varphi = a_0\Delta\varphi + a_1\Delta\dot{\varphi} + a_3\Delta\ddot{\varepsilon} \tag{11}$$

将控制方程代入刚性飞行器动力学方程中,并忽略动态项,可以得到引入加表反馈对运载火箭减载的作用。

$$a_0 b_3\Delta\varphi = -[b_2 - a_3(k_3 b_2 - k_2 b_3)](\Delta\alpha + \alpha_w) \tag{12}$$

显然,适当地选择反馈控制律 a_3,可以达到运载火箭的减载飞行作用,当 a_3 取式(13)时,可以消除高空风载对运载火箭飞行控制系统的影响。

$$a_3 = -\frac{b_2}{k_3 b_2 - k_2 b_3} \tag{13}$$

加表反馈较易安装实现,同时对运载火箭有良好的飞行减载能力。但是加速度表的引入,改变了系统的结构,降低了飞行控制系统的稳定性,因此减载效果受到限制。

3 基于自抗扰的飞行减载技术

运载火箭的主动飞行减载技术包括:以引入攻角传感器为代表直接测量方法,以加表反馈为代表的等效间接抑制方法,以及实时近似计算攻角和侧滑角的补偿控制方法。这些控制技术依赖于风模型测量或计算的精确性。随着自抗扰控制技术的发展,给运载火箭的飞行减载技术带来了新的思路,将风模型看作标准模型的扰动量,利用 ADRC 自身的抑制干扰的优点进行高空风减载。

3.1 自抗扰控制器

自抗扰控制技术综合了现代控制理论中状态观测的思想,巧妙地将经典控制理论与现代控制理论相结合。ADRC 通过状态观测器估计运载器状态变量,同时,观测器将飞行器中的模型不确定部分、干扰力、干扰力矩以及高空风认为是系统的总扰动,对系统进行补偿。

ADRC 主要由跟踪微分器(TD)、扩张状态观测器(ESO)以及非线性状态误差反馈(NLSEF)3 个部分组成[12],如图 2 所示。图中:$u(t)$ 为输入;$y(t)$ 为输出;$z_1(t)$,$z_2(t)$,…,$z_n(t)$ 为状态估计量;$e_1(t)$,$e_2(t)$,…,$e_n(t)$ 为误差;b 为补偿因子;$w(t)$ 为干扰信号;$v(t)$ 为设定值;$v_1(t)$,$v_2(t)$,…,$v_n(t)$ 为安排过渡过程以及其微分。

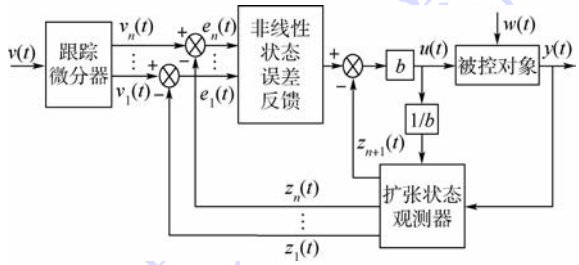


图 2 ADRC 结构图

Fig. 2 Structure diagram of ADRC

1)跟踪微分器

ADRC 的设计中,跟踪微分器的主要作用是快速无超调地跟踪输入信号,二阶离散形式的最速跟踪微分器的形式为

$$\begin{cases} x_1(k+1) = x_1(k) + h\cdot x_2(k) \\ x_2(k+1) = x_2(k) + h\cdot v(t) \end{cases} \tag{14}$$

式中:h 为步长;$v(t) = \mathrm{fhan}(x_1(k) - v(k), x_2(k), r, h_0)$,$h_0$ 为步长初始值,r 为速度因子,fhan 结构[13]如式(15)所示:

$$\mathrm{fhan} = -\begin{cases} r\cdot\mathrm{sgn}(a) & |a| > d \\ r\cdot\dfrac{a}{d} & |a| \leqslant d \end{cases} \tag{15}$$

式中:a 和 d 为跟踪微分器特征参量。

2)扩张状态观测器

由于飞行器模型未知,扩张状态观测器将飞

行动力学模型看成包含不确定扰动的积分串联环节。扩张状态用于表征观测不确定扰动项，并将其引入控制回路进行补偿。同时，观测器可以输出状态观测量以及其微分值，用于闭环反馈。

扩张观测器的微分方程形式如下：

$$\begin{cases} e_1 = z_1 - I_{\text{in}} \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01} e_1 \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_{02} e_1 \\ \vdots \\ \dot{z}_{n-1} = z_n - \beta_{0n-1} e_1 + bu \\ \dot{z}_n = -\beta_{0n} e_1 \end{cases}$$

或

$$\begin{cases} e_1 = z_1 - I_{\text{in}} \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01} e_1 \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_{02} \text{fal}(e_1) \\ \vdots \\ \dot{z}_{n-1} = z_n - \beta_{0n-1} \text{fal}(e_1) + bu \\ \dot{z}_n = -\beta_{0n} \text{fal}(e_1) \end{cases} \tag{16}$$

式中：I_{in} 为观测器输入信号；z_i 为状态观测值以及状态微分；β_{0i} 为状态观测器中所调参数；fal[13] 为具有较好性能的非线性函数，其表达式为

$$\text{fal}(e) = \begin{cases} |e|^{\alpha_0} \text{sgn}(e) & |e| > c \\ \dfrac{e}{c^{1-\alpha_0}} & |e| \leqslant c \end{cases} \tag{17}$$

式中：α_0 为观测器常数因子；c 为线性段区间的长度。

3）非线性状态误差反馈

ADRC 中的误差反馈控制部分，不但可以使用 PID 调节器中的线性组合进行控制，同时还可以选取非线性组合进行控制，其表达形式为

$$\begin{cases} e_1 = v_1 - z_1, e_2 = v_2 - z_2 \\ u_0 = \begin{cases} \beta_1 e_1 + \beta_2 e_2 & \text{线性组合} \\ \beta_1 \text{fal}(e_1) + \beta_2 \text{fal}(e_2) & \text{非线性组合} \end{cases} \end{cases} \tag{18}$$

3.2　基于 ADRC 的飞行减载控制方法

选取俯仰角为观测对象设计 ADRC，使用二阶最速跟踪微分器安排过渡过程，同时使用线性 PD 反馈以方便推导运载火箭减载控制方程。其伺服控制系统框图如图 2 所示。

设计控制器时，考虑各阶弹性以及晃动的影响时，运载火箭的姿态角动力学方程为

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\varphi}_z \\ \Delta\ddot{\varphi}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -b_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\varphi_z \\ \Delta\dot{\varphi}_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -b_3 \end{bmatrix} \Delta\delta_\varphi + \begin{bmatrix} 0 \\ -b_2 \end{bmatrix} \Delta\alpha + \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{M}_{zc} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -b_2\alpha_{\text{w}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \bar{M}_{qz} \end{bmatrix} \tag{19}$$

构造三阶扩张状态观测器形式为

$$\begin{cases} e = z_1 - \Delta\varphi \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01} e \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_{02} \text{fal}(e) + bu \\ \dot{z}_3 = -\beta_{03} \text{fal}(e) \end{cases} \tag{20}$$

式中：用 z_1 跟踪俯仰角偏差 $\Delta\varphi$；z_2 跟踪俯仰角速度偏差 $\Delta\dot{\varphi}$；z_3 表征飞行器建模的不确定性以及随机风的干扰。

ADRC 中使用线性控制器，形式为

$$u_0 = a_0'\Delta\varphi + a_1'\Delta\dot{\varphi} \tag{21}$$

由图 2，引入自抗扰减载控制器后，运载火箭的控制方程变为

$$\begin{cases} \delta_\varphi = a_0\Delta\varphi + a_1\Delta\dot{\varphi} + u_1 \\ u_1 = b_0(a_0'\Delta\varphi + a_1'\Delta\dot{\varphi}) - b_0 z_3 \end{cases} \tag{22}$$

3.3　ADRC 的飞行减载控制的改进方法

由运载火箭的扰动运动方程式(19)，结合自抗扰扩张观测器表达式(20)表明，不确定扰动 z_3 包含 $b_1\Delta\dot{\varphi}$，$b_2\Delta\varphi$，$\bar{M}_{zc}$，$b_2\alpha_{\text{w}}$ 以及弹性振动和晃动项 $\bar{M}_{qz}$。

由于扩张观测器并不能区分干扰中的高空风干扰部分和其余干扰，同时，扩张观测器将飞行动力学模型看成包含不确定扰动的积分串联环节，这就使各种不确定项抵消了减载效果。因此，此种形式的自抗扰减载控制器仅具有较强的抗干扰能力，减载效果仅仅在高空风占主导作用时较为明显。

$$\begin{cases} \Delta\dot{\theta} = c_1\Delta\alpha + c_{10}\alpha_{\text{w}} + c_2\Delta\theta + c_3\Delta\delta_\varphi + c_{30}\Delta\ddot{\delta}_\varphi - \bar{F}_{yc} \\ \Delta\dot{\omega}_z + b_1\Delta\omega_z + b_2\Delta\alpha = -b_3\Delta\delta_\varphi + \bar{M}_{zc} - b_2\alpha_{\text{w}} \end{cases} \tag{23}$$

一般情况下，运载火箭的飞行动力系数 $c_1 \gg c_{10}$（本次试验 $c_1 > 10c_{10}$），弹道倾角偏差 $\Delta\theta$ 受附加攻角 α_{w} 的影响远小于俯仰角偏差 $\Delta\varphi$ 受到附加攻角 α_{w} 的影响。因此，设计刚体状态观测器式(24)，忽略附加攻角 α_{w} 对弹道倾角偏量 $\Delta\theta$ 的作用，将弹道倾角 $\Delta\theta$ 的观测误差看作干扰力 $\bar{F}_{yc}$ 的作用，并对俯仰角偏差 $\Delta\varphi$ 中的误差进行补偿，以改进减载作用，$W_{\text{JL}}(s)$、$W_{\text{ST}}(s)$、$W_{\text{SF}}(s)$ 和 $W_{\text{swl}}^{\Delta\varphi}(s)$ 为捷联惯导、速率陀螺、伺服和网络传递函数。减载控制框图如图 3 所示。图中：k_{F} 为补偿信号增益；u_0 为自抗扰控制中控制方案；u_1 为自抗扰控制的整体输出控制律。

$$\begin{cases} \Delta\dot{\hat{\theta}} = c_1(\Delta\hat{\varphi} - \Delta\hat{\theta}) + c_2\Delta\hat{\theta} + c_3\Delta\delta_\varphi \\ \Delta\ddot{\hat{\varphi}} + b_1\Delta\hat{\varphi} + b_2(\Delta\hat{\varphi} - \Delta\hat{\theta}) = -b_3\Delta\delta_\varphi \end{cases} \tag{24}$$

北航学报 赠阅

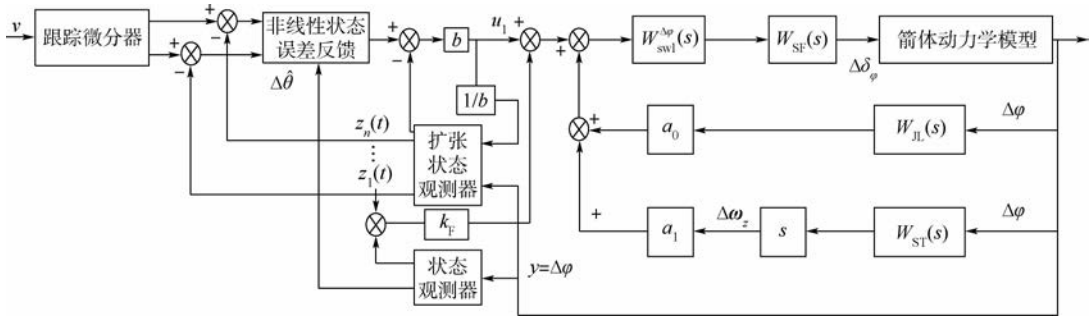


图 3 基于改进 ADRC 的运载火箭减载控制框图

Fig. 3 Improved launch vehicle load relief control block diagram based on ADRC

经过扰动补偿后,ADRC 输出的俯仰角偏差控制量 u_1 以及控制方程 δ_φ 变为

$$\begin{cases}\delta_\varphi = a_0\Delta\varphi + a_1\Delta\dot{\varphi} + u_1\\ u_1 = b_0(a_0'\Delta\varphi + a_1'\Delta\dot{\varphi}) - b_0 z_3 + k_F\Delta e_F\end{cases} \tag{25}$$

对于 ADRC 减载控制器设计而言:一方面可以对观测误差进行补偿以加强减载效果;另一方面可以改进 ADRC 中的控制方程以增强运载火箭飞行减载能力。

不妨假设 ADRC 中使用线性控制器,同时控制器参数为观测器输出参数,ADRC 中线性控制器的形式可以由式(21)变为

$$u_0(\Delta\varphi,\Delta\dot{\varphi},\Delta\theta) = a_{01}'\Delta\varphi + a_1'\Delta\dot{\varphi} + a_{02}'(\Delta\varphi - \Delta\alpha) + a_3' \tag{26}$$

令 $a_0' = a_{01}' + a_{02}', a_2' = -a_{02}'$,式(26)变为

$$u_0(\Delta\varphi,\Delta\dot{\varphi},\Delta\theta) = a_0'\Delta\varphi + a_1'\Delta\dot{\varphi} + a_2'\Delta\alpha + a_3' \tag{27}$$

结合图 3,此时 ADRC 输出的俯仰角偏差控制量 u_1 以及控制方程 δ_φ 变为

$$\begin{cases}\delta_\varphi = a_0\Delta\varphi + a_1\Delta\dot{\varphi} + u_1\\ u_1 = b_0(a_0'\Delta\varphi + a_1'\Delta\dot{\varphi} + a_2'\Delta\alpha + a_3') - b_0 z_3 + k_F\Delta e_F\end{cases} \tag{28}$$

将式(28)合并同时代入式(2),得到考虑振动与晃动影响时,运载火箭在 ADRC 与 PID 联合控制作用下的俯仰角偏差方程为

$$\Delta\ddot{\varphi} + (b_1 + b_3a_1 + b_3b_0a_1')\Delta\dot{\varphi} + (b_3a_0 + b_3b_0a_0')\Delta\varphi + \bar{\boldsymbol{M}}_{qz}(b_2 + b_3b_0a_2')\Delta\alpha + (b_3b_0a_3' - b_3b_0z_3 + b_3k_F\Delta e_F) = \bar{\boldsymbol{M}}_{zc} - b_2\alpha_w \tag{29}$$

忽略动态项,并考虑 $\Delta\varphi = \Delta\alpha$ 代入得到

$$\Delta\alpha = \frac{\bar{\boldsymbol{M}}_{zc} - \bar{\boldsymbol{M}}_{qz} - b_2\alpha_w - b_3b_0(a_3' - z_3) - b_3k_F\Delta e_F}{b_2 + b_3a_0 + b_3b_0a_2' + b_3b_0a_0'} \tag{30}$$

经过推导,得到基于 ADRC 的运载火箭减载控制后的攻角偏差 $\Delta\alpha$(式(30)),对比未经减载的原控制系统的攻角偏差 $\Delta\alpha$(式(8))。得到结论:在满足控制系统稳定性的前提下,当所选择的增益参数大于 0,同时满足 a_3' 大于不确定扰动量的范数,即 $a_3' > \|z_3\|$ 时,攻角偏差受干扰力矩以及风载的作用减小,满足减载要求。

4 运载火箭减载效果评估与分析

本文以某型号液体运载火箭为例,系统地研究运载火箭的主动减载控制技术。分析经典方法存在的问题,然后使用本文所提出的 ADRC 控制器设计理论进行仿真研究。

4.1 风的模型

根据历年高空风测量数据,将液体运载火箭在高空时受到的高空风划分为平稳风以及切变风 2 类,平稳风由实验测试数据给出,切变风采用三角波形式。运载火箭发射后 50 ~ 80 s 时刻所受到的高空风以及产生的附加攻角如图 4、图 5 所示。

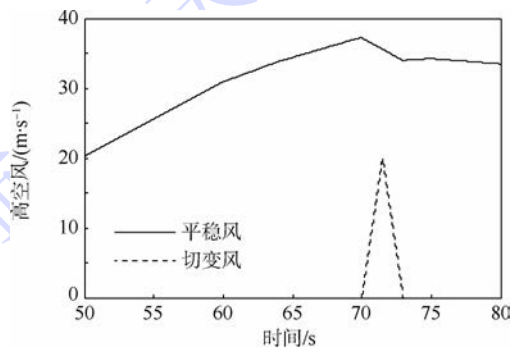


图 4 运载火箭所受到的高空风模型

Fig. 4 Wind aloft model acting on launch vehicle

4.2 攻角与加表反馈作用下的飞行减载控制

针对液体运载火箭,考虑弹体的六阶弹性振动,4 个贮箱中各个贮箱的前 2 阶晃动,同时考虑刚性弹身由于受到气动弹性以及液体晃动而形成的耦合。选取 PID 参数,其中静态增益 $a_0 = 1.2$,动态增益 $a_1 = 0.8$,攻角反馈系数 $k = 0.233$,校正网络如式(31)所示:

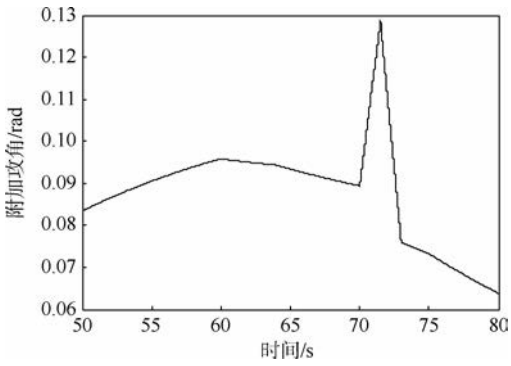


图 5　在高空风作用下的附加攻角

Fig. 5　Accessional attack angle under wind aloft

$$W_{\mathrm{swl}}^{\Delta\varphi}=\frac{[\omega_{\mathrm{wl1}},\xi_{\mathrm{wl1}}][\omega_{\mathrm{wl2}},\xi_{\mathrm{wl2}}][\omega_{\mathrm{wl3}},\xi_{\mathrm{wl3}}][\omega_{\mathrm{wl4}},\xi_{\mathrm{wl4}}]}{[\omega'_{\mathrm{wl1}},\xi'_{\mathrm{wl1}}][\omega'_{\mathrm{wl2}},\xi'_{\mathrm{wl2}}][\omega'_{\mathrm{wl3}},\xi'_{\mathrm{wl3}}][\omega'_{\mathrm{wl4}},\xi'_{\mathrm{wl4}}]} \tag{31}$$

式中：$[m,n]=(1/m)^2s^2+2n(1/m)s+1$。

选取飞行时刻为 50 ~ 80 s，分别对液体运载火箭在未减载情况、基于攻角反馈以及基于加表反馈 3 种情况下进行仿真，得到的俯仰角偏差曲线如图 6 所示。引入加表反馈后，反馈系数 a_3 对控制系统的影响如图 7 所示。

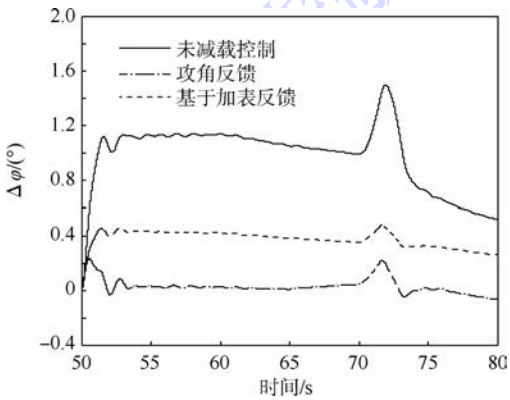


图 6　在高空风作用下的俯仰角偏差曲线

Fig. 6　Pitch angle deviation curves under wind aloft

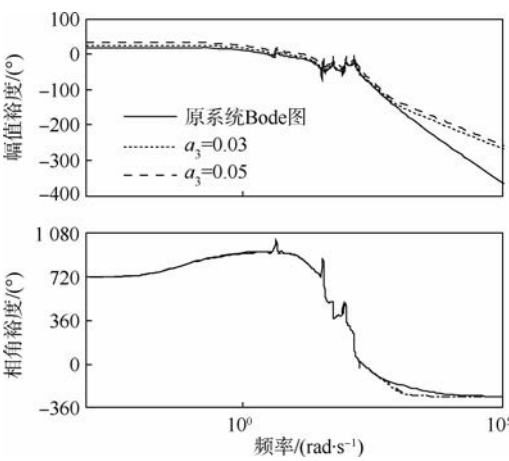


图 7　加表反馈对伺服控制系统的影响

Fig. 7　Accelerometer feedback effect on servo control system

仿真结果表明：相比较于原控制系统，使用攻角补偿反馈技术以及使用加表反馈技术所设计的减载控制器具有明显的减载作用。使用攻角反馈控制进行飞行减载时，姿态角偏差减少 95.18%，基本可以完全抵消高空风载的干扰作用。同时，使用加表反馈时，姿态角偏差也可以减少 73.36%。但是采用攻角反馈严重依赖攻角传感器的测量精度，就目前而言，攻角传感器很难精确测量飞行攻角，故难以使用。

图 7 表明，原飞行控制系统的幅值裕度为 10.1 dB，相角裕度为 31°，伺服控制系统稳定。引入加表反馈后，随着反馈系数 a_3 的增大，当 $a_3=0.03$ 时，对数幅值曲线被抬高，穿越频率增大，幅值裕度下降到 4.71 dB，相角裕度下降到 21.2°。当 $a_3=0.05$ 时，相角裕度为 −28.9°，飞控系统失稳。这就限制了加表反馈作用下运载火箭的减载控制效果。

4.3　ADRC 作用下的飞行减载控制

针对所使用的液体运载火箭飞行控制系统模型，使用自抗扰控制理论以及本文提出的改进方法对液体运载火箭主动减载技术进行仿真。

选取 PID 参数。其中静态增益 $a_0=1.2$，动态增益 $a_1=0.8$，校正网络仍使用式(31)。

选取 ADRC 参数。其中跟踪微分器选取最速跟踪微分器，形式如式(14)所示：$r=0.1$，$h=0.01$，$h_0=10$。扩张状态观测器形如式(20)所示，其中：$\beta_{01}=5$，$\beta_{02}=20$，$\beta_{03}=5$。控制组合参数形如式(21)所示，其中：$a'_0=-5$，$a'_1=-4.5$。状态观测器系数由飞行动力系数得到。干扰力矩补偿系数 $k_F=0.18$。

使用本文所提出的基于 ADRC 的运载火箭的飞行减载技术设计理论进行液体运载火箭的飞行仿真。同时，对比了经典的飞行减载控制技术以及未加改进的 ADRC 飞行减载技术。其中，俯仰角偏差 $\Delta\varphi$、俯仰角速度偏差 $\Delta\omega$、攻角偏差 $\Delta\alpha$、$|q\alpha|$ 以及 1 号和 2 号贮箱一阶晃动（Δy_{11}、Δy_{21}）的仿真结果分别如图 8 ~ 图 13 所示。

仿真结果表明：使用 ADRC 进行液体运载火箭的飞行减载控制时，由于扩张状态观测器估计的误差包含了状态参数以及风载外的其他参数，飞行减载效果较差。经过改进后的 ADRC 控制器可以补偿干扰力矩等不确定因素的影响，稳定裕度由 10.1 dB 与 31°分别变为 11 dB 与 39.3°，满足鲁棒性裕度指标。同时，所设计的减载控制方程可以有效地抑制干扰作用，大幅度地提高了姿态角偏差的控制能力以及减载效果。

北航学报 赠阅

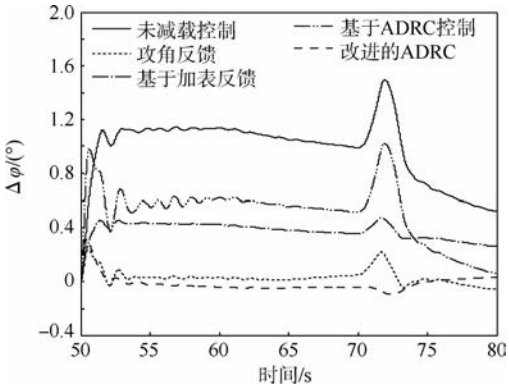


图 8 俯仰角偏差随时间的变化

Fig. 8 Time history of pitch angle deviation curves

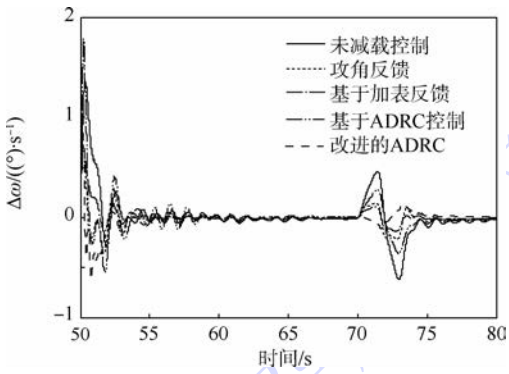


图 9 俯仰角速度偏差随时间的变化

Fig. 9 Time history of pitch angle rate deviation curves

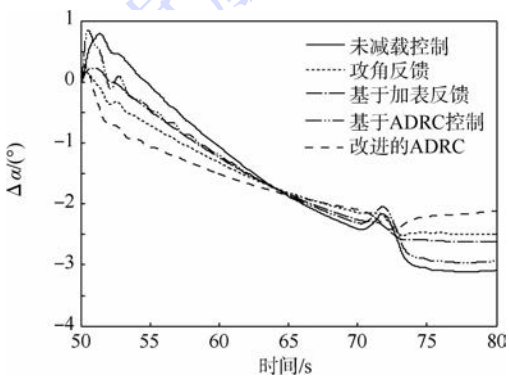


图 10 攻角偏差随时间的变化

Fig. 10 Time history of attack angle deviation curves

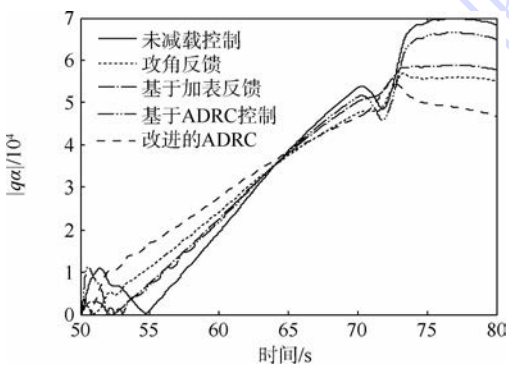


图 11 $|q\alpha|$随时间的变化

Fig. 11 Time history of dynamic pressure $|q\alpha|$ curves

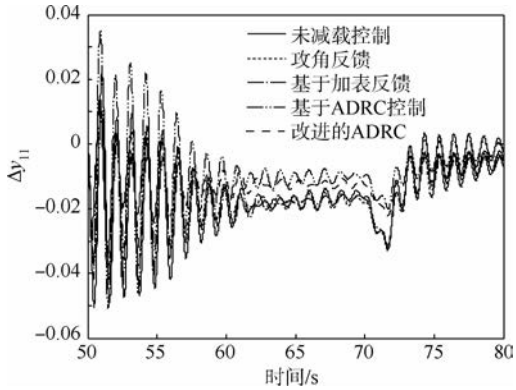


图 12 1 号贮箱一阶晃动随时间的变化

Fig. 12 Time history of first order sloshing curves of the first tank

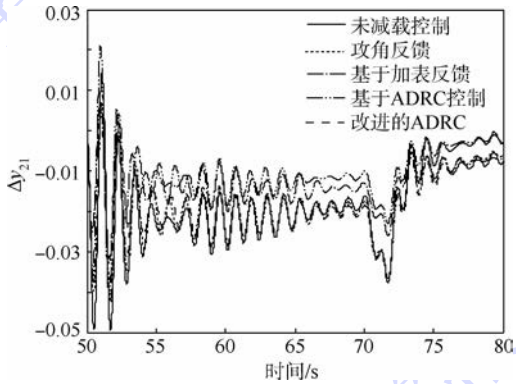


图 13 2 号贮箱一阶晃动随时间的变化

Fig. 13 Time history of first order sloshing curves of the second tank

若定义控制系统对风载的补偿效果为：$\frac{\text{初始风载}-\text{补偿后风载}}{\text{初始风载}}\times 100\%$，补偿效果如表 1 所示。

表 1 各种减载控制方法的补偿效果

Table 1 Compensation effects under different load relief methods

减载方法	攻角反馈	加表反馈	ADRC	改进 ADRC
补偿效果/%	19.41	13.57	5.06	22.41

5 结 论

1）基于攻角传感器的飞行减载控制补偿效果达到 19.41%，但受到测量精度及器件安装的影响，无法满足实际工程需求。采用加表反馈控制的运载火箭减载控制效果受到系统的稳定性的限制，仅能达到 13.57%。

2）ADRC 的发展为飞行减载控制提供了新的思路。但由于 ADRC 无法分辨观测误差的组成，同时并没有适应于减载的控制律，风载补偿效果仅为 5.06%。

3)使用本文所提出的控制器设计方法,一方面,扩展状态观测器与刚性状态观测器的配合使用不但增强了系统的抗干扰能力,还补偿了由于误差组成不确定性带来的干扰。另一方面,所推导设计的减载控制律大大增强了控制系统的减载控制能力,补偿效果由 5.06% 提高到 22.41%。

参考文献(References)

[1] EDINGER L D,SKELTON G B,STONE C R. Design of a load relief control system:NASA contractor report CR-61169[R]. Washington,D. C. :NASA,1967:13-20.

[2] DEATON A W,KELLY P B. Structural load reduction of the space shuttle booster/orbiter configuration using a load relief guidance technique:NASA technical report TM-X-64738[R]. Washington,D. C. :NASA,1973:1-20.

[3] 盖斯勒,成楚之. 风对发射飞行器的影响[M]. 北京:国防工业出版社,1976:133-170.
GEISSLER E D,CHENG C Z. Wind effects on launch vehicles[M]. Beijing:National Defence of Industry Press,1976:133-170(in Chinese).

[4] 李效明,许北辰,陈存芸. 一种运载火箭减载控制工程方法[J]. 上海航天,2004,21(6):7-12.
LI X M,XU B C,CHEN C Y. An engineering method on the control of decreasing load for a launch vehicle[J]. Aerospace Shanghai,2004,21(6):7-12(in Chinese).

[5] GEORGE C. Design of a load relief control system:Honeywell-report 12013-QR2[R]. Minnesota:Marshall Space Flight Center,1965:1-30.

[6] MAUFFREY S,MEUNIER P. H_∞ control for the Ariane 5 plus launcher[C]// 52nd International Astronautic Congress. Toulouse:IAA,2001:1-9.

[7] BLANCHET P,BARTOS B. An improved load relief wind model for delta launch vehicle[C]// 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston:AIAA,2001:1-8.

[8] SHARP J. Attitude control system for load relief of Saturn-class launch vehicles:NASA contractor report CR-61375[R]. Washington,D. C. :NASA,1971:13-17.

[9] RENAULT C,SAUNOIS P. Launchers control architecture and synthesis with analytical loop shaping[C]// 7th International ESA Conference on Guidance,Navigation,Control Systems. Tralee:GNC,2008:1-7.

[10] SAUNOIS P. Comparative analysis of architectures for the control loop of launch vehicles during atmospheric flight[C]// European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS). Toulouse:European Aeronautic Defence & Space Company,2005:1-8.

[11] 宋征宇. 运载火箭飞行减载控制技术[J]. 航天控制,2013,31(5):3-9.
SONG Z Y. Load control technology in launch vehicle[J]. Aerospace Control,2013,31(5):3-9(in Chinese).

[12] 韩京清. 自抗扰控制技术[J]. 前沿科学,2007,1(1):24-31.
HAN J Q. Auto disturbances rejection control technique[J]. Frontier Science,2007,1(1):24-31(in Chinese).

[13] 韩京清. 自抗扰控制技术[M]. 北京:国防工业出版社,2008:183-280.
HAN J Q. Active disturbance rejection control technique[M]. Beijing:National Defence of Industry Press,2008:183-280(in Chinese).

[14] BALAS M J,FROST S A. Robust adaptive control with disturbance rejection for linear infinite dimensional systems[C]// AIAA Guidance,Navigation,and Control Conference. Reston:AIAA,2012:1-10.

[15] 徐延万. 控制系统(上)[M]. 北京:宇航出版社,1989:430-470.
XU Y W. Control system design[M]. Beijing:Aerospace Press,1989:430-470(in Chinese).

作者简介:

杨伟奇　男,博士研究生。主要研究方向:飞行器设计。
E-mail:yangweiqi@mail.nwpu.edu.cn

唐硕　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行器设计。
Tel.:029-88492788
E-mail:Stang@nwpu.edu.cn

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Active disturbance rejection control method on load relief system for launch vehicles

YANG Weiqi[1,2], XU Zhi[1,2], TANG Shuo[1,2,*], ZHANG Yingying[1]

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2. Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics Laboratory, Xi'an 710072, China)

Abstract: Load relief control technology is studied for launch vehicles flying across the strong wind area. First, load relief controllers based on angle of attack feedback and accelerometer feedback were calculated, and limits of these methods were analyzed, thus an improved active disturbance rejection controller (ADRC) based on informed research was introduced into the flight control system. On the one hand, the error which was observed by status observation was introduced into the ADRC loop. On the other hand, by calculating the wind load impact on the control system, it improves the control law in ADRC and proves that aerodynamic load can be restrained by ADRC, and the method to select the gains in governing equation in the improved control law was given. At last, taking a liquid launch vehicle as an example and considering the elastic vibration and sloshing, load relief effect was analyzed with different methods. The simulation results show that after the improved ADRC method is introduced, the flight control system enhances the ability to reject disturbance, and expands the boundary when choosing a gains in the control law. With the disturbance compensation and proposed control law, the effect of the load relief system on the launch vehicle was greatly improved. This method has a great value in engineering application.

Key words: launch vehicle; wind load; feedback control; active disturbance rejection controller; control law

Received: 2015-01-26; **Accepted**: 2015-06-05; **Published online**: 2015-09-08 17:49
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150908.1749.005.html
Foundation item: Shanghai Foundation for Aerospace Science and Technology Innovation (SAST20121230)
* **Corresponding author**. Tel.: 029-88492788 E-mail: Stang@nwpu.edu.cn

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0054

动静干涉对涡轮转子叶片气膜冷却的影响

全下文载

李虹杨[1,2], 郑赟[1,2,*]
(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083; 2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100083)

摘 要: 为研究动静干涉对涡轮转子叶片气膜冷却效果的影响,选取 AGTB 涡轮叶栅作为研究对象,匹配前排导叶并对整级叶栅进行非定常数值模拟。对不同时刻流场截面的流动情况以及叶片表面温度随时间的演化规律进行了详细的分析,此外,总结了尾迹和势干涉对下游叶片气膜冷却的影响。主要结论如下:导叶强烈的势干涉作用在幅值为 12°的范围内改变下游叶片的入射角,对冷却射流有非常大的影响;尾迹和势干涉作用诱导冷却射流的"上扬"现象,并使其冷气流量增加 20% 以上,有利于提高瞬时的冷却效果;势干涉对前缘冷却射流的作用时间约为 1/2 个静子周期,尾迹的作用时间约为 1/6 个静子周期,前者作用时间长,且效果更强。受到输运效果的影响,整个叶片冷却效果的变化与气膜孔射流状态的变化不是同步的,滞后时间可达 1/3 个静子周期甚至更长。

关 键 词: 动静干涉; 势干涉; 尾迹; 非定常; 气膜冷却; 涡轮
中图分类号: V211.6
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2016)01-0139-08

现代高性能航空发动机为追求卓越性能,涡轮前燃气温度不断提高,对涡轮叶片的冷却设计提出了更高的要求,因此准确预估气膜冷却效果具有十分重要的意义。国内外学者对影响气膜冷却效果的相关参数,例如气膜孔的几何参数、叶片的几何参数、孔的气动参数等进行了大量的研究[1-4]。

涡轮内部流场具有强烈的非定常现象,上游叶片产生的尾迹及势干涉作用会对下游叶片的流场(包括主流流场和冷却射流的流场)产生影响,进而对气膜冷却效果产生重要影响。Kim 和 Hassan[5]利用大涡模拟方法研究了非定常气膜冷却流动,结果表明气膜冷却的绝对有效度和传热系数的震荡幅值分别可达 15% 和 50% 的时均值,Ou[6]和 Mehendale[7]等对尾迹干涉的气膜冷却进行了早期的系统性实验,研究了冷却工质、尾迹强度、吹风比等因素对冷却效果的影响。Gao[8]和 Mhetras[9]等利用压敏漆(Pressure Sensitive Paint, PSP)技术研究非定常尾迹对高压涡轮叶片气膜冷却的影响,表明尾迹对气膜冷却有一定的负面效应,具体和尾迹的相位有关。Gomes 和 Niehuis[10]利用实验方法研究了某前缘主流有分离的高负荷涡轮叶片的气膜冷却效应,结果表明分离泡使冷却射流不能紧贴叶片壁面,导致冷却效果较差,而重新附着区域的冷却效果较好。Ardey 和 Fottner[11]利用前缘带有气膜冷却孔的 AGTB 高压涡轮叶栅进行了详细的实验,为数值模拟提供了验证结果。Montomoli[12]和 Benabed[13]等研究了尾迹入射角度对 AGTB 叶片前缘气膜冷却效果的影响,Martelli[14]和 Adami[15]等利用数值模拟方法研究了非定常尾迹对 AGTB 叶片前缘气膜冷却的影响,尾迹由扰流棒产生,结果表明尾迹对冷气孔附近流动的掺混、分离现象有较大影响。

国内学者也在此领域进行了大量的研究与探索,蒋雪辉和赵晓路[16]通过实验方法研究了非定

收稿日期: 2015-01-26; **录用日期**: 2015-03-13; **网络出版时间**: 2015-06-03 08:49
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150603.0849.001.html
* **通讯作者**: Tel.: 010-82338753 E-mail: zheng_yun@buaa.edu.cn

引用格式: 李虹杨, 郑赟. 动静干涉对涡轮转子叶片气膜冷却的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 139-146.
LI H Y, ZHENG Y. Effect of rotor-stator interaction on film-cooling of turbine blade[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 139-146 (in Chinese).

北航学报 赠阅

常尾迹宽度和扫过频率对气膜冷却效率的影响。谭晓茗等[17]对某型涡轮叶栅前缘气膜冷却效果进行实验研究,分析气膜孔倾斜角、吹风比、主流雷诺数等参数对冷却效率和压力损失的影响。张宗卫等[18]利用瞬态液晶测试技术研究了全气膜冷却涡轮导叶的换热特性。周勇等[19]利用数值模拟方法研究了某 1 +1/2 涡轮级中非定常尾迹和激波对下游涡轮叶片表面气膜冷却的影响。周莉等[20-21]利用数值模拟方法研究了尾迹宽度、尾迹输运特性对气膜冷却的影响,尾迹由扰流棒产生。

在一定条件下绕流棒与翼型物体可以产生相似的尾迹宽度与尾迹结构[22-23],但其产生的势干涉效应通常远比真实叶片小。为模拟导叶对下游涡轮叶片的动静干涉效应(包括尾迹和势干涉),本文在 AGTB 叶栅前匹配一排导叶,并对整级叶栅进行非定常数值模拟;通过分析不同时刻流场截面的流动情况以及叶片表面温度随时间的演化规律,研究导叶尾迹和势干涉对下游叶片前缘气膜冷却效果的影响。

1 计算模型和数值方法

1.1 计算模型与网格划分

计算模型为由 2 排平直叶栅构成的涡轮级,其中后排为前缘带冷却孔的 AGTB 叶栅[15],弦长为 250 mm,设计进口气流角为 43°;前排为导叶叶栅,弦长为 592 mm,进口气流角为 0°,出口气流角为 69.2°,尾缘距离 AGTB 叶栅前缘 84.5 mm,非定常计算中叶片数之比为 1∶3。本文重点研究尾迹及势干涉对下游叶片气膜冷却的影响,排除了轮毂、机匣壁面效应,计算域选为叶栅的一段(具有 2 排冷却孔),冷却孔沿叶高方向的间距与文献[15]一致。计算模型如图 1 所示,其中右下角为前缘冷却孔的局部放大图。

图 1 计算模型示意图

Fig. 1 Sketch of computational model

计算采用边界层加密的非结构网格,保证第一层网格的 y^+ 在 1.5 以下,为提高局部流动的分辨率以及考虑到瞬态计算等因素,AGTB 叶栅冷却孔附近以及整个前缘流场区域都进行了加密处理,网格数为 90 万(单通道),导叶网格数为 67 万,如图 2 所示,其中右下角为冷却孔所在截面的三维局部视图。可以看出冷却孔壁面附近的六面体网格与孔中心的四面体网格均有较高的质量。为验证网格无关性,选取 AGTB 叶栅网格 160 万,导叶网格 115 万的加密网格进行计算,与原始网格的计算结果相比截面压力系数最大误差小于 0.3%,冷却效率最大误差小于 1.0%,说明原始网格(90 万 +67 万)满足计算要求。

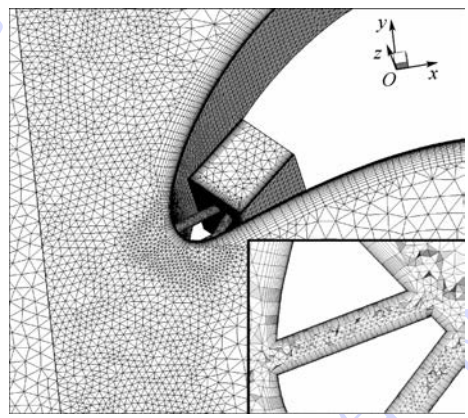


图 2 计算网格示意图

Fig. 2 Sketch of computational mesh

1.2 数值方法与边界条件

计算采用 CFX 软件,求解直角坐标系下雷诺平均的 Navier-Stokes 方程组,控制方程采用有限体积法的空间离散方法,湍流模型采用了在气膜冷却计算方面应用广泛的 k-ω SST 模型[13-14],残差收敛标准为 1×10^{-5}。以动叶扫过一个静叶栅距的时间为静子周期,在每个周期内设置 30 个时间步,共计算 8 个周期(下文中非特殊说明,“周期”均指静子周期)。

采用与动叶相对静止的坐标系进行数值模拟,进口指定总压、总温,出口指定平均静压;计算域上、下两侧取为自由滑移的绝热壁面,其余壁面为黏性绝热壁面,通道的前后边界取为周期性边界,动、静的交界面为“滑移边界”。进出口边界条件如表 1 所示,其中 p_{in}^* 和 T_{in}^* 分别为进口总压、总温,p_{out} 为出口静压,p_c^* 和 T_c^* 分别为冷却腔进口总压和总温。

表 1 边界条件

Table 1 Boundary conditions

参数	p_{in}^*/Pa	T_{in}^*/K	p_{out}/Pa	p_c^*/Pa	T_c^*/K
数值	27 000	303.15	14 710	20 060	151.57

北航学报 赠阅

1.3　计算结果的验证

整级叶栅定常计算得到的动、静交界面总压为 19 100 Pa，总温为 275.3 K，与文献[15]中单排叶栅的实验条件接近。图 3 为定常数值模拟得到的 AGTB 叶栅壁面压力曲线与实验值的对比，其中 L 为轴向弦长。单排 AGTB 叶栅的数值模拟直接给定进口总压，其他参数与表 1 一致。可以看出单排 AGTB 叶栅的数值模拟的壁面压力曲线与实验值吻合得非常好，而整级叶栅数值模拟的结果与实验值的差别也很小。

图 4 是整级叶栅定常模拟得到的温度与流线的分布，可以看出在给定的进出口压力边界条件和运动速度下，AGTB 叶栅的入口气流角（与 xz 平面的夹角）基本与设计值（43°）一致，驻点与前缘点重合，但压力面冷却孔的出口附近冷却气流分离比文献[15]中的实验稍大，而这也是图 3 中压力面 0.1～0.2 弦长位置计算结果与实验值有一定偏差的原因。图 3 与图 4 的结果表明在给定的边界条件下，AGTB 叶栅与前排导叶的级间匹配较好。

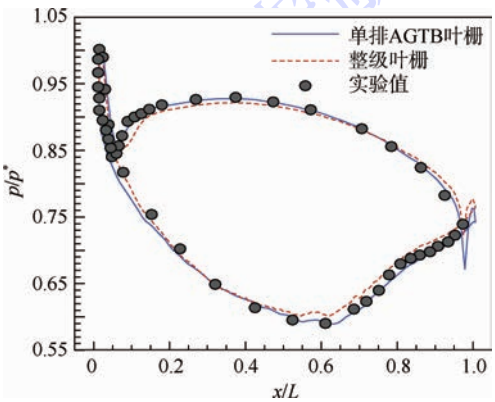


图 3　壁面压力分布

Fig. 3　Distribution of surface pressure

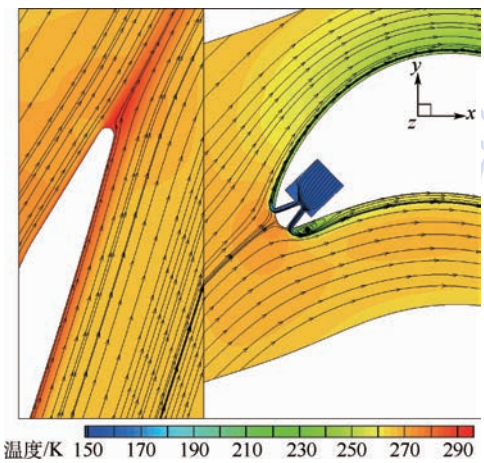


图 4　温度分布与流线

Fig. 4　Distribution of temperature and streamline

非定常计算中导叶与 AGTB 叶栅的叶片数之比为 1∶3，计算设置 2 个监控点，分别是位于导叶尾缘附近（不在尾迹上）以及 AGTB 叶栅前缘附近。监控点温度随时间步长的变化如图 5 所示，可以看出非定常计算在 3 个静子周期后达到稳定的时间周期解，选择后 4 个周期的结果进行处理。

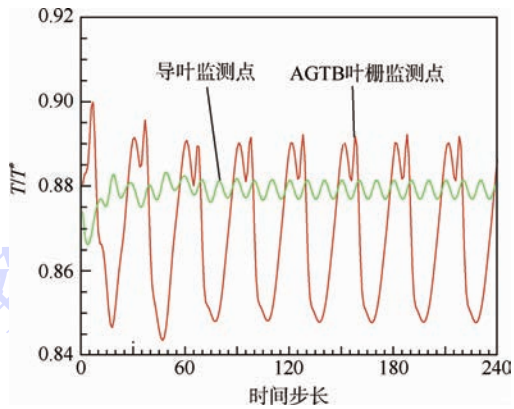


图 5　监测点温度随时间步长变化

Fig. 5　Variation of temperature with time step at monitor points

2　计算结果及分析

在三维流场中取 75%、50% 叶高的 2 个截面，其中 75% 叶高的截面通过冷却孔中心，而 50% 叶高截面位于 2 排冷却孔的中间位置，同时分别建立观察点 P_1 和 P_2，如图 6 所示。

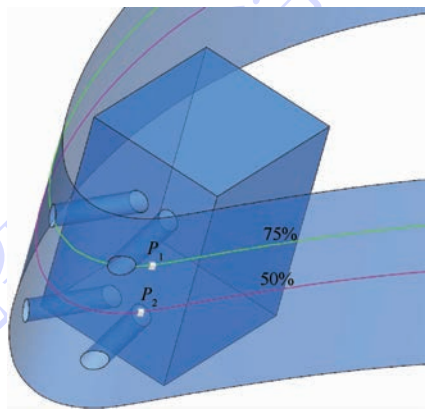


图 6　截面曲线与观察点示意图

Fig. 6　Sketch of section curves and monitor points

图 7 显示的是观察点压力、温度随时间的变化曲线，图 7(a)、图 7(b)分布对应于观察点 P_1 和 P_2。可以看出这 2 个点的压力波动曲线比较相似，但点 P_1 的均值要高于点 P_2，这是由于冷却气流速度较高，在冷却孔出口附近形成了一个低压区。2 个观察点的温度曲线有较大差别，点 P_1 位于冷却孔之后，其温度均值明显低于点 P_2，且波动幅值较大。P_1 的温度波动幅值约为 0.1，而点 P_2 的幅值只有 0.02。

北航学报 赠阅

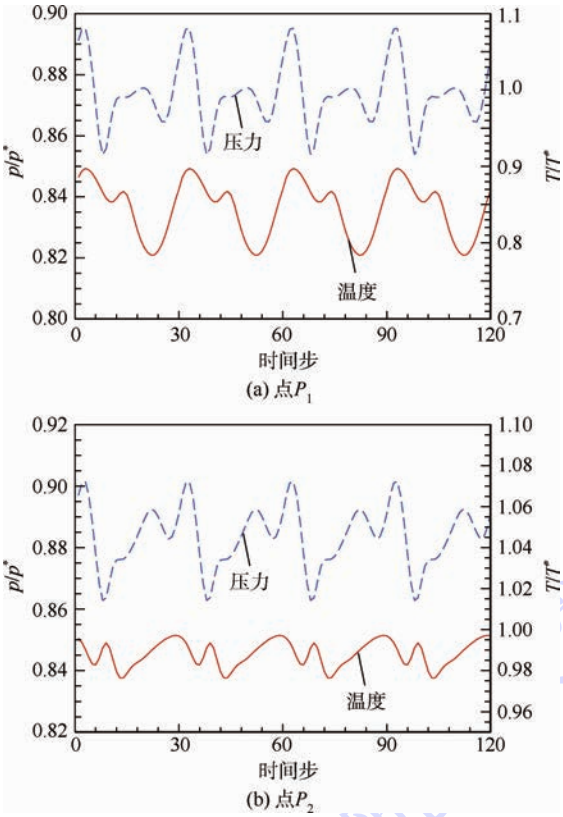


图 7 冷却孔后观察点参数随时间步长的变化

Fig. 7 Variation of parameters with time step at monitor points behind cooling holes

图 8 是 75% 叶高截面的壁面冷却效率(η)的分布,其中横坐标 S 为弧长,负值代表压力面,正值代表吸力面,冷却孔位于 $S=\pm 0.03$ 附近的位置。可以看出对于叶栅的吸力面,2 种方法计算得到的冷却效率基本一致,而前缘位置以及 $S<-0.1$ 的压力面主体区域,时均结果低于定常模拟的结果,说明动静干涉总体上降低了气膜冷却效率,这与文献[20,24]的结果是一致的。压力面冷却孔后附近的位置,冷却效率的非定常时均结果却高于定常结果,这说明动静干涉效应(包括尾迹和势干涉)可能对冷却射流产生了影响。

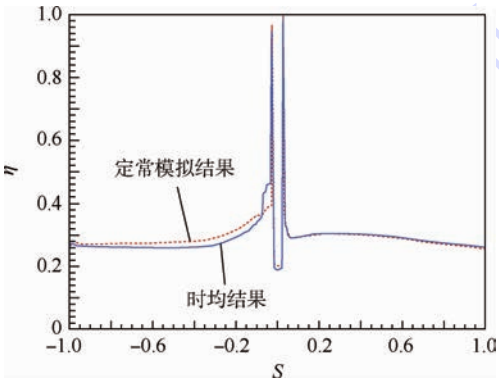


图 8 75% 叶高的冷却效率分布

Fig. 8 Distribution of cooling effectiveness at 75% span

图 9 是 75% 叶高截面的压力、温度的时空分布,共显示了 4 个周期共 120 个时间步长的结果,在最后一个周期内选取 0 ~ 5 共 6 个关键时刻,分别对应于 0/6 ~ 5/6 个周期,下文简称“0 时刻”到“5 时刻”,并用竖线标出。本文计算中叶片表面为绝热壁面,不考虑叶片壁面的传热,因此数值模拟的温度分布可以直接反映冷却效果。从图 9 中可以得到如下结论:

1) 图 9(a)中,冷却孔位置没有出现间断,说明冷却射流对叶片表面压力分布影响很小。而压力周期性的波动主要由导叶势干涉作用引起。

2) 图 9(b)中,前缘附近的间断是由于射流的冷却作用引起,而压力面、吸力面呈现出的周期性变化规律有很大差别。总体而言,吸力面的冷却效果好于压力面,而压力面冷却孔附近的区域冷却效果较好,但压力面整体温度波动较大。

3) 从 0 时刻到 1 时刻,以及 2 时刻到 3 时刻,吸力面冷却孔后出现较大面积的低温区,说明冷却射流覆盖面积增大,这一般是由于冷却射流“上扬”现象以及流量增大引起。

4) 压力面整体温度变化较为复杂,4 时刻、5 时刻直到 0 时刻,冷却射流覆盖面持续增大并于 0 时刻达到一个极大值,而在 1 时刻稍有减弱,

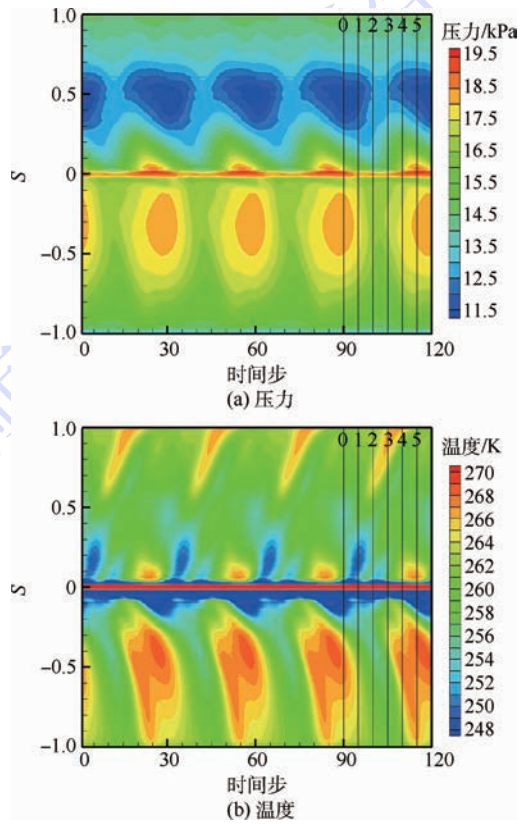


图 9 75% 叶高截面的压力、温度的时空分布

Fig. 9 Time-space distribution of pressure and temperature at 75% span cross section

北航学报 赠阅

2 时刻前（准确应为 1.5 时刻）又达到极大值。但对于压力面主体部分，4、5、0 时刻冷却效果较差，而 1、2、3 时刻冷却效果较好。

图 10 为一个完整周期内不同时刻流场温度与流线的分布，图中的竖线为级交界面。与图 9 相结合进行分析，可以更好地解释壁面温度随时间的周期性变化规律。得到的主要结论如下：

1）冷却射流“上扬”现象以及质量流量的增加是冷却覆盖面积增大的主要原因，这对整个叶片的冷却是有利的；而在本算例中尾迹和势干涉均产生了上述作用，且势干涉的作用强于尾迹。尾迹具有较大的总压损失和速度损失，扫过冷却孔时对射流压制作用减弱，冷却气体更容易从孔

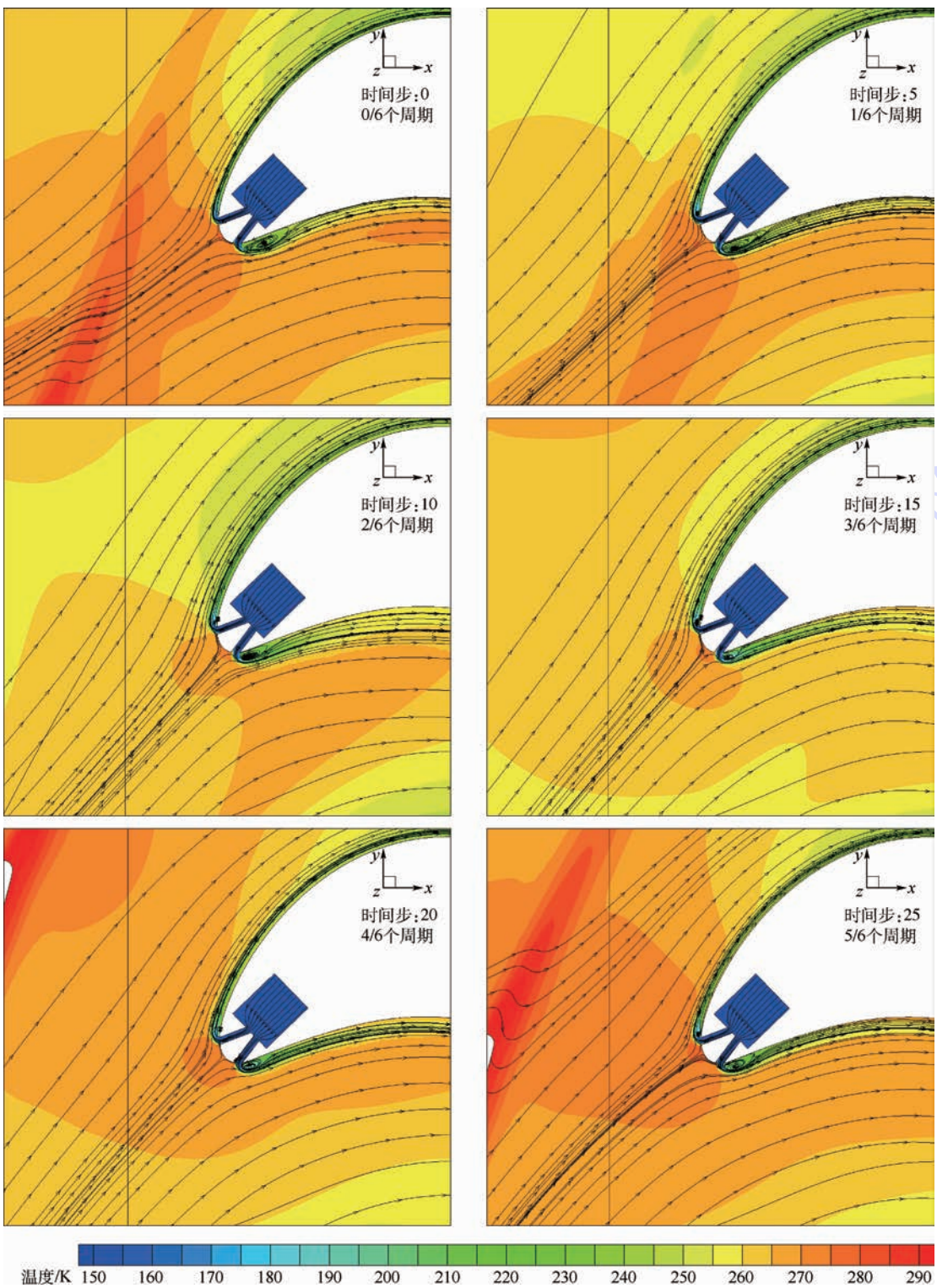


图 10　不同时刻的温度与流线的分布

Fig. 10　Distribution of temperature and streamline at different instants of time

北航学报 赠阅

中喷射出来造成“上扬”现象及质量流量的增加；而势干涉可以认为是对主流流动直接产生影响，通过改变主流气流角(本文中变化幅度为 12°，具体见图 11 的分析)影响冷却射流的流动状态。

2) 一般而言由于尾迹宽度较窄，其影响范围小且作用时间短，只有尾迹扫过气膜孔的瞬时才会对冷却射流产生明显的影响，而势干涉则可能在相当长的时间范围内产生影响。压力面冷却孔 4、5、0 时刻主要受到势干涉的影响，1.5 时刻主要受到尾迹的影响，射流覆盖面积均逐渐增加并达到一个极大值，而 0 时刻的极大值大于 1.5 时刻，说明势干涉影响强于尾迹。图 12 中压力面冷却孔质量流量的变化曲线更清晰地反应了这一现象，同时也说明冷却效果与冷却射流的质量流量直接相关。

3) 对于整个叶片而言，尾迹对气膜冷却产生了有利影响，而势干涉的影响则具有双重效果，在增大冷却射流质量流量的同时(有利于冷却)，也在相当长的时间范围内增加了主流的温度(不利于冷却)，这 2 种作用在时间上不是同步进行的。尾迹也是高温区，但其范围相对集中，且作用时间短，1 时刻和 2 时刻尾迹扫过压力面，结合图 9(b)可以看出表面温度没有升高，尾迹被冷却气流很好地隔离开。3 时刻开始直到 4、5、0 时刻(总共约 2/3 个周期的时间范围)，势干涉作用逐渐使主流温度升高，图中温度等值线清晰反应了这一现象，主流的加热作用是图 9(b)中壁面高温区形成的主要原因。

4) 叶片表面温度的变化要考虑输运特性，叶片表面温度的变化与冷却射流作用的强弱在时间上不是同步的，参考图 9(b)看出滞后时间约为 1/3 个周期。4 时刻开始压力面冷却射流开始增加，0 时刻达到最强，但 4、5、0 这 3 个时刻叶片表面均有较大的高温区，而直到 1、2、3 时刻整个叶片温度才降低，这是因为冷却射流质量流量增加后，要经过与主流的掺混及输运，经过一段时间到达叶片下游更广阔的区域之后，才能形成比较好的冷却效果。

图 11 是 AGTB 叶栅入射角 α 随时间步长的变化规律，其中纵坐标为角度，虚线所示的 43°为设计值。可以看出入射气流角在 39° ~ 51°范围内变化，在 2 ~ 3 时刻入射角达到最大值，在 5 ~ 6 时刻达到最小值(6 时刻即为第 120 时间步所示时刻，在时间周期性上与 0 时刻等效)。

图 12 为冷却孔出口相对质量流量随时间步长的变化，图中 $m_{\mathrm{in,avg}}$ 为冷却腔入口平均质量流

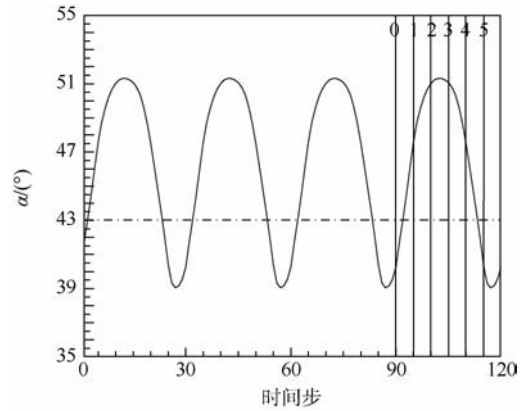


图 11 AGTB 叶栅入射角随时间步长的变化

Fig. 11 Variation of flow angle of AGTB cascade with time step

量，压力面冷却射流质量流量最大值比最小值增加了 23%，吸力面冷却射流则增加了 93%。对于压力面，0 时刻和 1.5 时刻冷却孔质量流量均达到极大值，0 时刻的极大值主要由势干涉作用引起，而 1.5 时刻则主要由于尾迹扫过引起，前者比后者大 0.02 说明势干涉的影响强于尾迹，这与图 9 和图 10 中的分析是一致的。势干涉作用时间约为 1/2 个周期，而尾迹作用时间只有 1/6 个周期。1 时刻吸力面的极大值则是由尾迹和势干涉共同引起的。

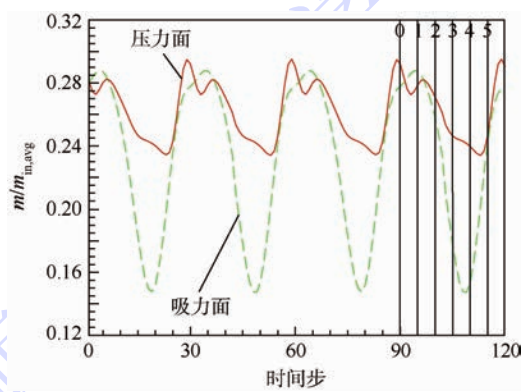


图 12 冷却孔质量流量随时间步长的变化

Fig. 12 Variation of mass flow with time step at cooling holes

3 结 论

对前缘带有气膜冷却的整级涡轮叶栅进行非定常数值模拟，分析瞬态流场和叶片温度变化规律，得到的主要结论如下：

1) 动静干涉作用对气膜冷却效果产生负面影响，定常模拟预测的冷却效率通常高于非定常时均结果。本文算例中叶片吸力面冷却效率的非定常时均结果与定常模拟结果近似一致，但压力面大部分区域非定常时均结果要低于定常模拟的

结果。

2）上游叶片尾迹和势干涉作用均对前缘冷却射流产生影响。尾迹扫过时因其具有较大总压损失和速度损失，对冷却射流压制作用减弱；而势干涉则通过影响主流流场，能在很大程度地改变下游叶片的入射角，本文算例中入射角变化幅值为 12°，对气膜孔的冷却射流有非常大的影响。

3）在本文算例中尾迹和势干涉作用均能诱导冷却射流的“上扬”现象，并同时使其质量流量增加，有利于提高瞬时的冷却效果；同时发现势干涉的作用时间范围广，且影响程度比尾迹大，势干涉的作用时间约为 1/2 个静子周期，而尾迹作用时间只有 1/6 个静子周期。

4）于整个叶片而言，尾迹扫过对冷却是有利的，而势干涉则有双重作用：一方面增加叶片前缘冷却射流质量流量，有利于冷却；另一方面则在较长时间范围内（约 2/3 个静子周期）增加叶片前缘的主流温度（10 K 左右），不利于冷却。

5）对下游叶片表面温度及冷却效果的分析要充分考虑输运特性，冷却射流流量增加会直接降低冷却孔后小范围区域的温度，但此时叶片中部的温度可能很高，叶片中部需要经过约 1/3 个静子周期的时间之后才能感受到冷却射流的变化，滞后性非常明显。

本文的研究中对于 AGTB 叶栅只考虑了圆柱形冷却孔，而冷却孔形状、倾斜角和排数等几何参数也可能对冷却效果产生影响。考虑冷却孔几何参数的影响，研究动静干涉对下游叶片冷却效果的作用规律是下一步需要进行的工作。

参考文献（References）

[1] DROST U, BOLCS A. Investigation of detailed film cooling effectiveness and heat transfer distributions on a gas turbine airfoil[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(2): 233-242.

[2] SEN B, SCHMIDT D L, BOGARD D G. Film cooling with compound angle holes: Heat transfer[J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118(4): 800-806.

[3] TENG S, HAN J C, POINSATTE P E. Effect of film-hole shape on turbine-blade heat-transfer coefficient distribution[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2001, 15(3): 249-256.

[4] 戴萍，林枫. 气膜孔形状对涡轮叶片气膜冷却效果的影响[J]. 热能动力工程，2009，24(5)：560-565.
DAI P, LIN F. Influence of air-film hole shapes on turbine blade air-film cooling effectiveness[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2009, 24(5): 560-565 (in Chinese).

[5] KIM S I, HASSAN I. Unsteady heat transfer analysis of a film cooling flow[C]// 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2008: 2008-1287.

[6] OU S, HAN J C, MEHENDALE A B, et al. Unsteady wake over a linear turbine blade cascade with air and CO_2 film injection: Part I: Effect on heat transfer coefficients[J]. Journal of Turbomachinery, 1994, 116(4): 721-729.

[7] MEHENDALE A B, HAN J C, OU S, et al. Unsteady wake over a linear turbine blade cascade with air and CO_2 film injection: Part II: Effect on film effectiveness and heat transfer distributions[J]. Journal of Turbomachinery, 1994, 116(4): 730-737.

[8] GAO Z, NARZARY D P, HAN J C. Film cooling on a gas turbine blade pressure side or suction side with axial shaped holes[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2008, 51(9): 2139-2152.

[9] MHETRAS S, HAN J C. Effect of unsteady wake on full coverage film-cooling effectiveness for a gas turbine blade[C]// Proceedings of 9th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference. Reston: AIAA, 2006, 2: 1382-1398.

[10] GOMES R A, NIEHUIS R. Film cooling effectiveness measurements with periodic unsteady inflow on highly loaded blades with main flow separation[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(2): 021019.

[11] ARDEY S, FOTTNER L. A systematic experimental study on the aerodynamics of leading edge film cooling on a large scale high pressure turbine cascade[C]// Proceedings of the 1998 International Gas Turbine & Aeroengine Congress & Exhibition. Fairfield, NJ: ASME, 1998.

[12] MONTOMOLI F, MASSINI M, ADAMI P, et al. Effect of incidence angle with wake passing on a film cooled leading edge: A numerical study[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2010, 63(12): 1359-1374.

[13] BENABLED M, AZZI A, JUBRAN B A. Numerical investigation of the influence of incidence angle on asymmetrical turbine blade model showerhead film cooling effectiveness[J]. Heat and Mass Transfer, 2010, 46(8-9): 811-819.

[14] MARTELLI F, ADAMI P. Unsteady aerodynamics and heat transfer in transonic turbine stages modelling approaches[C]// 8th International Congress of Fluid Dyanmics & Propulsion, 2006: 14-17.

[15] ADAMI P, MONOTOMOLI F, BELARDINI E, et al. Interaction between wake and film cooling jets: Numerical analysis[C]// Proceedings of the ASME Turbo Expo 2004: Volume 5B: Turbomachinery; Axial Flow Turbine Aerodynamics; Design Methods and CFD Modelling for Turbomachinery; Turbomachines and the Environment. New York: ASME, 2004: 1053-1063.

[16] 蒋雪辉，赵晓路. 非定常尾迹对叶片头部气膜冷却的影响[J]. 航空动力学报，2005，20(4)：540-544.
JIANG X H, ZHAO X L. The effect of unsteady wake on leading edge film cooling[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 540-544 (in Chinese).

[17] 谭晓茗，朱兴丹，郭文，等. 涡轮叶片前缘气膜冷却换热实验[J]. 航空动力学报，2014，29(11)：2672-2678.
TAN X M, ZHU X D, GUO W, et al. Heat transfer experiment on film cooling of turbine blade leading edge[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(11): 2672-2678 (in Chinese).

[18] 张宗卫，朱惠人，刘聪，等. 全气膜冷却叶片表面换热系数和

北航学报 赠阅

冷却效率研究[J]. 西安交通大学学报,2012,46(7):103-107.
ZHANG Z W,ZHU H R,LIU C,et al. Heat transfer coefficient and film cooling effectiveness on a full-film cooling vane[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University,2012,46(7):103-107(in Chinese).

[19] 周勇,赵晓路,徐建中. 非定常激波对气膜冷却影响的数值模拟[J]. 工程热物理学报,2007,28(6):933-935.
ZHOU Y,ZHAO X L,XU J Z. Numerical simulation of the unsteady effect of upstream shocks on film-cooling in a 1 + 1/2 turbine stage[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2007,28(6):933-935(in Chinese).

[20] 周莉,张鑫,蔡元虎. 非定常尾迹宽度对气膜冷却效果的影响[J]. 中国电机工程学报,2011,31(29):97-102.
ZHOU L,ZHANG X,CAI Y H. Effect of unsteady wake width on the film-cooling effectiveness for a gas turbine blade[J]. Proceedings of the CSEE,2011,31(29):97-102(in Chinese).

[21] 周莉,韦威,蔡元虎. 非定常尾迹输运对动叶气膜冷却流场影响[J]. 航空动力学报,2012,27(8):1696-1703.
ZHOU L,WEI W,CAI Y H. Effect of unsteady wake transportation on film cooling flowfield of rotating turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(8):1696-1703(in Chinese).

[22] SCHULTE V,HODSON H P. Unsteady wake-induced boundary layer transition in high lift LP turbines[J]. Journal of Turbomachinery,1998,120(1):28-35.

[23] SCHULTE V,HODSON H P. Wake-separation bubble interaction in low pressure turbines: AIAA-1994-2931[R]. Reston: AIAA,1994:1-8.

[24] NARZARY D P,GAO Z,MHETRAS S,et al. Effect of unsteady wake on film-cooling effectiveness distribution on a gas turbine blade with compound shaped holes[C]// Proceedings of the ASME Turbo Expo 2007-Power for Land,Sea,and Air. New York: ASME,2007,4 PART A:79-91.

作者简介:

李虹杨 男,博士研究生。主要研究方向:流、热耦合数值模拟,转捩预测及仿真。
E-mail: buaalihy@hotmail.edu.cn

郑赟 男,博士,讲师。主要研究方向:计算流体力学,叶轮机流、热、固耦合仿真,航空发动机叶片振动数值仿真。
Tel.: 010-82338753
E-mail: zheng_yun@buaa.edu.cn

Effect of rotor-stator interaction on film-cooling of turbine blade

LI Hongyang[1,2], ZHENG Yun[1,2,*]

(1. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100083, China)

Abstract: For the purpose of studying the effect of rotor-stator interaction on film-cooling of turbine blade, the AGTB turbine cascade was chosen to do the research, with which a vane row was assembled. Unsteady numerical simulation was made for the full stage. The cross-section flow field at different instants of time and variation of temperature distribution of the blade over time were analyzed in detail. Furthermore, influence of wake and potential interference on film-cooling of downstream blade was discussed. Conclusions are as follows: the strong potential interference of the vane could change the flow angle of downstream blade in the range of 12°, which has a great influence on cooling jet; both the wake and potential interference could induce cooling jet "uptrend" and increase the mass flow of the cooling air by more than 20%, enhancing instant cooling performance; function time of potential interference was about 1/2 stator period, while that of the wake was about 1/6 stator period, and the potential interference usually performs longer time and has stronger effects than the wake. Affected by the transport effects, variations of cooling performance of the whole blade and flow condition of cooling jet were not synchronous, of which the latency time could be about 1/3 stator period or even longer.

Key words: rotor-stator interaction; potential interference; wake; unsteady; film-cooling; turbine

Received: 2015-01-26; **Accepted**: 2015-03-13; **Published online**: 2015-06-03 08:49
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150603.0849.001.html
* **Corresponding author.** Tel.: 010-82338753 E-mail: zheng_yun@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0056

确定飞机结构 WFD 平均行为的寿命升降法

张健萍[1], 时新红[1], 张建宇[1,2,*], 郑晓玲[1,3]
(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083; 2. 重庆大学 航空航天学院, 重庆 400044;
3. 中国商飞 北京民用飞机技术研究中心, 北京 102211)

摘 要: 广布疲劳损伤(WFD)问题严重威胁飞机结构的完整性和安全性,为确定支持飞机结构广布疲劳损伤评定和维修大纲的有效性限制,需要先确定飞机结构的广布疲劳损伤平均行为。以疲劳应用统计学中强度升降法的理论为基础,提出了确定飞机结构广布疲劳损伤平均行为的寿命升降法,在不同寿命级上进行疲劳试验,继而进行剩余强度试验,判断剩余强度是否满足要求,当相邻 2 个寿命级上出现相反结果时,取 2 个寿命均值为正好满足剩余强度的寿命,重复试验并统计分析得到广布疲劳损伤平均行为。以 5 细节多部位损伤结构为例,采用提出的寿命升降法,测得了其在指定载荷条件和剩余强度下的广布疲劳损伤平均行为。提出的寿命升降法以疲劳可靠性为理论基础,不依赖于结构的具体形式和受载情况,对多部位损伤和多元件损伤结构均适用。

关 键 词: 广布疲劳损伤平均行为; 多部位损伤; 剩余强度; 疲劳统计; 升降法
中图分类号: V221$^+$.6; O342
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2016)01-0147-05

自 1988 年 Aloha 航空事故[1]以来,广布疲劳损伤(Widespread Fatigue Damage,WFD)问题引起了学术界和航空界的广泛关注。WFD 是指多个相似或相同细节中同时出现尺寸和密度足够的裂纹,使结构的剩余强度不再满足美国联邦航空条例 §25.571(b)的要求[2]。WFD 包括 2 类情况:一类是发生于一个大的结构单元如蒙皮连接处的铆钉连线,这类被称为多部位损伤(Multiple Site Damage,MSD);另一类是发生于多元件结构,如相邻的框架或纵梁,称为多元件损伤(Multiple Element Damage,MED)。MSD 和 MED 的初始裂纹通常都太小以至于在常规检查手段下难以被发现,在没有干预的情况下,这些裂纹将扩展并最终危害到飞机的结构完整性。因此,研究和阻止 WFD 的发生成为了学术界和航空界的热点[3-6]。

美国联邦航空管理局针对 WFD 问题发布了一系列规定和咨询通告[7-10],要求飞机设计认可持有人确定支持飞机结构 WFD 评定和维修大纲的有效性限制(Limit of Validity,LOV),保证运输类飞机,尤其是老龄飞机的持续适航能力。国内外针对 WFD 的相关规定进行了深入的分析和解读[11-13],并就 LOV 的确定方法展开了研究和讨论。对于飞机的每个敏感结构都进行 WFD 评定以确定其 WFD 平均行为(WFD average behavior,WFD_{ave})是确定 LOV 的基础。目前确定 WFD_{ave} 的方法以分析手段为主。詹福宇等[14]提出了一种结合概率性和确定性理论来确定 WFD_{ave} 的工程方法;空客公司利用 Monte-Carlo 方法模拟裂纹萌生,结合累计损伤理论和裂纹扩展分析确定 WFD_{ave}。而在试验确定 WFD_{ave} 方面尚无相关的文献,研究者们正对此开展研究。

本文结合疲劳应用统计中的强度升降法,提

收稿日期: 2015-01-27; **录用日期**: 2015-03-13; **网络出版时间**: 2015-06-11 17:38
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150611.1738.002.html
* **通讯作者**: Tel.: 010-82338663 E-mail: jyzhang@buaa.edu.cn

引用格式: 张健萍, 时新红, 张建宇, 等. 确定飞机结构 WFD 平均行为的寿命升降法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 147-151. ZHANG J P, SHI X H, ZHANG J Y, et al. Life up and down method for determining WFD average behavior of aircraft structures[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 147-151 (in Chinese).

北航学报 赠阅

出了确定给定剩余强度的疲劳寿命的寿命升降法,用以确定 WFD 敏感结构的 WFD_{ave},并以 5 细节 MSD 结构为例,通过提出的寿命升降法确定了该结构在一定载荷状态下的 WFD_{ave}。本文为确定 WFD 敏感结构的 WFD_{ave}提供了工程方法。

1 寿命升降法

根据 WFD_{ave}的定义,可以认为 WFD_{ave}是关于机队中所考察的 WFD 敏感结构发生 WFD 的概率为 50% 的寿命的统计量。因此,确定 WFD_{ave},即是确定结构剩余强度退化至指定强度前经历的疲劳寿命。与指定寿命的疲劳强度一样,指定剩余强度的疲劳寿命也是无法直接测定的。由于试验至某一预先选定的循环寿命 N_0,只能得到未到达 N_0 试件就破坏,或到达 N_0 后试件的剩余强度大于或小于预先指定的剩余强度等多种结果。而这些结果都不能代表对应指定剩余强度时试件能够经历的循环寿命。因此,通过一个试验无法获得完整的指定剩余强度的疲劳寿命数据。

根据测定指定疲劳寿命下的疲劳强度值的思想[15-16],提出测定指定剩余强度下结构的疲劳寿命的方法。具体步骤如下:

1)根据飞机结构载荷谱确定结构所受的疲劳载荷和需要满足的剩余强度 σ_{req}。

2)选取一个相对较高的疲劳寿命和合适的寿命级差,在指定载荷下进行疲劳裂纹萌生和裂纹扩展试验。当试验到达选定寿命时试件未断裂,则对试件进行静强度试验,取静力试验中的最大载荷为试件的剩余强度 σ_{rsi},若 $\sigma_{rsi}<\sigma_{req}$,视为“破坏”,即试件经历选定疲劳寿命后不满足剩余强度的要求;若 $\sigma_{rsi}\geqslant\sigma_{req}$,视为“越出”,即试件经历选定疲劳寿命后仍满足剩余强度的要求。当试验未到达选定寿命试件就断裂时,视为“破坏”。

3)若前一个试件“破坏”,即试件经历选定疲劳寿命后不满足剩余强度的要求,则将疲劳寿命降低一级,随后的一个试件在相同的载荷下试验至低一级的疲劳寿命后进行静强度试验,根据试验结果判断试验为“越出”或“破坏”。若前一个试件“越出”,即试件经历选定疲劳寿命后满足剩余强度的要求,则将疲劳寿命升高一级,随后的一个试件在相同的载荷下试验至高一级的疲劳寿命进行静强度试验,根据试验结果判断试验为“越出”或“破坏”,继续后续试验。

4)从第 1 次出现相反结果的两个数据点开始记为有效数据。试验至 3 ~ 6 对有效数据,根据有效数据的终点为“越出”或“破坏”,可以设想在某一寿命级上还应存在一个数据点,若该点与有效数据的起点位于同一寿命级上,则试验数据闭合。

5)试验数据满足有效数据对数且闭合时,试验结束。

对试验数据的处理,可基于疲劳可靠性观点,可以认为出现相反试验结果的一对数据 N_i 和 N_{i+1}构成随机抽样的单一个体 N_{ri}。当重复试验时,则成对数据随机出现,从而取得对应同一指定剩余强度的许多疲劳寿命 N_{ri}值,并将对应同一指定剩余强度的疲劳寿命 N_{ri}作为随机变量进行统计分析。

假设 WFD 的发生寿命遵循正态分布,可以取子样平均值作为母体中值估计量,根据 WFD_{ave}的定义,得到 WFD_{ave}的计算公式为

$$WFD_{ave}=\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}N_{ri}n_i \tag{1}$$

式中:n_i 为 N_i 和 N_{i+1}配成的对子个数;n 为配成的对子总数。

子样标准差作为母体标准差:

$$\sigma_{WFD_{ave}}=\sqrt{\frac{1}{n-1}\sum_{i=1}^{n}(N_{ri}-WFD_{ave})^2} \tag{2}$$

2 WFD_{ave}的测定

提出的寿命升降法以疲劳可靠性为理论基础,不依赖于结构的具体形式和受载情况,因此,该方法对 WFD 问题中的 MSD 结构和 MED 结构均适用。这里以 MSD 结构为例,测定其指定载荷条件和剩余强度下的 WFD_{ave}。

2.1 试验过程

采用航空常用铝合金 2524-T3 板材 5 细节结构试件进行试验。试件厚度为 1.6 mm,几何形状及尺寸如图 1 所示。材料基本力学性能为:杨氏模量 $E=70$ GPa,屈服强度 $\sigma_{ys}=332$ MPa,极限强度 $\sigma_{ult}=463$ MPa。试验在 Instron-8803 电液伺服疲

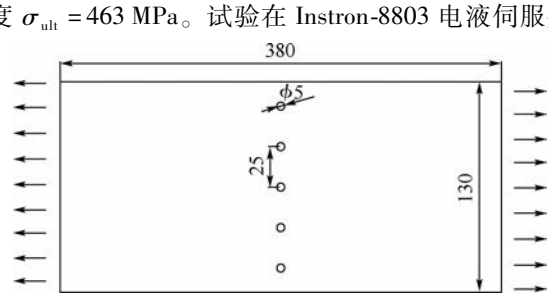


图 1 试件形状及尺寸(单位:mm)

Fig. 1 Configuration and dimension of specimen (Unit: mm)

北航学报 赠阅

劳试验机上进行。

根据第 1 节提出的试验方法,首先确定应施加的疲劳载荷和试件需要满足的剩余强度 σ_{req}。本试验采用恒幅载荷加载,最大应力 100 MPa,应力比 0.06。试验频率 8 Hz。结构在使用中其极限载荷不应使结构变形,故而本结构的最大许用载荷[σ] = σ_{ys}/1.5。根据 CCAR-25-R3《运输类飞机适航标准》25.571(b)关于剩余强度的要求,结构的剩余强度不能小于最大许用载荷的 1.15 倍。由此可确定本试验中结构应满足的剩余强度为

$$\sigma_{req} = 1.15 \cdot [\sigma] = 254.5 \text{ MPa} \quad (3)$$

选定初始寿命级为 240 000 个循环,级差 ΔN = 30 000 个循环。根据第 1 节所述的试验步骤序贯进行试验。对每个试件先进行疲劳试验,观测并记录裂纹萌生情况和扩展情况,疲劳试验后试件的裂纹状态如图 2 所示。若试件经历至选定疲劳寿命时,试件萌生的裂纹数小于 2 条,则试验结果无效,重新进行试验。疲劳寿命到达预设的寿命级后,若试件的裂纹数≥2 条且未断裂,则进行静力加载试验。静力试验采用位移模式加载,试验速率为 0.5 mm/min。记录试验中的位移-载荷情况,取静力试验中的试件能承受的最大强度为试件的剩余强度 σ_{rsi}。

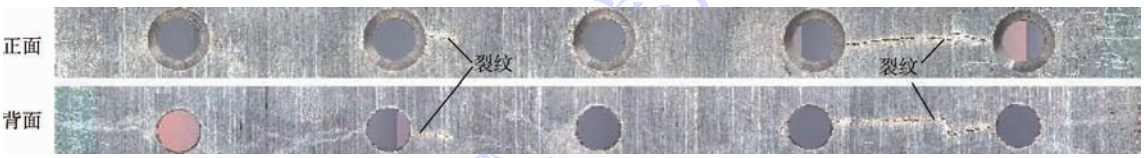


图 2　5 细节 MSD 结构孔边裂纹状态

Fig. 2　Crack status of holes in MSD structure with 5-details

试件未达到选定疲劳寿命即断裂或经历选定疲劳寿命后剩余强度 $\sigma_{rsi} < \sigma_{req}$,记为“破坏”,若试件经历选定疲劳寿命后剩余强度 $\sigma_{rsi} \geq \sigma_{req}$,记为“越出”。凡是前一个试件破坏,则随后的一个试验在更低一级的疲劳寿命上进行;凡是前一个试件越出,则随后的一个试验在更高一级的疲劳寿命上进行。试验结果如表 1 所示。

表 1　试验结果

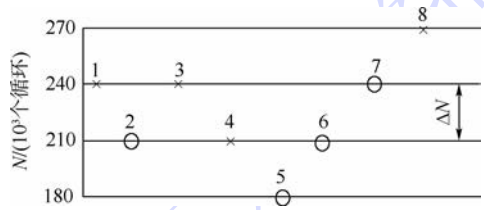
Table 1　Test results

试件编号	寿命级/个循环	试验寿命/个循环	萌生裂纹条数	剩余强度/MPa	试验结果
3-7	240 000	224 396	4	232.1	破坏
3-1	210 000	222 989	3	283.9	越出
3-10	240 000	168 828	3	196.4	破坏
3-12	210 000	217 903	1		无效
3-6	210 000	147 784	2	247.6	破坏
3-13	180 000	236 678	2	303.0	越出
3-2	210 000	212 267	2	274.4	越出
3-8	240 000	253 146	2	258.3	越出
3-3	270 000	277 774	3	221.4	破坏

2.2　数据处理与分析

5 细节 MSD 结构的 WFD_{ave} 测定试验选定的初始寿命级为 240 000 个循环,级差为 30 000 个循环,共获得有效数据 8 个,有效数据对 4 对,试验数据分布于 4 个寿命级上且数据闭合。根据上述试验结果做出寿命升降图如图 3 所示。图中:F_{req}为剩余载荷;“×”代表“破坏”,试件经历选定疲劳寿命后不满足剩余强度的要求;“○”代表“越出”,试件经历选定疲劳寿命后满足剩余强度的要求。

根据升降图,将相邻寿命级的 2 个数据点配成对子。配对结果如表 2 所示。



F_{req} = 42.76 kN　ΔN = 30 000 个循环　×—破坏　○—越出

图 3　寿命升降图

Fig. 3　Life up and down diagram

表 2　配对结果

Table 2　Paired sample

$N_i \sim N_{i+1}$/(10^3 个循环)	N_{ri}/(10^3 个循环)	n_i
180 ~ 210	195	1
210 ~ 240	225	2
240 ~ 270	255	1

根据上述试验结果,将表 2 中的数据代入式(1)和式(2),可得

$$WFD_{ave} = \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n} N_{ri} n_i = 225\,000 \text{ 个循环} \quad (4)$$

本试验中 n = 4。

标准差为

$$\sigma_{WFD_{ave}} = \sqrt{\frac{1}{n-1}\sum_{i=1}^{n}(N_{ri} - WFD_{ave})^2} = 14\,142 \text{ 个循环} \quad (5)$$

北航学报 赠阅

因此,本试验中 5 细节 MSD 结构试件在最大疲劳应力为 100 MPa,应力比为 0.06,规定应满足的剩余强度为 254.5 MPa 时的 WFD_{ave} 为 225 000 个循环,标准差为 14 142 个循环。

WFD_{ave} 与材料、结构形式、受载状态和剩余强度要求密切相关,因此,不同的结构可能对应不同的 WFD_{ave},但均可以采用如本文所提出的寿命升降法来测定。上述试验过程所测得的 WFD_{ave} 只适用于如文中所述的材料、结构、受载状态和剩余强度要求的结构,其他结构可根据上述方法调整相关参数测定其 WFD_{ave}。

3 结 论

提出的寿命升降法可用于确定机队中 WFD 敏感结构的 WFD_{ave}。

1) 以 2524-T3 铝合金 5 细节 MSD 结构试件为例,利用提出的寿命升降法,确定了该结构在最大疲劳应力为 100 MPa,应力比为 0.06,规定应满足的剩余强度为 254.5 MPa 时的 WFD_{ave} 为 225 000个循环。

2) 提出的寿命升降法以疲劳可靠性为理论基础,不依赖于结构的具体形式和受载情况,因此,该方法对 MSD 结构和 MED 结构均适用,但对 MED 结构的 WFD_{ave} 评估还有待于进一步的验证。

参考文献 (References)

[1] Federal Aviation Administration. Aircraft accident report: Aloha Airlines, Flight 243, Boeing 737-200, N73711, near Maui, Hawaii, April 28, 1988: NTSB/AAR-89/03 [R]. Washington, D. C.: Federal Aviation Administration, 1989: 1-27.

[2] Federal Aviation Administration. Establishing and implementing limit of validity to preventwidespread fatigue damage: AC No. 120-104 [S]. Washington, D. C.: Federal Aviation Administration, 2011: 1-10.

[3] SWIFT T. Widespread fatigue damage monitoring-issues and concerns: 95N19488 [R]. Washington, D. C.: Langley Research Center, 1993: 27-42.

[4] PITT S, JONES R. Multiple-site and widespread fatigue damage in aging aircraft [J]. Engineering Failure Analysis, 1997, 4(4): 237-257.

[5] HARRIS C E, JAMES C, NEWMAN J, et al. Analytical methodology for predicting widespread fatigue damage onset in fuselage structure [J]. Journal of Aircraft, 1998, 35(2): 307-317.

[6] 李嘉骞,沈海军. 老龄飞机广布疲劳问题研究综述[J]. 飞机设计,2014,34(1):28-32.
LI J Q, SHEN H J. Widespread fatigue problem of aging aircrafts [J]. Aircraft Design, 2014, 34(1): 28-32 (in Chinese).

[7] Federal Aviation Administration. Damage tolerance and fatigue evaluation of structure: AC No. 25.571-1C [S]. Washington, D. C.: Federal Aviation Administration, 1998: 2-20.

[8] Federal Aviation Administration. Aging aircraft program: Widespread fatigue damage, proposed rule [J]. Federal Register, 2006, 74(71): 19927-19951.

[9] Federal Aviation Administration. Aging airplane inspections and records reviews: AC No. 120-84 [S]. Washington, D. C.: Federal Aviation Administration, 2009: 7-14.

[10] Federal Aviation Administration. Damage tolerance and fatigue evaluation of structure: AC No. 25.571-1D [S]. Washington, D. C.: Federal Aviation Administration, 2011: 5-23.

[11] EASTIN R. 'WFD'—what is it and what's 'LOV' got to do with it? [J]. International Journal of Fatigue, 2009, 31(6): 1012-1016.

[12] XIE J, LU Y. Study on airworthiness requirements of composite aircraft structure for transport category aircraft in FAA [J]. Procedia Engineering, 2011, 17: 270-278.

[13] 王生楠,郑晓玲. 运输类飞机防止广布疲劳损伤的新规章解读[J]. 航空学报,2010,31(9):1758-1768.
WANG S N, ZHENG X L. Study on proposed rules to preclude widespread fatigue damage for transport category aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(9): 1758-1768 (in Chinese).

[14] 詹福宇,杨伟,王生楠,等. 确定机队 WFD 平均行为的方法研究[J]. 西北工业大学学报,2013,31(1):103-108.
ZHAN F Y, YANG W, WANG S N, et al. A method for determining WFD average behavior of aircraft fleet [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2013, 31(1): 103-108 (in Chinese).

[15] DIXON W J, MOOD A M. A method for obtaining and analyzing sensitivity data [J]. Journal of the American Statistical Association, 1948, 43: 109-126.

[16] 高镇同. 疲劳应用统计[M]. 北京:国防工业出版社,1986: 336-343.
GAO Z T. Applied statistics in fatigue [M]. Beijing: Defense Industrial Press, 1986: 336-343 (in Chinese).

作者简介:

张健萍 女,博士。主要研究方向:结构疲劳可靠性。
Tel.: 010-82544147
E-mail: jpzhang@live.com

张建宇 男,博士,教授。主要研究方向:结构疲劳可靠性。
Tel.: 010-82338663
E-mail: jyzhang@buaa.edu.cn

北航学报 赠阅

Life up and down method for determining WFD average behavior of aircraft structures

ZHANG Jianping[1], SHI Xinhong[1], ZHANG Jianyu[1,2,*], ZHENG Xiaoling[1,3]

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. School of Aeronautics and Astronautics, Chongqing University, Chongqing 400044, China;
3. Beijing Aeronautical Science & Technology Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China, Beijing 102211, China)

Abstract: The widespread fatigue damage (WFD) problem is a serious threat to the integrity and safety of aircraft structures. Evaluation of the WFD average behavior is the base for establishing a limit of validity of the engineering data that supports the structural maintenance program. A life up and down method for evaluating the WFD average behavior of aircraft structures was proposed based on the theory of strength up and down method in fatigue applied statistics. The residual strength test was conducted following the fatigue test with a specified fatigue life level (FLL) to determine whether the residual strength meet the requirement. Taking the mean value of the adjacent two FLL with contrasted results as the FLL could lead to a residual strength equal to the required one. By repeating the tests and statistical analysis of the results, the WFD average behavior could be found out. Test on multiple site damage structure with 5-details was conducted with the proposed method, and a WFD average behavior, with a requested residual strength and a specified loading condition, was provided. The proposed method based on the fatigue reliability can be used both in multiple site damage structures and multiple element damage structures, independent of the specific forms of the structures and the load conditions.

Key words: widespread fatigue damage (WFD) average behavior; multiple site damage; residual strength; fatigue statistics; up and down method

Received: 2015-01-27; **Accepted**: 2015-03-13; **Published online**: 2015-06-11 17:38
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150611.1738.002.html
* **Corresponding author**. Tel.: 010-82338663　E-mail: jyzhang@buaa.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0066

超临界压力 RP-3 在竖直细圆管内混合对流研究

贾洲侠，徐国强*，闻洁，龙晓东，王越

（北京航空航天大学 航空发动机气动热力国家级重点实验室，北京 100083）

摘 要：研究了超临界压力下碳氢燃料航空煤油 RP-3 在竖直细圆管内混合对流，分析了浮升力及热物性对碳氢燃料在垂直管中对流换热的影响。实验中控制热流密度从 200 ~ 500 kW/m^2 变化，进口压力变化范围为 3 ~ 5 MPa，进口雷诺数从 5 000 ~ 10 500 范围内变化。研究表明：在向上流动情况中进口段存在较为明显的入口效应，换热出现恶化现象，而在向下流动中未出现；对于向上和向下流动，由于热物性的综合影响，换热系数沿流动方向增大；在较低进口雷诺数（Re = 5 700）时，对于向下流动，随着浮升力影响的增大，浮升力改变了流体径向速度分布，出现了换热强化；在较高进口雷诺数（Re = 10 500）时，浮升力对换热的影响依然显著；判别式 Bo^* 数小于 5.6×10^{-7} 未能预测浮升力对碳氢燃料换热影响。

关 键 词：混合对流；热物性；超临界；RP-3；浮升力
中图分类号：V312
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2016)01-0152-06

未来先进航空发动机涡轮前温度的升高，大大增加了涡轮叶片等高温部件的热负荷，同时进气增压比升高将导致冷却空气冷却品质的下降。为了满足增压比和涡轮前温度持续提高的需求，在继续研究新型冷却结构的同时，采用飞行器自身携带的燃料来冷却冷却空气（Cooled Cooling Air，CCA）[1]技术或者是直接冷却热表面等高温部件的再生主动冷却技术相较于其他冷却技术具有诸多优势，用于冷却涡轮的冷却空气在冷却涡轮前被燃料冷却，其冷却品质得到提升。与此同时，燃料在进入燃料室前被空气加热，循环热效率提升，从而可降低油耗；其次，燃料进入燃烧室后将其吸收的热量再次释放出来，这部分热量可转化为发动机的有效推力；另外，燃料吸热后温度上升导致其进入超临界状态，其物理性质发生显著变化，表面张力消失，扩散能力增强，燃料将直接以气态形式与空气进行掺混，提高燃烧效率。

为了实现这一技术方案，需要对航空燃油的换热特性进行全面的研究。随着热负荷的增加，换热器中航空煤油的温度将超过临界温度而进入超临界状态。超临界条件下航空燃料的换热规律是该技术发展需要面对的一个重要问题。由于超临界压力流体具有热物性随温度剧烈变化的特点，特别是密度变化造成浮力的显著影响，甚至浮升力对于对流换热起到主导作用。学界将混合对流定义为强制对流和自然对流均需要纳入考虑。Jiang 等[2-3]和李志辉[4]对超临界压力 CO_2 在 2 mm 细圆管内的对流换热开展了详细深入的实验研究和数值模拟研究。在高进口雷诺数（Re = 9 000）流动时，热流密度较高的情况下，浮升力的影响很大，而热加速的影响不大，向上流动中出现了换热恶化、换热恢复和换热强化现象，向下流动中出现了换热强化现象；在低进口雷诺数（Re = 1 970）流动时，浮升力和热加速的影响都很大。Liao 和 Zhao[5-6]对

收稿日期：2015-01-30；**录用日期**：2015-05-04；**网络出版时间**：2015-06-03 10:57
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150603.1057.002.html
基金项目：国家自然科学基金(50676005)
* **通讯作者**：Tel.：010-82317402 E-mail：guoqiang_xu@buaa.edu.cn

引用格式：贾洲侠，徐国强，闻洁，等. 超临界压力 RP-3 在竖直细圆管内混合对流研究[J]. 北京航空航天大学学报，2016，42(1)：152-157. JIA Z X，XU G Q，WEN J，et al. Investigation of mixed convection of supercritical pressure RP-3 in vertical round tube [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2016，42(1)：152-157 (in Chinese).

北航学报 赠阅

超临界压力 CO_2 在水平、垂直圆细管内的平均对流换热特性进行了研究。研究结果表明:尽管 Re 已高达 10^5 的量级,但浮升力的影响仍然显著;对向下流动,上述管径在准临界温度附近均出现换热恶化,而向上流动和水平流动时则出现换热强化,这与常规大管径换热规律有很大区别。Jackson 和 Hall[7] 对超临界压力下具有中等普朗特数流体在竖直管内层流和湍流下混合对流进行了综述研究。另外国内外众多学者[8-11] 均对超临界压力碳氢燃料的流动与换热规律进行了实验研究。

对于不同的流动方向,浮升力既可以强化也可以恶化传热。本文对超临界压力在竖直圆管内的混合对流换热进行了实验研究。对于应用于航空背景的换热单元,深入研究浮升力对传热的影响机理十分必要且有实际意义。

1　实验系统

图 1 所示为超临界压力碳氢燃料多功能流动与换热实验系统简图,实验系统由预处理系统、测量系统和废油回收系统组成。

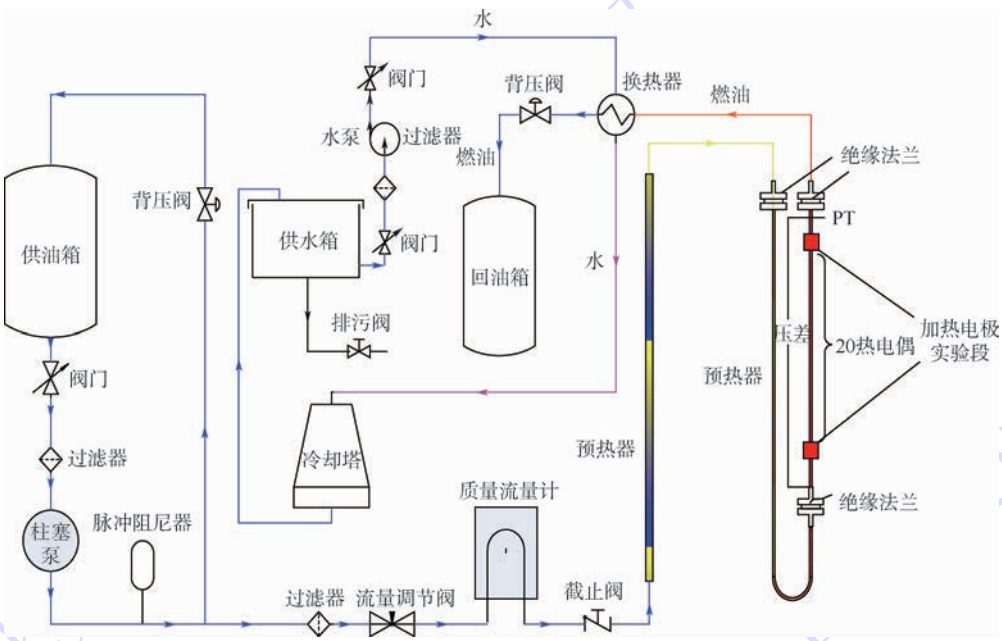


图 1　超临界压力碳氢燃料多功能流动与换热实验系统简图

Fig. 1　Schematic of supercritical pressure hydrocarbon fuel multifunctional flow and heat transfer system

在预处理系统中,供油箱中的燃油经柱塞泵(2J-Z 104/16)加压到 12 MPa,在柱塞泵的入口处装有一个网间距 45 μm 的过滤器可以保护泵不会被任何固体颗粒阻塞并确保泵在吸油冲程时安全运行。经过柱塞泵加压的燃油经过脉冲阻尼器(NXQ-L04/16-H)后其压力波动可以降低到实验段进口压力的 0.5% 以内,经过阻尼器后燃油分成了主路和旁路 2 个部分:旁路的油被收集并回收,其压力由安装在旁路中的背压阀(0 ~ 15 MPa)控制;主路燃油的质量流量通过科里奥力质量流量计(DMF-1-1,0.15%)进行测量,在质量流量计上游的流量调节阀(SS-426F3)前安装有网间距为 30 μm 的过滤器从而使燃油可以很好地通过调节阀。在实验段前加有两级预热段,它们可以确保主路燃油被加热到 830 K,每个预热段都由一个单独的功率为 20 kW 的稳压电源进行控制。燃油通过实验段后经水冷管壳式冷却器冷却后其温度可降低到 310 K 以内,经冷却后的燃油通过一背压阀后压力可降低到常压并被收集到回油箱以另作他用。实验段竖直安装并采用一种纳米新型绝热材料 Aspen 进行有效绝热。实验中给实验管通以交流电,利用管电阻加热管内的煤油。加热功率由实时记录的电流电压计算得出,实验段热损失经标定后得出其相对值低于 3%。燃油的流量通过质量流量计测量得到。所有的测量数据都由亚当数据采集模块采集到电脑进行终端处理。

2　实验数据处理方法

2.1　管内局部对流换热系数

管内局部对流换热系数通过式(1)定义:

$$h_x = \frac{q_x}{T_{wx,\mathrm{in}} - T_{bx}} \tag{1}$$

式中:q_x 为有效壁面热流;$T_{wx,\mathrm{in}}$ 和 T_{bx} 分别为实验管内壁温度和流体温度,其中热流由式(2)计算:

$$q_x = \frac{I^2 R(T)/[\pi(d_{out}^2 - d_{in}^2)/4]}{\pi d} - q_{loss,x} \quad (2)$$

其中：I 为电流；T 为温度；d_{out} 为实验管外直径；d_{in} 为实验管内直径；$q_{loss,x}$ 为热损失热流密度；$R(T)$ 为不锈钢的电阻率；d 为管道内径，m。

管内局部 Nusselt 数可由式(3)求得

$$Nu_x = \frac{h_x d}{\lambda_x} \quad (3)$$

式中：λ_x 为当地 RP-3 导热系数。

2.2 管内壁温度计算

管路的内壁温度可以用具有内热源的一维圆筒壁导热公式计算，将管电阻产生的加热热流视为体热源。其微分方程为

$$\frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial r}\left(\lambda r \frac{\partial T}{\partial r}\right) + \dot{\Phi} = 0 \quad (4)$$

$$\dot{\Phi} = \frac{I^2 R(T)}{\pi^2 (r_{out}^2 - r_{in}^2)^2} \quad (5)$$

式中：r 为半径；r_{in} 为实验管内半径，m；r_{out} 为实验管外半径，m；$\dot{\Phi}$ 为单位体积的管电阻产生的功率，W/m^3。

边界条件：$r = r_{out}$ 时，$\lambda \frac{\partial T}{\partial r} = q_{loss,x}(i)$，且 $T = T_{wx,out}$。其中：$T_{wx,out}$ 为实验管外壁温度，K。

可得管内壁温度计算公式为

$$T_{wx,in} = T_{wx,out} - \left[\left(\dot{\Phi}\frac{r_{out}^2}{2} - q_{loss,x} r_{out}\right)\ln\frac{r_{out}}{r_{in}} - \frac{\dot{\Phi}}{4}(r_{out}^2 - r_{in}^2)\right]/\lambda_x \quad (6)$$

2.3 管内局部油温计算

管内油温分布可根据管壁加热功率及实验测得的 RP-3 焓差曲线[12]推算得到。实验管 x 截面处流体质量平均温度计算方程式为

$$T_{bx} = H^{-1}\left(\frac{Q_x}{\dot{m}} + h(T_{in})\right) \quad (7)$$

式中：$Q_x = I^2 \int_0^x \left(R(T)\frac{x}{A}\right)dx - \pi d_{out}\int_0^x q_{loss,x}\,dx$，表示进口到 x 截面处的电加热功率，$A = \frac{\pi(d_{out}^2 - d_{in}^2)}{4}$，表示管道截面积；$\dot{m}$ 为 RP-3 质量流量。

3 实验结果与讨论

对于超临界压力流体在垂直管内对流换热时浮升力影响的判别准则，主要有 Jackson-Hall 准则。

Jackson 和 Hall[7]分析了剪应力沿着边界层的变化，建议把因浮升力使剪应力减小 10 % 作为浮升力影响是否考虑的分界线，提出用 Bo^* 数来表征浮升力对换热的影响。其表达式如下：

$$Bo^* = \frac{Gr^*}{Re^{3.425} Pr^{0.8}} \quad (8)$$

式中：Gr^* 为格拉晓夫数，$Gr^* = \frac{\beta g d^4 q_w}{\lambda \nu^2}$，$\nu$ 为运动黏度，m^2/s，q_w 为壁面热流密度，W/m^2，g 为重力加速度，m/s^2，λ 为导热系数，W/(m·K)，β 为流体的热膨胀性，K^{-1}；Re 为雷诺数；Pr 为普朗特数。

Mceligot 等[13-14]认为，当 $Bo^* < 5.67 \times 10^{-7}$ 时，无论是向上流动还是向下流动，浮升力的影响很小，可以忽略不计。在数据分析中，重点通过对比不同流向在相同工况下换热系数的区别来分析浮升力的影响。

为了验证该实验方法实验系统的正确性与精度，采用去离子水进行了标定实验。标定结果如图 2 所示，图中 Nu_{exp} 为实验值；Nu_{cal} 为计算值。将实验结果与 Gnielinski 公式进行了对比，其结果表明该实验系统具备较高的测量精度及实验方法是正确的。

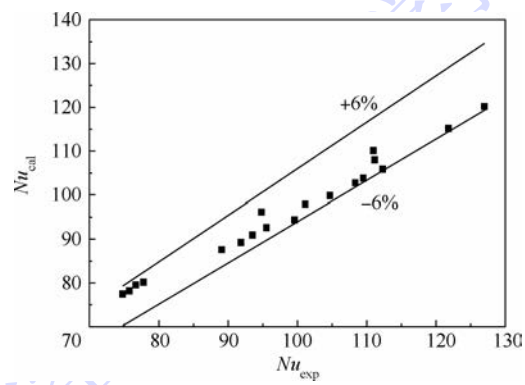


图 2 Nu 数实验测量值与理论计算值对比

Fig. 2 Comparison of experimentally measured Nu number with theortically calculated Nu number

图 3 为进口温度 200℃、进口压力 5 MPa、进口雷诺数 5 700 时不同热流密度条件下向上和向下流动时的换热系数沿流动方向分布。这种在加热起始段换热恶化的现象只发生在向上流动的条件下，可以归结为浮升力的影响。其具体表现为在起始段壁面温度梯度较大，浮升力减弱了壁面剪切力，使壁面出现层流化，从而导致换热恶化，且这种入口效应对传热的影响随着壁面热流密度的增大而增强。随着流体温度的升高，流体定压比热 c_p 增大、流体黏性降低都强化了对流换热，因此，流体物性的综合影响导致流体换热能力随

北航学报 赠阅

着流体的温度升高而增强。并且,由于更高热流密度导致流体温升增大,换热系数随着热流密度增大而升高。由于上述原因,在图 3(a)中出现的不同对流传热系数在不同热流密度下分布存在这种“倒转”现象。对向下流动的情形,当热流密度大于 300 kW/m^2 时,流体出现了传热强化现象,具体表现为先明显强化后恢复正常。高热流密度时,实验段前半段向上流动的对流换热系数明显小于向下流动的对流换热系数,说明在此区域浮升力对对流换热的影响较为显著,导致向下流动换热出现了强化,而在实验中段由于壁温接近并超过拟临界温度,比热出现峰值进而使得换热强化。如图 4 所示向下和向上流动的对流换热系数对比,在实验段前段向下流动的对流换热系数明显大于向上流动的对流换热系数,在此区域,浮升力对换热的影响已十分显著,浮升力的存在改变了流体径向速度分布,增强向下流动时的流体湍动能的生成,而在向上流动时浮升力则弱化了流体湍动能。所以,出现了如图 4 所示的对于不同流动方向的对流换热系数存在较大差别。而在实验后段,浮升力影响减弱,换热能力恢复正常,进而不同方向的对流换热系数相差很小。

图 5 所示为向上流动时的 Bo^* 分布,向下与向上时的 Bo^* 分布相同。从图中可以看出 Bo^* 数小于 Mceligot[13-14] 给出的 $Bo^* < 5.67 \times 10^{-7}$ 的临界值,但是从向下和向上流动时的对流换热系数

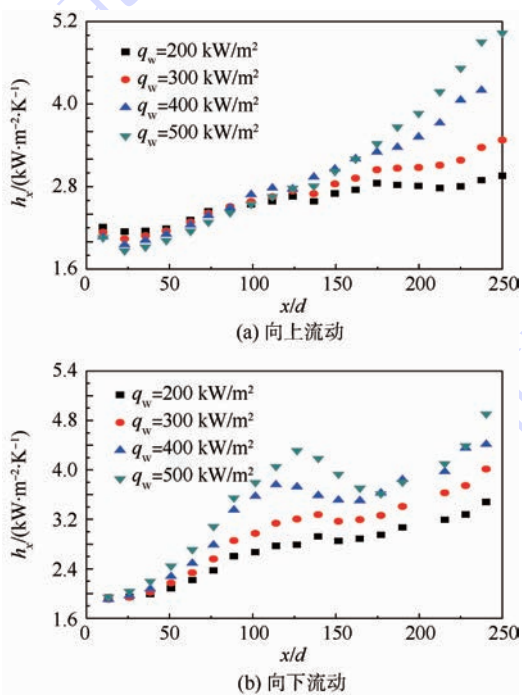


图 3　不同热流密度下局部对流换热系数分布

Fig. 3　Local heat transfer coefficient distribution along tube at different heat fluxes

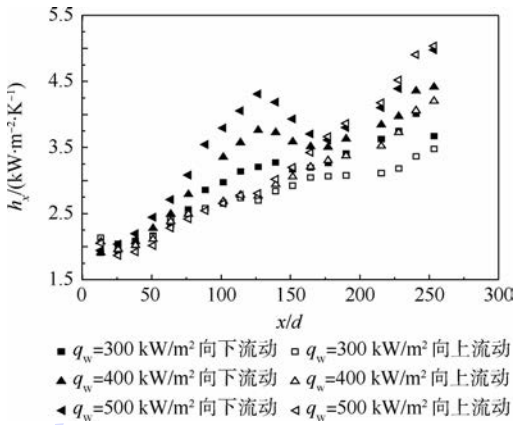


图 4　不同流向下换热系数分布

Fig. 4　Heat transfer coefficient distribution along tube at different directions

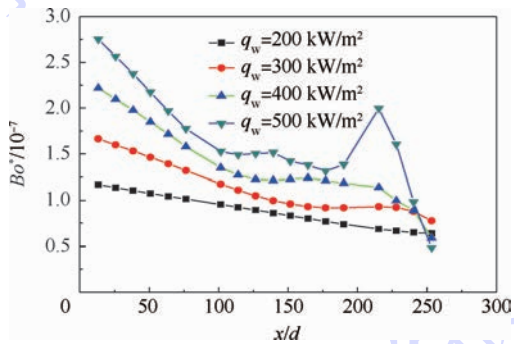


图 5　不同热流密度下 Bo^* 分布

Fig. 5　Bo^* distribution along tube at different heat fluxes

分布可知,在较高热流密度时浮升力对换热产生了显著的影响。因而,该判别式未能预测浮升力对超临界压力碳氢燃料在细圆管内对流换热的影响。导致这样的差异主要是因为 Mceligot 等提出的标准是通过超临界压力 CO_2 的实验数据进行总结得到的评判标准,然而对于本文中所使用的多组分碳氢燃料 RP-3,其在加热过程中不断伴随着化学反应,因此在物性及壁温的变化上均表现出了一些新的特点,这些特点使得超临界压力碳氢燃料的传热有别于超临界纯物质流体的传热。

图 6 所示为进口温度 200℃、进口压力 5 MPa、进口雷诺数 Re = 10 500 下,不同热流密度下向上和向下流动的对流换热系数分布。较高进口雷诺数条件下,向上及向上流动情况下换热系数分布情况与小流量工况类似,说明在较高进口雷诺数条件下浮升力仍然显著地影响着换热,这与文献[5-6]的研究结果规律相符合。

图 7 所示为相同进口温度、相同质量流量、相同热流密度和相同流向条件下的对流换热系数分布。从图中可以发现,随着热流密度的升高,换热系数的差别增大,而随着压力 P_{in} 的升高对流换热

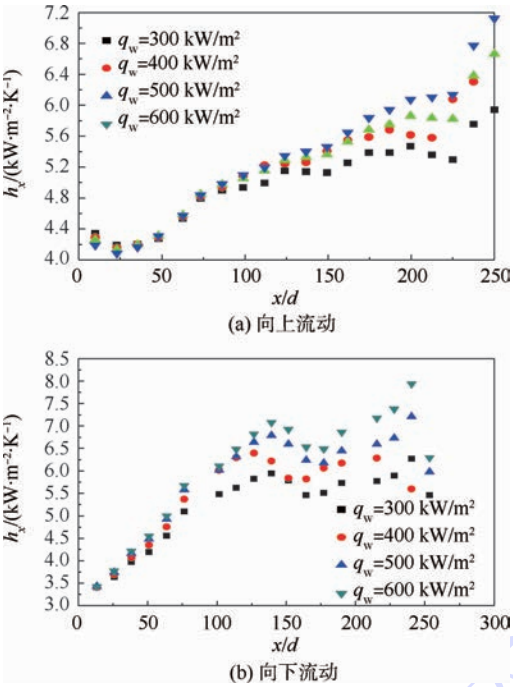


图6 不同热流密度下局部对流系数分布

Fig. 6 Local heat transfer coefficient distribution along tube at different heat fluxes

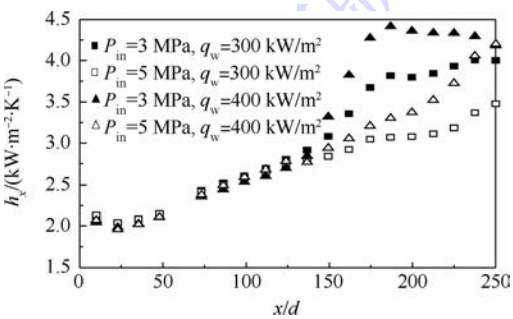


图7 不同压力下换热系数沿管长分布

Fig. 7 Heat transfer coefficient distribution along tube at different pressures

系数降低。这是由于不同压力下流体热物性不同造成的。较低温度下,压力对流体热物性的影响较小,高热流密度时,流体温度接近拟临界温度,随着压力的上升,定压比热峰值减小,同时动力黏度和导热系数也减小,而定压比热对对流换热的影响占主导地位。因此,在高热流密度下,随着压力的提高,定压比热峰值被严重削弱,流体换热能力减弱,对流换热系数较低。

4 结 论

1)对向上流动的情况,在一定的热流下换热系数沿管长的分布都是先减小后增大,由于加热起始段热边界层尚未得到充分发展进而导致加热起始段出现换热恶化;而向下流动未观察到该现象。

2)在较低进口雷诺数条件下,浮升力显著地强化了向上流动时的对流换热,壁面对流换热系数出现异常分布;在较高进口雷诺数下,浮升力对换热依然有显著的影响。

3)对于超临界压力流体,压力对对流换热的影响是通过影响热物性实现的,压力越高,比热峰值换热越受到抑制。

4)对于不同的流动方式浮升力的影响显著存在,导致换热的差异;尽管满足 $Bo^* < 5.6 \times 10^{-7}$,但浮升力的影响仍然不能忽略。

参考文献(References)

[1] BRUENING G B, CHANG W S. Cooled cooling air systems for turbine thermal management: ASME 1999-GT-14 [R]. New York: ASME, 1999.

[2] JIANG P X, SHI R F, ZHAO C R, et al. Experimental and numerical study of convection heat transfer of CO_2 at supercritical pressures in vertical porous tubes [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2008, 51(25-26): 6283-6293.

[3] JIANG P X, ZHANG Y, SHI R F. Experimental and numerical investigation of convection heat transfer of CO_2 at supercritical pressures in a vertical mini-tube [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2008, 51(11-12): 3052-3056.

[4] 李志辉. 超临界压力 CO_2 在微细圆管中流动与换热研究 [D]. 北京: 清华大学, 2008: 24-26.
LI Z H. Research on convection heat transfer of CO_2 at supercritical pressures in mini/micro scale tubes [D]. Beijing: Tsinghua University, 2008: 24-26 (in Chinese).

[5] LIAO S M, ZHAO T S. An experimental investigation of convection heat transfer to supercritical carbon dioxide in miniature tubes [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2002, 45(25): 5025-5034.

[6] LIAO S M, ZHAO T S. Measurements of heat transfer coefficients from supercritical carbon dioxide flowing in horizontal mini/micro channels [J]. Journal of Heat Transfer, 2002, 124(3): 413-420.

[7] JACKSON J D, HALL W B. Influence of buoyancy on heat transfer to fluids flowing in vertical tubes under turbulent conditions [C] // Turbulent Forced Convection in Channels and Bundles. Washington, D. C.: Hemisphere Publ Corp., 1979, 2: 613-640.

[8] DENG H W, ZHANG C B, XU G Q, et al. Density measurements of endothermic hydrocarbon fuel at sub-and supercritical conditions [J]. Journal of Chemical & Engineering Data, 2011, 56(6): 2980-2986

[9] 王英杰. 超临界 RP-3 流动换热及结焦实验研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2010: 65-66.
WANG Y J. Experimental investigation on convection heat transfer and coke chracteristics of RP-3 at supercritical pressures [D]. Beijing: Beihang University, 2010: 65-66 (in Chinese).

[10] ZHONG F, FAN X, YU G, et al. Heat transfer of aviation kero-

北航学报 赠阅

sene at supercritical conditions[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer,2009,23(3):543-550

[11] PETUKHOV B S. Heat transfer and friction in turbulent pipe flow with variable physicals properties[C]//HATRNETT J P, IRVINE T F. Advances in Heat Transfer. San Diego: Academic Press,1970:45-50.

[12] 张春本,邓宏武,徐国强,等. 超临界压力下航空煤油 RP-3 焓值的测量及换热研究[J]. 航空动力学报,2010,25(2):331-335.
ZHANG C B,DENG H W,XU G Q,et al. The enthalpy measurement and heat transfer investigation of RP-3 kerosene at supercritical pressure[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2):331-335(in Chinese).

[13] MCELIGOT D M,COON C W,PERKINS H C. Relaminarization in tubes[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer,1970,13(2):431-433.

[14] MCELIGOT D M,JACKSON J D. "Deterioration" criteria for convective heat transfer in gas flow through non-circular ducts [J]. Nuclear Engineering and Design,2004,232(3):327-333.

作者简介:

贾洲侠　男,博士研究生。主要研究方向:超临界压力流体流动与换热。

E-mail: by1104106@buaa.edu.cn

徐国强　男,教授。主要研究方向:航空发动机热防护、高效换热器、超临界流体流动与换热和太阳能光热发电等。

Tel.: 010-82317402

E-mail: guoqiang_xu@buaa.edu.cn

Investigation of mixed convection of supercritical pressure RP-3 in vertical round tube

JIA Zhouxia, XU Guoqiang*, WEN Jie, LONG Xiaodong, WANG Yue

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The mixed convection research of supercritical pressure hydrocarbon aviation fuel RP-3 in vertical tube was conducted and the effects of buoyancy and thermophysical properties on convection was investigated. The wall heat fluxes (200 – 500 kW/m^2), inlet pressure (3 – 5 MPa) and inlet Reynolds number (5 000 – 10 500) were maintained in the experiments. The study shows that heat transfer impairment occurrs in inlet region for all upward flow conditions due to buoyancy effects, which is not observed in the downward flow. The heat transfer coefficient increases as the fluid bulk temperature increased as a result of comprehensive effects of thermophysical properties. At lower inlet Reynolds number (5 700), the radial velocity profile changes in downward flow conditions leading to heat transfer enhancement due to buoyancy effects. The buoyancy effects are also significant for higher inlet Reynolds number (10 500). The criterion equation ($Bo^* < 5.6 \times 10^{-7}$) failed to evaluate buoyancy effects on hydrocarbon fuel heat transfer.

Key words: mixed convection; thermophysical properties; supercritical; RP-3; buoyancy

Received: 2015-01-30; **Accepted**: 2015-05-04; **Published online**: 2015-06-03 10:57

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150603.1057.002.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (50676005)

* **Corresponding author**. Tel.: 010-82317402　E-mail: guoqiang_xu@buaa.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0075

2024-T3 航空铝合金板材电磁 V 形弯曲应变分析

熊威人，王文平，万敏*，李新军

（北京航空航天大学 机械工程与自动化学院，北京 100083）

摘 要：金属塑性成形后的应变特征影响零件的力学性能和使用寿命。电磁成形技术能提高金属的成形性，有助于克服铝合金室温成形性低的缺点，因而得到重视。本文以2024-T3 航空铝合金板为研究对象，开展了电磁 V 弯成形和传统机械 V 弯成形的实验及数值模拟，研究了 2 种成形方法对弯曲成形试件 V 形弯曲圆角位置沿试件长度方向的应变特征的影响。数值模型表明，电磁 V 弯试件弯曲圆角处的拉应变峰值低于机械 V 弯试件；电磁 V 弯实验件的拉应变峰值比机械 V 弯试件低 13.9%。同时，与机械 V 弯试件相比，电磁 V 弯试件有更大区域的金属材料参与了弯曲变形。

关 键 词：电磁成形；V 弯；应变；性能；铝合金
中图分类号：V261.7+1；TB31
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2016)01-0158-07

轻量化结构有利于降低能源消耗和环境污染。对轻量化结构的需求驱使研究人员寻求解决铝、镁合金及超高强钢这类室温难成形材料的成形问题。而电磁成形技术，作为一种高速成形方法，具有提高材料成形性的优点，为铝、镁合金等难成形材料的成形提供了新的途径。

电磁成形技术提高成形极限主要有 2 个机制[1]：①颈缩的惯性稳定（inertial stabilization of necks）；②惯性熨烫（inertial ironing）。Golovashchenko[2]的研究表明汽车车身铝合金（6111-T4 和 5754）电磁成形极限高于传统准静态成形极限。然而，通过电磁成形难以实现几何复杂的零件的一次成形，研究者于是开发了电磁辅助成形工艺。Shang 和 Daehn[3]将电磁成形技术与传统拉深工艺复合，使用车身铝合金（Al 6111-T4）实现了远远超过传统方法所能获得的拉深成形深度。Psyk 等[4]从面向应用的角度归纳了多种电磁成形技术的直接成形工艺和组合工艺，多数表现出成形性提高的特点。

由于电阻率较高，电磁成形技术用于高强钢的研究相对较少。Park 等[5]使用电导率高的 Al 1050作为驱动片进行了高强钢 DP780 的成形实验。此外，电磁成形技术也被证明能够用于高强钢的回弹矫形[6-7]。

成形极限的研究关注零件破裂时的应变，却少有研究者关注电磁与传统成形几何特征一致时的应变特征。铝合金不仅被引入汽车工业[2]，更是航空工业广泛使用的合金材料。尤其是在航空领域，铝合金零件的使用寿命和力学性能备受研究者关注。

金属发生塑性变形后，力学性能会发生相应的改变。Lee 等[8]提到铝合金成形中的大应变会导致橘皮缺陷。Polák[9]对比应力幅值和应变幅值对疲劳寿命的影响，指出应变幅值是决定疲劳

收稿日期：2015-02-04；**录用日期**：2015-05-08；**网络出版时间**：2015-06-17 11:32
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150617.1132.004.html
基金项目：国家“973”计划(2011CB012800,2011CB012804)
* **通讯作者**：Tel.：010-82338788 E-mail：mwan@buaa.edu.cn

引用格式：熊威人，王文平，万敏，等. 2024-T3 航空铝合金板材电磁 V 形弯曲应变分析[J]. 北京航空航天大学学报，2016，42(1)：158-164. XIONG W R，WANG W P，WAN M，et al. Analysis of strain in electromagnetic V-shaped bending of 2024-T3 aviation aluminum alloy plate[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2016，42(1)：158-164 (in Chinese).

北航学报 赠阅

寿命的决定因素。Al-Rubaie 等[10]指出 7050-T7451l 铝合金的疲劳寿命随着预应变水平增加而降低。而电磁体积力效应有利于分散变形[11]。因此,可以简单地认为,同样的零件,如果使用电磁成形方法加工的零件的应变峰值比采用传统成形方法时低,加工的零件将拥有更好的使用性能,如更高的疲劳寿命。

弯曲变形是金属加工成形过程中的一种典型变形形式。弯曲部分的金属内侧受压,外侧受拉。通常用弯曲实验来测定金属的弯曲变形行为。

本文以通用航空铝合金 2024-T3 为研究对象,开展了电磁 V 弯与机械 V 弯数值模拟和实验研究,分析了 2 种成形方法下 V 形圆角半径相同的试件圆角处的应变分布特征。

1　电磁成形原理

电磁成形(Electromagnetic Forming, EMF)是一种基于电磁感应原理的高速成形技术。成形时,蓄能电容器放电,在放电回路中产生瞬态脉冲放电电流。激励电流流过工具线圈,在线圈附近激发出瞬态脉冲强磁场。根据电磁感应原理,线圈磁场在被加工试件(通常为高电导率金属,如铝和铜)中诱导出感应涡电流,被加工试件进而受洛伦兹力作用发生变形,达到金属成形的目的。平板金属电磁成形原理如图 1 所示[4]。图中:C 为蓄能电容;L_i 和 R_i 分别为电磁成形机的电感和电阻。

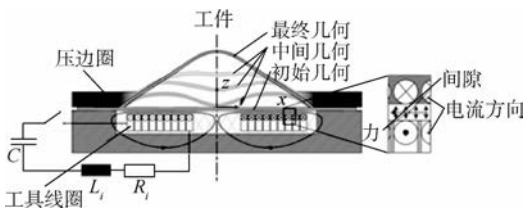


图 1　金属平板 EMF 原理[4]

Fig. 1　EMF principle of metal plate[4]

电磁成形过程电路结构如图 2 所示[4]。图中:R_{coil}、I_{coil} 和 L_{coil} 分别为工具线圈的电阻、电流和电感;$R_{workpiece}$、$I_{workpiece}$ 和 $L_{workpiece}$ 分别为工件的电阻、电流和电感;U_0 为电容器充电电压。

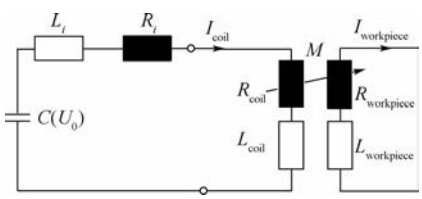


图 2　EMF 过程电路结构[4]

Fig. 2　Circuit structure of EMF process[4]

电磁成形时板料受到的洛伦兹力为[12]

$$\boldsymbol{F} = \boldsymbol{J} \cdot \boldsymbol{B} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{J}$ 为工件中的涡流密度;$\boldsymbol{B}$ 为磁通量密度。

2　实验材料及方法

2.1　实验材料与研究方法

实验材料选用 2024-T3 铝合金,是一种广泛使用的航空铝合金。矩形试件规格为 100 mm × 40 mm × 1.8 mm。试件上印制直径 2.5 mm 的圆形应变测量网格。2024-T3 铝合金准静态真实应力-真实应变曲线[13]见图 3。

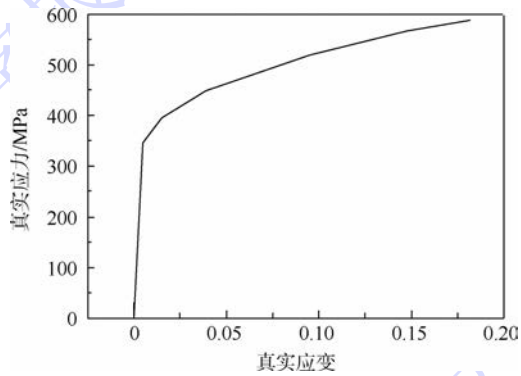


图 3　2024-T3 准静态真实应力-真实应变曲线[13]

Fig. 3　Quasi-static true stress-true strain curve of 2024-T3[13]

首先,进行电磁 V 弯实验,根据电磁 V 弯试件的实际 V 形弯曲圆角半径确定机械 V 弯的凸模半径;然后进行机械 V 弯实验,以保证实验结果具有可比性;最后对比分析电磁 V 弯和机械 V 弯试件 V 形弯曲圆角处的应变特征。应变特征分析采用了 2 种对比方式:①实验对比,通过 ISM-PM200 数码显微镜测量变形前后网格的变化计算出实际应变进行对比;②数值模型对比,以电磁 V 弯数值模型的 V 形弯曲半径为依据,建立传统机械 V 弯数值模型,并提取弯曲圆角处的应变数值结果进行对比。

2.2　电磁 V 弯实验

电磁 V 弯实验使用的工具线圈和 V 形凹模分别如图 4(a)和图 4(b)所示。实验所用工具线圈是由华中科技大学提供的一个 4 层平面螺旋线圈,它能提供比单层线圈更大的电磁力。线圈的几何参数和电参数见表 1。凹模 V 形型腔两侧壁夹角为 120°,凹模圆角半径为 3 mm,型腔深度 10 mm。图 5 为电磁 V 弯线圈、凹模和板料的实验设置,图中可以看出工具线圈的绕线、试件、凹模的相对位置。实验装置由液压机提供压紧力。电磁成形机蓄能电容器电容为 80 μF,充电电压为 18 kV。

北航学报 赠阅

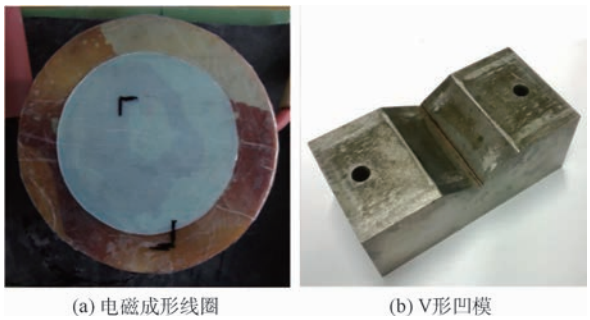


图 4 电磁成形线圈和 V 形凹模

Fig. 4 Tool coil and V-shaped die in EMF

表 1 工具线圈几何参数与电参数

Table 1 Geometric and electric parameters of tool coil

参数类型	参数值
电阻/Ω	0.001
电感/H	2×10^{-6}
横截面积/mm^2	2×4
层数	4
每层匝数	16
匝间距/mm	0.8
层间距/mm	0.4

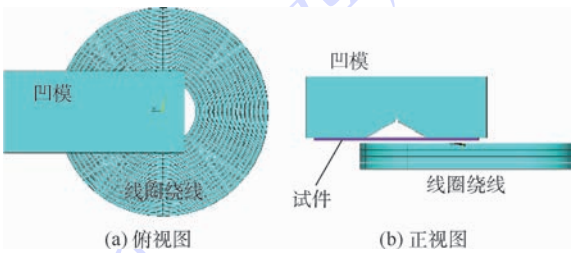


图 5 电磁 V 弯线圈、凹模和板料的实验设置

Fig. 5 Experimental set-up of coil, die and sheet metal in electromagnetic V-bending

2.3 机械 V 弯实验

图 6 为机械 V 弯实验装置。机械 V 弯使用的 V 形凹模与电磁 V 弯相同;机械 V 弯凸模圆角半径根据电磁 V 弯实际加工的试件设定,以保证通过 2 种方法成形试件的 V 形圆角半径相同,使得应变对比具有可比性。受限于线圈结构,电磁 V 弯中的板料无法发生纯弯曲。机械V弯中的压板压力对板料的变形行为存在较大影响。采用压板螺栓结构压边是为了使板料具有与电磁 V 弯相同的初始变形条件,提高可比性。凸模运动速度为 15 mm/min,成形后保持压力 6 000 kg 持续 30 s。

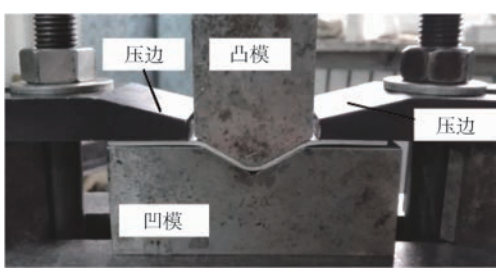


图 6 机械 V 弯实验装置

Fig. 6 Mechanical V-bending experiment set-up

3 数值模型

3.1 电磁 V 弯数值模型

电磁成形数值模拟涉及 2 个主要的物理场:电磁场和结构场。顺序耦合和松散耦合是实现 2 个物理场之间的数据传递的 2 种耦合策略。松散耦合策略虽然计算精度相对较差,但计算成本更低,研究中也被广泛使用。Bartels 等[14]进行了松散耦合和顺序耦合 2 种策略特点的对比研究,并给出了对应的流程图。本文采用松散耦合策略,即首先求解电磁场模型,得到板料上的电磁力;然后将各个时间步的电磁力直接加载到结构场中的板料上,求解板料的变形

本文使用商业有限元代码 ANSYS/Emag 求解电磁场计算板料上的电磁力;用有限元代码 LS-DYNA 求解结构场,计算试件的变形。为了保证电磁力的正确传递,板料在电磁场和结构场中的网格划分方式、单元形状、单元编号及单元节点编号均保持一致。

ANSYS/Emag 电磁场模型的单元类型和单元自由度选择如下:板料用 SOLID97 实体单元,AX、AY、AZ、VOLT 自由度;线圈用 SOLID97 实体单元,AX、AY、AZ 自由度;空气用 SOLID97 实体单元,AX、AY、AZ 自由度;远场区域使用INFIN111 单元,AX、AY、AZ 自由度。线圈简化为同心圆环,使用 BFE 命令直接加载电流密度(JS)作为电磁场计算的激励源。电流密度由实验中实际测量的电流换算。图 7 为用于电磁场计算的实际测量电流(充电电压 18 kV)。电磁场模型中的板料和线圈网格如图 8 所示。

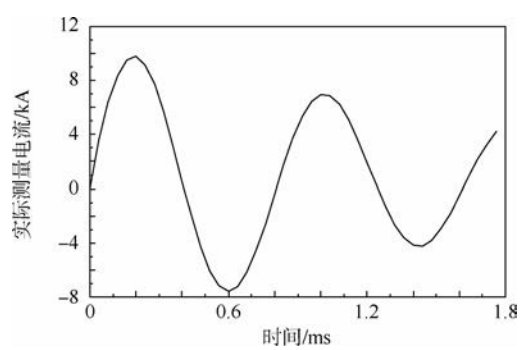


图 7 实际测量电流

Fig. 7 Measured actual currents

北航学报 赠阅

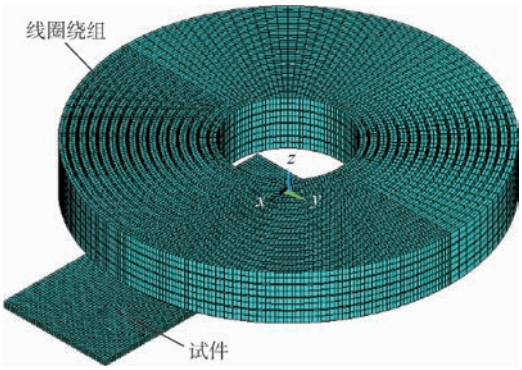


图 8　电磁场中的板料与线圈网格

Fig. 8　Sheet metal and coil meshing in electromagnetic field

LS-DYNA 结构场中板料、凹模和压边板都使用 SOLID164 显示动力单元，凹模和压边板均设定为刚体，且锁死凹模和压边板的位移和转动自由度。板料和模具之间设有很小的初始间隙以避免板料与模具出现网格初始穿透导致的接触问题。板料与模具的摩擦系数设定为 0.25。结构场有限元网格如图 9 所示。

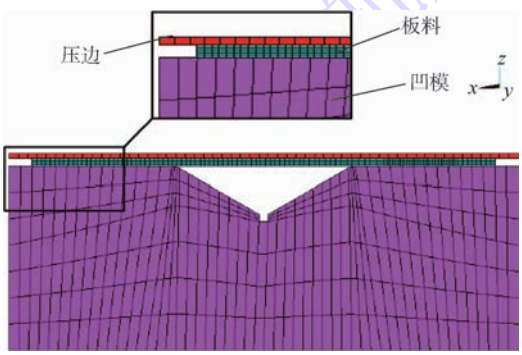


图 9　结构场有限单元网格

Fig. 9　Structural field finitc element mesh

结构场中板料采用 Cowper-Symonds 率相关本构模型，应变率参数取值[15]为：$C = 6\,500\ s^{-1}$，$P = 4$。松散耦合方法由于不考虑板料变形对电磁场的影响，结构场中电磁力加载时间取第 1 个电流脉冲的一部分，为 0 ~ 0.13 ms[16]。

3.2　机械 V 弯数值模型

使用 LS-DYNA 进行机械 V 弯数值仿真，数值模型如图 10 所示。单元的选择，模具和板料间隙的设定，摩擦系数的设定都与电磁 V 弯结构场保持一致。尽管实验中螺栓压板结构提供的下压力不能被精确控制，但图 9 和图 10 所示结构场数值模型中的初始间隙和摩擦系数设置相同，即可在数值仿真中排除压板压力不同产生的影响。变形发生的初始条件相同，进而能确定应变特征的差异是由变形方式不同造成的，而不必严格区分板料是拉弯还是纯弯。

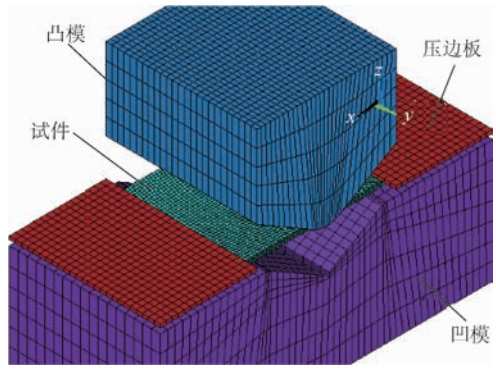


图 10　机械 V 弯数值模型

Fig. 10　Numerical model of mechanical V-bending

4　结果与讨论

4.1　电磁 V 弯试件的几何特征

电磁 V 弯实验结果与数值结果的纵向轮廓和横向轮廓分别如图 11 和图 12 所示。

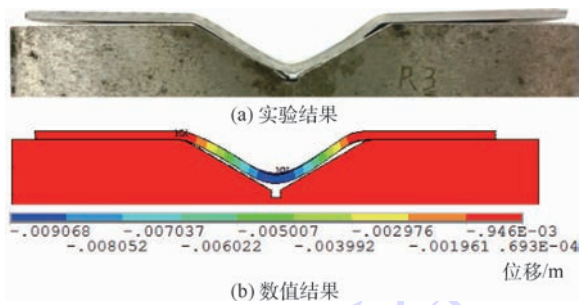


图 11　电磁 V 弯试件纵向轮廓

Fig. 11　Longitudinal profile of V-bending part formed by electromagnetic forming

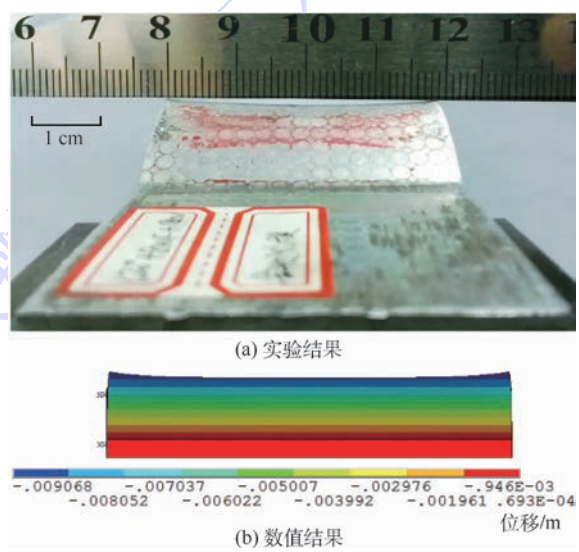


图 12　电磁 V 弯试件横向轮廓

Fig. 12　Transverse profile of V-bending part formed by electromagnetic forming

由图 11 和图 12 可见电磁 V 弯松散耦合数值模型能够反映成形试件的实际几何特征。图 13 所示为电磁 V 弯试件的测量几何参数。R 为 V

北航学报 赠阅

形弯曲圆角外侧半径。R_1、R_2 和 R_3 为沿试件横向 3 个不同位置的 V 形圆角外侧半径值。Δh 为马鞍的高度差。数值模型中只测量了 R_2。实验试件 R_1、R_3 不相等，是由于试件与线圈的位置不严格对称所致。电磁 V 弯试件以及松散数值模型的几何参数如表 2 所示。试件变形呈马鞍特征与试件上的电磁力分布直接相关。图 14 为垂直于试件表面的电磁力分量云图。2 条竖直线之间的部分为电容放电之前，试件位于凹模型腔上方的部分。远离和靠近线圈中心的两端分别用 A 和 B 标示。由图 14 可知，V 形型腔上方的板料两侧边缘位置有电磁力集中现象。

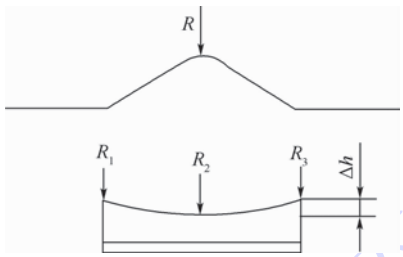


图 13 试件几何参数

Fig. 13 Geometrical parameters of formed part

表 2 电磁 V 弯试件几何参数

Table 2 Geometrical parameters of formed part by electromagnetic V-bending

试件类型	几何参数			
	R_1/mm	R_2/mm	R_3/mm	Δh/mm
实验	6.0	11.5	8.5	0.78
数值	–	9.5	–	0.39

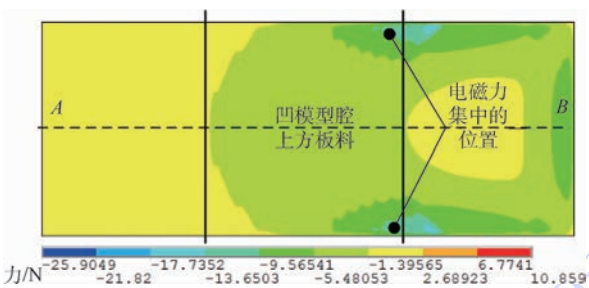


图 14 试件表面的电磁力分布云图

Fig. 14 Distribution contours of electromagnetic force on formed part surface

几何特征的具体数值存在差异，这与采用了低精度的松散耦合策略有关。但该数值模型具有与实际零件相同的几何特征，说明该模型（包括参数设定）能够反映板料的变形特点，可用于分析板料的变形行为。

4.2 电磁与机械 V 弯应变特征对比

4.2.1 数值模型应变对比

电磁 V 弯数值模型预测的 V 形圆角外侧半径 R_2 为 9.5 mm，忽略板料厚度的变化，取试件的名义尺寸，则内径为 7.5 mm。为使机械 V 弯与电磁 V 弯的数值结果具有可比性，机械 V 弯数值模型凸模圆角半径设为 7.5 mm。同时也进行了凸模圆角半径分别为 9.0 mm 和 10.0 mm 的机械 V 弯数值模拟，以扩大与电磁 V 弯试件对比的范围。

图 15 和图 16 分别为弯曲试件 V 形圆角，半径 R_2 所在位置，沿试件长度方向（纵向）的外侧拉应变和内侧压应变分布曲线。图中 EMF 表示电磁成形实验结果；R7.5、R9.0 和 R10.0 分别表示凸模圆角半径为 7.5 mm、9.0 mm 和 10.0 mm 时的机械 V 弯数值结果。

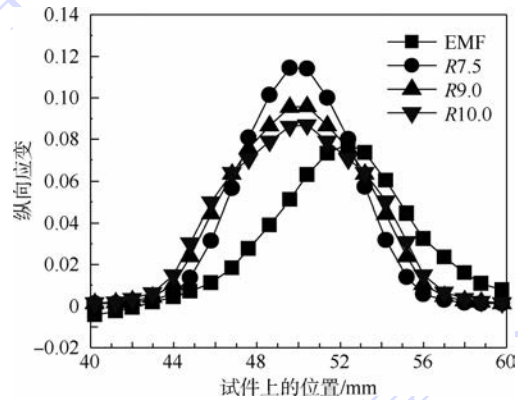


图 15 试件 V 形圆角外侧纵向拉应变

Fig. 15 Longitudinal component tensile strain at outer radius of V-shaped corner of formed part

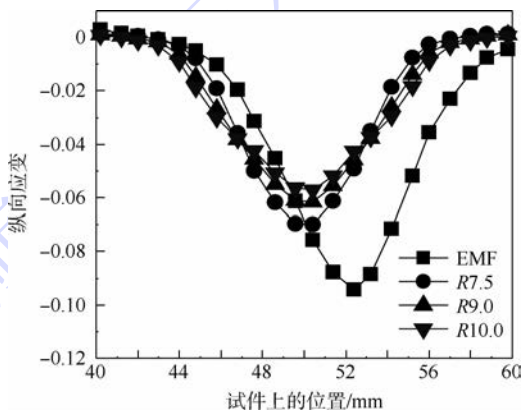


图 16 试件 V 形圆角内侧纵向压应变

Fig. 16 Longitudinal component of compressive strain at inner radius of V-shaped corner of formed part

1）应变峰值大小

由图 15 可知，当 V 弯试件 V 形圆角内侧半径同为 7.5 mm 时，电磁 V 弯虚拟试件 V 形圆角外侧纵向拉应变的峰值远远低于机械 V 弯，两者相差 31.7%。

当机械 V 弯的凸模圆角半径增加，V 形圆角

北航学报 赠阅

处的变形程度减小。由图 15 可以看出，机械 V 弯凸模圆角半径为 9.0 mm 和 10.0 mm 时，试件 V 形圆角处的纵向拉应变峰值依然大于弯曲内径为 7.5 mm 的电磁 V 弯试件。

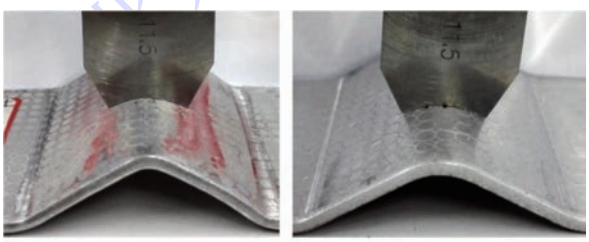
2）变形区域大小

由图 15 和图 16 可知，在 V 形弯曲圆角处，用电磁成形方法所得应变曲线的“波形”比用传统机械冲压方法得到的“波形”要宽，尤其是图 16 所示 V 形圆角内侧的压应变表现更为明显。这表明电磁 V 弯试件 V 形圆角附近有更大范围的金属材料参与了变形。由于电磁力分布不对称，试件应变值较大的区域也相应向电磁力较大的一侧移动。

4.2.2　实际零件应变对比

塑性成形过程中，板料受拉变形超过一定程度会产生多种缺陷，降低材料的使用性能。因此，V 弯试件 V 形圆角外侧的变形是研究重点。同时也因为 V 形圆角受压侧的应变更难测量，所以只测量了 R_2 位置的纵向拉应变。

为使机械 V 弯试件 V 形圆角外侧半径与电磁 V 弯试件 V 形圆角外侧半径 R_2 相同，采用不同半径值的凸模进行机械 V 弯，然后，用半径规测量并选取出 V 角外侧半径同为 11.5 mm 的机械 V 弯试件与电磁 V 弯试件对比圆角外侧纵向拉应变。用于应变对比的试件如图 17 所示。



(a) 电磁成形　　(b) 机械成形

图 17　V 形圆角外径相同的 V 弯试件

Fig. 17　Formed parts by V-bending with the same outer radius of V-shaped corner

表 3 为测量的 V 弯试件 V 形圆角外侧纵向拉应变值。由表 3 可知，电磁 V 弯试件的应变值比机械 V 弯低 13.9%。尽管松散耦合电磁 V 弯数值模型的弯曲圆角半径与实验结果之间存在偏差，但实验试件间应变对比的结果与数值模型间应变对比的结果趋势相符，即同等弯曲半径下，电磁 V 弯试件的拉应变峰值低于传统机械 V 弯。

表 3　V 弯试件 V 形圆角外侧纵向拉应变

Table 3　Longitudinal component of tensile stain at outer radius of V-shaped corner of formed part by V-bending

试件类型	纵向应变
电磁 V 弯	0.075 8
机械 V 弯	0.088 0

5　结　论

通过电磁与机械 2 种 V 弯成形方法，加工出电磁 V 弯试件和机械 V 弯试件，分析了相同 V 形圆角半径下的电磁 V 弯试件和机械 V 弯试件的应变分布特征，结果表明：

1）相同弯曲半径下，电磁 V 弯试件 V 形圆角外侧拉应变峰值低于机械 V 弯试件。

2）电磁 V 弯比机械 V 弯有更大范围的金属材料参与弯曲变形。

电磁成形是脉冲电磁体积力作用下的高速成形，弯曲圆角拉应变峰值低、参与变形的材料范围大。因此，塑性变形导致的材料损伤程度更低，采用电磁成形技术可获得比传统成形方法具有更优使用性能和更长使用寿命的零件。

致谢　感谢潘龙、范志松和冯飞在研究过程中的帮助。

参考文献（References）

[1] MAMALIS A G, MANOLAKOS D E, KLADAS A G, et al. Electromagnetic forming and powder processing: Trends and developments[J]. Applied Mechanics Reviews, 2004, 57(4): 299-324.

[2] GOLOVASHCHENKO S F. Material formability and coil design in electromagnetic forming[J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2007, 16(3): 314-320.

[3] SHANG J H, DAEHN G. Electromagnetically assisted sheet metal stamping[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2011, 211(5): 868-874.

[4] PSYK V, RISCH D, KINSEY B L, et al. Electromagnetic forming—A review[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2011, 211(5): 787-829.

[5] PARK H I, KIM D, LEE J, et al. Experimental study on electromagnetic forming of high strength steel sheets with different dimensions of aluminum driver plate[C]// Proceedings of ICHSF 2014. Dortmund: Forming Technology and Lightweight Construction, TU Dortmund University, 2014: 237-242.

[6] IRIONDO E, ALCARAZ J L, DAEHN G S, et al. Shape calibration of high strength metal sheets by electromagnetic forming [J]. Journal of Manufacturing Processes, 2013, 15(2): 183-193.

[7] IRIONDO E, GUTIERREZ M A, GONZALEZ B, et al. Electromagnetic impulse calibration of high strength sheet metal structures[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2011, 211(5): 909-915.

[8] LEE P S, PIEHLER H R, ADAMS B L, et al. Influence of sur-

北航学报 赠阅

face texture on orange peel in aluminum[J]. Journal of Materials Processing Technology, 1998, 80-81(3): 315-319.

[9] POLÁK J. Plastic strain-controlled short crack growth and fatigue life [J]. International Journal of Fatigue, 2005, 27(10-12): 1192-1201.

[10] AL-RUBAIE K S, DEL GRANDE M A, TRAVESSA D N, et al. Effect of pre-strain on the fatigue life of 7050-T7451 aluminium alloy[J]. Materials Science and Engineering: A, 2007, 464(1-2): 141-150.

[11] 刘大海,周文华,李春峰. 电磁力体积力效应对 AA5052 板材动态成形性的影响[J]. 塑性工程学报, 2013, 20(6): 62-67.
LIU D H, ZHOU W H, LI C F. Influence of body force effect of the pulsed magnetic forces on the dynamic forming limits of AA5052 sheets [J]. Journal of Plasticity Engineering, 2013, 20(6): 62-67(in Chinese).

[12] VANBENTHYSEN R, THIBAUDEAU E, KINSEY B L. Effect of specimen planar area on electromagnetic flanging[J]. Journal of Manufacturing Processes, 2013, 15(2): 194-200.

[13] GAO X, KIM J. Modeling of ductile fracture: Significance of void coalescence[J]. International Journal of Solids and Structures, 2006, 43(20): 6277-6293.

[14] BARTELS G, SCHÄTZING W, SCHEIBE H P, et al. Comparison of two different simulation algorithms for the electromagnetic tube compression [J]. International Journal of Material Forming, 2009, 2(S1): 693-696.

[15] SOHONI G S, WALAME M V, TANDON V, et al. Dynamic behavior characterization of lead at high strain rates using high speed photography for finite element simulation[C]// Proceedings of IMECE 2005. New York: ASME, 2005: 1-6.

[16] XIONG W R, WANG W P, WAN M, et al. Effect of the duration of electromagnetic pulse force on the rebound suppression in V-bend experiment[C]// Proceedings of ICHSF 2014. Dortmund: Forming Technology and Lightweight Construction, TU Dortmund University, 2014: 335-344.

作者简介:

熊威人 男,博士研究生。主要研究方向:基于电磁成形技术的航空板材成形方法。

Tel.: 010-82338613

E-mail: wudiguixu@163.com

万敏 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:新材料成形理论与技术、先进成形工艺与装备技术、飞机数字化制造技术与系统。

Tel.: 010-82338788

E-mail: mwan@buaa.edu.cn

Analysis of strain in electromagnetic V-shaped bending of 2024-T3 aviation aluminum alloy plate

XIONG Weiren, WANG Wenping, WAN Min*, LI Xinjun

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

Abstract: The mechanical properties and service life of parts are influenced by the strain characteristics after metal forming process which causes plastic deformation. Meanwhile, the electromagnetic forming (EMF) gets more attention for the advantage that it can help to overcome the drawback of low formability of aluminum alloys at room temperature by improving the formability. Therefore, the aviation aluminum alloy plate of 2024-T3 was used as the study object. And, the experiments and numerical simulations of V-bending process by both EMF and conventional mechanical method were carried out. The influence of two forming methods on the strain characteristics at the V-shaped corner which is along the longitudinal direction of the specimen was studied. The results show that the tensile strain at the outside of the V-shaped corner of the numerical virtual part formed by EMF is smaller than that formed by mechanical method, and the peak value of tensile strain of actual part formed by EMF is lower by 13.9% as well. In addition, compared with mechanical method, a larger proportion of metal sheet formed by EMF gets involved in the bending deformation.

Key words: electromagnetic forming; V-bending; strain; performance; aluminum alloy

Received: 2015-02-04; **Accepted**: 2015-05-08; **Published online**: 2015-06-17 11:32

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150617.1132.004.html

Foundation items: National Basic Research Program of China (2011CB012800, 2011CB012804)

* **Corresponding author**. Tel.: 010-82338788 E-mail: mwan@buaa.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0098

翅膀对仿蝗虫机器人空中姿态影响分析

全下文载

陈科位，陈殿生*，张自强，张本光

（北京航空航天大学 机械工程及自动化学院，北京 100083）

摘 要：为验证蝗虫通过翅膀不对称运动进行空中姿态调整机理，设计了仿蝗虫空中姿态调整机器人系统，通过曲柄摇杆机构实现翅膀拍动。分析了机构特性，建立了翅膀拍动模型，计算了不同拍动频率、不同拍动幅值下翅膀受力及力矩情况，分析了左右翅膀同步拍动与异步拍动时对机体产生的影响。最后，搭建了实验验证平台，实验结果表明，左右翅膀的同步拍动不会引起机体姿态较大变动，而两侧翅膀拍动相位的不同将引起机体来回摆动，拍动幅值的不同将引起机体的滚转运动，且拍动频率越高，机体滚转越明显。证明了蝗虫利用翅膀不同步运动进行空中姿态调整机理的正确性，也为仿蝗虫机器人空中姿态调整设计提供了依据。

关 键 词：仿蝗虫机器人；空中姿态调整；仿生机构；翅膀不同步拍动；影响分析
中图分类号：V211；TH113.2
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2016)01-0165-07

跳跃机器人因其高效的弹跳越障性，以及极强的环境适应性，在星际探测、抗险救灾和军事侦察等领域都具有广泛的应用前景和重要的战略意义。但是，现有跳跃机器人大多面临着腾空阶段姿态不稳定从而导致着陆阶段冲击大且易倾覆翻转等问题，很难实现连续跳跃，制约着其实际应用。因此，如何保证跳跃机器人空中姿态稳定进而平稳着陆成为该领域亟需突破的关键问题。

Libby 等通过观测发现蜥蜴、壁虎等从高空下落时可以利用尾巴的摆动调节其空中身体姿态，从而达到平稳着陆的目的[1]。文献[2]据此设计了带刚性尾巴的机械小车，当小车从高空跌落时，可通过尾巴的摆动改变下落姿态。美国密歇根大学 Zhao 等在跳跃机器人上加装单自由度尾巴以增加机器人的空中姿态稳定性，取得了很好的效果[3]。除尾巴以外，研究人员对生物翅膀拍动也进行了大量研究，认为翅膀对空中姿态也起着积极作用。如天蛾能通过翅膀的扭转运动实现身体姿态的俯仰运动[4]，大黄蜂能通过调节翅膀拍动方向与速度实现前飞与悬停[5]，飞鸟通过翅膀拍动与身体扭转的协调运动实现空中急速转弯[6]，蝗虫在飞行中能通过翅膀的运动调节飞行姿态以躲避障碍物[7-8]。仿生学的研究成果为机器人的设计提供了思路，德国 FESTO 公司研制的仿生机械蜻蜓“BionicOpter”，依靠改变翅膀拍动的角度改变飞行姿态，可实现蜻蜓的几乎所有动作，如前飞、急转弯和悬停等[9]，其两侧翅膀运动相似。翅膀在仿生跳跃机器人上的应用，目前还仅限于利用滑翔以增强机器人的跳跃距离。如 Woodward 和 Sitti 研究发现蝙蝠可以利用前翼实现跳跃和滑翔运动，由此得到灵感，设计了一种跳跃与滑翔结合的微小型机器人，实现了跳跃机器人空中滑翔运动[10]。Kovac 等对比分析了蝗虫、蝙蝠、蝴蝶翅膀构型，设计了一种滑翔翼，安装在研

收稿日期：2015-02-15；**录用日期**：2015-04-24；**网络出版时间**：2015-06-17 15:17
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150617.1517.005.html
基金项目：国家自然科学基金(51375035)；高等学校博士学科点专项科研基金(20121102110021)
*通讯作者：Tel.：010-82339089 E-mail：chends@buaa.edu.cn

引用格式：陈科位，陈殿生，张自强，等. 翅膀对仿蝗虫机器人空中姿态影响分析[J]. 北京航空航天大学学报，2016，42(1)：165-171. CHEN K W，CHEN D S，ZHANG Z Q，et al. Analysis of wings effects on locust-like robot air posture[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2016，42(1)：165-171 (in Chinese).

北航学报 赠阅

制的小型蚂蚱跳跃机器人上,实现跳跃起飞和滑翔滞空的运动[11]。Desbiens 等设计了一种折叠翼安装于跳跃机器人上,用于增强跳跃性能[12]。

蝗虫能通过翅膀的拍动实现空中身体的转动,最后以理想姿态着陆。由此得到启发,本文提出利用翅膀进行机器人的空中姿态调整并且分析了翅膀拍动对机器人空中姿态的影响,搭建了仿蝗虫空中姿态调整机器人实验平台,验证了利用翅膀进行空中姿态调整的正确性和有效性。

1 蝗虫实验观测

采集健康活跃、体态均匀的东亚飞蝗进行实验观测。将蝗虫背部向下由高空自由下落,利用高速摄像机(FASTCAM 1280 PCI, Photron, USA,拍摄速率 500 帧/s)记录蝗虫自由下降过程中的翅膀拍动及身体滚转情况。

以蝗虫头部为坐标原点建立随体坐标系 $O_0x_0z_0$,如图 1 所示,z_0 由蝗虫腹部指向背部,x_0 与 z_0 垂直。定义蝗虫翅膀由腹部拍向背部方向为上拍,反之为下拍,上拍角度为正。左前翅、右前翅、左后翅与右后翅拍动角度分别以 θ_1、θ_2、θ_3 与 θ_4 表示,身体与竖直方向夹角为 θ_5。

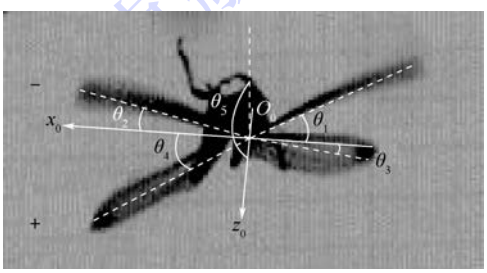
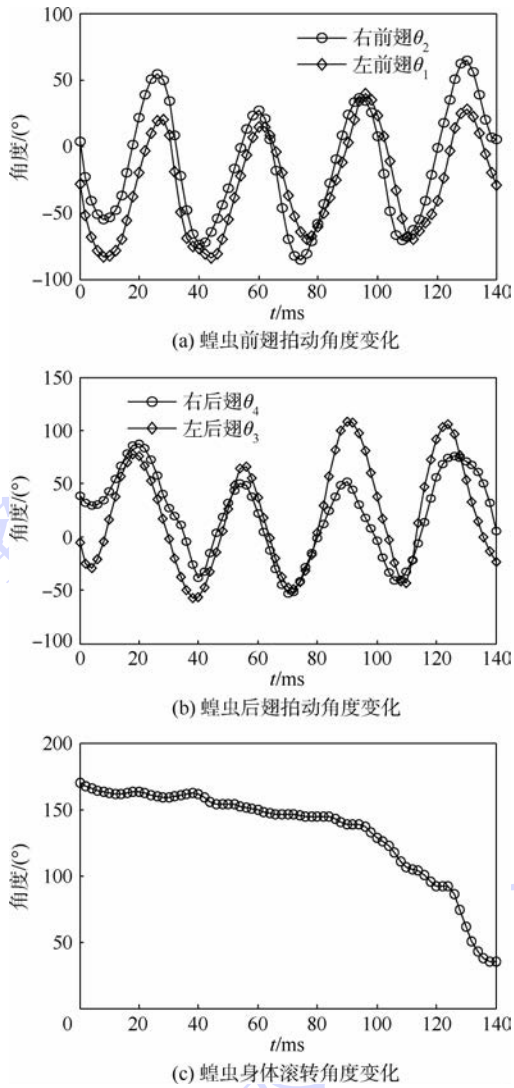


图 1 坐标系及测量角度

Fig. 1 Coordinate system and measuring angles

图 2 为蝗虫下落过程中,两对翅膀的拍动角度以及身体滚转角度变化情况。由图 2(a)与图 2(b)可以看出,蝗虫翅膀拍动频率基本一致,约为 29 次/s,但是左右翅膀拍动存在明显的不对称现象,其幅值、相位均存在差异,且下拍与上拍时间也不相等。图 2(c)表示蝗虫在 140 ms 内能将其身体角度由 165°调整到约 40°并以正常姿态着陆。

图 2 表明蝗虫能通过改变翅膀拍动的幅度、相位以及下拍与上拍的时间,使得左右翅膀呈现不对称运动,促使身体产生滚转从而调节其空中姿态保证平稳落地,由此得到启发,可利用翅膀的不对称运动进行机器人空中姿态调整。



(a) 蝗虫前翅拍动角度变化

(b) 蝗虫后翅拍动角度变化

(c) 蝗虫身体滚转角度变化

图 2 蝗虫下落时翅膀拍动角度及身体滚转角度变化

Fig. 2 Variations of flapping wings' angles and body rolling angle when locust falling down

2 实验样机设计

仿蝗虫空中姿态调整机器人由仿生机构本体、驱动系统、姿态感测系统、数据传输系统以及计算机控制系统组成,其中扑翼机构与传动结构为设计的重点。

扑翼运动包括拍打、挥摆和扭转 3 种模式,这 3 个自由度的复杂运动模式决定了昆虫扑翼的高升力和飞行的灵巧性。由于高频空间扑翼机构的实现难度较大,且本文主要是研究翅膀对机器人空中姿态调整的作用,因此,为简化结构,采用单对平面扑翼机构形式。如图 3(a)所示,电机通过减速齿轮系统带动曲柄摇杆机构上下摆动,实现翅膀的上下扑动。通过实验观测发现蝗虫左右翅膀拍动频率是相同的,故该仿蝗虫空中姿态调整机器人采用一个电机驱动。其左右翅膀的不对称运动可通过手动调节曲柄位置以改变翅膀拍动的

幅度与初始相位而实现。由于两对翅膀传动结构相似,以左翅为例进行分析,建立机构简图如图 3(b)所示,O_1 为曲柄转动中心,O_2 为扑翼转动中心,驱动杆 $\overline{O_1B}$ 长为 L_1,$\overline{O_2D}$ 为翅膀支撑骨架,扑动关节 C 与中心 O_2 点的距离为 L_3,连杆 $\overline{BC}$ 长度为 L_2。O_1 与 O_2 之间水平距离为 a,竖直距离为 b,则 O_1 与 O_2 之间距离 $d=\sqrt{a^2+b^2}$。当电机带动齿轮驱动曲柄 $\overline{O_1B}$ 作旋转运动时,设电机转动频率为 f,扑翼 $\overline{O_2D}$ 将以相同频率作上下扑动。

以 O_1 点为坐标原点建立坐标系 $O_1x_1y_1$,以 O_2 为坐标原点建立坐标系 $O_2x_2y_2$,设在地面坐标系中,O_1 坐标为(0,0),则 O_2 点的坐标为 $(-a,b)$,B 点轨迹可以表示为

$$\begin{cases} x_B = L_1 \cdot \cos\beta \\ y_B = L_1 \cdot \sin\beta \end{cases} \tag{1}$$

C 点轨迹为

$$\begin{cases} x_C = L_3 \cdot \cos\varphi - a \\ y_C = L_3 \cdot \sin\varphi + b \end{cases} \tag{2}$$

式中:β 为曲柄 O_1B 与 x_1 方向的夹角;φ 为摆动杆 O_2D 与 x_2 方向的夹角。根据机构约束关系,有

$$L_2^2=(x_B-x_C)^2+(y_B-y_C)^2=(L_1\cdot\cos\beta-L_3\cdot\cos\varphi+a)^2+(L_1\cdot\sin\beta-L_3\cdot\sin\varphi-b)^2 \tag{3}$$

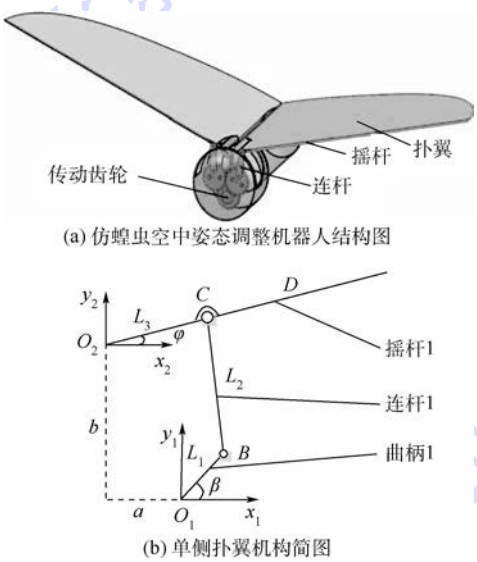


图 3　扑翼机构结构图

Fig. 3　Structure of flapping wing

为使翅膀上拍与下拍阶段产生不同的作用力,则需保证翅膀上拍与下拍阶段速度不同,故该机构具有急回特性。急回特性程度可用行程速度变化系数 K 表示,K 越大,则急回特性越明显,一般取值范围为 $K\in(1,2)$,本文中 K 取 1.4。设计机构扑翼最大摆动角度 ψ 为 60°。根据曲柄摇杆机构的设计方法[13],可计算得出各杆件尺寸如表 1所示。

表 1　各杆件尺寸及参数值

Table 1　Size of each rod and values of parameters

参数	L_1	L_2	$\overline{O_2D}$	a	b	L_3
尺寸/mm	3	10.6	140	13.5	8	10

将表 1 各参数代入式(3),可计算得出电机转动周期与摆杆摆动角度关系如图 4 所示。由图可以看出,摆杆运动存在急回特性,摆动角度与设计值相符,故满足要求。

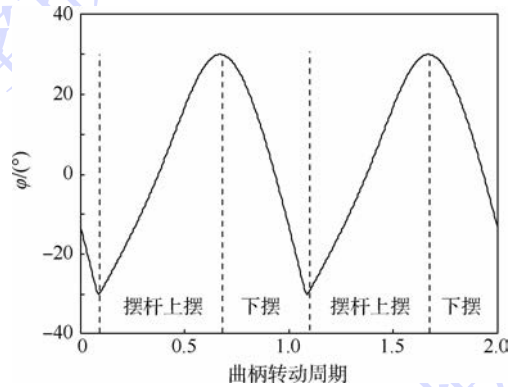


图 4　电机匀速转动时摆杆摆动规律

Fig. 4　Rods swing rule when motor rotating uniformly

3　翅膀影响分析

由于蝗虫翅膀拍动时,翅膀扭转存在一个偏转角度,因此拍动中相对于前进方向产生一个迎角。本结构无法实现翅膀的扭转,但是可以将翅膀倾斜安装,倾斜安装角为 2°。图 5 为翅膀拍动简易模型,设翅膀展向距离旋转中心 r 处翅膀弦长为 $c_A(r)$,所受气动力为 $\mathrm{d}F$,翅膀拍动时,左翅对机身产生的力矩为 M_1,右翅产生的力矩为 M_2。

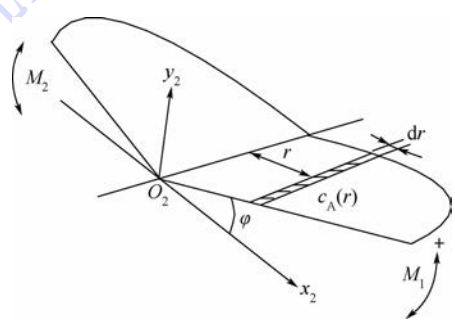


图 5　翅膀拍动模型

Fig. 5　Wings flapping model

3.1　力与翅膀拍动关系

根据流体力学原理[14],翅膀拍动时,其所受力为

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

$$F=\frac{1}{2}C_L\rho AU^2 \tag{4}$$

式中:ρ 为空气密度;A 为翅膀面积;U 为流速;C_L 为升力系数。由于本文限制机体向前运动,因此翅膀上某点处空气流速等于该点的线速度,即为 $r\dot{\varphi}(t)$,其可由式(3)求解得出。根据 Dickinson 总结的经验公式[15],升力系数为

$$C_L=0.225+1.58\sin(2.13\alpha-7.20) \tag{5}$$

式中:α 为迎角。则翅膀扑动时所产生的升力为

$$F=\frac{1}{2}\int_0^R C_L(\alpha)\rho A(r\dot{\varphi}(t))^2\mathrm{d}r \tag{6}$$

式中:R 为翅膀整个展向距离,即为 $\overline{O_2D}$ 尺寸,取为140 mm(见表 1)。代入机构尺寸及 $\rho=1.25\times10^3$ kg/m^3,则可以得出气动力(F)与拍动频率(f)关系,如图 6(a)所示。由图可知,翅膀拍动产生的气动力与拍动频率有关,频率越高,产生的气动力越大。

当左右翅膀拍动频率一致时,改变曲柄位置,可以改变翅膀拍动幅值(ψ),代入机构尺寸,结合式(6),可计算出不同幅值情况下,一个拍动周期内上拍与下拍时翅膀所受气动力值,设翅膀下拍时产生气动力为正,上拍时为负。如图 6(b)所示,下拍时气动力整体大于上拍时气动力,且振幅越大,产生的气动力也越大。

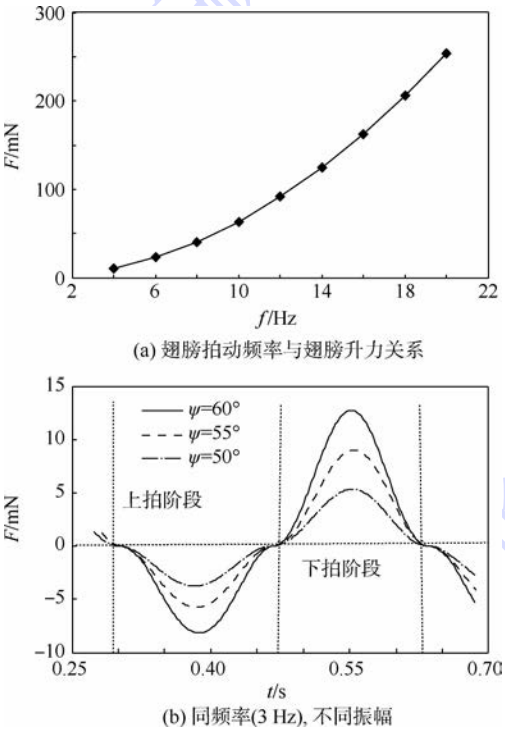


图 6 翅膀拍动频率、振幅与气动力关系

Fig. 6 Relationships between wings flapping frequencies, amplitudes and aerodynamic forces

3.2 力矩与翅膀拍动关系

为分析翅膀拍动对姿态的影响,需要计算翅膀所受力对躯体产生的力矩变化情况。由图 5 可知翅膀上距离转轴距离为 r 处产生的气动力对机身的力矩为

$$\mathrm{d}M=\mathrm{d}F\cdot r \tag{7}$$

对式(7)沿着翅膀展向积分可得拍动时,单侧翅膀上所受力对机体产生总力矩:

$$M=\int_0^R \mathrm{d}F\cdot r=\int_0^R \frac{1}{2}C_L(\alpha)\rho c_A(r)\mathrm{d}r(r\dot{\varphi}(t))^2 r \tag{8}$$

设机体所受力矩顺时针为正(见图 5),则当左右翅膀同步拍动时,翅膀所产生气动力相同,但其对机体产生力矩相反,故合力矩为零,如图 7(a)所示,此时,两翅膀所受力对机体的合力矩为零,翅膀拍动主要提供升力与前进的动力。当翅膀拍动频率不变(3 Hz),振幅不同时,如图 7(b)所示,减小右翅的拍动角度为 ±25°,则左右翅膀产生的力矩将不再相等,此时产生的合力

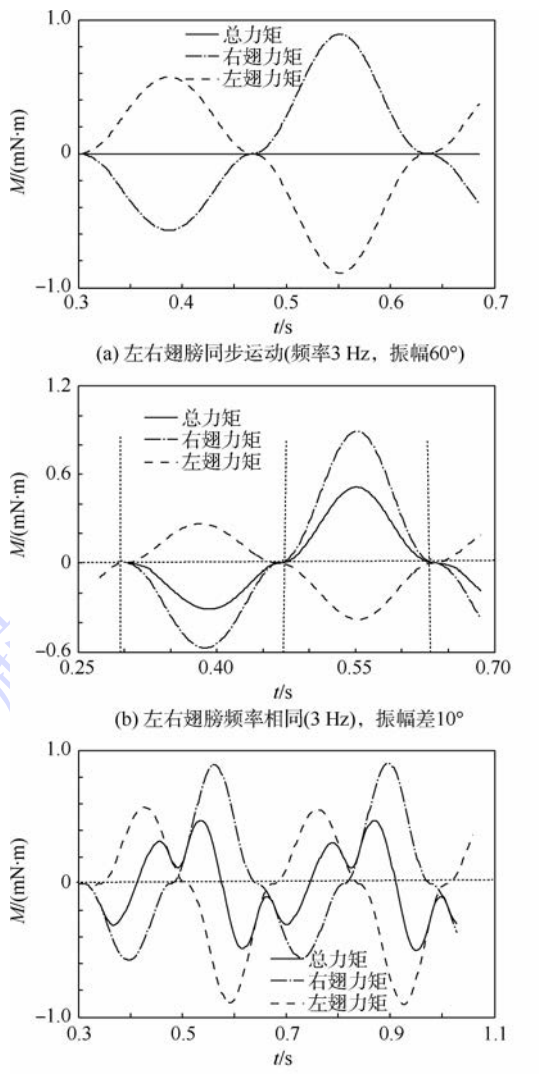


图 7 左右翅膀同步与不同步拍动时力矩变化

Fig. 7 Variations of torques when left and right wings flapping synchronously and asynchronously

北航学报 赠阅

矩不为零。在合力矩作用下,机体将产生转动。由于下拍阶段的力矩大于上拍阶段的力矩,则下拍合力矩大于上拍合力矩,机体将逆时针旋转。当左右翅膀拍动频率与幅值均相等,而相位不同时,如图 7(c)所示,频率为 3 Hz,振幅为 60°,右翅初始相位相对左翅延后约 10°,则左右翅膀对机体合力矩呈震荡趋势。分析图 7(c)发现,合力矩为正与为负时正好相等,故将使得机体左右摇摆但是无法产生持续的旋转效果。

分析可知,当左右翅膀同步拍动时,机体相对稳定,拍动频率增大可提高升力但是对姿态影响不大;当左右翅膀有着相位差时,翅膀拍动可使机体左右摇摆却不能产生持续旋转作用;当左右翅膀拍动幅值不同时,产生的合力矩将促使机体产生转动。因此,可通过改变左右翅膀拍动的幅值改变机体空中姿态。

4　实验验证

为验证利用翅膀进行空中姿态调整机理的正确性与可行性,搭建了实验平台,如图 8 所示,由仿蝗虫空中姿态调整机器人系统、实验支架、计算机控制及实时显示系统以及摄像系统组成。机器人置于实验支架上,可绕支架轴自由转动,但俯仰与偏航自由度被限制。通过姿态感应器测量机体的滚转角度,通过摄像系统记录翅膀拍动与机体姿态变化情况,通过计算机控制系统调控电机转速以及显示姿态角度变化情况。

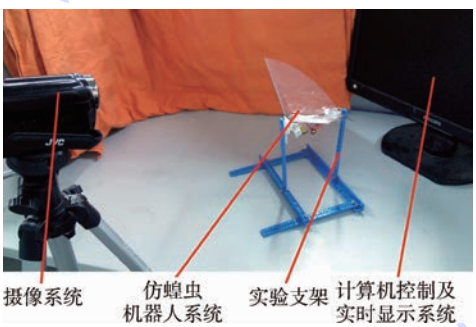


图 8　仿蝗虫空中姿态调整实验平台

Fig. 8　Experimental platform of air posture adjustment inspired by locust

当左右翅膀同步拍动时,即左右翅膀相位、振幅、拍动频率一致,如图 9 所示,机体先处于静止状态(0 ~ 2 s 左右),当翅膀拍动时(2 ~ 8 s 左右),出现抖动;当翅膀停止拍动时(8 ~ 10 s 左右),机体静止。整个过程机体滚转角度变化较小。当拍动频率提高时,机体抖动幅度略有增大,但是整体幅值变化较小,在 ±2°之内,姿态较稳定。因此,翅膀的同步拍动不会引起机体的滚转运动。此时,翅膀的拍动主要提供升力与前飞动力。

当左右翅膀拍动不同步时,如右翅拍动幅值相对左翅减小,但是左右翅拍动频率一致,此时将引起机体的滚转运动。如图 10(a)所示,当拍动频率为 1 Hz 时,机体滚转角度约为 3°;当拍动频率为 2 Hz 时,机体滚转角度约为 10°;当拍动频率为 3 Hz 时,机体滚转角度约为 19°。当左右翅膀拍动幅值一定,但是存在一定相位差时,如图 10(b)所示,翅膀拍动带来机体的左右摇摆,振动幅值相对左右翅膀同步拍动要大,且随着拍动

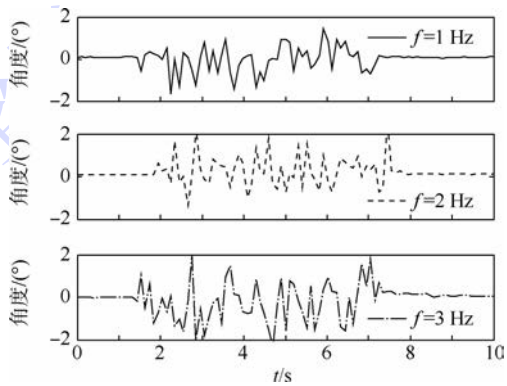
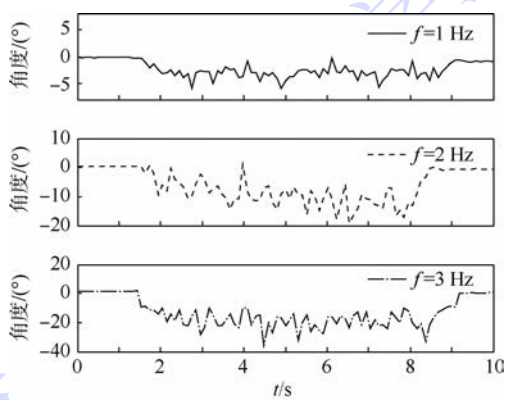
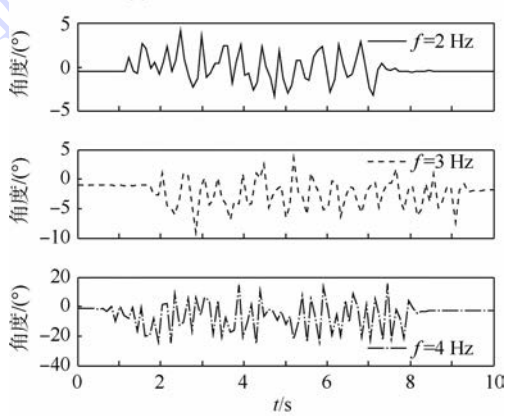


图 9　翅膀同步拍动机体滚转姿态变化情况

Fig. 9　Effects on airframe rolling posture when wings flapping synchronously



(a) 右翅拍动振幅相对左翅减小约10°



(b) 右翅相位相对左翅滞后约10°

图 10　翅膀不同步运动时对机体滚转姿态的影响

Fig. 10　Effects on airframe rolling posture when wings flapping asynchronously

北航学报 赠阅

频率的增加,幅值也增大,但是未出现机体向着同一个方向旋转的情况。因此可以认为,此时左右翅膀产生的力矩周期性变化,使得机体在平衡位置左右摆动。实验结果与理论分析基本一致。

该实验证明,当左右翅膀同步拍动时,翅膀主要提供升力与前飞动力,左右翅膀产生的旋转力矩将相互抵消,机体较稳定;当左右翅膀拍动频率一致、振幅不同时,翅膀的拍动将引起机体的滚转运动,拍动频率越高,滚转效果越明显;当左右翅膀拍动频率、振幅一致,但是相位存在差异时,翅膀的拍动带来力矩周期性变化,此时机体将在平衡位置左右摇摆,拍动频率越高,摇摆幅度越大。因此,可以通过改变左右翅膀拍动的振幅以调节仿蝗虫机器人空中姿态,可通过提高拍动频率以提高姿态调整的效率。

5 结 论

1) 设计了仿蝗虫空中姿态调整机器人系统,利用曲柄摇杆机构实现翅膀的摆动。计算得出了存在急回特性的机构尺寸值并分析了电机匀速转动时摇杆的摆动规律。

2) 分析了翅膀同步与不同步运动产生的气动力与力矩变化情况以及对机体的作用。分析发现翅膀拍动频率越大,气动力越大。翅膀同步拍动对机体产生的力矩为零;左右翅膀拍动振幅不同时,将产生促使机体旋转的力矩;当左右翅膀拍动相位不同时,对机体产生的合力矩呈现周期性变化。

3) 搭建了实验验证平台并进行了仿蝗虫机器人空中姿态调整实验。通过实验发现左右翅膀同步拍动主要提供升力与前进动力,并不能进行滚转姿态的调节;左右翅膀振幅不同时,可使得机体产生滚转运动,此时拍动频率越高,滚转效果越明显;左右翅膀相位不同时,仅使得机体在平衡位置来回摆动,拍动频率越高,摆动幅值越大,与理论分析基本一致,验证了蝗虫通过翅膀不对称运动进行空中姿态调整的机理。

4) 该实验证明了通过翅膀不同步运动进行机器人空中姿态调节的正确性与可行性。通过改变左右翅膀的拍动幅度进行滚转运动的调节,通过提高拍动频率提高调节效率。为仿蝗虫机器人空中姿态调整的设计提供了依据。

本文翅膀拍动幅值的改变主要通过手动调节连杆与齿轮连接位置实现,在实际空中姿态调整机器人设计中,可采用 2 个电机驱动 2 套齿轮旋转以实现左右翅膀拍动的不同步。

参考文献 (References)

[1] LIBBY T, MOORE T Y, CHANG-SIU E, et al. Tail-assisted pitch control in lizards, robots and dinosaurs[J]. Nature, 2012, 481(7380): 181-184.

[2] CHANG-SIU E, LIBBY T, TOMIZUKA M, et al. A lizard-inspired active tail enables rapid maneuvers and dynamic stabilization in a terrestrial robot[C]//2011 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 1887-1894.

[3] ZHAO J, ZHAO T, XI N, et al. Controlling aerial maneuvering of a miniature jumping robot using its tail[C]//2013 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013: 3802-3807.

[4] CHENG B, DENG X, HEDRICK T L. The mechanics and control of pitching manoeuvres in a freely flying hawkmoth (Manduca sexta)[J]. The Journal of Experimental Biology, 2011, 214(24): 4092-4106.

[5] XU N, SUN M. Lateral dynamic flight stability of a model bumblebee in hovering and forward flight[J]. Journal of Theoretical Biology, 2013, 319: 102-115.

[6] SU J Y, TING S C, YANG J T. How a small bird executes a sharp turning maneuver: A mechanical perspective[J]. Experimental Mechanics, 2012, 52(7): 693-703.

[7] ROBERTSON R M, JOHNSON A G. Collision avoidance of flying locusts: Steering torques and behaviour[J]. Journal of Experimental Biology, 1993, 183(10): 35-60.

[8] ROBERTSON R M, KUHNERT C T, DAWSON J W. Thermal avoidance during flight in the locust locusta migratoria[J]. Journal of Experimental Biology, 1996, 199(6): 1383-1393.

[9] GAISSERT N, MUGRAUER R, MUGRAUER G, et al. Inventing a micro aerial vehicle inspired by the mechanics of dragonfly flight[M]. Towards Autonomous Robotic Systems. Berlin, Heidelberg: Springer, 2014: 90-100.

[10] WOODWARD M A, SITTI M. Design of a miniature integrated multi-modal jumping and gliding robot[C]//2011 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 556-561.

[11] KOVAC M, HRAIZ W, FAURIA O, et al. The EPFL jumpglider: A hybrid jumping and gliding robot with rigid or folding wings[C]//IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 1503-1508.

[12] DESBIENS A L, POPE M T, CHRISTENSEN D L, et al. Design principles for efficient, repeated jumpgliding[J]. Bioinspiration & Biomimetics, 2014, 9(2): 025009.

[13] 程友联, 吴晓红. 曲柄摇杆机构的参数设计法[J]. 机械设计, 2010(9): 60-62.
CHENG Y L, WU X H. Parameter design method of crank-rocker mechanism[J]. Journal of Machine Design, 2010(9): 60-62.

[14] OERTEL H, ERHARD P, ASFAW K, et al. Prandtl-essentials of fluid mechanics[M]. New York: Springer, 2010: 212-259.

[15] DICKINSON M H, LEHMANN F O, SANE S P. Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight[J]. Science, 1999, 284(5422): 1954-1960.

北航学报 赠阅

作者简介:

陈科位　男,博士研究生。主要研究方向:仿生跳跃机器人技术。

Tel.:010-82338271

E-mail:awei_bit@163.com

陈殿生　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:仿生机器人技术、服务机器人技术。

Tel.:010-82339089

E-mail:chends@buaa.edu.com

张自强　男,博士研究生。主要研究方向:仿生跳跃机器人技术。

Tel.:010-82338271

E-mail:zzq06520011@163.com

张本光　男,硕士研究生。主要研究方向:仿生机器人运动控制。

Tel.:010-82338271

E-mail:zhangbg@bupt.edu.cn

Analysis of wings effects on locust-like robot air posture

CHEN Kewei, CHEN Diansheng*, ZHANG Ziqiang, ZHANG Benguang

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

Abstract: To verify the mechanism that locusts adjust their posture in air by flapping wings asynchronously, the air posture adjustment locust-like robot system has been designed which realized the flapping of wings with the crank-rocker structure. The structure characteristics have been analyzed and the wings flapping model has been established. Then, the forces and torques acting on the wings under different flapping frequencies and different amplitudes have been calculated. The influences on the body with synchronous and asynchronous flapping of wings have also been analyzed. Finally, an experimental platform has been built and a series of experiments have been implemented. Results indicate that synchronous flapping of left and right wings does not induce body posture change greatly while different phases of each side of wings will cause the body swing. Furthermore, different flapping amplitudes will induce the body roll and the higher flapping frequency is, the more obvious the body rolling phenomenon is. The experiments have verified the correctness of the mechanism of locust air posture adjustment by the ways of asynchronous wings motion and have provided the basis for the design of the air posture adjustment locust-like robot.

Key words: locust-like robot; air posture adjustment; bionic mechanism; asynchronous wings flapping; analysis of effects

Received: 2015-02-15; **Accepted**: 2015-04-24; **Published online**: 2015-06-17 15:17

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150617.1517.005.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51375035); Specialized Research Fund for the Doctoral Program of Higher Education (20121102110021)

* **Corresponding author**. Tel.:010-82339089　E-mail:chends@buaa.edu.cn

北京航空航天大学学报

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0053

前置隔板对圆柱绕流影响的实验分析

周潇，胡烨*，王晋军

（北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100083）

摘 要：对经典的圆柱绕流模型，运用前置隔板对流场进行控制。利用粒子图像测速(PIV)方法在自循环水槽中研究了雷诺数为1 800时，柔性和刚性2种不同刚度的前置隔板对圆柱绕流的影响。研究发现：柔性隔板自由端的弯曲增加了对流场的额外扰动，并且柔性隔板弯曲变形会诱导产生脱落涡，导致尾迹流场的主频发生变化。在圆柱下游流场，无隔板工况与柔性隔板工况的回流区长度相当，刚性隔板工况的回流区相较之下则更长。结果显示：前置隔板还能在一定程度上减小圆柱绕流的阻力。

关 键 词：圆柱；涡结构演化；前置隔板；柔性材料；粒子图像测速(PIV)
中图分类号：O357.1
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2016)01-0172-08

在一定雷诺数下，直匀流在通过圆柱等钝体后会产生周期性的卡门涡街，这种非对称脱落的旋涡可能会导致圆柱失稳甚至诱发振动[1]，1940年美国华盛顿州的一处悬索桥在风速不大的情况下坍塌就是典型的案例。为了防止类似事故的发生，研究者采用各种控制方法，对流动分离进行人为干预。目前，流动控制主要分为被动控制和主动控制。被动控制不需要向流场输入能量，主要通过改变钝体形状或者添加附加装置来控制旋涡脱落，相比主动控制更为简单且更容易实现，因此在流动控制中应用更为广泛[2]。例如为了达到减小阻力的目的，可以在圆柱表面添加粗糙块[3]、凹槽[4-5]等，也可以在物体表面缠绕螺旋线[6]或者沿径向开槽[7]。

在圆柱绕流流场中加入隔板是一种典型且较为成熟的被动控制技术。这项技术在过去的几十年里已经被科研人员进行了广泛的研究，例如Anderson和Szewczyk[8]，Hwang等[9]，Kwon和Choi[10]，Ozono[11]。但其中大多数研究的关注点都在于把隔板放在圆柱下游，从而影响尾迹区的流动情况。早在1955年，Roshko[12]就注意到圆柱尾部的隔板对流场具有重要影响。他们在$Re = 1.45 \times 10^4$的实验条件下发现，当尾部隔板长度大于5倍圆柱直径时，将不再有旋涡从圆柱剪切层中脱落，同时圆柱的阻力系数会大大降低。当隔板长度等于圆柱直径时，隔板对旋涡脱落的影响主要依赖于隔板与圆柱后缘点之间的距离：当这一间距小于4倍圆柱直径时，绕流的Strouhal数随间距的增大而减小，圆柱尾迹区的压力随间距增大而增加，此时圆柱阻力不断减小；而当这一间距太大时，隔板对旋涡脱落几乎没有影响。

受上述研究的启发，科研人员将隔板放置于钝体上游，探讨前置隔板对钝体绕流的影响。不难发现，圆柱后置隔板的作用多在于阻断圆柱两侧卡门涡的相互作用，进而抑制尾迹涡的生成。对于前置隔板而言，Hwang和Yang[13]利用数值方法在较低雷诺数的条件下($Re = 30 \sim 160$)发

收稿日期：2015-01-26；**录用日期**：2015-04-17；**网络出版时间**：2015-08-03 16:41
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150803.1641.013.html
基金项目：国家自然科学基金(11302018)；中国博士后科学基金(2014M560036)
* **通讯作者**：Tel.：18810609581 E-mail：doubleover@sohu.com

引用格式：*周潇，胡烨，王晋军. 前置隔板对圆柱绕流影响的实验分析[J]. 北京航空航天大学学报，2016，42(1)：172-179.*
ZHOU X，HU Y，WANG J J. Experimental analysis on flow past circular cylinder attached to frontal splitter plate[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2016，42(1)：172-179 (in Chinese).

现,前置隔板给流体带来的摩擦阻力有助于减小圆柱前驻点的压力。在计算过程中,前置隔板被设定为完全刚性,而隔板的长度与圆柱直径相同,此外他们还试图通过改变隔板与圆柱的相对距离,找到一个能使圆柱阻力最小的最优间距。由于平板边界层流动的临界雷诺数(从层流转捩到湍流)$Re_x = 2\times10^5 \sim 6\times10^5$[14]远远大于实验工况的雷诺数,保证了流体在经过上游隔板时依旧为层流状态。计算结果显示,当间距等于 1.5 倍的圆柱直径时,阻力值达到最小,阻力降幅约 14.7%。2014 年,Qiu 等[14]在风洞中开展了类似的研究工作,发现当 $Re < 3.0\times10^5$ 时,阻力系数相较于未加隔板控制的工况有明显的下降,下降幅度最高可达到 50%。这是由于气流流经圆柱时背风面的分离点向下游运动,导致尾迹区的宽度变窄,从而使圆柱阻力下降,并且前置隔板产生的湍流边界层会加快圆柱下游分离剪切层的转捩。

本实验圆柱绕流雷诺数 $Re = 1\,800$,利用粒子图像测速(Particle Image Velocimetry,PIV)技术研究不同刚度的前置隔板对固定圆柱流场特性和流动结构的影响。

1　实验装置及数据处理方法

本实验在北京航空航天大学自循环水槽中进行,实验段长度为 3 m,横截面积为 0.6 m × 0.6 m,水槽侧壁及底部均为透明有机玻璃,便于进行实验观测和拍摄。该水槽的来流速度在 0 ~ 400 mm/s范围内连续可调,湍流度 $\sigma < 0.8\%$,流场品质良好。实验装置如图 1 所示(图 1(a)中间四方区域为 PIV 测量区域,图中数字单位均为 mm)。

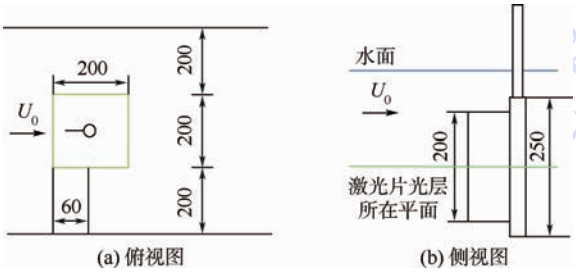


图 1　实验装置示意图

Fig. 1　Sketch of experimental set-up

实验中由 2 个半圆形铝制长杆拼接而成的圆柱模型的直径 $D = 12$ mm,长度 $W = 250$ mm。在附加隔板的控制中,分别在圆柱的前端加上柔性和刚性 2 种隔板,它们均采用透明聚酯薄膜制成。柔性隔板厚度 $h_F = 0.1$ mm;刚性隔板厚度 $h_R = 1$ mm,2 种隔板的长度均为 $L = 3D$。实验过程中来流速度 $U_0 = 156$ mm/s,基于圆柱直径的雷诺数 $Re = 1\,800$。柔性隔板和刚性隔板的有效弯曲刚度 Π 的定义如式(1)所示[15-16]:

$$\Pi = \frac{Eh^3}{12\rho_f U_0^2 L^3} \tag{1}$$

式中:E 为聚酯薄膜的弹性模量;ρ_f 为流体密度。根据以上参数可得柔性隔板的有效弯曲刚度 $\Pi_F = 1.22$;刚性隔板的有效弯曲刚度 $\Pi_R = 1\,220$。流场速度利用 PIV 系统进行测量,粒子为空心玻璃微珠,平均直径为 5 μm,密度为 1.05 g/cm^3。1 台 Nd:Yag 连续激光器作为片光源,激光器输出功率为 1.5 W,片光厚度为 1 mm。采集图像所用的高速 CCD 相机分辨率为 2 048 像素 × 2 048 像素,视野范围约为200 mm × 200 mm,图像采样频率为 250 Hz,曝光时间为 1 ms,每种工况各采集 5 000 帧。图像采用多通道迭代 Lucas-kanade(Multi-pass Iterative Lucas-kanade,MILK)算法进行处理,过程中用到互相关计算方法。查询窗口采用 32 像素 × 32 像素,x 方向和 y 方向的平移步长均为 16 像素,保证有 50% 的重叠率。

2　流场特性

2.1　时均流向速度分布

图 2 和图 3 给出了单独圆柱绕流、圆柱前缘安装柔性隔板和刚性隔板 3 种实验情况下圆柱下游流场流向速度 U 分布和流向速度亏损最大值 U_{min}沿流向的变化。可以看出,由于圆柱的存在以及剪切层的分离,圆柱尾迹区会产生一个较为明显的速度亏损。在近尾迹区 $x/D = 2 \sim 6$ 范围内,刚性隔板的速度亏损量最大,柔性隔板则经历了由亏损大于单独圆柱绕流到小于单独圆柱绕流的情况。在 $x/D = 6$ 的流向位置处,2 种控制工况的速度亏损基本相当,并且在 $x/D = 7$ 处,控制工况的速度亏损基本与单独圆柱绕流相同。此后,2 种控制情况下尾迹速度的恢复均比单独圆柱绕流情况快。

从图 3 可以看出,在圆柱下游,对称面上的流向速度会在一定范围内小于 0,表明这个区域实际上是回流区,并且回流区的长度就定义为圆柱后缘到对称面速度恢复到 0 时(图中曲线与 $U_{min}/U_0 = 0$虚线相交处)的这段距离。单独圆柱绕流与柔性隔板情况下对称面上 $U = 0$ 的流向位置相近,而刚性隔板情况下对称面上 $U = 0$ 的点则靠后,说明单独圆柱绕流与柔性隔板情况的回

北航学报 赠阅

流区长度相当,刚性隔板情况下回流区则更长一些。这些流场特性的差异,预示着流动结构的不同演化。

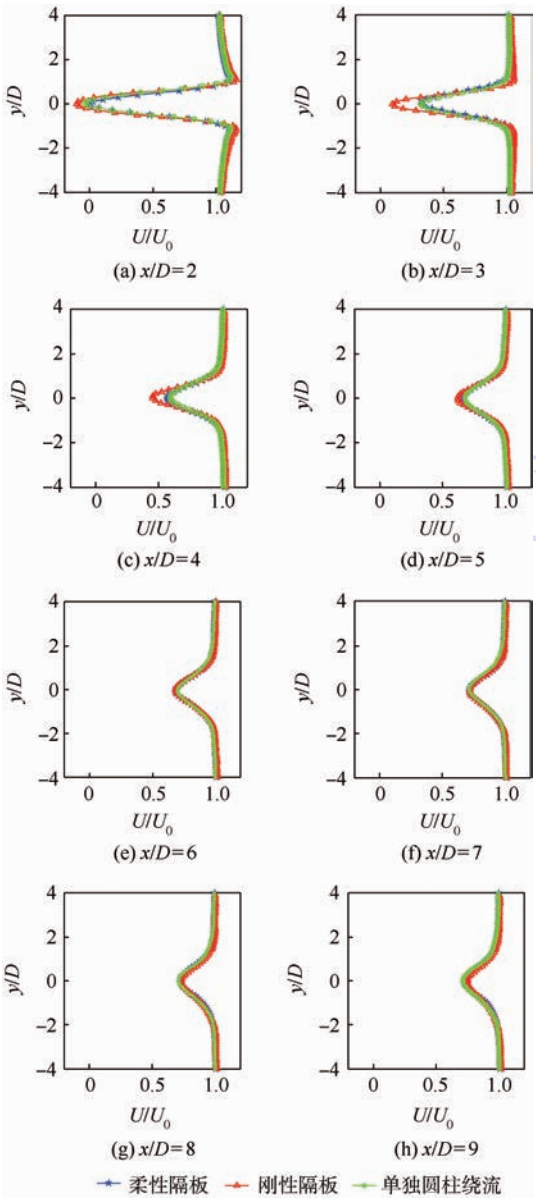


图 2 时均流向速度分布

Fig. 2 Profiles of mean streamwise velocity

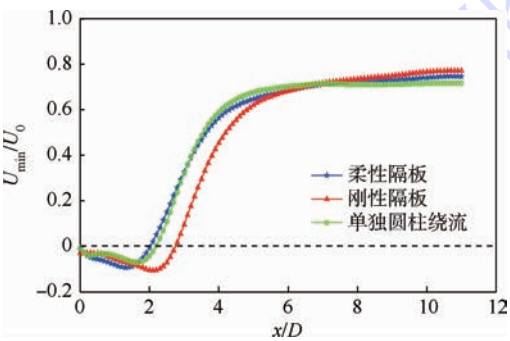


图 3 对称面流向速度变化

Fig. 3 Variation of streamwise velocity at $y/D=0$

2.2 时均脉动量

垂向脉动量所展现出的是一种单峰结构,这是由上下 2 排尾迹脱落涡相互作用形成的。从 3 种实验情况的垂向脉动量 v 分布(见图 4)来看,柔性隔板的垂向速度脉动在近尾迹区($x/D=4$ 之前)要大于刚性隔板工况,这是由自由来流条件下柔性隔板的变形及振动所致。在 $x/D=5$ 及之后的流向位置处,2 种控制工况的脉动量曲线基本重合,说明柔性隔板变形的影响已经衰减。但是,增加隔板控制都使圆柱近尾迹区垂向脉动降低。

从图 5 关于垂向速度脉动量最大值 v_{max} 沿流向的变化中可以发现,在流体流经圆柱之后,脉动量会出现一个大幅的增长,这是由于剪切层的增

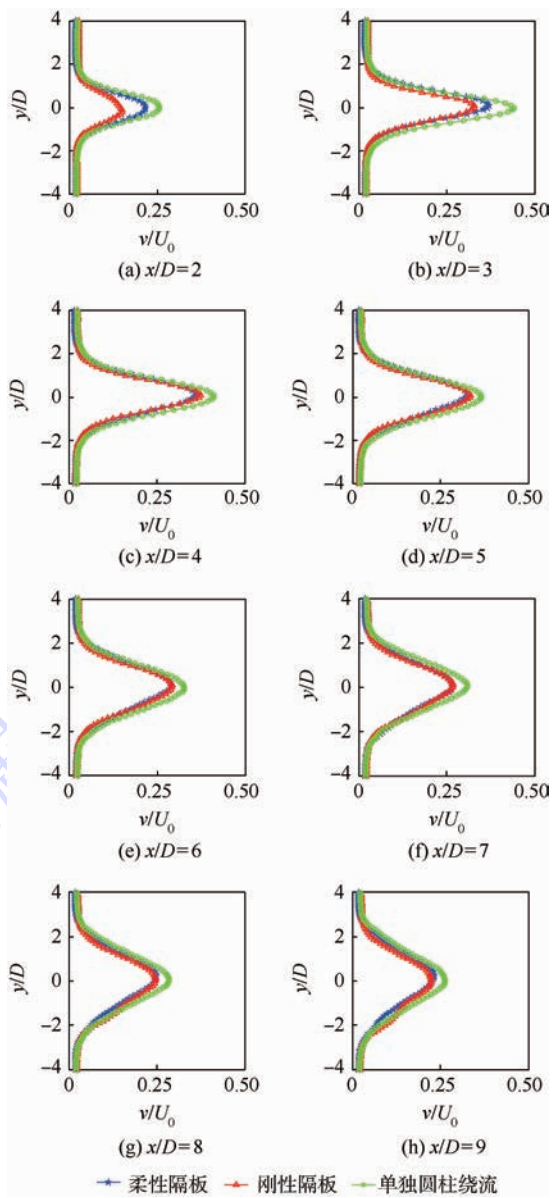


图 4 垂向脉动量分布

Fig. 4 Profiles of vertical velocity fluctuation

长以及尾迹涡的形成。在近尾迹区 $x/D=1$ 附近，单独圆柱绕流与柔性隔板工况的增长速度较快，而刚性隔板工况的增长速度则较慢，但在流向位置 $x/D=1.5$ 处，刚性隔板工况的增速有一个大幅的提高，随后达到与前 2 种工况增速相当的程度。另外从图 5 中可以看到，单独圆柱绕流和柔性隔板工况的峰值都出现在 $x/D=3$ 处，而刚性隔板的峰值位置则相对靠后，出现在 $x/D=3.7$ 处。此外，柔性隔板和刚性隔板工况垂向脉动量所达到的峰值大小几乎相同，都在 $v_{max}/U_0\approx 0.37$，而单独圆柱绕流工况的峰值则达到了 $v_{max}/U_0\approx 0.45$。

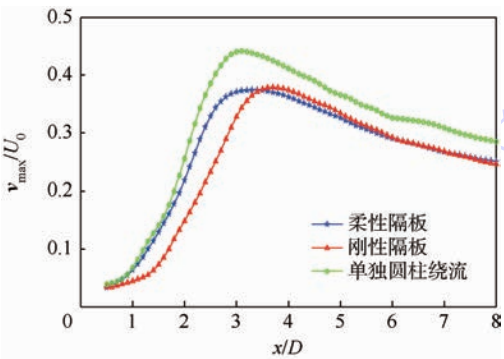


图 5　垂向脉动量最大值变化

Fig. 5　Variation of the maximum of vertical velocity fluctuation

3　阻力特性

阻力系数的计算采用了 Antonia 和 Rajagopalan[17] 给出的计算公式如式(2)所示：

$$C_D=2\int_{-\infty}^{+\infty}\frac{U}{U_0}\left(1-\frac{U}{U_0}\right)\mathrm{d}\left(\frac{y}{D}\right)+2\int_{-\infty}^{+\infty}\frac{\overline{v^2}-\overline{u^2}}{U_0^2}\mathrm{d}\left(\frac{y}{D}\right) \tag{2}$$

式中：u、v 分别为流向和垂向的速度脉动值。式(2)右边第 1 项为动量积分，第 2 项为雷诺正应力对阻力的贡献。

由于拍摄视野所限，拍摄区域最下游流向位置 x/D 稍大于 10。因此，取 $x/D=10$ 处流场信息对阻力进行了估算。得到单独圆柱绕流、圆柱前缘加柔性隔板、圆柱前缘加刚性隔板 3 种情况下的阻力系数分别为 1.06、1.01 和 0.99，柔性隔板和刚性隔板工况的阻力系数与原始工况相比分别降低了4.7% 和 6.6%。

4　流场结构

在讨论流场结构前，首先应用快速傅里叶变换(Fast Fourier Transformation，FFT)对流场主频进行分析。得到柔性隔板工况下圆柱涡脱落的主频为 2.75 Hz，由此得到基于圆柱直径的 Strouhal 数 $St_F=0.21$，刚性隔板和单独圆柱绕流的脱落涡主频均为 2.6 Hz，$St_R=0.20$，柔性隔板影响了涡脱落频率，约增加 5%。由此也可看出，与后置隔板相比，在圆柱前缘放置隔板并没有显著降低尾迹区流场的 Strouhal 数，说明在此工况下，前置隔板(尤其是刚性隔板)对尾迹区卡门涡的脱落没有造成实质性的影响。但与此同时，在隔板长度 $L=3D$ 的条件下，柔性隔板的自由端在来流的作用下会发生偏移变形，并伴随小幅度的振动，生成周期性的诱导涡，改变了圆柱近尾迹区脱落涡的主频。其中诱导涡的脱落频率与主频的关系会在后文做进一步分析。

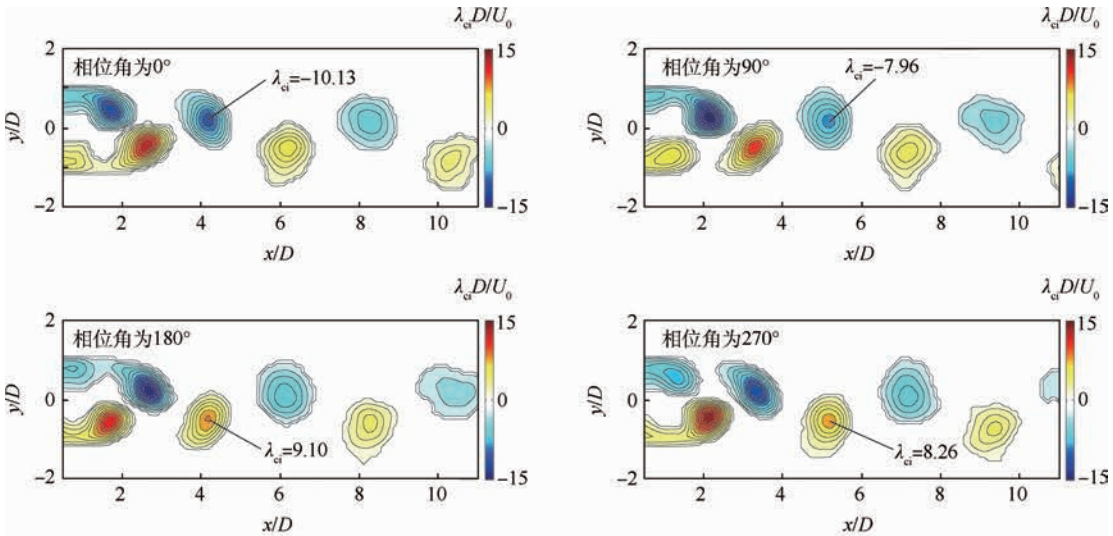
4.1　相位平均流场

本节利用 λ_{ci} 方法来表征当地涡量[18]。图 6 给出各工况圆柱下游相位平均 λ_{ci} 场，其中每种工况 4 幅图分别代表 0°、90°、180° 以及 270° 相位角。由图 6(a)中可以看出，单独圆柱绕流工况下尾迹区会产生周期性脱落的卡门涡，且卡门涡刚好脱落时(以第 1 幅图中下方的脱落涡为例)，涡核处于 $x/D=2.5$ 的流向位置；另一方面，从 λ_{ci} 的数值大小来看，圆柱两侧脱落涡的强度相当，没有明显的不对称现象出现。

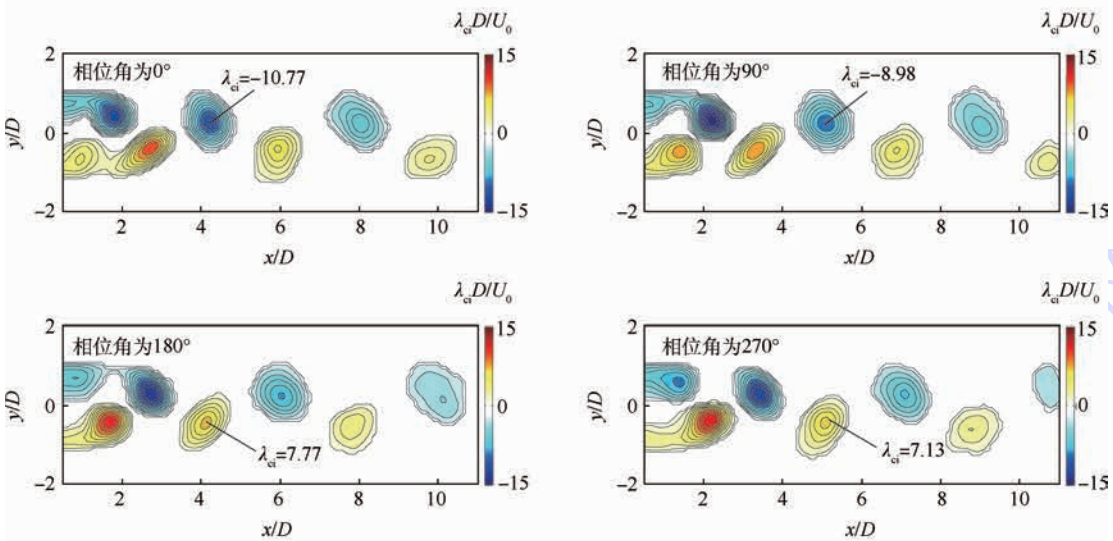
对于柔性隔板工况来说(见图 6(b))，由于柔性隔板前缘受到流场的扰动向一侧偏转，从而引发了诱导涡的产生，诱导涡流经平板并与圆柱剪切层中生成的涡融合。圆柱下游卡门涡脱落时，涡核也处于 $x/D=2.5$ 的位置，可见涡的形成长度并没有明显变化。对比单独圆柱绕流工况来看，圆柱下方脱落涡的强度在数值上要明显小于上方的脱落涡，这可能是由于柔性隔板偏转而造成的，但是这种差距会随着流向距离的增大而减弱。

刚性隔板(见图 6(c))有一定的厚度，自由来流流经隔板自由端时存在流动分离并产生涡，但该涡结构强度较弱，没有柔性隔板情况产生的诱导涡强度大。另外，此种工况下卡门涡脱落时，涡核的流向位置较之前 2 种工况后移，处于 $x/D\approx 3.5$ 的流向位置处，导致涡的形成长度变长。另一方面，圆柱两侧脱落涡的强度差距相较于柔性隔板工况也有所减小。

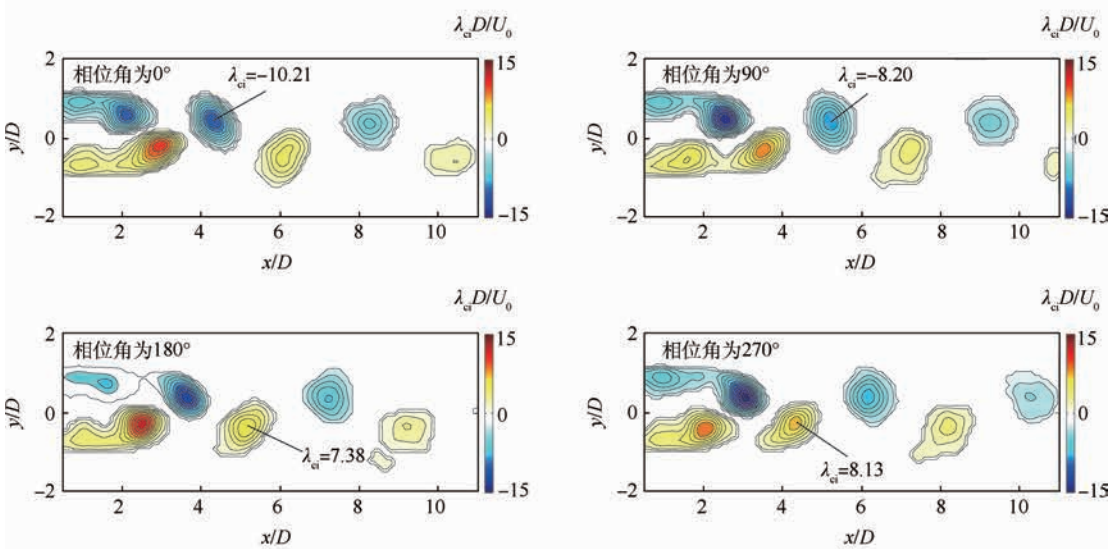
北航学报 赠阅



(a) 单独圆柱绕流工况



(b) 柔性隔板工况



(c) 刚性隔板工况

图 6 相位平均 λ_{ci} 场

Fig. 6 Phase averaged λ_{ci} field

北航学报 赠阅

4.2　涡动力学模态分解

柔性隔板前缘由于自身刚度较低，受到流场的扰动向一侧偏转，从而引发了诱导涡的产生。图 7(a) ~ 图 7(c)表示间隔一段时间内，诱导涡沿着平板向下游运动的过程，从图中可以看到，平板前端处有一个 λ_{ci} 值较大的区域，这是流体在经过柔性隔板时，由于隔板自由端偏转而产生的诱导涡。脱落的涡沿着平板一直向下游运动，直到撞击圆柱迎风面。

通过本征正交分解(Proper Orthogonal Decomposition，POD)模态分解的结果可以看出，1、2 阶模态的主频主要展现的是卡门涡街的频率，也就是圆柱本身对流场的影响。图 8 为柔性隔板工况各模态的流场频率。对于柔性隔板情形，对应的主频为 2.751 Hz(见图 8(a))，这与之前全流场的 FFT 分析结果也相符。另一方面，如果想知道柔性隔板自由端诱导涡对整个流场的影响，则需要对更高阶模态进行分析。在对柔性隔板工况下速度场的 FFT 分析中，发现柔性隔板自由端附近存在一个较为明显的涡脱落频率 $f_1 = 2.2$ Hz。同时，在对比了该工况下流场前 6 阶模态之后，发现在 4、5 阶模态中，能量在 2.15 Hz 处达到一个峰值(见图 8(b))，据此判断这 2 阶模态对应柔性隔板自由端诱导涡对全流场的影响。此外从能量的数量级来看，柔性隔板自由端诱导涡的能量仅为卡门涡街所占能量的 10%。在刚性隔板工况中，由于之前用 FFT 方法分析得到的平板自由端诱导涡的脱落频率不是很明显，所以在 POD 分解中也找不到与之相对应的高阶模态。

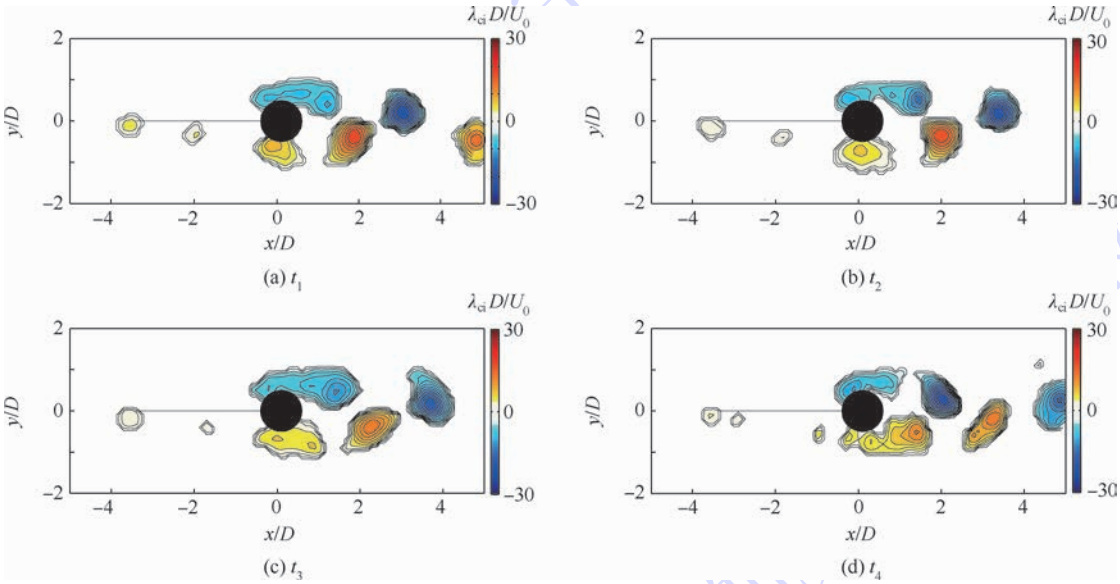


图 7　柔性隔板工况瞬时 λ_{ci} 场

Fig. 7　Instantaneous λ_{ci} field for flexible plate condition

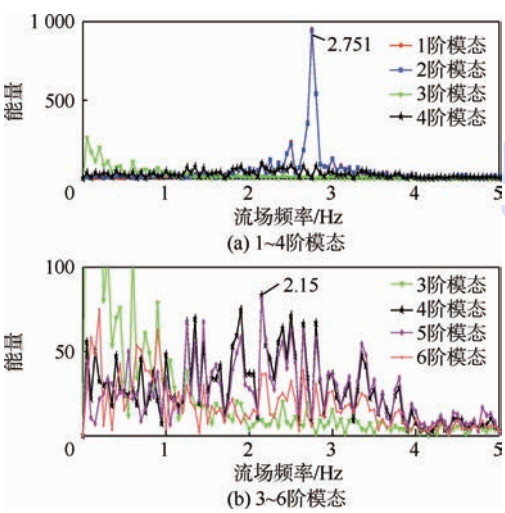


图 8　柔性隔板工况 1 ~ 6 阶模态的流场频率

Fig. 8　Flow field frequency in 1 ~ 6 modality for flexible plate condition

5　结　论

前置隔板控制方法对于圆柱绕流来讲，目前实验研究方面的工作较少。通过本次实验可以看到，在雷诺数 $Re = 1\,800$ 的条件下，2 种刚度的隔板对圆柱流场的控制作用主要体现在：

1）圆柱加前置柔性和刚性隔板后阻力可分别减少 4.7% 和 6.6%。在圆柱下游，单独圆柱绕流工况与前置柔性隔板工况的回流区长度相当，前置刚性隔板工况的回流区则更长一些。在涡结构的演化方面，由于柔性隔板自由端的变形及振动，使流场增加了额外的扰动，影响了圆柱剪切层的发展，从而改变了近尾迹区内卡门涡街的脱落频率。

北航学报 赠阅

2）单独圆柱绕流及圆柱安装前置刚性隔板2种工况下绕流尾迹区产生的卡门涡脱落的Strouhal数均为0.20。在安装柔性隔板的工况下，柔性隔板自由端弯曲变形诱导产生脱落涡的Strouhal数为0.17。该涡结构沿隔板向下游移动，并影响圆柱剪切层中涡结构的形成，导致尾迹流场的Strouhal数变为0.21，相较于单独圆柱绕流工况增加了5%。

参考文献（References）

[1] CHOI H, JEON W P, KIM J. Control of flow over a bluff body [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2008, 40: 113-139.

[2] LEE S J, LEE S I, PARK C W. Reducing the drag on a circular cylinder by upstream installation of a small control rod[J]. Fluid Dynamics Research, 2004, 34(4): 233-250.

[3] SHIH W C L, WANG C, COLES D, et al. Experiments on flow past rough circular cylinders at large Reynolds numbers[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 1993, 49(1): 351-368.

[4] BEARMAN P W, HARVEY J K. Control of circular cylinder flow by the use of dimples[J]. AIAA Journal, 1993, 31(10): 1753-1756.

[5] CHOI J, JEON W P, CHOI H. Mechanism of drag reduction by dimples on a sphere [J]. Physics of Fluids, 2006, 18(4): 041702.

[6] LEE S J, KIM H B. The effect of surface protrusions on the near wake of a circular cylinder[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 1997, 69-71: 351-361.

[7] LIM H C, LEE S J. Flow control of circular cylinders with longitudinal grooved surfaces[J]. AIAA Journal, 2002, 40(10): 2027-2036.

[8] ANDERSON E, SZEWCZYK A. Effects of a splitter plate on the near wake of a circular cylinder in 2 and 3-dimensional flow configurations [J]. Experiments in Fluids, 1997, 23(2): 161-174.

[9] HWANG J Y, YANG K S, SUN S H. Reduction of flow-induced forces on a circular cylinder using a detached splitter plate[J]. Physics of Fluids, 2003, 15(8): 2433-2436.

[10] KWON K, CHOI H. Control of laminar vortex shedding behind a circular cylinder using splitter plates[J]. Physics of Fluids, 1996, 8(2): 479-486.

[11] OZONO S. Flow control of vortex shedding by a short splitter plate asymmetrically arranged downstream of a cylinder[J]. Physics of Fluids, 1999, 11(10): 2928-2934.

[12] ROSHKO A. On the wake and drag of bluff bodies[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1955, 22(2): 124-132.

[13] HWANG J Y, YANG K S. Drag reduction on a circular cylinder using dual detached splitter plates[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2007, 95(7): 551-564.

[14] QIU Y, SUN Y, WU Y, et al. Effects of splitter plates and Reynolds number on the aerodynamic loads acting on a circular cylinder[J]. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, 2014, 127: 40-50.

[15] HEATHCOTE S, GURSUL I. Flexible flapping airfoil propulsion at low Reynolds numbers [J]. AIAA Journal, 2007, 45(5): 1066-1079.

[16] KANG C K, AONO H, CESNIK C E, et al. Effects of flexibility on the aerodynamic performance of flapping wings[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2011, 689: 32-74.

[17] ANTONIA R, RAJAGOPALAN S. Determination of drag of a circular cylinder [J]. AIAA Journal, 1990, 28(10): 1833-1834.

[18] ZHOU J, ADRIAN R J, BALACHANDAR S, et al. Mechanisms for generating coherent packets of hairpin vortices in channel flow[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1999, 387: 353-396.

作者简介：

周潇 男，硕士研究生。主要研究方向：流动控制。

Tel.：010-82338413

E-mail：zx910819zx@163.com

胡烨 女，博士。主要研究方向：实验流体力学。

Tel.：18810609581

E-mail：doubleover@sohu.com

王晋军 男，博士，教授，博士生导师。主要研究方向：实验流体力学。

E-mail：jjwang@buaa.edu.cn

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Experimental analysis on flow past circular cylinder attached to frontal splitter plate

ZHOU Xiao, HU Ye*, WANG Jinjun

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

Abstract: Considering the classic circular cylinder flow model, a frontal splitter plate was introduced to explore the influence on the flow past a circular cylinder in a water channel. Particle imaging velocimetry (PIV) was utilized to investigate the flow characteristics of the circular cylinder attached to a splitter plate with two different stiffness (flexible and rigid) respectively at the Reynolds number of $Re = 1\,800$. Owing to the bending deformation of the flexible plate's leading point, an additional perturbation results in the generation of vortex on the tip of the plate and even varies the dominant frequency in the wake region. In the downstream of the cylinder, the sizes of reverse flow region in the flexible plate condition and the no-plate condition are similar, while the size of reverse flow region in the rigid plate condition is larger. The experiment results show that the drag force of the circular cylinder could be reduced in a degree by the frontal splitter plate.

Key words: circular cylinder; vortex structure evolution; frontal splitter plate; flexible material; particle image velocimetry (PIV)

北京航空航天大学学报

Received: 2015-01-26; **Accepted**: 2015-04-17; **Published online**: 2015-08-03 16:41

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150803.1641.013.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11302018); China Postdoctoral Science Foundation (2014M560036)

* **Corresponding author**. Tel.: 18810609581　E-mail: doubleover@sohu.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0017

基于多信号流图与分支定界算法的故障诊断

梁爽[1], 于劲松[1,2,*], 唐荻音[1], 姜杨[1]
(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100083; 2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100083)

摘 要: 针对实时在线故障诊断问题,提出了一种基于多信号流图和分支定界算法的故障诊断方法。通过建立多信号流图模型生成相关矩阵作为诊断知识,进而由相关矩阵以及观测向量产生冲突集,使最小诊断集的求解过程映射为整数规划问题;采用分支定界算法,通过对冲突集的分支、定界以及剪支得到故障诊断的最优解,从而避免了穷举问题造成的搜索"爆炸"。以某型机载燃油系统为对象对本文提出的算法进行了验证。结果表明:本文算法与常用的多信号流图诊断推理算法 TEAMS-RT 相比,算法速度相当,故障定位精度更高,很好地涵盖单故障以及多故障组合,可以胜任大规模复杂系统的故障诊断。

关 键 词: 多信号流图; 冲突集; 整数规划; 分支定界算法; 故障诊断
中图分类号: TP206+.3
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2016)01-0180-07

全文下载

在基于模型的故障诊断方法中,故障与测试之间的依赖关系是诊断的前提和基础。该依赖关系常常采用某种图模型描述,如文献[1]采用键合图(bond graph)描述测试的动态特性,文献[2]采用改进的依赖图模型(dependency graph model)实现故障-测试依赖关系的映射,文献[3-4]通过建立多信号流图[5](Multi-Signal Flow Graph,MSFG)模型分别实现了卫星和装备的故障诊断。在这些图模型方法中,多信号流图是一种便捷的、能够有效处理大型复杂系统的图模型方法。多信号流图模型从信号的多维属性出发,生成故障-测试相关性矩阵用于故障诊断。该建模方法只需确立系统重要的功能信号并将其与适当的部件和测试相关联,而不需要系统中故障模式清晰的知识,因此模型的建立更加高效。

在基于多信号流图的故障推理算法中,比较经典的是 TEAMS-RT 算法[6]。该算法具有较小的计算复杂度,可以胜任大规模系统的快速故障诊断。但这种算法是一种穷举搜索方法,得到的推理结果虽然会将各种可能性列出,却无法给出每种可能性的大小,即得不到诊断问题的最优解。当故障源的个数未知时,会造成较高的虚警率,给维修人员带来不便。

文献[7-8]提出了一种可以用于故障诊断的分支定界算法,其思想是在获得冲突集的基础上将最小诊断集的求解过程映射为整数规划问题,通过对树形节点的分支、定界以及剪支来求解诊断问题的最优解。但是,文献[7-8]并没有给出冲突集的求解方法,因此不能直接应用于实际的故障诊断问题;且随着系统模型复杂程度的提升,冲突集对故障诊断算法效率的影响越来越明显,快速、准确地获取冲突集能够显著地提高故障诊断的正确率和效率。传统的冲突集求解算法都是基于模型的[9-11],系统模型越复杂,算法效率就越低。因此本文将分支定界算法与多信号流图相结合,提出了一种基于多信号流图和分支定界算法的故障诊断方法。该方法可以更加高效地解决大规模复杂系统的故障诊断问题,能够更加准确地

收稿日期: 2015-01-07; **录用日期**: 2015-04-24; **网络出版时间**: 2015-05-21 15:24
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150521.1524.006.html
* **通讯作者**: Tel.: 010-82338693 E-mail: yujs@buaa.edu.cn

引用格式: *梁爽, 于劲松, 唐荻音, 等. 基于多信号流图与分支定界算法的故障诊断[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 180-186. LIANG S, YU J S, TANG D Y, et al. Research on fault diagnosis based on multi-signal flow graph and branch-and-bound algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 180-186 (in Chinese).*

定位故障,同时也能够避免穷举问题造成的搜索“爆炸”。

1　多信号流图建模方法

1.1　多信号流图模型

多信号流图模型通过跟踪系统每一元件影响的信号的流向以及每一测试可以检测的信号[12],在系统结构模型的基础上描述故障与测试的依赖关系。模型有下列组成元素:有限的系统构成元件集合 $C=\{c_1,c_2,\cdots,c_L\}$;n 维有限测试集合 $T=\{t_1,t_2,\cdots,t_n\}$;与元件相关的信号集合 $S=\{s_1,s_2,\cdots,s_k\}$;r 维测试点集合 $T_p=\{T_{p1},T_{p2},\cdots,T_{pr}\}$;每个测试点 T_{pi} 对应的一组测试集 $S_p(T_{pi})$;每个元件 c_i 影响的一组信号集 $S_c(c_i)$;每个测试 t_j 检测到的一组信号子集 $S_t(t_j)$。

1.2　多信号流图建模

多信号流图的建模步骤一般分为如下 3 步[5]:

步骤 1　建立结构模型、原理图或概念方框图,用连接线表示出故障传递关系。

步骤 2　根据系统的结构和功能,将信号集加载到元件或测试中。

步骤 3　为一些特殊的情形修正模型,如通过与节点构建冗余元件,利用开关节点对系统不同运行模式建模,对包括机内测试(Built-in Test,BIT)的元件设计相应的 BIT 属性。

1.3　相关矩阵

在多信号流图模型中,故障源与测试之间的依赖关系是通过对元件和测试定义关联信号来实现的,以此为基础生成故障-测试相关性矩阵 $\boldsymbol{D}=[d_{ij}]$ 作为诊断知识。矩阵 $\boldsymbol{D}$ 中,行代表测试,列代表元件。若第 i 个测试能检测到系统第 j 个元件的故障,则 $d_{ij}=1$;否则,$d_{ij}=0$。

2　基于分支定界算法的故障诊断

本文提出的故障诊断方法将多信号流图模型与分支定界算法相结合,利用多信号流图所生成的 $\boldsymbol{D}$ 矩阵以及观测向量生成冲突集,再通过分支定界算法和冲突集求解最小诊断集。在寻求最小诊断集阶段,先将求解过程映射为 0-1 整数规划问题,这使得在求解伊始就能迅速地得到解集中元素个数的上下界,以此为基础再运用分支定界算法,即可得到故障诊断的最优解。

2.1　由 $\boldsymbol{D}$ 矩阵和观测向量产生冲突集

在基于模型的故障诊断中,冲突集是指预期行为与观测行为不一致的元件的集合[13]。观测向量 $\boldsymbol{O}=[o_i]$ 与 $T=\{t_i\}$ 相对应,是由各测试数据经过处理后得出的测试结果,$o_i=0$ 代表测试通过,$o_i=1$ 代表测试不通过。

由多信号流图生成 $\boldsymbol{D}$ 矩阵后,选择 $\boldsymbol{O}$ 中值为 1 的测试对应的 $\boldsymbol{D}$ 矩阵中的行作为冲突集 C_i,组成 0-1 矩阵 $\boldsymbol{A}$ 作为冲突集的关联矩阵。关联矩阵的示意图如图 1 所示,矩阵中的列 F_i 代表元件。

$$\boldsymbol{A}=\begin{array}{c|cccc} & F_1 & F_2 & \cdots & F_n \\ C_1 & 1 & 0 & \cdots & 0 \\ C_2 & 0 & 1 & \cdots & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & & \vdots \\ C_p & 1 & 1 & \cdots & 0 \end{array}$$

图 1　冲突集关联矩阵示意图

Fig. 1　Schematic for dependency matrix of conflict sets

2.2　最小诊断集求解过程到整数规划的映射

冲突集矩阵 $\boldsymbol{A}$ 产生后,就可以用式(1)描述最小诊断集的求解过程:

$$\begin{aligned} &\text{minimize} \quad x_1+x_2+\cdots+x_n \\ &\text{subject to} \quad \boldsymbol{Ax}\geqslant\boldsymbol{b} \quad x_j=0,1 \end{aligned} \tag{1}$$

式中:$\boldsymbol{x}=(x_1,x_2,\cdots,x_n)$ 为故障源向量,当且仅当 $\boldsymbol{A}$ 的第 j 列 F_j 属于最小诊断集时,$x_j=1$,否则 $x_j=0$;$\boldsymbol{b}^{\mathrm{T}}=(1,1,\cdots,1)$ 为所有元素的值全为 1 的列向量。由式(1)可以看出,待求解的问题转化为了 0-1 整数规划问题。

解决整数规划问题的核心是寻找最小诊断集的上界和下界。上界由 Upper_Bound[$\boldsymbol{A}$]表示,本文的求法是选择矩阵 $\boldsymbol{A}$ 中权值最大的列 a_1,然后删除这一列以及该列所有不为 0 的元素所在的行;重复下去,直到得到空矩阵。假设获得的 a_1 共有 t 个,则 t 是这个线性规划问题的上界。下界由 Lower_Bound[$\boldsymbol{A}$]表示,求解时考虑 $\boldsymbol{Ax}\geqslant\boldsymbol{b}$ 的 1 范数。由 $\|\boldsymbol{b}\|_1=p$(其中 p 为 $\boldsymbol{b}$ 的元素个数),有

$$\|\boldsymbol{A}\|_1\times\|\boldsymbol{x}\|_1\geqslant p\rightarrow\|\boldsymbol{x}\|_1\geqslant\frac{p}{\|\boldsymbol{A}\|_1} \tag{2}$$

2.3　故障诊断分支定界算法

故障诊断分支定界算法是以分支、定界、剪支为基础的[14-15]。基本思想是:首先分别研究将冲突集矩阵中权值最大的列作为解集和非解集中的元素这 2 种情况下碰集的求解问题,即分支;然后应用最小诊断集上下界的计算方法确定这 2 个子问题的上下界,即定界;最后对于无法得到全局最优解的情况不做进一步分支和定界,即剪

北航学报 赠阅

支。迭代上述过程直到得到故障诊断问题的最优解。

设冲突集矩阵 $\boldsymbol{A}$ 为 $p\times n$ 阶 0-1 矩阵,列的集合表示为 $\{1,2,\cdots,n\}$。分支定界算法的求解过程就是搜索树形解空间的过程,树的节点用 $\lambda=(\boldsymbol{M},T_{in},T_{out})$ 表示。其中:T_{in} 和 T_{out} 为 $\boldsymbol{A}$ 的列标号集合,T_{in} 中的元素为解的子集,T_{out} 中的元素不属于解。在求解的过程中,$\boldsymbol{M}$ 是 $\boldsymbol{A}$ 与 $T_{in}\cup T_{out}$ 的差集。Labels 是一个集合列表,用于存储搜索树的各个节点。最小诊断集用 Solution 表示。

在介绍算法之前,先定义如下几种功能函数。

1) 3 种节点操作

Place_Finding$[T_{in},T_{out},j]$:从 $\boldsymbol{A}$ 中找到与 $\boldsymbol{M}$ 中的第 j 列对应的列,简化表示为 $\bar{j}$;

Remove_0$[\boldsymbol{M},j]$:删除 $\boldsymbol{M}$ 中的第 j 列;

Remove_1$[\boldsymbol{M},j]$:删除 $\boldsymbol{M}$ 中所有与第 j 列相交不为 0 的行,并删除第 j 列。

2) 节点化简方法

Rule_1 ~ Rule_5 代表节点化简的 5 种规则。

$$\text{Rule_1}[(\boldsymbol{M},T_{in},T_{out})]=\begin{cases}(\boldsymbol{M},T_{in},T_{out}) & \boldsymbol{M}\text{ 中没有全 1 列}\\ (\varnothing,T_{in}\cup\{\bar{j}\},T_{out}) & \boldsymbol{M}\text{ 中第 }j\text{ 列为全 1 列}\end{cases}\tag{3}$$

$$\text{Rule_2}[(\boldsymbol{M},T_{in},T_{out})]=\begin{cases}(\text{Remove_1}[\boldsymbol{M},j],\ T_{in}\cup\{\bar{j}\},T_{out}) & \boldsymbol{M}\text{ 的某行为单位向量 }\boldsymbol{e}_j\\ (\boldsymbol{M},T_{in},T_{out}) & \text{其他}\end{cases}\tag{4}$$

$$\text{Rule_3}[(\boldsymbol{M},T_{in},T_{out})]=\begin{cases}(\boldsymbol{M}',T_{in},T_{out}) & \text{删除 }\boldsymbol{M}\text{ 中的全 1 行}\\ (\varnothing,T_{in}\cup\{\bar{j}\},T_{out}) & \text{其他}\end{cases}\tag{5}$$

$$\text{Rule_4}[(\boldsymbol{M},T_{in},T_{out})]=\begin{cases}(\text{Remove_0}[\boldsymbol{M},j],\ T_{in},T_{out}\cup\{\bar{j}\}) & \boldsymbol{M}\text{ 的第 }j\text{ 列权重为 0}\\ (\boldsymbol{M},T_{in},T_{out}) & \text{其他}\end{cases}\tag{6}$$

$$\text{Rule_5}[(\boldsymbol{M},T_{in},T_{out})]=\begin{cases}(\boldsymbol{M}',T_{in},T_{out}) & \text{删除 }\boldsymbol{M}\text{ 中的重复行}\\ (\boldsymbol{M},T_{in},T_{out}) & \text{其他}\end{cases}\tag{7}$$

用 Rule$^*[\lambda]$ 表示对节点 λ 使用 Rule_1 ~ Rule_5 进行处理,直到不能再化简为止。

3) 节点分裂方法

在找到节点 $\lambda=(\boldsymbol{M},T_{in},T_{out})$ 中权值最大的列 j 后,定义 2 个新的节点:

$$\begin{aligned}\lambda_0&=(\text{Remove_0}[\boldsymbol{M},j],T_{in},T_{out}\cup\{\bar{j}\})\\ \lambda_1&=(\text{Remove_1}[\boldsymbol{M},j],T_{in}\cup\{\bar{j}\},T_{out})\end{aligned}\tag{8}$$

基于式(8)的定义,分裂方法定义为

$$\text{Split}[\lambda]=(\text{Rule}^*[\lambda_0],\text{Rule}^*[\lambda_1])\tag{9}$$

4) 节点上下限表示方法

$$\begin{aligned}\text{Upper_Bound}[\lambda]&=|T_{in}|+\text{Upper_Bound}[\boldsymbol{M}]\\ \text{Lower_Bound}[\lambda]&=|T_{in}|+\text{Lower_Bound}[\boldsymbol{M}]\end{aligned}\tag{10}$$

5) 节点上限集合表示方法

节点上限集合表示为 Upper_Bound_Set$[\lambda]$,由 T_{in} 中的元素以及求 Upper_Bound$[\boldsymbol{M}]$ 时所有权值最大的列的集合组成。

6) 解测试函数

$$\text{Test_Solution}[\lambda]=\begin{cases}\text{true} & T_{in}\text{ 是解}\\ \text{false} & T_{in}\text{ 不是解}\end{cases}\tag{11}$$

7) 叶节点测试函数

$$\text{Test_Leaf}[\lambda,U]=\begin{cases}\text{true} & T_{in}\cup T_{out}=\{1,2,\cdots,n\}\\ \text{true} & \text{Lower_Bound}[\lambda]\geqslant U\\ \text{true} & \text{Test_Solution}[\lambda]=\text{true}\\ \text{true} & \boldsymbol{M}\text{ 包含全零行}\\ \text{false} & \text{其他}\end{cases}\tag{12}$$

式中:$U=\text{Upper_Bound}[\lambda]$ 为解集的上界。

算法的故障诊断流程如图 2 所示,具体步骤如下:

步骤 1 根节点生成。令 $\lambda_0=(\boldsymbol{A},\varnothing,\varnothing)$,$U=\text{Upper_Bound}[\lambda_0]$,Solution$\leftarrow\varnothing$。将 λ_0 添加到 Labels 集合中。

步骤 2 节点化简。应用 Rule$^*[\lambda]$ 函数对 Labels 中的节点进行化简,化简后的节点表示为 $\lambda=(\boldsymbol{M},T_{in},T_{out})$。

步骤 3 对当前节点 λ 求解。

① 若 Upper_Bound$[\lambda]<U$ & Test_Solution$[\lambda]$ = false,则 $U=\text{Upper_Bound}[\lambda]$,Solution$\leftarrow$Upper_Bound_Set$[\lambda]$。

② 若 Upper_Bound$[\lambda]<U$ & Test_Solution$[\lambda]$ = true,则 $U=\text{Upper_Bound}[\lambda]$,Solution$\leftarrow T_{in}$。

③ 若 Upper_Bound$[\lambda]=U$ & Test_Solution$[\lambda]$ = true & Solution = $\varnothing$,则 Solution$\leftarrow T_{in}$。

④ 若 Upper_Bound$[\lambda]=U$ & Test_Leaf$[\lambda,U]$ = true & Solution = $\varnothing$,则 Solution$\leftarrow$Upper_Bound_Set$[\lambda]$。

步骤 4　节点分裂。由 Test_Leaf[λ,U]函数判断 λ 是否为叶节点,若结果为“否”,则运用函数 Split[λ]将节点分裂成 2 个新的节点 λ_1、λ_2 并将它们添加到 Labels 集合中;否则说明 λ 已经不能继续分裂,将 λ 从 Labels 集合中删除。

步骤 5　若节点已穷尽,则 Solution 就是最优解;若仍有未处理的节点,则转步骤 2。

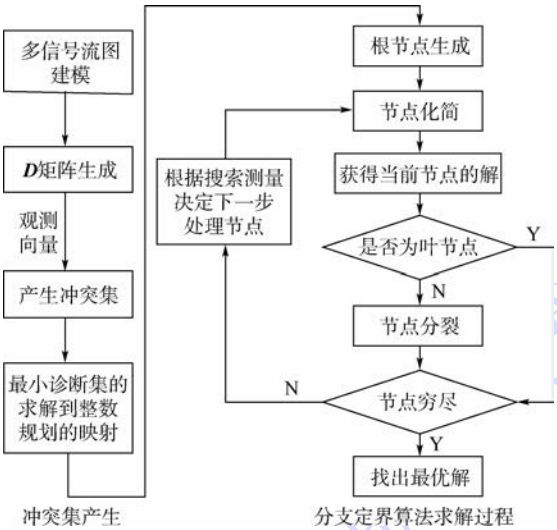


图 2　基于分支定界算法的故障诊断流程

Fig. 2　Fault diagnosis flow based on branch-and-bound algorithm

2.4　特定情况下对算法的修正

在节点化简阶段,对于 Rule_1,若 ***M*** 存在全 1 列 k,原算法的处理方式是直接将这一列所对应的故障 x_k 作为最优解,而实际情况可能是存在多种故障源而非发生单一故障。为了确定系统发生的真实故障,本文的处理步骤如下:

步骤 1　选择观测向量 ***O*** 中值为 0 的测试组成通过测试集合 $T_{\text{Pass_Test_Set}}$。遍历该集合中的测试,求所有通过测试所检测元件集的并集:

$$T_{\text{Good_Set}} = \cup\ S_t(t_i) \quad t_i \in T_{\text{Pass_Test_Set}} \tag{13}$$

步骤 2　判断 x_k 是否属于 $T_{\text{Good_Set}}$。若是,则删除第 k 列;否则,x_k 为最优解。

3　某型飞机燃油系统建模及在线故障诊断

将第 2 节所述诊断方法用于某型机载燃油系统中进行验证,系统原理图如图 3 所示。

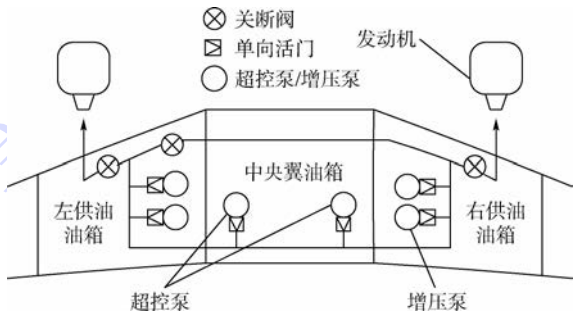


图 3　某型飞机燃油系统原理图

Fig. 3　Schematic diagram of an aircraft fuel system

飞机为三油箱布局,飞行时首先消耗中央翼燃油箱内的燃油,此时只有中央翼超控泵工作,而供油油箱增压泵出口单向活门保持关闭;一旦中央翼油箱燃油耗尽,中央翼超控泵关断,供油油箱增压泵单向活门打开,向发动机供油。油箱内均装有液位传感器测量燃油存量,管路及燃油泵出口处均安装有压力传感器测量压力。

对于上述燃油系统,采用 MATLAB/Simulink 软件进行建模仿真。图 4 是在 Simulink 中搭建的燃油系统仿真模型。模型中传感器提供相应仿真信号用以观测实际系统状态,由此生成观测向量作为冲突集产生的依据。

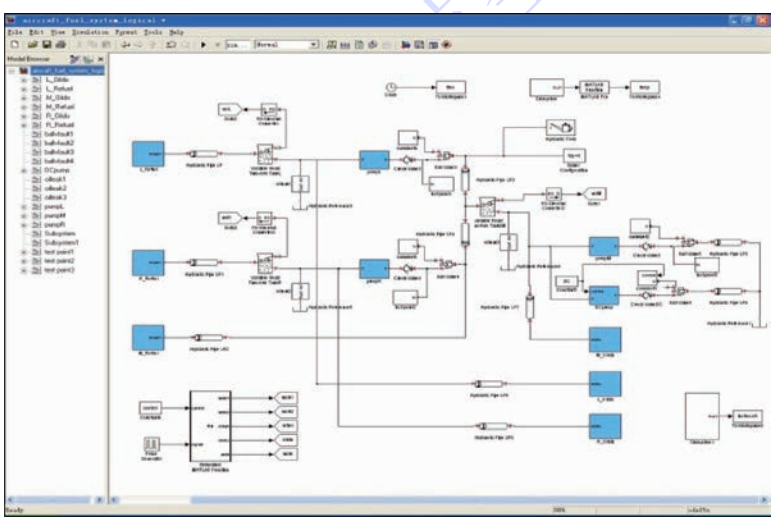


图 4　某型飞机燃油系统 Simulink 仿真模型

Fig. 4　Simulink simulation model of an aircraft fuel system

北航学报 赠阅

分析该型飞机燃油系统各元件的实际交联关系,并假设所有元件的故障均为功能故障。采用第 1 节描述的多信号流图建模方法,得出该飞机燃油系统的多信号流图模型如图 5 所示。该模型中共包括 12 个元件的 13 种故障模式,设置 6 个测试点,12 个测试。图 5 中电源元件对应 2 种故障模式,即电源欠压与电源过压,分别表示为 1.1 和 1.2,其他元件分别对应单一故障模式。由于传感器输出的信号可能具有多种故障征兆,为了获得更高的故障隔离率,在各个测试点上又分别设置了对应不同故障征兆的多种测试。

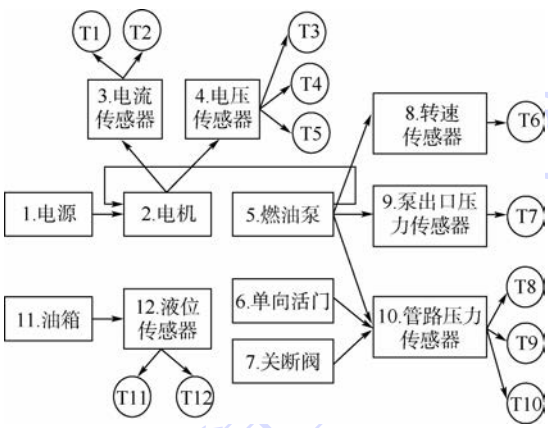


图 5 某型飞机燃油系统多信号流图模型

Fig. 5 Multi-signal flow graph model of an aircraft fuel system

根据多信号流图中各故障元件与测试的依赖关系可生成相关矩阵(见表 1)。表中故障元件的标号与图 5 中各矩形模块的标号相对应。

将 $\boldsymbol{D}$ 矩阵及实时观测向量作为输入,按照第 2 节给出的诊断算法进行故障诊断,可以得到系统中各元件的健康状态,分为正常和故障 2 种。

为了证明本文故障诊断方法的有效性,将本文算法与常用的故障诊断算法TEAMS-RT进行比较。后者通过遍历通过和失败的测试再根据相关矩阵中测试与故障源的依赖关系进行推理,输出一个包含故障的、可疑的、正常的以及未知的元件状态集合列表[5]。

分别将 2 种诊断算法运行在 CPU 1.87 GHz、内存 2 GB 的 PC 机上。在仿真阶段将单一故障或多种故障组合注入系统,表 2 分别列出了注入 1、2、3 和 4 种故障时 2 种算法的诊断对比结果。由表 2可以看出,针对某型机载燃油系统,在不考虑故障掩藏的情况下,无论发生单故障还是多故障,采用本文算法都能够更准确地定位故障。而 TEAMS-RT 算法则有可能得不到准确的故障元件。这是因为 TEAMS-RT 算法是一种穷举搜索算法,当无法由测试结果唯一确定故障源时,将会列出所有可能的诊断结果从而造成较高的虚警率。例如当注入故障 2 时,该算法只给出了所有可疑元件,但无法得知每种元件故障的可能性大小,即无法精确定位故障;而本文算法则会根据对搜索树节点的分支以及上下界的求解来寻找最小诊断集,从而得到最优解,使故障定位更加准确。

进一步比较 2 种诊断算法的计算时间,部分结果如表 3 所示。算法运行的时间定义为从仿真时故障注入到推理机得出推理结果的时间,表 3 列出的结果均为 1 000 次算法运行时间的平均值。由表 3 可以看出,针对某型机载燃油系统,TEAMS-RT 算法与本文算法的时间消耗在一个数量级上。系统模型越复杂,$\boldsymbol{D}$ 矩阵的阶数越高,本文算法在速度上所具有的优势越大。

另外,对本文算法的实时性进行模拟实验。在模拟实时系统的故障诊断时,采用本文仿真平台,每秒取 100 个传感器数据生成对应的监测向量作为算法的输入,即离散时间步长为 0.01 s,本文算法也可以满足该实时性要求。

表 1 某型飞机燃油系统相关矩阵

Table 1 Dependency matrix of an aircraft fuel system

故障元件	1.1	1.2	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
T1	0	0	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
T2	0	1	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0
T3	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
T4	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
T5	0	0	1	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0
T6	0	0	1	0	0	1	0	0	1	0	0	0	0
T7	0	0	1	0	0	1	0	0	0	1	0	0	0
T8	0	0	1	0	0	1	1	0	0	0	0	0	0
T9	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0
T10	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0
T11	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0
T12	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1

表 2　2 种诊断算法的结果对比

Table 2　Comparison results of two diagnostic algorithms

注入故障	TEAMS-RT 算法		本文算法故障元件
	故障元件	可疑元件	
2		2,3,4,6,8,9	2
5	5	6,8,9	5
5,1.1	5,1.1	6,8,9	5,1.1
5,10	5,10	8,9	5,10
5,10,1.1	5,10,1.1	8,9	5,10,1.1
5,11,1.1	5,11,1.1	6,8,9	5,11,1.1
3,5,10,1.2	3,10,1.2	5,8,9	3,5,10,1.2
2,8,9,11	11	2,8,9,3,6,4	2,11

表 3　2 种诊断算法计算时间对比

Table 3　Computation time comparison of two diagnostic algorithms

注入故障	TEAMS-RT 算法时间/ms	本文算法时间/ms
2	0.212	0.169
5	0.211	0.165
5,1.1	0.211	0.207
5,10	0.174	0.209

4　结　论

本文提出了完整的基于多信号流图和分支定界算法的故障诊断方法,并通过对机载燃油系统的故障诊断进行了仿真验证。该故障诊断方法有效地融合了多信号流图在表达故障诊断知识和故障冲突集上的优势,并通过结合分支定界算法优化了求解故障诊断最优解的过程。与常用的故障诊断方法的比较证明了本文算法的有效性、快速性和实时性。本文提出的故障诊断方法能够实现各种单故障的诊断和对多故障的有效隔离,可以胜任大型复杂系统的故障诊断问题。

参考文献(References)

[1] TAN X D,QIU J,LIU G J,et al. A novel approach of testability modeling and analysis for PHM systems based on failure evolution mechanism[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2013,26(3):766-776.

[2] CUI Y Q,SHI J Y,WANG Z L. An analytical model of electronic fault diagnosis on extension of the dependency theory [J]. Reliability Engineering & System Safety,2015,133:192-202.

[3] YANG L,YU P Q,TANG H. Real-time failure diagnosis technology for satellites based on multi-signal model[C]//2014 7th International Symposium on Computational Intelligence and Design (ISCID). Piscataway,NJ:IEEE Press,2014,1:360-364.

[4] 李凯凯,丁天宝,吕启元. 基于多信号流图模型的装备故障诊断方法[J]. 火炮发射与控制学报,2012,33(1):68-71.
LI K K,DING T B,LYU Q Y. Fault diagnosis method of equipment based on multi-signal flow graphs model[J]. Journal of Gun Launch & Control,2012,33(1):68-71(in Chinese).

[5] DEB S,PATTPATI K R,RAGHAVAN V,et al. Multi signal flow graphs:A novel approach for system testability analysis and fault diagnosis[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine,1995,10(5):14-25.

[6] MATHUR A,DEB S,PATTPATI K R. Modeling and real-time diagnostics in TEAMS-RT[C]//Proceedings of the American Control Conference. Piscataway,NJ:IEEE Press,1998:1610-1614.

[7] FIJANY A,VATAN F. New high performance algorithmic solution for diagnosis problem[C]//IEEE Aerospace Conference. Piscataway,NJ:IEEE Press,2005:3863-3873.

[8] FIJANY A,VATAN F. A new efficient algorithm for analyzing and optimizing the system of sensors[C]//IEEE Aerospace Conference. Piscataway,NJ:IEEE Press,2006:1-8.

[9] FIJANY A,VATAN F,BARRETT A. A novel efficient method for conflicts set generation for model-based diagnosis[C]//2009 3rd IEEE International Conference on Space Mission Challenges for Information Technology. Piscataway,NJ:IEEE Press,2009:346-354.

[10] 赵相福,欧阳丹彤. 基于模型的诊断中产生所有极小冲突集的新方法[J]. 吉林大学学报(工学版),2007,37(2):413-418.
ZHAO X F,OUYANG D T. New methods for deriving all minimal conflict sets in model-based diagnosis[J]. Journal of Jilin University(Engineering and Technology Edition),2007,37(2):413-418(in Chinese).

[11] 欧阳丹彤,焦玉,赵相福. 基于 ATMS 的冲突识别及诊断测量方法[J]. 吉林大学学报(工学版),2009,39(6):1601-1606.
OUYANG D T,JIAO Y,ZHAO X F. Approach for conflict sets identification and diagnostic measurement based on ATMS[J]. Journal of Jilin University(Engineering and Technology Edition),2009,39(6):1601-1606(in Chinese).

[12] 陈世杰,连可,王厚军. 采用多信号流图模型的雷达接收机故障诊断方法[J]. 电子科技大学学报,2009,38(1):87-91.
CHEN S J,LIAN K,WANG H J. Fault diagnosis method of radar receiver using multi-signal flow graphs model[J]. Journal of University of Electronic Science and Technology of China,2009,38(1):87-91(in Chinese).

[13] 宋东,周建民,王彦文. 基于模型的飞机燃油系统故障诊断系统的设计与实现[J]. 测控技术,2011,30(4):43-46.
SONG D,ZHOU J M,WANG Y W. Design and implementation of model-based fault diagnosis for fuel system of aircraft[J]. Measurement & Control Technology,2011,30(4):43-46(in Chinese).

[14] 于战科,倪明放,汪泽焱,等. 整数线性规划的改进分支定界算法[J]. 计算机应用,2011,31(S02):36-38.
YU Z K,NI M F,WANG Z Y,et al. Revised branch-and-bound algorithm for integer linear programming[J]. Journal of Computer Applications,2011,31(S02):36-38(in Chinese).

[15] 赵洪山,陈亮. 输电线扩展规划分支定界算法[J]. 电力系统保护与控制,2010,38(11):60-66.
ZHAO H S,CHEN L. Transmission line expansion planning branch and bound method[J]. Power System Protection and

北航学报 赠阅

Control,2010,38(11):60-66(in Chinese).

作者简介:

梁爽 女,硕士研究生。主要研究方向:智能诊断、预测与健康管理。

Tel.:010-82338693

E-mail:liangshuang@buaa.edu.cn

于劲松 男,博士,副教授。主要研究方向:智能测试诊断理论及工程系统开发、复杂系统故障预测与综合健康管理理论及工程应用。

Tel.:010-82338693

E-mail:yujs@buaa.edu.cn

Research on fault diagnosis based on multi-signal flow graph and branch-and-bound algorithm

LIANG Shuang[1], YU Jinsong[1,2,*], TANG Diyin[1], JIANG Yang[1]

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Collaborative Innovation Center of Advanced Aero-Engine, Beijing 100083, China)

Abstract: A complete fault diagnosis method based on multi-signal flow graph and branch-and-bound algorithm was proposed to deal with real-time online fault diagnosis problems. A multi-signal flow graph model was built for the object system and a dependency matrix was generated as diagnostic knowledge. Conflict sets was generated by the dependency matrix and the system observation vector, which was essential in transforming the problem of finding the minimal diagnosis set to a problem of integer programming. A new version of branch-and-bound algorithm was utilized to calculate the optimal solution of the diagnosis by branching, computing lower and upper bounds and pruning the conflict sets. In this way, explosion problem caused by enumeration could be avoided. By applying the proposed approach to a fuel system of aircraft, the efficiency of this method was verified. Diagnostic results by comparing with the existing TEAMS-RT algorithm demonstrate that the proposed method has a higher accuracy in locating the faults. Besides, both single-fault and multi-fault diagnostic problems can be covered and the method is capable of large-scale complex system fault diagnosis.

Key words: multi-signal flow graph; conflict set; integer programming; branch-and-bound algorithm; fault diagnosis

Received: 2015-01-07; **Accepted**: 2015-04-24; **Published online**: 2015-05-21 15:24

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150521.1524.006.html

* **Corresponding author**. Tel.: 010-82338693 E-mail: yujs@buaa.edu.cn

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0022

侧边边界条件对铝合金加筋板轴压性能的影响

全下文载

徐荣章，关志东*，蒋思远

（北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100083）

摘 要：工程实际中，飞机加筋板结构受到梁或墙限制而呈简支状态，侧边受约束的高强铝合金加筋板在轴向压缩时，表现出与侧边自由加筋板不同的压缩特性。本文就此问题进行了试验和数值模拟研究。轴压试验中，通过影像云纹和应变计监测试验件屈曲及后屈曲过程。基于 ABAQUS 软件建立有限元模型，采用含韧性损伤和剪切损伤的 Johnson-Cook 本构模型，研究不同侧边约束下加筋板轴压特性。计算结果与试验结果相吻合，研究表明：侧边简支加筋板蒙皮同时发生失稳，而侧边自由加筋板侧边蒙皮首先发生失稳，侧边自由加筋板失稳载荷虽远低于侧边简支加筋板，但其结构破坏强度仅下降约 9%。

关 键 词：铝合金加筋板；简支；韧性损伤；屈曲模态；后屈曲特性
中图分类号：V257；TB330.1
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2016)01-0187-06

加筋板结构作为飞行器气动外形的重要组成部分，同时也是机翼、机身等的主要承力构件而被广泛运用于航空航天结构中，尽管近年来纤维增强复合材料加筋板由于其优异的力学特性引起了国内外学者的青睐[1]，但其高昂的制造和维修成本，以及尚待研究的冲击、损伤容限和修理特性等，使得飞机制造商依旧广泛采用成本低、易加工和能热处理的铝合金加筋板，尤其是近来研制的高强铝锂合金，其力学特性已经可以和纤维增强复合材料相媲美[2-3]。

自 1930 年以来，铝合金加筋板一直作为飞行器主要承力结构[4]。加筋结构的主要破坏模式是丧失稳定性。崔德刚[5]系统研究了铆接和螺接加筋板结构的稳定性，并制定了设计手册；Aalberg 等[6]从试验和工程算法方面研究 2 种焊接方式(MIG 和 FSW)对 L 型和帽型铝合金加筋板失稳和承载特性的影响；Paulo 等[7]则对受初始几何扰动的铝合金加筋板轴压特性进行了数值分析，研究表明焊接成形加筋板热应力对其极限承载并无明显影响。

然而随着喷丸成形技术和蠕变时效成形技术的发展，大型加筋板结构一体成形得以实现[8-9]。目前国内外对于一体成形的铝合金加筋板结构轴压稳定性和承载能力的研究甚少，尤其对侧边受到约束的加筋板轴压特性缺乏研究[10]。

本文利用试验和数值模拟手段，对不同侧边约束下的铝合金加筋板结构轴压屈曲和后屈曲特性进行研究，探讨铝合金加筋板结构轴向压缩下蒙皮筋条损伤破坏机理。研究结果可为铝合金加筋板结构设计和分析提供一定的参考。

1 试验对象及方法

试验选用铝合金加筋板为典型的五筋条结构形式，筋条剖面为工型，试验件基本尺寸如图 1 所示，其中加筋板两端各有 50 mm 加载过渡区，图中尺寸单位均为 mm。试验件共 5 件，采用铝合金

收稿日期：2015-01-11；**录用日期**：2015-01-30；**网络出版时间**：2015-04-02 10:30
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150402.1030.007.html
* **通讯作者**：Tel.：010-82338873 E-mail：D5062010@163.com

引用格式：徐荣章，关志东，蒋思远. 侧边边界条件对铝合金加筋板轴压性能的影响[J]. 北京航空航天大学学报，2016，42(1)：187-192. XU R Z，GUAN Z D，JIANG S Y. Influence of side boundary condition on compression performance of aluminum alloys stiffened panels[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2016，42(1)：187-192 (in Chinese).

北航学报 赠阅

(δ457B04)整体加工成形。

首先进行试样拉伸试验,为后续有限元模拟提供相关参数。Clarke[11]以及 Tryland 等[12]采用从加筋板上不同部位切取试样件进行标准拉伸试验。朱浩等[13]进行了平板拉伸试验及蝶型试样拉伸试验,测得该铝合金在不同应力状态和不同应变率下的材料力学性能。本文试样件分为平板和蝶型试样件,均取自第 1 件加筋板蒙皮壁板和筋条腹板。图 2 所示为拉伸试样件示意图,图中尺寸单位均为 mm。

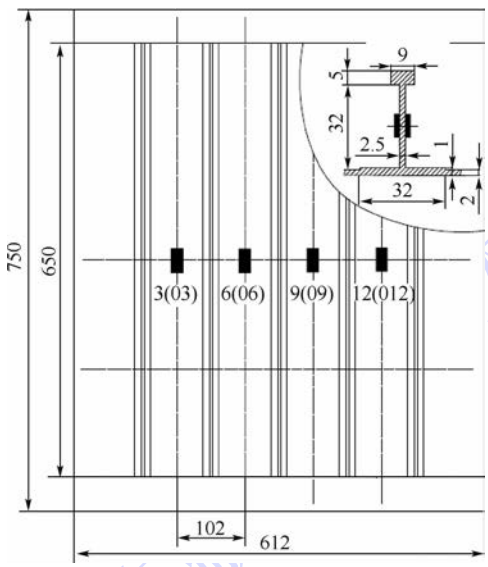


图 1 加筋板试验件示意图

Fig. 1 Schematic diagram of stiffened panels

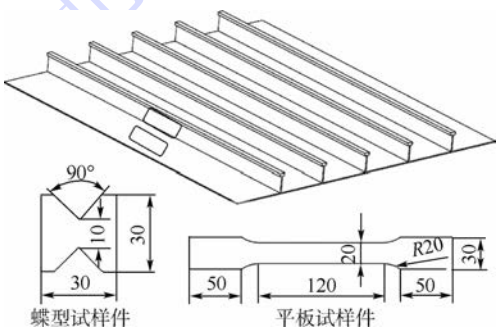


图 2 拉伸试样件示意图

Fig. 2 Schematic diagram of tensile specimen

使用济南时代试金仪器有限公司的 WDW-200E 万能试验机进行试样拉伸试验,WAW-2000E 试验机进行加筋板轴压试验。加筋板轴压试验中,活动 U 型铝槽内套活动钢制垫块可保证侧边完全约束,垫块圆弧形刀口提供简支约束,约束距侧边沿 12 mm。对第 2 ~ 3 件试验件重点位置布置应变计以监测加载过程中试验件的变形,试验测点布置方案如图 1 所示,在试验件中部蒙皮与筋条腹板正反面布置电阻式应变计并编号,图中带括号编号表示无筋条一侧应变测点,5 根筋条的腹板应变测点编号依次为 1、2,4、5,7、8,10、11,13、14。将第 4 ~ 5 件试验件无筋条一侧用白色哑光漆处理,以光测实验力学中的影像云纹法为理论基础[14],建立一套光测系统,实现对试验件失稳模态的实时监测,光测系统及现场如图 3 所示。成熟的成形工艺使得铝合金加筋板轴压试验结果高度一致,分散性小,典型试验结果在本文第 3 节与数值模拟结果一起给出。

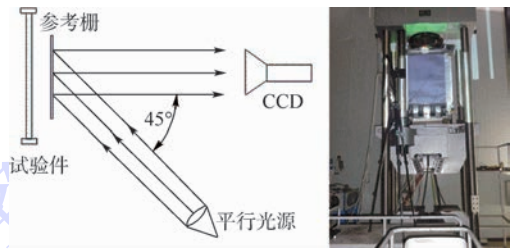


图 3 云纹系统及测试现场

Fig. 3 Moiré interferometry system and test site

2 有限元模型

2.1 铝合金材料本构模型

在黏弹性力学和连续介质损伤力学的基础上,考虑材料的大变形、高应变速率和绝热的条件下,Johnson 和 Cook 于 1983 年提出一个经验性本构模型,该模型认为,材料的屈服流变应力 σ 可以表示为应变 ε、应变率 $\dot{\varepsilon}$ 和温度 T^* 的函数[15]:

$$\sigma = (A + B\varepsilon^n)\left(1 + C\ln\frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_n}\right)[1 - (T^*)^m] \quad (1)$$

式中:$\dot{\varepsilon}_n$ 为参考应变率;A、B、C、n 和 m 为系数。本文未考虑温度影响项 T^*。通过试样拉伸试验可确定式(1)中相关系数。图 4 所示为平板拉伸试验所得工程应力-应变曲线。结合图 5(b)曲线拟合得到材料本构方程为

$$\sigma = (348.7 + 71.2\varepsilon^{0.08})\left(1 + 0.0045\ln\frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_n}\right) \quad (2)$$

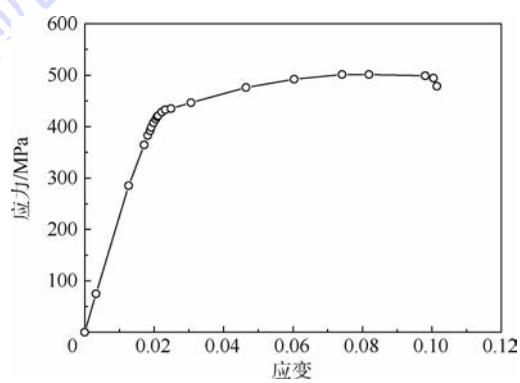


图 4 平板拉伸工程应力-应变曲线

Fig. 4 Engineering stress-strain curves for tensile panels

2.2 铝合金材料损伤模型

韧性材料的断裂主要有 2 种机理:材料空隙

北航学报 赠阅

聚集成核引起韧性断裂和局部剪切硬化引起剪切断裂。Hooputra 等[16]针对这 2 种损伤机理,提出相应的损伤模型。

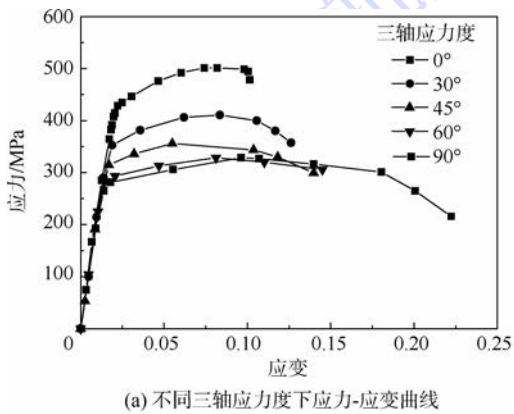
韧性断裂准则:

$$\omega_{\mathrm{D}}=\int\frac{\mathrm{d}\bar{\varepsilon}^{\mathrm{pl}}}{\bar{\varepsilon}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{pl}}(\eta,\dot{\bar{\varepsilon}}^{\mathrm{pl}})} \tag{3}$$

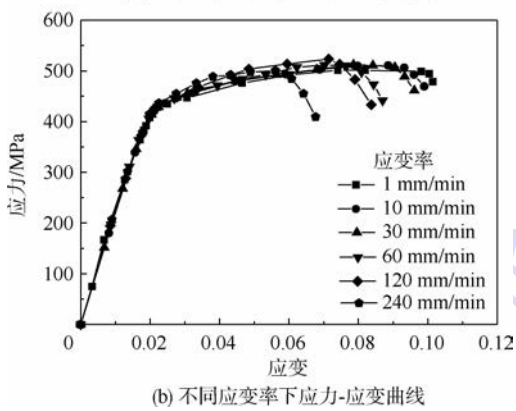
剪切断裂准则:

$$\omega_{\mathrm{S}}=\int\frac{\mathrm{d}\bar{\varepsilon}^{\mathrm{pl}}}{\bar{\varepsilon}_{\mathrm{S}}^{\mathrm{pl}}(\theta_{\mathrm{S}},\dot{\bar{\varepsilon}}^{\mathrm{pl}})} \tag{4}$$

式中:ω_{D} 为韧性断裂准则值,韧性等效塑性应变 $\bar{\varepsilon}_{\mathrm{D}}^{\mathrm{pl}}$ 与三轴应力度 η 和等效塑性应变率 $\dot{\bar{\varepsilon}}^{\mathrm{pl}}$ 相关;ω_{S} 为剪切断裂准则值,剪切等效塑性应变 $\bar{\varepsilon}_{\mathrm{S}}^{\mathrm{pl}}$ 与剪切应力比 θ_{S} 和等效塑性应变率 $\dot{\bar{\varepsilon}}^{\mathrm{pl}}$ 相关。当准则值 ω_{D}、ω_{S} 达到 1 时,材料出现相应损伤。通过试样拉伸试验测得三轴应力度 η 和等效塑性应变率 $\dot{\bar{\varepsilon}}^{\mathrm{pl}}$ 等相关参数。图 5(a)所示为不同三轴应力度下应力-应变曲线,图 5(b)所示为不同应变率下应力-应变曲线。



(a) 不同三轴应力度下应力-应变曲线



(b) 不同应变率下应力-应变曲线

图 5　铝合金材料损伤参数测定试验

Fig. 5　Damage parameters test for aluminum alloys materials

损伤起始后,材料进入损伤演化阶段,材料刚度逐渐下降,直到刚度为零,代表损伤区域完全破坏。本文采用基于位移的线性损伤演化准则。铝合金材料线性损伤演化模型如图 6 所示。当有效塑性位移达到给定值时,即 $\bar{u}^{\mathrm{pl}}=\bar{u}_{\mathrm{f}}^{\mathrm{pl}}$(本文参考文献[16]取 $\bar{u}_{\mathrm{f}}^{\mathrm{pl}}=0.1$)时,材料刚度衰减至零。

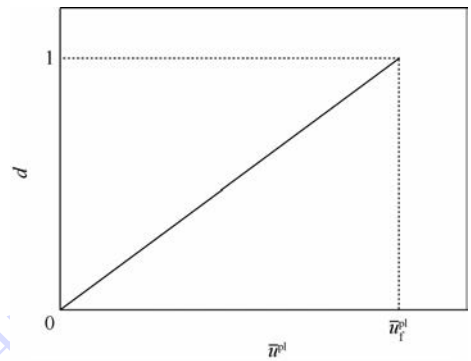


图 6　铝合金材料线性损伤演化模型

Fig. 6　Linear damage propagation model of aluminum alloys materials

2.3　有限元模型建立

使用 ABAQUS 软件建立有限元模型如图 7 所示,蒙皮与筋条采用线性减缩积分四边形壳单元(S4R),约 9 000 个。蒙皮和筋条之间通过绑定约束(Tie)连接,因此在线性特征值分析中不会出现嵌入现象。将加筋板模型两端与特征点耦合(Couple),一端施加固支约束,另一端仅放开加载方向自由度。侧边简支模型在相应位置通过位移限制约束模拟简支边界作用,侧边自由模型两侧边无限制约束。

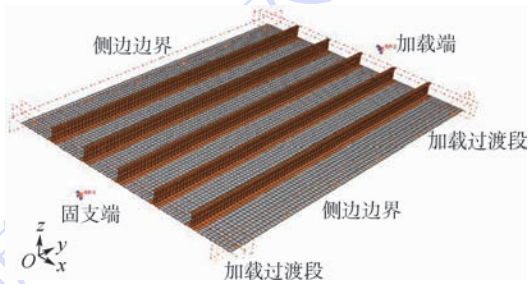


图 7　加筋板有限元模型

Fig. 7　Finite element model of stiffened panels

3　结果及分析

典型铝合金加筋板轴压载荷-位移曲线如图 8所示,结合图 9 应变数据可将曲线分为 3 个阶段:线性屈曲阶段,起始载荷随着压缩位移线性增大;直至蒙皮出现局部失稳(A 点),结构主要依靠筋条承载而进入非线性后屈曲阶段,蒙皮失稳变形增大导致筋条扭转(B 点),结构刚度进一步下降直至筋条腹板根部折断,结构失去承载能力;破坏后阶段,材料塑性变形使得结构破坏瞬间承载并未突降。

北航学报 赠阅

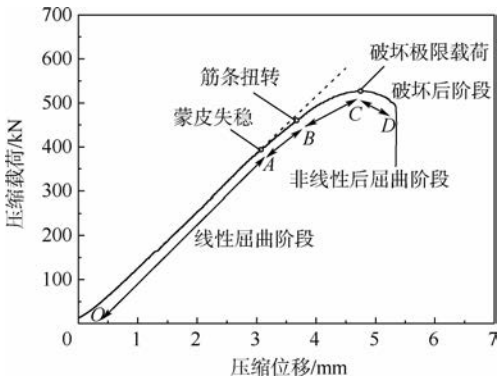


图 8 铝合金加筋板轴压载荷-位移曲线

Fig. 8 Compression load-displacement curve of aluminum alloys stiffened panels

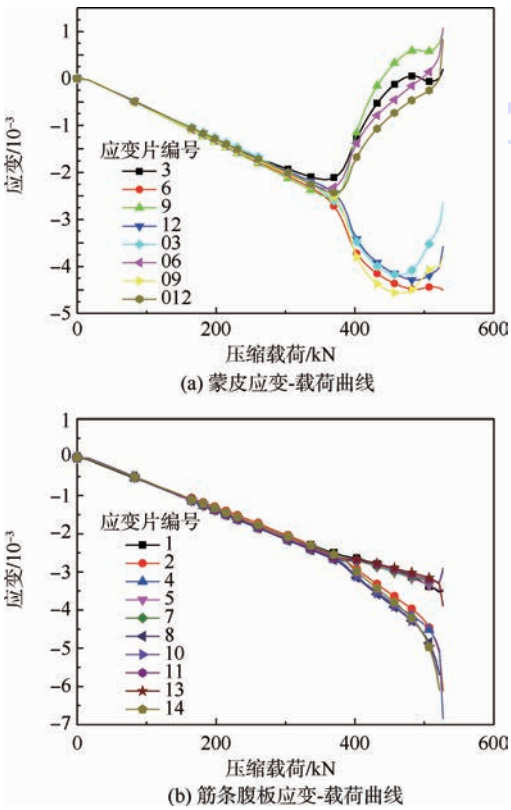


图 9 铝合金加筋板典型应变结果

Fig. 9 Typical test results of strain on aluminum alloys stiffened panels

3.1 压缩失稳特性

试验中根据云纹图像可以直观确定失稳模态及失稳载荷，图 10 所示为侧边简支加筋板试验件失稳模态形成过程。当压缩载荷超过试验件的临界失稳载荷时，蒙皮表面平行条纹开始出现扭曲，逐渐形成马鞍形条纹，即蒙皮发生局部失稳。在后屈曲承载阶段，蒙皮面外变形逐渐增大，云纹图像表现为新条纹吐出，最终形成稳定的纵向 7 个半波失稳模态。数值模拟如图 11 所示。图 11(a)为侧边简支加筋板失稳模态，蒙皮同时失稳，表现为纵向 7 个半波，失稳载荷为 356 kN，与试验结果吻合；图 11(b)为侧边自由加筋板失稳模态，蒙皮两侧边首先发生失稳，表现为纵向 4 个半波，失稳载荷为 71 kN，远小于侧边简支加筋板。

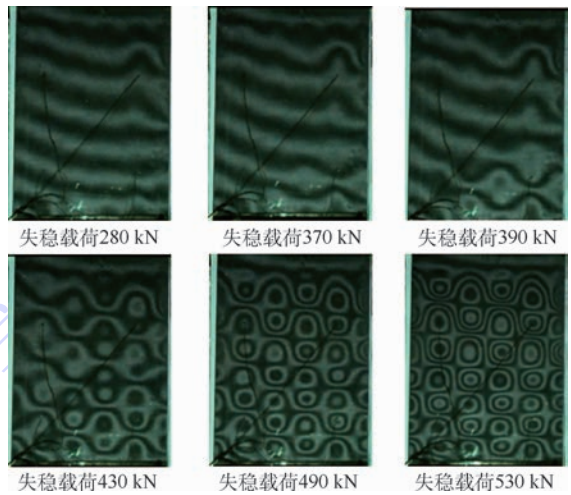


图 10 侧边简支加筋板试验件失稳模态形成过程

Fig. 10 Developing process of buckling mode for stiffened panels with side simply support

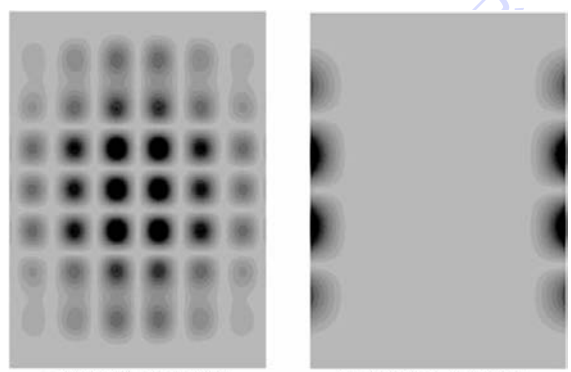


图 11 加筋板失稳模态计算结果

Fig. 11 Calculation results of buckling mode for stiffened panels

3.2 后屈曲承载能力

加筋板蒙皮局部失稳后，结构继续承载进入后屈曲阶段，随后蒙皮凹凸变形使得筋条扭转，后屈曲阶段结构承载呈非线性增加直至破坏，侧边简支与侧边自由加筋板破坏模式相似，均表现为筋条腹板根部折断，蒙皮向外凸出，5 根筋条相向弯曲变形，图 12 所示为加筋板试验件典型压缩破坏模式。数值模拟也得到了一致的破坏模式，如图 13 所示。

试验与数值模拟计算结果统计如图 14 所示，可知数值模拟有效地得到了相近的屈曲载荷和后屈曲承载能力；侧边自由加筋板失稳载荷虽然远低于侧边简支加筋板失稳载荷，但其结构破坏强

北航学报 赠阅

度仅下降约 9%,这是由于加筋板结构主要依靠筋条承载,而侧边蒙皮的先失稳并不能显著影响筋条扭转变形。

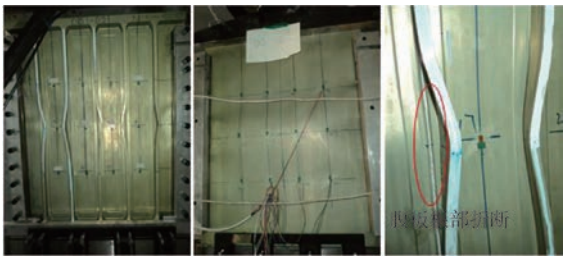


图 12　加筋板典型压缩破坏模式

Fig. 12　Photographs of typical failure mode of stiffened panels in compression

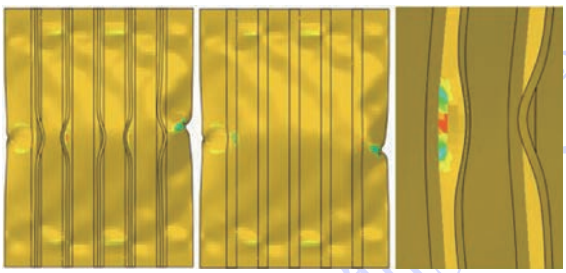


图 13　数值模型破坏模式

Fig. 13　Calculation results of failure mode

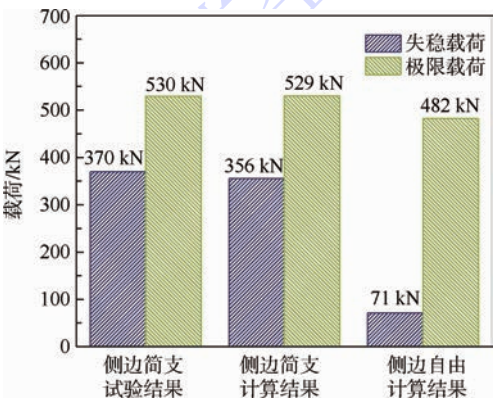


图 14　铝合金加筋板试验和计算结果

Fig. 14　Test and calculation results of aluminum alloys stiffened panels

4　结　论

1) 基于 ABAQUS 建立含韧性损伤和剪切损伤的 Johnson-Cook 本构模型,可以模拟铝合金加筋板的后屈曲过程,模拟结果与试验结果相吻合。

2) 典型铝合金加筋板轴压载荷-位移曲线以蒙皮局部失稳和破坏极限为界可分为 3 个阶段。

3) 试验和计算均表明,侧边简支加筋板蒙皮同时发生失稳,且表现为纵向 7 个半波;而侧边自由加筋板侧边蒙皮首先发生失稳,表现为纵向 4 个半波,且失稳载荷远低于侧边简支加筋板。

4) 侧边自由加筋板失稳载荷虽远低于侧边简支加筋板失稳载荷,但其结构破坏强度仅下降约 9%。

参考文献(References)

[1] 杜善义,关志东. 我国大型客机先进复合材料技术应对策略思考[J]. 复合材料学报,2008,25(1):1-10.
DU S Y,GUAN Z D. Strategic considerations for development of advanced composite technology for large commercial aircraft in China[J]. Acta Materiae Compositae Sinica,2008,25(1):1-10(in Chinese).

[2] DURSUN T,SOUTIS C. Recent developments in advanced aircraft aluminum alloys[J]. Materials & Design,2014,56(4):862-871.

[3] HEINZ A,HASZLER A,KEIDEL C,et al. Recent development in aluminum alloys for aerospace applications[J]. Materials Science and Engineering:A,2000,280(1):102-107.

[4] STARKE E A,STALEY J T. Application of modern aluminum alloys to aircraft[J]. Progress in Aerospace Science,1996,32(2-3):131-172.

[5] 崔德刚. 结构稳定性设计手册[M]. 北京:航空工业出版社,1996:165-208.
CUI D G. Design manual for structural stability[M]. Beijing:Aviation Industry Press,1996:165-208(in Chinese).

[6] AALBERG A,LANGSETH M,LARSEN P K. Stiffened aluminum panels subjected to axial compression[J]. Thin-Walled Structures,2001,39(10):861-885.

[7] PAULO R M F,TEIXEIRA-DIAS F,VALENTE R A F. Numerical simulation of aluminum stiffened panels subjected to axial compression:Sensitivity analyses to initial geometrical imperfections and material properties[J]. Thin-Walled Structures,2013,62(1):65-74.

[8] 曾元松,黄遐. 大型整体壁板成形技术[J]. 航空学报,2008,29(3):721-727.
ZENG Y S,HUANG X. Forming technologies of large integral panel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2008,29(3):721-727(in Chinese).

[9] 李劲风,郑子樵,李世晨,等. 铝合金时效成形及时效成形铝合金[J]. 材料导报,2006,20(5):101-103.
LI J F,ZHENG Z Q,LI S C,et al. Age forming of Al alloys and ageformable Al alloys[J]. Materials Review,2006,20(5):101-103(in Chinese).

[10] 邵青,何宇廷,张腾,等. 侧边边界条件对复合材料加筋板轴压载荷下屈曲后屈曲性能的影响[J]. 复合材料学报,2014,31(3):741-748.
SHAO Q,HE Y T,ZHANG T,et al. Influence of side boundary condition on buckling and post-buckling performance of composite stiffened panels under axial compression load[J]. Acta Materiae Compositae Sinica,2014,31(3):741-748(in Chinese).

[11] CLARKE J D. Buckling of aluminum alloy stiffened plate ship structure[M]// NARAYANAN R. Aluminum atructures-advances design and construction. Amsterdam:Elsevier,1987:81-92.

[12] TRYLAND T,HOPPERSTAD O S,LANGSETH M. Design of

北航学报 赠阅

experiments to identify material properties [J]. Materials & Design, 2000, 21(5): 477-492.

[13] 朱浩,朱亮,陈剑虹. 应力三轴度和应变率对 6063 铝合金力学性能的影响及材料表征[J]. 材料科学与工程学报, 2007, 25(3): 358-362.
ZHU H, ZHU L, CHEN J H. Influence of stress triaxiality and strain rate on the mechanics behavior of 6063 aluminum alloy and material characterization [J]. Journal of Materials Science & Engineering, 2007, 25(3): 358-362(in Chinese).

[14] 戴福隆,沈观林,谢惠民. 实验力学[M]. 北京:清华大学出版社, 2010: 367-385.
DAI F L, SHEN G L, XIE H M. Experimental mechanics[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2010: 367-385 (in Chinese).

[15] ZHANG D N, SHANGGUAN Q Q, XIE C J, et al. A modified Johnson-Cook model of dynamic tensile behaviors for 7075-T6 aluminum alloy[J]. Journal of Alloys and Compounds, 2015, 619: 186-194.

[16] HOOPUTRA H, GESE H, DELL H, et al. A comprehensive failure model for crashworthiness simulation of aluminum extrusions [J]. International Journal of Crashworthiness, 2004, 9(5): 449-463.

作者简介:

徐荣章 男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器复合材料结构设计。

Tel.: 010-82338873

E-mail: buaa_xrz@163.com

关志东 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:复合材料结构设计和复合材料力学。

Tel.: 010-82338873

E-mail: D5062010@163.com

Influence of side boundary condition on compression performance of aluminum alloys stiffened panels

XU Rongzhang, GUAN Zhidong*, JIANG Siyuan

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

Abstract: Engineering aircraft stiffened structure reinforced by a beam or wall panels restriction are simply supported, and high strength aluminum alloys stiffened panels constrained by side boundary will exhibit different compression performance from panels with unsupported side boundary in axial compression. Test and numerical calculation research were conducted to study this phenomenon. Moiré interferometry and strain gauges were used to monitor the buckling and post-buckling process. Based on the software of ABAQUS, a finite element model was developed. Johnson-Cook constitutive model with ductile damage and shear damage was used to study compression performance of panels with different side boundary conditions. The calculated results are coordinated with the tested results very well. The results indicate that all skins of side simply supported panels buckle simultaneously, while only side skins of unsupported panels buckle. Despite the buckling load for unsupported panels is well lower than that for side simply supported panels, the former's ultimate load only almost decreases by 9%.

Key words: aluminum alloys stiffened panels; simply supported; ductile damage; buckling mode; post-buckling performance

Received: 2015-01-11; **Accepted**: 2015-01-30; **Published online**: 2015-04-02 10:30

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150402.1030.007.html

* **Corresponding author**. Tel.: 010-82338873 E-mail: D5062010@163.com

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0038

基于解析规则的舰艇区域防空作战能力需求生成

许俊飞，邢昌风*，吴玲

（海军工程大学 电子工程学院，武汉 430033）

摘 要：首先，在能力需求生成中，通过对舰艇面临的威胁任务分解，构建作战能力指标体系，分析“元任务—能力指标”之间的解析规则进而得到舰艇作战所需的各项能力指标；其次，以单舰舰空导弹区域防空为背景，根据作战流程的各个阶段建立相应的数学模型，以作战需求以及敌我双方的相关因素为变量，结合关系图对杀伤区远近界、发射区远近界、预警机前出距离、高度和必需预警距离等作战能力指标进行了仿真验证；最后，分析了所需探测距离及速度对作战能力指标的影响关系，定量得到相应所需的区间数值解，为舰艇区域防空作战能力需求生成提供了依据。

关 键 词：能力需求生成；元任务；能力指标；解析规则；区域防空
中图分类号：N94；TP302.1
文献标识码：A **文章编号**：1001-5965(2016)01-0193-08

面对日益严峻的空中目标威胁，建设提高舰艇的防空作战能力是亟需解决的现实问题。舰艇作战能力是舰艇作战系统为完成各项作战任务所具备的本领；作战能力需求是在作战过程中为有效完成各项作战任务，对舰艇应具有的作战能力的基本需求；能力需求生成就是寻找从“任务”到“能力”的定量映射关系，通过映射分析构建适应作战任务的作战能力体系及作战能力需求。

能力需求分析具有主观性、不确定性、非结构性的特点，目前国内将“基于能力”的需求开发提上了日程，针对能力需求分析的框架、生成方法做了大量研究。赵新爽等[1]以 DoDAF 2.0 中的标准为基础，提出了武器装备体系需求分析框架模型，给出了使命任务分析、作战需求分析、能力需求分析和系统需求分析的具体内容，并对需求分析中各个阶段的建模步骤和方法进行了描述；耿青霞和杨秀月[2]以武器装备体系需求生成为研究对象，提出基于目标—概念—任务的作战任务需求分析方法、基于任务—功能的作战能力分析方法；郭齐胜等[3]从作战任务和装备系统 2 个方面展开需求分析，提出了作战、装备和能力需求之间的追溯关系矩阵，构建了基于活动方法展开武器装备型号论证需求分析的具体步骤。

尽管目前对需求生成开展了较为广泛的研究，但较多依赖专家经验，定量分析不足。本文根据舰艇所承担的作战任务，构建舰艇作战体系能力需求指标，根据“元任务—能力指标”之间的解析规则，重点分析预警机（Airborne Early Warning，AEW）兵力协同下的单舰舰空导弹区域防空作战任务中能力需求的解析关系，定量得到舰艇完成区域防空作战任务所需的各项能力指标。

1 作战能力需求生成框架

作战能力需求生成流程如图 1 所示。

1）根据分解粒度原则对作战任务进行分解，可将作战任务分解为具有不同执行功能的子任务，子任务是作战任务分解过程中的中介任务节点，子任务可以继续分解为元任务和子任务。元

收稿日期：2015-01-20；**录用日期**：2015-02-25；**网络出版时间**：2015-04-02 11:03
网络出版地址：www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150402.1103.008.html
* **通讯作者**：Tel.：027-65461236 E-mail：xingchf@sohu.com

引用格式：*许俊飞，邢昌风，吴玲. 基于解析规则的舰艇区域防空作战能力需求生成[J]. 北京航空航天大学学报，2016，42(1)：193-200. XU J F，XING C F，WU L. Combat capability requirement generation of shipborne area air defense based on analytic rules[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2016，42(1)：193-200 (in Chinese).*

北航学报 赠阅

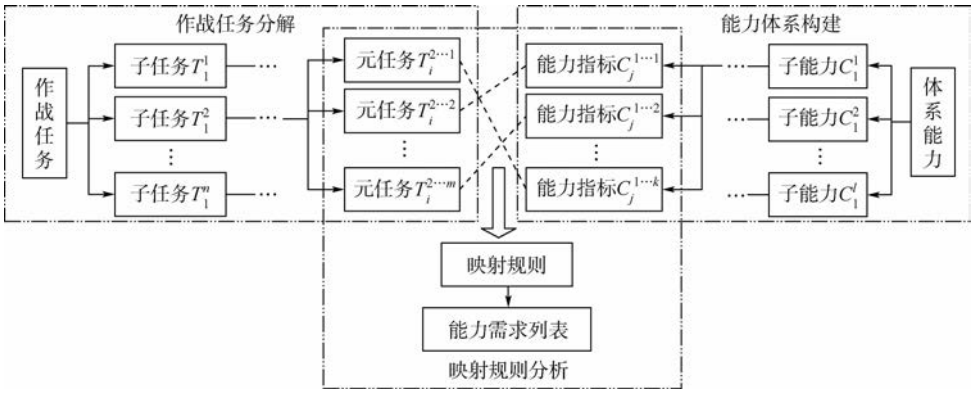


图 1 作战能力需求生成框架

Fig. 1 Framework for combat capability requirement generation

任务是无需进一步分解执行的任务，是相对独立的最小任务单元，即与能力相关的任务，如果继续分解则导致执行该任务的兵力单元也需要进行细分，最终可将作战任务分解成为若干元任务执行的集合（见图 1）：

$$T=\{T_a^{1\cdots1},T_a^{1\cdots2},\cdots,T_a^{1\cdots h},T_k^{2\cdots1},T_k^{2\cdots2},\cdots,T_k^{2\cdots m},\cdots,T_s^{n\cdots1},T_s^{n\cdots2},\cdots,T_s^{n\cdots f}\}$$

式中：a、k 和 s 为元任务所属层次；h、m、n 和 f 为分解得到元任务的上级子任务标号及元任务次序；$T_a^{1\cdots1}$ 为元任务 T 隶属于首层的第 1 个子任务分解了 a 层得到的第 1 个元任务；$T_a^{1\cdots2}$ 为元任务 T 隶属于首层的第 1 个子任务分解了 a 层得到的第 2 个元任务；$T_k^{2\cdots m}$、$T_s^{n\cdots f}$ 等同理。

2）体系能力主要是各武器装备体系为完成作战任务所具有的“潜力”。体系能力具有层次性、协作性、松耦合性、多目标性以及涌现性等特点，因此体系能力之间具有层次结构；各个能力之间既可以相互配合，也可以独立存在，共同实现不同目标；在协作性的基础上，能力具有“整体大于部分之和”的特性。针对舰艇区域防空武器系统，分解其所需的作战能力，建立作战能力体系结构，最终可将体系能力分解为若干能力指标的集合（见图 1）：

$$C=\{C_j^{1\cdots1},C_j^{1\cdots2},\cdots,C_j^{1\cdots k},C_e^{2\cdots1},C_e^{2\cdots2},\cdots,C_e^{2\cdots x},\cdots,C_g^{l\cdots1},C_g^{l\cdots2},\cdots,C_g^{l\cdots y}\}$$

式中：j、e 和 g 为能力指标所属层次；k、x、l 和 y 为分解得到能力指标的上级子能力标号及能力指标次序；$C_j^{1\cdots1}$ 为能力指标 C 隶属于首层的第 1 个子能力分解了 j 层得到的第 1 个能力指标；$C_j^{1\cdots k}$ 为能力指标 C 隶属于首层的第 1 个子能力分解了 j 层得到的第 k 个能力指标；$C_e^{2\cdots x}$、$C_g^{l\cdots y}$ 等同理。

3）元任务与能力指标的映射规则是能力需求生成的关键，映射可以“一对一”，也可以“一对多”，映射规则有解析规则、推理规则、等价规则和经验规则等。通过分析映射规则，可以从定量定性的角度解析出作战能力的需求列表，如图 1 所示。

2 舰艇区域防空作战任务与作战能力分析

2.1 舰艇区域防空元任务与能力体系构建

舰艇区域防空面临的主要威胁有飞机和反舰导弹，对防空任务作战必须把握 4 点：及时发现目标，快速判别目标，迅速截获目标，立即摧毁目标。根据舰空导弹区域防空作战流程[4]，区域防空作战任务可分解为预警侦察、信息处理、指挥决策、武器打击以及毁伤评估等子任务。

根据作战任务，舰艇区域防空作战能力包含侦察感知能力、攻击防御能力以及信息处理能力。舰艇区域防空作战任务与能力体系如图 2 所示。

2.2 “元任务—能力指标”解析规则

元任务与能力指标的映射规则中，解析规则是映射的基础，也是最重要的一类规则。根据图 2，本文重点分析预警侦察、指挥决策、武器打击以及毁伤评估相关元任务到能力指标的解析规则。

1）目标侦察——必需预警距离、预警机前出距离及高度

舰艇防空的关键在于对来袭目标的早期预警，为己方防空武器系统提供足够的准备时间。由于受到地球曲率以及雷达架设高度的影响，雷达的探测距离受到限制，因此采用预警机有很大的必然性，保证其在己方的有效防空保护范围内，充分发挥其高度优势，增大预警距离，保障舰艇对反舰导弹有足够的预警时间[5]。图 3 所示为预警机的配置示意图。图中：O 为舰艇阵位；E 为预警机阵位；D_{qc} 和 R_E 分别为预警机的前出距离和探测距离；S_{syj} 为导弹的杀伤区远界；α_d 为敌目标可能形成的威胁扇面角；R_s 为舰艇的必需预警距离；V_m 为目标的飞行速度。

北航学报 赠阅

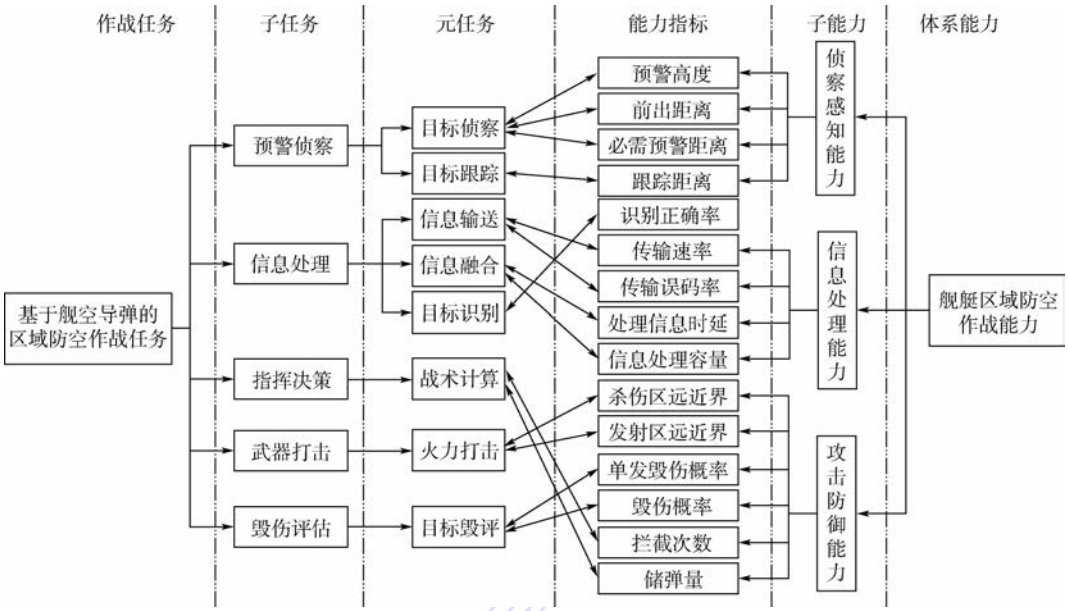


图 2　元任务与能力体系关系

Fig. 2　Relationships between meta task and capability system

如图 3 所示,为满足导弹武器系统在其最大射程上对来袭目标实施抗击,必需预警距离[6-7]为

$$R_s = S_{syj} + V_m t_{xy} \tag{1}$$

$$t_{xy} = t_{zk} + t_{tx} + t_{fs} + S_{syj}/V_w \tag{2}$$

式中:t_{xy}为从接到预警和目标指示到导弹与目标相遇的时间;t_{zk}为指控时间;t_{tx}为通信时间;t_{fs}为导弹发射时间;V_w为己方导弹的攻击速度。

预警机的前出距离为

$$D_{qc} = R_s \cos\frac{\alpha_d}{2} - \sqrt{R_E^2 - \left(R_s \sin\frac{\alpha_d}{2}\right)^2} \tag{3}$$

理想情况下,预警机上雷达的探测距离即视距为

$$R_{El} = 4.12\left(\sqrt{h_E} + \sqrt{h_m}\right) \tag{4}$$

式中:h_E为预警机高度;h_m为敌目标的飞行高度。

由于受地球曲率、目标雷达散射截面(Radar Cross Section,RCS)以及海杂波的影响,预警机上雷达的实际探测距离为

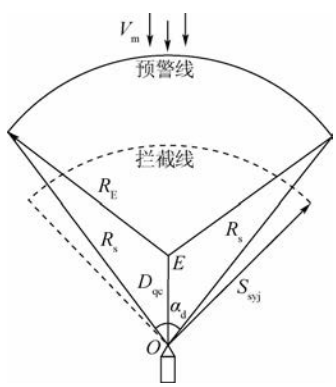


图 3　预警机配置示意图

Fig. 3　Schematic diagram of AEW configuration

$$R_E = 3.57\left(\sqrt{h_E} + \sqrt{h_m}\right) \tag{5}$$

根据对来袭敌目标预警需求,即机载雷达探测距离 R_E 确定的情况下,预警机的高度为

$$h_E = \left(R_E/3.57 - \sqrt{h_m}\right)^2 \tag{6}$$

2)目标跟踪——跟踪距离

一般情况下,舰载雷达跟踪制导距离为探测距离的 70%,所以舰载雷达的跟踪制导距离为

$$R_t = 0.7R_E \tag{7}$$

3)火力打击——杀伤区远近界、发射区远近界

当目标向己方攻击时,需确定己方舰空导弹杀伤区的大小,建立水平杀伤区进行分析[8],图 4 为舰空导弹水平杀伤区示意图。图中:x 为目标的水平距离;y 为目标的航路捷径;s_{syj}为 S_{syj}在水平面投影;ψ_{max}为最大航路角。设舰空导弹从平台 O 和目标 T 从雷达跟踪边界 W 同时经时间 t 相遇,此时目标经过的路程为 s_m,假设相遇点为 Q。

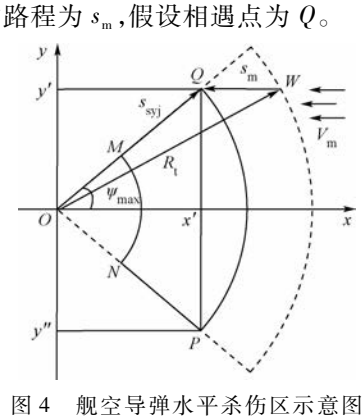


图 4　舰空导弹水平杀伤区示意图

Fig. 4　Schematic diagram of ship-to-air missile horizontal killing zone

北航学报 赠阅

根据图 4,几何关系式如式(8)所示[9]:

$$\begin{cases}(x'+s_{\mathrm{m}})^2+y'^2=R_{\mathrm{t}}^2\\ x'=s_{\mathrm{syj}}\cdot\cos\psi_{\max}\\ y'=s_{\mathrm{syj}}\cdot\sin\psi_{\max}\\ k=V_{\mathrm{w}}/V_{\mathrm{m}}\\ s_{\mathrm{m}}=s_{\mathrm{syj}}/k\end{cases}\tag{8}$$

所以杀伤区远界的水平面投影为

$$s_{\mathrm{syj}}=\frac{R_{\mathrm{E}}}{\sqrt{1+1/k^2+2\cos\psi_{\max}/k}}\tag{9}$$

舰艇杀伤区远界为

$$S_{\mathrm{syj}}=\sqrt{s_{\mathrm{syj}}^2+h_{\mathrm{m}}^2}\tag{10}$$

杀伤区近界决定于舰空导弹的引入结束距离。射入段、引入段和导引段是舰空导弹飞行弹道的 3 部分,引入结束距离就是射入段和引入段的总距离,引入结束距离和引入时间是随机变量。设导弹引入导引段的结束时间 t_{js} 服从瑞利分布:

$$P_{(t\leqslant t_{\mathrm{js}})}=1-\mathrm{e}^{-\frac{(t_{\mathrm{js}}-t_{\mathrm{wk}})^2}{2\sigma_t^2}}\tag{11}$$

因此杀伤区的近界为

$$S_{\mathrm{sjj}}=\frac{1}{2}V_{\mathrm{w}}t_{\mathrm{z}}+V_{\mathrm{w}}(t_{\mathrm{js}}-t_{\mathrm{z}})=\left(t_{\mathrm{wk}}+\sqrt{-2\sigma_t^2\ln(1-P_{(t\leqslant t_{\mathrm{js}})})}-\frac{1}{2}t_{\mathrm{z}}\right)V_{\mathrm{w}}\tag{12}$$

式中:$P_{(t\leqslant t_{\mathrm{js}})}$ 为 $t\leqslant t_{\mathrm{js}}$ 时间内导弹的引入概率;t_{wk} 为导弹无控段的飞行时间;σ_t 为导弹引入结束时间的方差;t_{z} 为助推器的飞行时间。

图 5 为舰空导弹水平发射区示意图。舰空导弹的发射区是指敌目标正处于该区域中,舰空导弹发射,以保证舰空导弹和空中目标在杀伤区相遇[10]。建立舰空导弹的水平发射区,影响舰空导弹发射区的参数主要是空中目标的速度 V_{m}、高度 h_{m}、航路捷径 y_{m} 等飞行诸元、杀伤区的大小和形状(远界投影 s_{syj}、近界投影 s_{sjj})以及舰载防空导弹飞至遭遇点的时间 t_{m}。假设敌目标以高度 h_{m}、航路捷径 y_{m} 做匀速直线运动[11]。

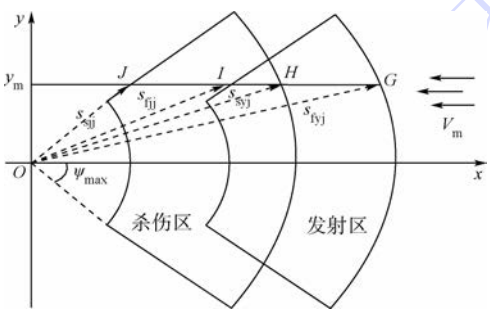


图 5 舰空导弹水平发射区示意图

Fig. 5 Schematic diagram of ship-to-air missile horizontal launching zone

在水平发射区示意图 $\triangle OHG$ 中,求得发射区远界的投影距离为

$$s_{\mathrm{fyj}}=\sqrt{s_{\mathrm{syj}}^2+\left(\frac{s_{\mathrm{syj}}}{k}\right)^2-2\frac{s_{\mathrm{syj}}^2}{k}\cos\left(\pi-\arcsin\frac{y_{\mathrm{m}}}{s_{\mathrm{syj}}}\right)}\tag{13}$$

所以舰空导弹发射区远界为

$$S_{\mathrm{fyj}}=\sqrt{s_{\mathrm{fyj}}^2+h_{\mathrm{m}}^2}\tag{14}$$

在水平发射区示意图 $\triangle OJI$ 中,求得发射区近界的投影距离为

$$s_{\mathrm{fjj}}=\sqrt{s_{\mathrm{sjj}}^2+\left(\frac{s_{\mathrm{sjj}}}{k}\right)^2-2\frac{s_{\mathrm{sjj}}^2}{k}\cos\left(\pi-\arcsin\frac{y_{\mathrm{m}}}{s_{\mathrm{sjj}}}\right)}\tag{15}$$

所以舰空导弹发射区近界为

$$S_{\mathrm{fjj}}=\sqrt{s_{\mathrm{fjj}}^2+h_{\mathrm{m}}^2}\tag{16}$$

4)战术计算——拦截次数、储弹量

图 6 为舰空导弹对敌目标射击过程示意图。假设敌目标以 h_{m}、y_{m} 做匀速直线运动,m_i 点为第 i 枚舰空导弹与敌目标相遇时刻所在位置,d_i 为目标航路捷径点到第 i 个相遇点的距离,S_i 为该时刻目标斜距[12-14]。

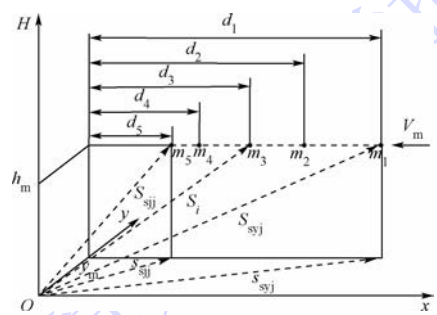


图 6 舰空导弹对敌目标射击过程示意图

Fig. 6 Schematic diagram of ship-to-air missile shooting process against enemy target

如图 6 可知,目标航路捷径点到第 i 个相遇点的距离为 d_i,由于舰空导弹的第 1 次拦截射击应保证在舰空导弹的杀伤区远界处进行,第 n 次拦截射击的相遇点应该在杀伤区近界:

$$\begin{cases}d_i=d_{i-1}-V_{\mathrm{m}}t\\ t=t_{\mathrm{fy}}+(s-1)\tau+t_{\mathrm{pg}}+t_{\mathrm{mz}}\\ d_1=\sqrt{S_{\mathrm{syj}}^2-h_{\mathrm{m}}^2-y_{\mathrm{m}}^2}\\ d_n=\sqrt{S_{\mathrm{sjj}}^2-h_{\mathrm{m}}^2-y_{\mathrm{m}}^2}\end{cases}\tag{17}$$

式中:τ 为舰空导弹发射间隔时间;s 为一次齐射导弹的数量;t_{fy} 为舰空导弹武器系统的反应时间;t_{pg} 为舰空导弹射击效果评估时间;t_{mz} 为目标指示时间;t 为舰空导弹实施一次完整射击所需要的时间。

北航学报 赠阅

由递推公式推导可得舰空导弹武器系统对敌目标的拦截次数为

$$n = 1 + \mathrm{int}\left(\frac{1}{\ln(1+1/k)}\ln\frac{d_1 + V_w t}{d_n + V_w t}\right) \tag{18}$$

假设有 m 批次目标对己方实施攻击,根据系统可拦截次数 n 可知舰艇需储备的弹药数为

$$n_d = m \cdot n \cdot s \tag{19}$$

5) 目标毁评——单发毁伤概率、毁伤概率

一般情况下认为目标毁伤概率等于命中概率与命中条件下目标被毁伤概率的乘积,考虑到舰空导弹拦截敌目标的特殊性,认为命中一枚导弹,目标即被毁伤,即毁伤概率等于命中概率。在区域防空作战能力需求中,根据作战要求所要达到的毁伤概率 P_{n_d} 解析出导弹的单发毁伤概率 p,假设属于一组误差型[15],每次发射的单发命中概率相同,所以

$$p = 1 - \mathrm{e}^{\frac{\ln(1-P_{n_d})}{s\cdot n}} \tag{20}$$

3　基于舰空导弹区域防空的作战能力需求生成

在预警机协同下的舰艇区域防空作战能力需求分析中,首先需要判断己方能够探测到敌目标的距离,根据战场态势提出完成相应作战任务所需的作战能力。假定 $V_m = 300$ m/s,$V_w = 750$ m/s,$h_m = 50$ m,$\alpha_d = 30°$,$\psi_{max} = 60°$,$y_m = 100$ m,$s = 2$,其余参数主要有 t_{zk}、t_{tx}、t_{fs}、t_{wk}、σ_t、$P_{(t\leqslant t_{js})}$、t_z、t_{fy}、τ、t_{pg} 和 t_{mz},假定服从正态分布,每一次仿真计算中的取值用符合正态分布的随机数来产生,影响参数设定如表 1 所示。

表 1　影响参数设定

Table 1　Influence parameters setting

影响参数	μ	σ	影响参数	μ	σ
t_{zk}/s	10	2	t_z/s	0.1	0.05
t_{tx}/s	3	1	t_{fy}/s	8	2
t_{fs}/s	30	5	τ/s	2	0.2
t_{wk}/s	3.5	0.05	t_{pg}/s	1	0.2
σ_t	3.1	0.1	t_{mz}/s	7	1
$P_{(t\leqslant t_{js})}$	0.94	0.03			

在上述参数假定作战想定中,需探测敌目标距离 R_E 从 50 ~ 150 km 变化,对敌目标的毁伤效果相当可靠,即 P_{n_d} 达到 90%。舰艇所需的各项作战能力与探测距离 R_E 的关系曲线如图 7 所示。

从图 7 可以看出,随着对 R_E 的不断增大,对己方 R_s、杀伤区和发射区等要求越来越高;探测距离越大,对 D_{qc} 与 h_E 的要求也越来越高,但 D_{qc} 与 h_E 是有约束的,不能一直增大满足探测距离的需求;

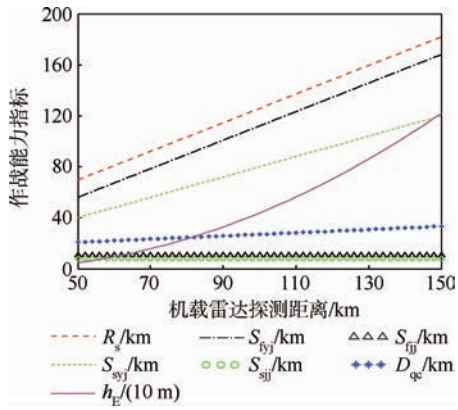


图 7　R_E 对作战能力指标的影响

Fig. 7　Effect of R_E on combat capability index

S_{sjj} 与 S_{fjj} 主要与己方舰空导弹的性能有关,因此从图 7 可以看出随着 R_E 的变化,两者几乎没变化。

V_w、V_m 对各项作战能力指标的影响也比较大,以 $k = V_w/V_m$ 为变量,假定 V_w、V_m 均从亚声速到超声速变化,即 V_w、$V_m \in [300,750]$ m/s,则 $k \in [0.4,2.5]$,综合 $R_E \in [50,150]$ km 的变化对各项作战能力指标进行分析。由于存在 2 个自变量,相互影响,分析比较复杂。

图 8 为 k、R_E 与 S_{syj} 的关系图,图 9 为 k、R_E 与 S_{sjj} 的关系图。由图 8、图 9 可知,随着 R_E 与 k 的不断增大,S_{syj} 与 S_{sjj} 也不断增大,即对目标所需的探测距离增大,为有效完成作战任务,杀伤区远界

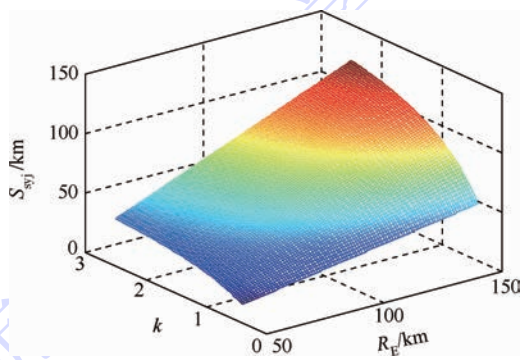


图 8　k、R_E 与 S_{syj} 的关系

Fig. 8　Relationships between k, R_E and S_{syj}

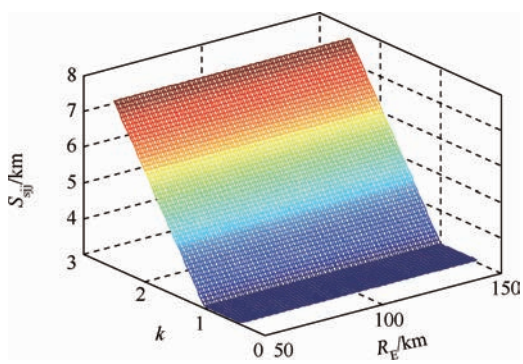


图 9　k、R_E 与 S_{sjj} 的关系

Fig. 9　Relationships between k, R_E and S_{sjj}

北航学报 赠阅

也需增大来满足作战需求;但对 S_{sjj} 而言,当 k 一定时,S_{sjj} 并不随着 R_E 的变化而变化,因为 S_{sjj} 主要与己方舰空导弹的性能有关;由图 9 可知 $k=1$ 是 S_{sjj} 的一个拐点,当 $k<1$ 时,S_{sjj} 为定值,$k>1$ 时,S_{sjj} 随着 k 的增大而增大,说明在此情况下 V_w 成为 S_{sjj} 变化的主要因素。

图 10 为 k、R_E 与 S_{fyj} 的关系图,图 11 为 k、R_E 与 S_{fjj} 的关系图。从图 10、图 11 可知,S_{fyj} 随 R_E 的变化比较大,S_{fjj} 随 k 的变化比较明显。当 $k<1$ 时,随着 k 的增大,S_{fyj} 变化有些突兀;$k>1$ 以后,S_{fyj} 变化很小,说明 $V_w<V_m$ 对 S_{fyj} 有一定影响。$k=1$ 是 S_{fjj} 的一个凹点,以凹点为分界线,k 越小或越大都会对 S_{fjj} 产生较大影响。k 越大,即 V_w 远大于 V_m,S_{syj} 会增大,故 S_{fyj} 也会不断增大;R_s 越小,即 V_m 越大,已知 S_{sjj} 是定值,则敌来袭目标在杀伤区域中经过的距离就比较大,因此 S_{fjj} 就会随之增大。S_{sjj} 与 S_{fjj} 关联较大,因此 R_E 对 S_{fjj} 的影响较小。发射区是在杀伤区的基础上建立起来的,综上分析,发射区界限的变化趋势同杀伤区基本一致。

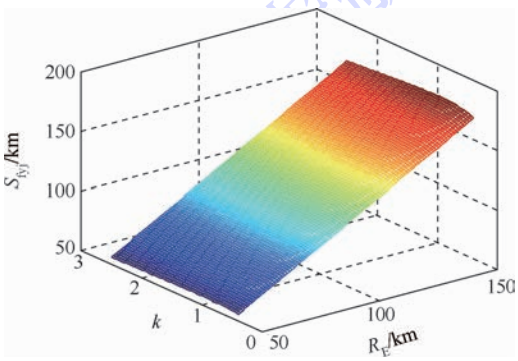


图 10 k、R_E 与 S_{fyj} 的关系

Fig. 10 Relationships between k, R_E and S_{fyj}

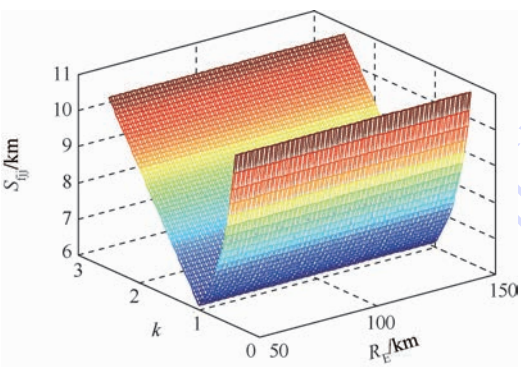


图 11 k、R_E 与 S_{fjj} 的关系

Fig. 11 Relationships between k, R_E and S_{fjj}

图 12 为 k、R_E 与 D_{qc} 的关系图,图 13 为 k、R_E 与 h_E 的关系图。一定的 D_{qc} 与 h_E 能够保证舰艇的预警距离,由图 12 可知,k 越大,D_{qc} 越小,$k=1$ 为分界线,当 $k<1$ 时,D_{qc} 增长的速度近似于呈指数增长,要达到一定的预警距离,只有靠增加 D_{qc} 来实现。由图 13 可知,h_E 的变化与 k 无关,R_E 的提高必然伴随着 h_E 的增大。因此在作战中,使预警机的前出距离在一定的安全范围内,增大预警机的高度,可使预警距离显著增大。

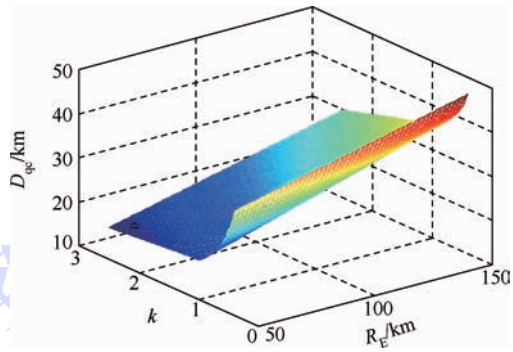


图 12 k、R_E 与 D_{qc} 的关系

Fig. 12 Relationships between k, R_E and D_{qc}

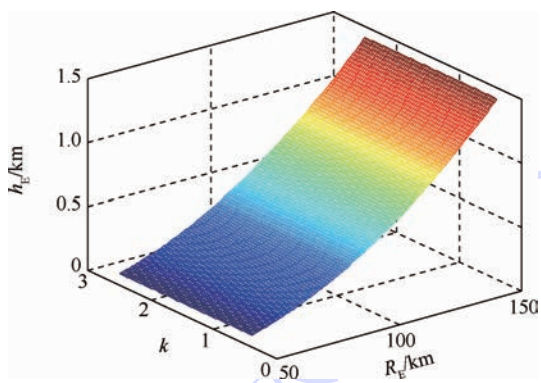


图 13 k、R_E 与 h_E 的关系

Fig. 13 Relationships between k, R_E and h_E

图 14 为 k、R_E 与 R_s 的关系图。R_s 主要受 R_E 的影响比较大,当 $k>1$ 时,k 的变化对 R_s 几乎没有影响,而当 $k<1$ 时,很明显随着 k 的减小,R_s 呈增大趋势。在作战中,当敌方目标的飞行速度比己方导弹速度要大且大很多时,这时必须增大预警距离才能满足作战需求。

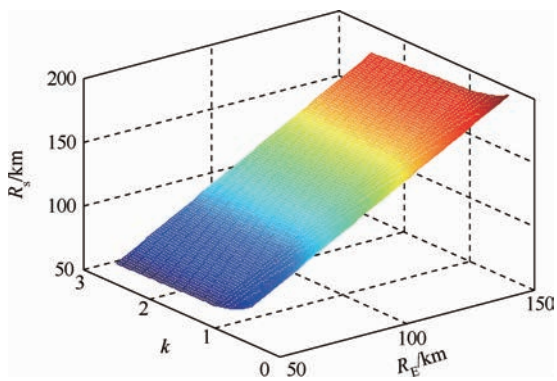


图 14 k、R_E 与 R_s 的关系

Fig. 14 Relationships between k, R_E and R_s

北航学报 赠阅

h_m、α_d 和 y_m 等对各作战能力指标的取值也有一定的影响，分析方法相同，在此不再赘述。

综合考虑上述作战需求，为完成基于舰空导弹区域防空作战任务，舰艇需具备的作战能力指标如表 2 所示。

表 2　作战能力指标生成

Table 2　Combat capability indexes generation

能力指标	区间值
D_{qc}/km	[20.36,53.97]
h_E/m	[90.89,1 409.61]
R_s/km	[69.38,201.48]
R_t/km	[35,105]
S_{syj}/km	[16.01,120.09]
S_{sjj}/km	[3.32,8.29]
S_{fyj}/km	[56.04,173.21]
S_{fjj}/km	[6.63,11.60]
n	[1,2]
n_d/枚	[16,44]
p/%	[43.77,90]

用区间数度量能力指标，可以有效表示出对敌方作战需求在一定范围内变化时，己方所必备的战术技术指标水平，使需求生成更具准确性。

4　结　论

本文通过对单舰区域防空作战任务分析，重点研究舰空导弹作战中“元任务—能力指标”之间的解析规则，提出了能力需求生成定量化的方法，经仿真验证表明：

1）模型框架的可用性。通过对预警侦察、指挥决策、武器打击以及毁伤评估等作战任务建立相应的数学模型，解析与之相关的能力指标，模型简单实用。

2）根据需求到能力，层层推进。由所需探测敌目标距离入手，分析得到各项能力指标，并结合敌我双方速度的影响因素对各项能力指标进行分析，表明 $k=1$ 基本上为指标变化的拐点。

3）作战要求越高，对舰艇需求也越高。但需求也受舰艇技术发展水平的限制，如预警机的前出距离 D_{qc} 及高度 h_E 并不能随着对敌所需探测距离一直增大而不符合实际情况。

本文最终得到需求指标的数值区间解，量化的仿真结果使模型更具有效性，可以理清现有武器装备在完成使命任务方面的不足，明确今后发展方向的重点。

参考文献（References）

[1] 赵新爽，彭志明，陈忠宽. 基于 DoDAF 2.0 的武器装备体系需求分析[J]. 空军预警学院学报，2013，27(5)：370-373.
ZHAO X S，PENG Z M，CHEN Z K. Analysis of weapon equipment system of systems requirements based on DoDAF 2.0[J]. Journal of Air Force Early Warning Academy，2013，27(5)：370-373(in Chinese).

[2] 耿青霞，杨秀月. 基于作战功能模块设计的武器装备体系需求生成方法框架研究[J]. 装甲兵工程学院学报，2011，25(4)：10-14.
GENG Q X，YANG X Y. Research on the method frame of requirements generation of weapon equipment system based on the design of operational function module[J]. Journal of Academy of Armored Force Engineering，2011，25(4)：10-14(in Chinese).

[3] 郭齐胜，张猛，王晓丹，等. 基于活动方法的武器装备型号论证需求分析[J]. 装甲兵工程学院学报，2011，25(1)：8-11.
GUO Q S，ZHANG M，WANG X D，et al. Requirement analysis of weapon and equipment type demonstration based on activity methodology[J]. Journal of Academy of Armored Force Engineering，2011，25(1)：8-11(in Chinese).

[4] 黄金才，陈洒然，程光权. 舰艇编队防空过程建模及分析[J]. 国防科技大学学报，2014，36(3)：184-190.
HUANG J C，CHEN S R，CHENG G Q. Modeling and analysis of air defense process for warship formation[J]. Journal of National University of Defense Technology，2014，36(3)：184-190(in Chinese).

[5] 沈治河，朴成日. 航母编队在对空防御中歼击机空域配置方法[J]. 指挥信息系统与技术，2012，3(3)：29-34.
SHEN Z H，PIAO C R. Fighter airspace disposition method for carrier formation in air defense[J]. Command Information System and Technology，2012，3(3)：29-34(in Chinese).

[6] 沈晓军，鞠鸿彬，张慧慧，等. 基于舰载直升机的舰艇编队对空预警性能配置研究[J]. 指挥控制与仿真，2007，29(2)：51-53.
SHEN X J，JU H B，ZHANG H H，et al. Research on disposition of air early warning ability for carrier helicopters on warship formation[J]. Command Control & Simulation，2007，29(2)：51-53(in Chinese).

[7] 周晓光，赵仁厚，冯百胜，等. 舰载预警机防空预警探测距离需求分析[J]. 指挥控制与仿真，2014，36(2)：14-17.
ZHOU X G，ZHAO R H，FENG B S，et al. Analysis of required radar range for carrier-based early warning aircraft[J]. Command Control & Simulation，2014，36(2)：14-17(in Chinese).

[8] 董银文，石章松，李云，等. 舰空导弹协同制导杀伤区建立研究[J]. 指挥控制与仿真，2010，32(6)：16-19.
DONG Y W，SHI Z S，LI Y，et al. Research on damage zone of surface-to-air missile in the mode of collaborative guidance[J]. Command Control & Simulation，2010，32(6)：16-19(in Chinese).

[9] 杜彦强，李相民，代进进. 舰空导弹杀伤空域分析与仿真[J]. 舰船电子工程，2008，28(9)：129-131.
DU Y Q，LI X M，DAI J J. Analysis and simulation for killing scope of ship-to-air missile[J]. Ship Electronic Engineering，2008，28(9)：129-131(in Chinese).

[10] 钟志通，徐德民，周州. 舰载防空导弹发射区解算模型[J]. 火力与指挥控制，2009，34(5)：160-162.

北航学报 赠阅

ZHONG Z T, XU D M, ZHOU Z. Research on intercepting possibility's calculating model of ship-to-air missile weapon[J]. Fire Control & Command Control, 2009, 34(5): 160-162(in Chinese).

[11] 聂心东,帅鹏,姜文志. 舰舰协同制导下舰空导弹水平发射区研究[J]. 指挥控制与仿真,2009,31(3):29-31.
NIE X D, SHUAI P, JIANG W Z. Study of ship-to-air missile horizontal launch envelops guided by ship-by-ship[J]. Command Control & Simulation, 2009, 31(3): 29-31(in Chinese).

[12] 赵建军,王毅,杨利斌. 舰艇编队协同防空射击次数[J]. 兵工自动化,2012,31(9):15-17.
ZHAO J J, WANG Y, YANG L B. Firing time of warship formation in coordination air defense[J]. Ordnance Industry Automation, 2012, 31(9): 15-17(in Chinese).

[13] 栗飞,曲朋飞,闫艳坤. 舰空导弹武器系统反导作战拦截次数建模与仿真[J]. 弹箭与制导学报,2012,32(2):32-34.
SU F, QU P F, YAN Y K. Modeling and simulation of anti-missile interception frequency for ship-to-air missile weapon system[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2012, 32(2): 32-34(in Chinese).

[14] 荆发标,康晓予. 编队防空反导作战拦截次数模型[J]. 舰船科学技术,2011,33(3):120-122.
JING F B, KANG X Y. Research on the firing times model of the anti-missile interception for surface ship formation[J]. Ship Science and Technology, 2011, 33(3): 120-122(in Chinese).

[15] 邢昌风,李敏勇,吴玲. 舰载武器系统效能分析[M]. 北京:国防工业出版社,2007:109-114.
XING C F, LI M Y, WU L. Effectiveness analysis of shipborne weapon system[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007: 109-114(in Chinese).

作者简介:

许俊飞 男,硕士研究生。主要研究方向:作战系统工程。
Tel.: 027-65461865
E-mail: xujunfei1207@163.com

邢昌风 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:舰载作战系统。
Tel.: 027-65461236
E-mail: xingchf@sohu.com

吴玲 女,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:舰载作战指挥辅助决策。
E-mail: wuling0530@163.com

Combat capability requirement generation of shipborne area air defense based on analytic rules

XU Junfei, XING Changfeng*, WU Ling

(School of Electronic Engineering, Naval University of Engineering, Wuhan 430033, China)

Abstract: First, in order to generate the capability indexes of shipborne in the capability requirement generation process, the threatening task of shipborne is decomposed, a capability index system is built, the analytic rules between the meta tasks and the capability indexes are analyzed. Second, in the background of area air defense of single shipborne ship-to-air missile, the corresponding mathematical models are established according to the steps of operational process, and with relation graph, the capability indexes, including killing zone boundaries, launching zone boundaries, anterior distance and height of airborne early warning aircraft, warning distance, etc., are verified in simulation on the basis of operational requirements and other factors between ourselves and the enemy. Finally, the interval numerical values are produced by analyzing the impact of the required detection distance and speed upon combat capability indexes, which provides a quantitative basis for combat capability requirement generation of shipborne area air defense.

Key words: capability requirement generation; meta task; capability index; analytic rules; area air defense

Received: 2015-01-20; **Accepted**: 2015-02-25; **Published online**: 2015-04-02 11:03
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150402.1103.008.html
* **Corresponding author**. Tel.: 027-65461236 E-mail: xingchf@sohu.com

北航学报 赠阅

http://bhxb.buaa.edu.cn jbuaa@buaa.edu.cn
DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2015.0049

基于约束 Delaunay 三角剖分的筋特征识别与构建算法

全下文载

周敏[1], 郑国磊[1,*], 罗智波[2], 陈树林[3]

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100083; 2. 麦吉尔大学 机械工程系, 蒙特利尔 H3A0G4;
3. 沈阳飞机工业(集团)有限公司, 沈阳 110034)

摘 要: 为识别飞机结构件中的筋特征,提出一种基于 Delaunay 三角剖分的识别与构建算法。首先,根据飞机结构件腹板和平顶筋加工方式的不同以及二者几何上的相似性,引入广义腹板概念表示腹板面和平顶筋,并建立筋的表示模型;其次,利用约束 Delaunay 三角剖分算法,剖分广义腹板面,进行平顶筋面和腹板面的识别与区分,并提取平顶筋面的中轴线;最后,利用中轴线拆分平顶筋并将斜顶筋作为广义腹板的子特征进行识别与构建。实例结果表明,该算法是正确和有效的。

关 键 词: 数控编程; 特征识别; 飞机结构件; 筋; Delaunay 三角剖分
中图分类号: TP391.7
文献标识码: A **文章编号**: 1001-5965(2016)01-0201-10

在各类常见的飞机结构件中,筋特征(简称筋)广泛存在于内外形轮廓、槽腔之中,或单独作为凸台筋存在,其主要作用在于减轻结构件的重量,加强关键部位的强度等。筋的数控编程烦琐且易出错。据国内有关文献的统计,筋特征的加工约占飞机结构件总加工特征数的 35%,其数控编程工作量约占零件编程总工作量的 50%[1]。而这类结构件的数控加工时间与数控编程时间的比值约为 1∶10[2],因此提高数控编程效率是提高这类飞机结构件加工效率的关键。解决这个问题首先需要完成 CAD 系统向 CAM、CAPP 系统的信息传递,建立零件的实体模型与加工特征、加工工艺之间的映射关系,从而为飞机结构件的快速自动编程提供数据信息。而特征识别技术是实现 CAD/CAM/CAPP 三者有机集成的理想接口[3]。即对不同特征的准确、快速识别是实现数控编程、特征加工的首要前提。

特征识别技术至今已发展近 40 年,取得了丰硕的成果,如最小条件子图法[4]、基于知识推理的方法[5]、基于体剖分的方法[6]、基于属性邻接图[7]等。然而由于该技术本身的复杂性,仍有许多未突破的难点[8],如相交特征的识别、复杂曲面零件的识别等。近年来,飞机结构件上复杂特征的识别问题也得到了一些关注。谭丰[1]、施建飞等[9]将工艺知识归纳为一系列解释和识别规则,并融入基于图的识别中,对飞机结构件的筋特征进行识别。这种基于特征种子面(水平筋顶面)属性边点图的筋特征识别方法对相交特征的识别具有很好的效果,但对于直接生长在腹板上的斜顶筋,则算法失效,因而具有一定的局限性。闫海兵[10]提出一种抑制过渡特征(过渡转角和过渡底圆)的识别方法,实现了在不改变零件实

收稿日期: 2015-01-26; **录用日期**: 2015-03-06; **网络出版时间**: 2015-06-03 16:44
网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150603.1644.008.html
基金项目: 国家科技重大专项子课题(2012ZX04010051)
* **通讯作者**: Tel.: 010-82339128 E-mail: zhengguolei@buaa.edu.cn

引用格式: 周敏, 郑国磊, 罗智波, 等. 基于约束Delaunay 三角剖分的筋特征识别与构建算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(1): 201-210. ZHOU M, ZHENG G L, LUO Z B, et al. Algorithm for recognizing and constructing rib feature based on constrained Delaunay triangulation [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(1): 201-210 (in Chinese).

北航学报 赠阅

体模型的情况下抑制过渡特征。但其对复杂特征的识别结果无法保证完全正确,需要交互识别修正,因此这种方法不能完全实现特征的自动识别。

综上,针对飞机结构件的筋特征,仍缺乏一种准确且高效的识别方法。本文提出基于约束 Delaunay 三角剖分的飞机结构件筋特征识别算法。首先,引入广义腹板概念,给出筋的表示模型;其次,识别广义腹板,基于约束 Delaunay 三角剖分识别并构建筋特征;最后,结合实例对算法进行分析和验证。

1 筋的表示模型

1.1 广义腹板

狭义上,飞机结构件底面中除凸台顶面、平筋顶之外的水平拓扑面称为腹板面。而腹板面、凸台顶面和平筋顶的共同特点是其所依赖的面属于零件的正向(即 z 轴正向)可加工水平面。因此给出广义腹板面的定义:飞机结构件中的腹板面、凸台顶面和平筋顶统称为广义腹板面,即广义腹板。

广义腹板一般属于上层槽腔的底面、下层槽腔或凸台的顶面(本文所述槽均为广义槽[11-12])。图 1 表示了零件中广义腹板与槽的关系。图中:数字编号①~⑤为该零件中的水平面,其中的①、②、③层为平顶筋,④、⑤层为腹板。

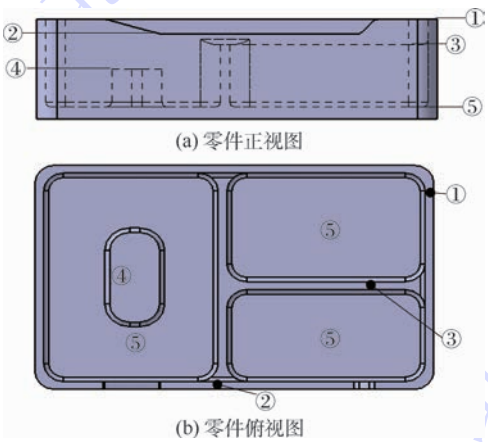


图 1 广义腹板与槽的关系

Fig. 1 Relationships between generalized bottom plane and pocket

从图 1 中可以看出,广义腹板一定属于某个槽的底面。本文在识别筋特征的过程中,在给定的加工坐标系下,将零件上每一个正向可加工的水平面构建为一个广义腹板节点,表示为 GFB。当广义腹板所依赖的水平面为腹板面时,构建对应的腹板节点 Fuban;为平顶筋面时,构建对应的筋节点 Rib,再根据其分支构建多个平顶筋节点。构成 GFB 的水平表面表示为 f_h,则广义腹板的巴科斯-诺尔范式(Backus-Naur Form,BNF)为

〈GFB〉::=(〈Layernum〉,〈F_h〉,〈Type〉)

〈Type〉::=(〈Fuban〉|〈Rib〉)

式中:Layernum 为该广义腹板节点的层数;F_h 为 f_h 的集合;Type 为该节点实际对应的类型。

1.2 筋的几何属性

结合飞机结构件中筋特征的几何形状和加工工艺特点,对筋特征的几何属性(F_G)定义如下。

定义 1 飞机结构件中筋特征的待加工面称为主加工面,简称主面,表示为 f_m;主面在沿刀轨运动方向的约束面称为限制面,表示为 f_l;用于表示筋特征高度的面称为顶面和底面,表示为 f_t 和 f_b;主面与限制面或底面间的连接面称为底圆面,表示为 f_r;主面与顶面间的连接面称为过渡面,表示为 f_a;与主面关联的,除去限制面、底圆面和过渡面等其他的面称为侧面,表示为 f_s。

根据主面几何类型及拓扑结构,典型筋的几何属性如图 2 所示。

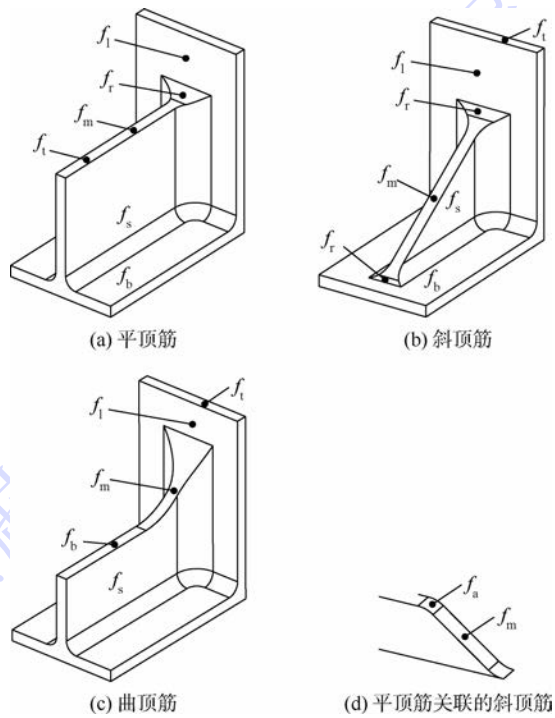


图 2 筋几何属性示意图

Fig. 2 Schematic diagram of geometrical attribute of rib

1.3 筋的参数属性

除几何属性外,筋特征的其他一些参数也是筋特征识别必不可少的,简称参数属性 P_A。P_A 主要包括筋条宽度 Width、筋高 Height、筋位置 Location、刀轴参考方向 ToolAxis 和导动元 DriveCell 等,结构化表示为

北航学报 赠阅

〈P_A〉:: = (〈Width〉,〈Height〉,〈Location〉,〈ToolAxis〉,〈DriveCell〉)

1.4　范式表达及层次模型

设 RF 表示一个筋特征,结合筋的类型 SubType、几何属性 F_G 和参数属性 P_A 等相关信息,RF 的 BNF 表达式为

〈RF〉:: = (〈SubType〉,〈ID〉,〈F_G〉,〈P_A〉,[〈RF_f〉],{〈RF_c〉})

〈SubType〉:: = (〈R_f〉|〈R_d〉|〈R_b〉)

〈F_G〉:: = (〈F_m〉,[F_l],〈f_t〉,〈f_b〉,[F_r],[F_a],〈F_s〉)

〈P_A〉:: = (〈Width〉,〈Height〉,〈Location〉,〈ToolAxis〉,〈DriveCell〉)

式中:ID 为当前节点的编号;RF_f 为 RF 的父节点;RF_c 为 RF 的子节点;R_f、R_d 和 R_b 分别为平顶筋、斜顶筋和曲顶筋;F_m、F_l、F_r、F_a 和 F_s 分别为 f_m、f_l、f_r、f_a 和 f_s 的集合。

为识别平顶筋和斜顶筋,将不同高度的广义腹板面构建平顶筋/腹板间的层间父子关系,平顶筋与关联的斜顶筋和曲顶筋间则构建层内的父子关系。平顶筋间的层间父子关系与平顶筋和斜顶筋间的层内父子关系是构成广义腹板特征树状结构的基础。图 3 所示为某零件中广义腹板的层次模型,该图表达了广义腹板间的层次关系以及平顶筋与斜顶筋间的父子关系。

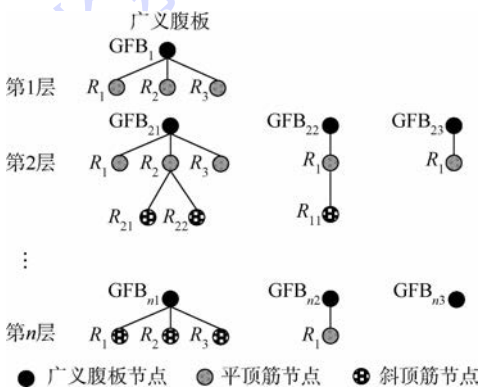


图 3　广义腹板树状模型

Fig. 3　Tree-model of generalized bottom plane

图 3 中,零件上的每一个正向可加工的水平面对应一个 GFB,广义腹板从低到高排列构成广义腹板间的层间关系。对于筋类的 GFB,根据其面的分支数可能被拆分为多个平顶筋,每个平顶筋最多关联 2 个斜顶筋;而腹板类 GFB,则可能关联多个斜顶筋。

1.5　面的凹凸性

为识别斜顶筋,对面的凹凸性进行定义与识别。由于筋特征中只有底圆面和过渡面需要判断其凹凸性,且这 2 种面一般为(近)圆柱面,本文仅讨论圆柱面的凹凸性。

对于圆柱面 f,取其 U、V 向的中间参数线的交点作为面 f 的中心点 p_c,p_c 对应的原点为 p_O,提取面 f 在 p_c 处的体外法向 $\boldsymbol{v}_n$。图 4 所示为圆柱面的凹凸性。计算 $\theta = \arccos\left(\dfrac{\boldsymbol{v}_n \overrightarrow{p_c p_O}}{|\boldsymbol{v}_n||\overrightarrow{p_c p_O}|}\right)$,若 $0 \leqslant \theta < 90°$,则 f 为凹圆柱面;否则,f 为凸圆柱面。

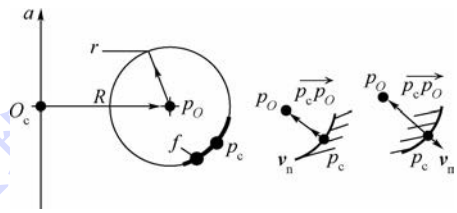


图 4　圆柱面的凹凸性

Fig. 4　Cylinder surface being convex or concave

2　筋的识别与构建

2.1　广义腹板面的识别

在给定加工坐标系下,水平面的正确识别是识别平顶筋的基础,平顶筋或腹板的底圆面是识别斜顶筋的基础。然而,由于模型重构、格式转换等常导致某些面丢失底层几何信息,因此,为保证能将所有水平面和圆柱面识别出来,本文采用面向精度要求的近二次规则面识别方法来识别近平面和近圆柱面。图 5 为近二次规则面识别方法示意图。首先识别 NURBS 曲面类型中的近平面和圆柱面,然后根据平面法向与 z 轴的夹角提取出所有的水平面以及筋特征关联的底圆面和过渡面。具体如下:

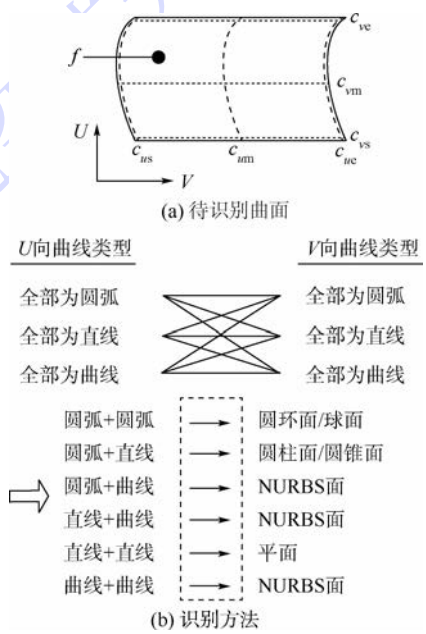


图 5　近二次规则面识别方法示意图

Fig. 5　Schematic diagram of recognition of approximate square regular surface

北航学报 赠阅

已知加工精度 ε_m，面 f 为 NURBS 类型，其 U 向参数范围为 $[p_{us}, p_{ue}]$，V 向参数范围为 $[p_{vs}, p_{ve}]$，分别在 p_{us}、$(p_{us}+p_{ue})/2$ 和 p_{ue} 处取 U 向参数线 c_{us}、c_{um} 和 c_{ue}；类似地，分别在 p_{vs}、$(p_{vs}+p_{ve})/2$ 和 p_{ve} 处取 V 向参数线 c_{vs}、c_{vm} 和 c_{ve}。建立以下近平面识别规则。

规则 1 近平面识别。若 c_{us}、c_{um}、c_{ue}、c_{vs}、c_{vm} 和 c_{ve} 中至少 5 条参数线为直线，则 f 为近平面。

完成平面类型的识别后，进一步提取每个平面的体外法向 $\boldsymbol{N}$，设其与加工侧坐标系 z 轴的夹角为 θ。若 $\theta=\arccos\left(\dfrac{z\cdot\boldsymbol{N}}{|z||\boldsymbol{N}|}\right)<10^{-3}$，则该平面为正向水平面。

规则 2 近圆柱面识别。如果 f 满足以下条件之一：

1）c_{us}、c_{um} 和 c_{ue} 均为半径相同的圆弧，圆心两两互不重合，并且 c_{vs}、c_{vm} 和 c_{ve} 均为相互平行的直线。

2）c_{vs}、c_{vm} 和 c_{ve} 均为半径相同的圆弧，圆心两两互不重合，并且 c_{us}、c_{um} 和 c_{ue} 均为相互平行的直线。

则 f 为近圆柱面。

完成圆柱面类型的识别后，进一步提取每个圆柱面的轴线，设其与加工侧坐标系 z 轴的夹角为 θ。当 $\theta=\pi/2$ 时，利用圆柱面凹凸性判断方法，若圆柱面为凹，则为底圆面；若圆柱面为凸，则为过渡面。

2.2 广义腹板面的三角网格划分

由于难以从面的几何/拓扑角度准确判断广义腹板面的类型，本文采用约束 Delaunay 三角剖分[13]的方法从微观的角度对广义腹板面进行识别。首先，对多边形区域的边界进行离散，按照逐点插入算法进行约束 Delaunay 三角剖分；其次，根据剖分结果对平顶筋面和腹板面进行区分；最后，提取并修改平顶筋面的中轴线以便拆分平顶筋及构建后续的加工操作。

2.2.1 边界离散与区域三角剖分

多边形区域边界的离散精度与剖分结果及剖分效率有着直接的关系。离散点越密，则剖分结果越接近多边形，但效率也越低；离散点过于稀疏，效率较高，但可能存在不理想的剖分结果。因此，平衡这两者间的关系对最终的平顶筋面和腹板面的识别至关重要。

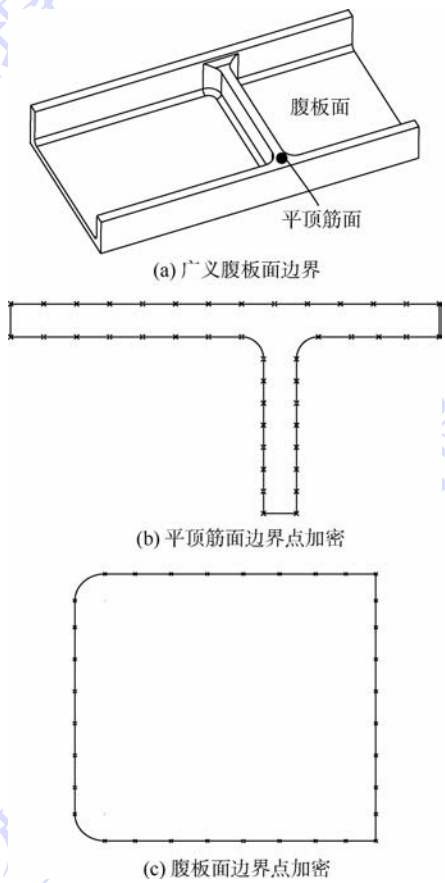
对于某正向水平面 f_h，设其边界点为 $\{P_i\}$，在当前坐标系下的坐标为 (x_i, y_i)，当长度 $|\overline{P_iP_{i+1}}|>w$（$w$ 为平顶筋的平均宽度，可根据经验预设定），则加密点 $\{P_k\}$，有

$$x_k=-\frac{x_i+\lambda_k x_{i+1}}{1+\lambda_k}$$

$$y_k=-\frac{y_i+\lambda_k y_{i+1}}{1+\lambda_k}$$

式中：$\lambda_k=\dfrac{kw}{|P_i+P_{i+1}|-kw}$（$k=1,2,\cdots,N$），$N$ 为需要加密的点的个数。

进一步判断加密后的 $|\overline{P_iP_k}|$ 和 $|\overline{P_kP_{i+1}}|$，直到相邻加密点间的距离小于 w。图 6 所示为平顶筋面和腹板面边界的离散点加密后的状态。



(a) 广义腹板面边界

(b) 平顶筋面边界点加密

(c) 腹板面边界点加密

图 6 广义腹板面边界点的离散点加密

Fig. 6 Making dense discrete points of generalized bottom planes boundary points

得到加密点后，利用插入算法[14]将待剖分区域进行 Delaunay 三角剖分。提取每个三角形的重心：$P((x_1+x_2+x_3)/3, (y_1+y_2+y_3)/3)$，判断 P 是否在多边形内，将重心不在多边形内的三角形剔除。最终得到边界约束的 Delaunay 三角剖分结果，剖分后的三角形单元简称三角元。

2.2.2 平顶筋面和腹板面的区分

当待剖分的水平面为平顶筋面时，每个三角元大小相似且边长不超过 $2w$；而当待剖分的水平面为腹板面时，存在一些狭长的三角元，至少有一

北航学报 赠阅

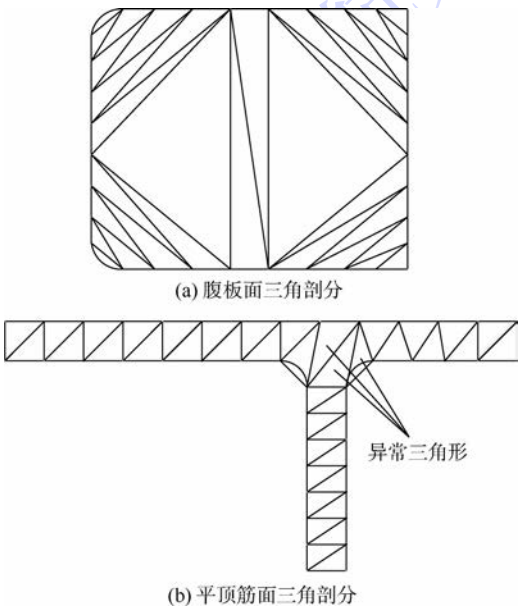
条边的长度远大于 w。据此，可区分平顶筋面和腹板面。

定义 2　设加工坐标系下的一个正向水平面为 f_h，Delaunay(f_h) 表示对 f_h 执行约束 Delaunay 三角剖分，$\{\Delta_i\}$ ($i=1,2,\cdots,n$) 为剖分后得到的三角形集，若 Δ_i 的每条边的长度均小于 $1.5w$，则 Δ_i 称为规范三角形；若 Δ_i 中至少 2 条边的长度大于 $1.5w$，则 Δ_i 称为异常三角形。

根据定义 2 可区分平顶筋面和腹板面。

规则 3　平顶筋面和腹板面的区分。设 $\{\Delta_i\}$ ($i=1,2,\cdots,n$) 为水平面 f_h 执行 Delaunay(f_h) 后得到的三角形集，$\{\Delta_j\}$ ($j=0,1,\cdots,k,k\leqslant n$) 为 $\{\Delta_i\}$ 中的异常三角形集合。若 $k>[n/3]+1$，则 f_h 为腹板面；否则，f_h 为平顶筋面。

图 7 所示为广义腹板面的约束 Delaunay 三角剖分。图 7(a) 中有三角元 34 个，其中规范三角形 0 个，异常三角形 28 个，则该面为腹板面；图 7(b) 中有三角元 41 个，其中规范三角形 38 个，异常三角形 3 个，则该面为平顶筋面。



(a) 腹板面三角剖分

(b) 平顶筋面三角剖分

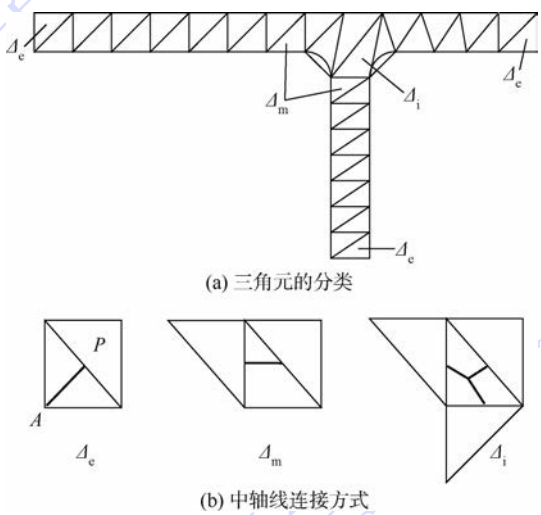
图 7　广义腹板面的约束 Delaunay 三角剖分

Fig. 7　Constrained Delaunay triangulation of generalized bottom plane

2.2.3　平顶筋面中轴线提取

当识别的水平面为平顶筋面时，为拆分平顶筋面以进一步识别斜顶筋及构建后续的加工操作，需提取其中轴线作为导动元。中轴线的提取可利用 Delaunay 三角剖分的结果来进行。根据每个三角元与其所邻接三角元的关系进行分类[15]：只有一边有邻接三角形的为边界三角形，表示为 Δ_e，两边有邻接三角形的为中间三角形，表示为 Δ_m，三边有邻接三角形的为内部三角形，表示为 Δ_i。

图 8 所示为三角元的分类及其中轴线。由图 8(a) 可知，Δ_e 存在于平顶筋面分支的出入口处；Δ_i 存在于分支交叉口处；而 Δ_m 则在分支出入口与交叉口的中间过渡部位，且其数量最多。平顶筋面中轴线的提取可通过连接 3 种三角形中轴线的方式获得。本文将三角形上属于多边形边界的边称为界边，两邻接三角形的公共边称为邻边。因此，Δ_e 由 2 条界边和 1 条邻边组成，其中轴线为邻边中点与两界边交点的连线；Δ_m 由 1 条界边和 2 条邻边组成，其中轴线为两邻边中点的连线；Δ_i 由 3 条邻边组成，其中轴线为其重心与 3 条邻边中点的连线。图 8(b) 所示为 3 类三角形中轴线的分类及连接方式。



(a) 三角元的分类

(b) 中轴线连接方式

图 8　三角元的分类及其中轴线

Fig. 8　Classification of triangular elements and their medial axis

2.2.4　中轴线的合并与修改

将所有三角形的中轴线连接可得到平顶筋面的中轴线网络。每条中轴线的搜索开始于 Δ_e，依次由 Δ_m 的中轴线连接，结束于 Δ_i 或 Δ_e。平顶筋面中轴线的条数可由 Δ_e 和 Δ_i 的个数得出。设某一平顶筋面 f 进行约束 Delaunay 三角剖分后，得到 n 个 Δ_e，m 个 Δ_i，则 f 中的中轴线有 $(3m+n)/2$ 条。图 9 所示为中轴线的处理。从图 9 中可看出，平顶筋面分支的出入口和交叉口处的中轴线不够光顺，其作为加工操作的导动元将使得刀具频繁摆动。因此，本文在中轴线合并后拟采用样条线方式对中轴线经过的点进行拟合。

将所有中轴线在 Δ_i 的重心处断开使其成为独立的线段，如图 9(b) 所示。根据该内部三角形所邻接的三角形类型，其组合的类型可能为 Δ_i & Δ_i、Δ_i & Δ_m 和 Δ_i & Δ_e。不同的组合类型，需采取不同的合并规则。

北航学报 赠阅

图 10 所示为内部三角形与邻接三角形的组合类型。Δ_i & Δ_i 型组合的中轴线仅为 1 个点，一般存在于十字交叉口处，如图 10(a)所示，该中轴线可直接删除；Δ_i & Δ_e 型组合的中轴线为 1 条短线段，一般存在于边界的突起处，如图 10(b)所示，也可直接删除；Δ_i & Δ_m 型组合的中轴线(见图 10(c))最为常见，本文主要对这种组合类型的中轴线进行合并与修改。

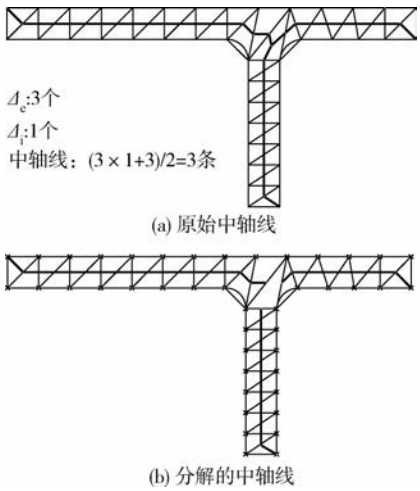


图 9 中轴线的处理

Fig. 9 Processing of medial axis

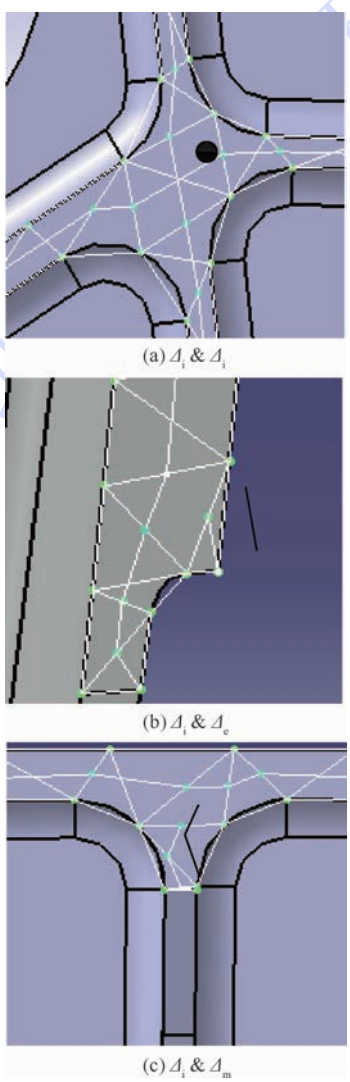


图 10 内部三角形与邻接三角形的组合类型

Fig. 10 Composite type of inner triangles and their adjacent triangles

在对中轴线进行合并前，需先对其进行有效性判断。如图 10(c)所示，Δ_i & Δ_m 型组合的中轴线只关联 2 个三角形，其长度小于刀具的直径，加工时无需单独在此处补一刀，该中轴线也可以直接删除。因此，可根据中轴线所关联的三角形的个数及其长度来判断该中轴线是否需要合并。

规则 4 中轴线的合并。设某一平顶筋面 f 进行约束 Delaunay 三角剖分后，$\exists\{\Delta_{ii}\}n\ i=1,(n\geqslant 1)$，对 Δ_{ii}，其所关联的中轴线为 $\{S_{ij}\}m\ j=1,(m=3)$，若 S_{ij} 在 Δ_{ii} 处的邻接三角形为 Δ_i 或 Δ_e，则删除 S_{ij}；否则，保留 S_{ij}，并取沿其曲线内部走向的切矢 $\boldsymbol{V}_{ij}$，对于 Δ_{ii} 关联的任意 2 条中轴线 S_{ij}、S_{ik} $(1\leqslant j,k\leqslant 3)$，其关联的切矢 $\boldsymbol{V}_{ij}$ 与 $\boldsymbol{V}_{ik}$ 间的最大夹角 $\theta_{ijk}=\mathrm{Max}(\langle \boldsymbol{V}_{ij},\boldsymbol{V}_{ik}\rangle)$，若 $\theta_{ijk}\geqslant\theta_m$($\theta_m$ 为夹角合并阈值，最大取 $\theta_m=\pi$)，则中轴线 S_{ij} 和 S_{ik} 可合并。

图 11 所示为中轴线的合并。图 11 中的 T 形平顶筋面经约束 Delaunay 三角网格剖分后，其中轴线(图 11 中点划线所示)在 Δ_i 的重心处断开，利用规则 4 可知，S_{i1}、S_{i2} 间的夹角最大，因此 S_{i1}、S_{i2} 可合并。提取满足合并条件的中轴线上的点，将这些点拟合成光顺的曲线段，则该曲线段可用于构建后续加工操作的导动元。

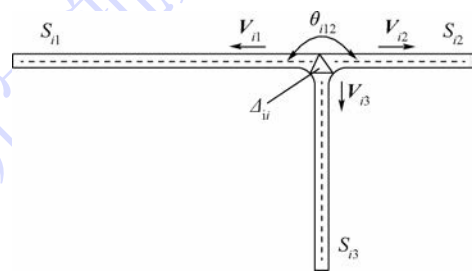


图 11 中轴线的合并

Fig. 11 Combination of medial axes

2.3 广义腹板面子特征识别与构建

从筋的表示模型可知，每张水平面可构建一广义腹板特征，而斜顶筋一般作为广义腹板的子特征。为了构建每层广义腹板的层次模型，需对广义腹板关联的子特征进行识别与构建。由于腹板面子特征的构建原理与平顶筋面子特征的构建原理相同，在此仅以平顶筋面子特征的识别与构建为例阐述本文方法。

北航学报 赠阅

2.3.1　平顶筋面拆分子特征的构建

一张平顶筋面经三角剖分及中轴线合并后，可能存在多条有效的中轴线。每条中轴线将对应一个加工操作步。因此，对每条中轴线构建一子特征以方便后续加工操作的自动生成。平顶筋拆分子特征的流程如图 12 所示。

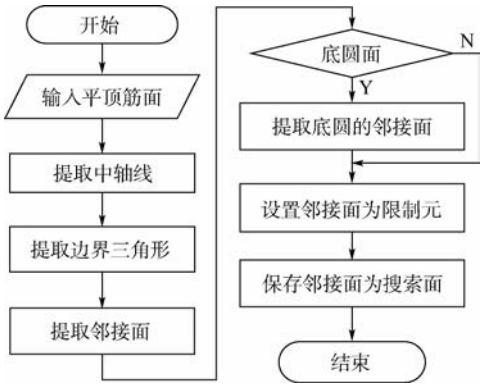


图 12　平顶筋拆分子特征流程

Fig. 12　Flowchart of flat rib division into sub-features

Step 1　提取当前平顶筋面的中轴线，构造拆分特征节点，设置其节点类型为平顶筋。

Step 2　提取每条中轴线首末端的 Δ_e。

Step 3　提取每个 Δ_e 的界边。

Step 4　判断界边的邻接面是否为底圆面类型，若是则设置为当前子特征的底圆面，否则转入 Step 6。

Step 5　提取与该子特征底圆面相切的邻接面。

Step 6　设置邻接面为当前子特征的限制元并保存邻接面，以作为子特征关联斜顶筋的搜索面。

2.3.2　平顶筋关联斜顶筋的识别与构建

从构成斜顶筋的拓扑面及其邻接的拓扑面来看，斜顶筋一般生长于广义腹板上且通过底圆面或过渡面与广义腹板相连。因此，可通过广义腹板面的关联面提取斜顶筋面，进而识别并构建相应的斜顶筋特征。图 13 是平顶筋关联斜顶筋的识别与构建流程。

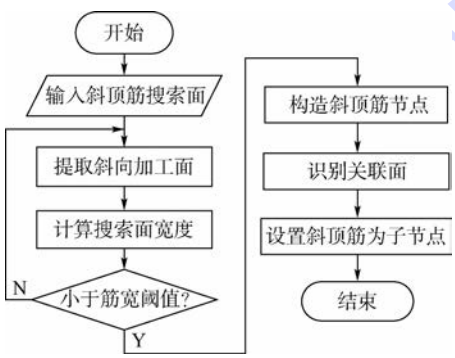


图 13　平顶筋关联斜顶筋的识别与构建流程

Fig. 13　Flowchart of recognition and construction for declining rib connected with flat rib

Step 1　获取平顶筋面的斜顶筋搜索面。

Step 2　判断每个搜索面的加工面类型，提取其中的斜向加工面。

Step 3　计算搜索面的主面宽度，若符合设定的筋宽阈值，则继续提取其可能关联的圆柱面作为斜顶筋的过渡面或底圆面，否则返回 Step 2。

Step 4　构造斜顶筋节点，并根据主面的几何类型设置当前斜顶筋的类型（斜顶筋或曲顶筋）。

Step 5　根据主面或底圆面，提取其关联的侧壁面作为限制面。

Step 6　设置当前斜顶筋节点为相应平顶筋面拆分特征的子节点，算法结束。

3　实　例

该算法已在 CATIA V5 平台上实现，并集成在“飞机复杂结构件快速数控编程系统”中，应用于实际生产。本文给出 2 个典型零件对算法的有效性和时效性进行分析和验证。

3.1　有效性分析

图 14 所示框类零件尺寸为 3 505 mm × 2 130 mm × 65 mm，其筋特征数量多，具有典型性和代表性。经统计，该零件共有广义腹板 197 个，其中腹板面 118 个，平顶筋面 79 个。平顶筋面共有 146 个平顶筋，所有平顶筋关联 107 个斜顶筋，识别结果如表 1 所示。

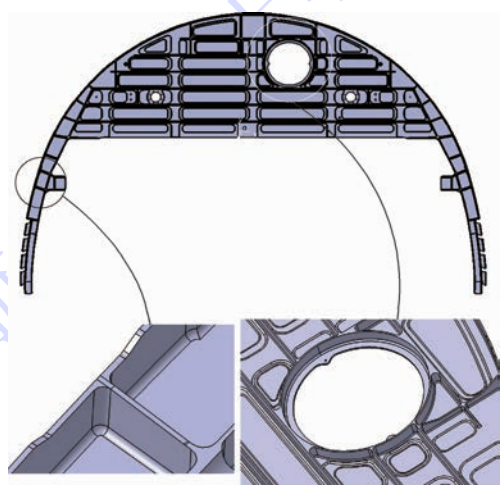


图 14　零件模型

Fig. 14　Part model

表 1　广义腹板识别结果统计

Table 1　Results of generalized bottom plane recognition

特征类型	广义腹板	腹板面	平顶筋面	平顶筋	斜顶筋
正确	197	118	79	146	107
错误	0	0	2	0	16
正确率/%	100	100	97.5	100	87

北航学报 赠阅

由表 1 可知,该测试实例有多个斜顶筋未识别出来。进一步分析,该类斜顶筋未直接生长于任何广义腹板上,因此无法被广义腹板关联到。由于此类斜顶筋一般通过竖直侧壁与广义腹板过渡,而本文算法建立在广义腹板面识别的基础上,因此该算法适用于直接与广义腹板相连的斜顶筋的识别。在此,仅简单给出斜顶筋识别算法的改进方法:设加工方向(一般为加工坐标系 z 轴正向)为 $\boldsymbol{r}$,面 s 为搜索面,s 内某点处的体外法向为 $\boldsymbol{n}$,$\boldsymbol{r}$ 与 $\boldsymbol{n}$ 的夹角为 θ,a 为垂直于 $\boldsymbol{r}$ 的平面,a 与 s 的交线长度为 d,斜顶筋特征的宽度范围为 $[d_{\min}, d_{\max}]$,斜顶筋满足如下条件:

1) $0° < \theta < 90°$。

2) $d \in [d_{\min}, d_{\max}]$。

此外,从表 1 中可看出平顶筋面存在 2 个识别错误,这是由模型存在细碎曲面片产生的,可通过碎面处理(碎面提取和拼合)的方法修正。碎面产生的原因及处理的具体算法本文不在此讨论。

3.2 时效性分析

为计算本文所提出筋特征识别与构建算法的时效性,构建了 $n \times n$($n \leqslant 10$)个槽结构的零件模型,图 15 所示为时间复杂度测试零件。图 15 中只有一个水平面为平顶筋面,拆分成若干个子特征,筋的宽度为 3 mm。算法中给定的筋宽阈值为 5,程序对该平顶筋面进行约束 Delaunay 三角剖分所花时间与该零件槽个数、中轴线条数等相关数据的关系如表 2 所示。表中:L 为布局;N_s 为面总数;N_p 为槽总数;N_r 为平顶筋拆分总数;N_m 为合并后中轴线条数;T 为计算时间。算法时间复杂度函数为

$$y = 0.002\,7x^2 + 0.326\,4x + 0.571\,2$$

式中:y 为计算时间;x 为拆分的子特征个数。二次多项式拟合曲线如图 16 所示。

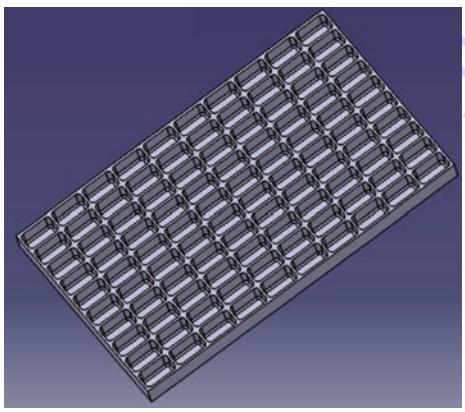


图 15 时间复杂度测试零件

Fig. 15 Part model for time complexity test

表 2 平顶筋识别结果与程序运行时间统计

Table 2 Results of flat rib recognition and runtime of program

L	N_s	N_p	N_r	N_m	T/s
1 × 1	23	2	1	1	1.577
2 × 2	74	5	5	3	2.798
3 × 3	159	10	13	5	5.187
4 × 4	278	17	25	7	9.988
5 × 5	431	26	41	9	17.463
6 × 6	618	37	61	11	30.965
7 × 7	839	50	85	13	47.206
8 × 8	1 094	65	113	15	69.861
9 × 9	1 383	82	145	17	110.214
10 × 10	1 706	101	181	19	146.195

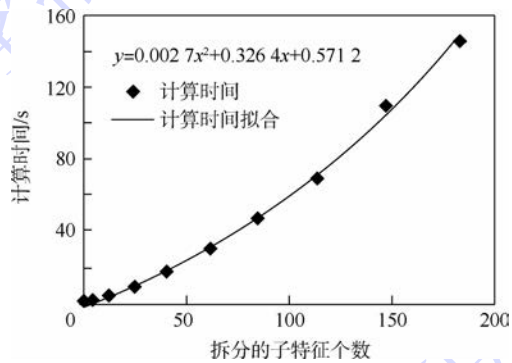


图 16 时间复杂度

Fig. 16 Time complexity

由此可知,在给定的剖分系数下,本文的识别算法在几十秒内便可识别出所有的平顶筋子特征,并将中轴线合并。因此,本文的算法正确且效率较高。

4 结 论

为识别飞机结构件中广泛存在的筋特征以实现筋加工的自动数控编程,本文提出基于约束 Delaunay 三角剖分的筋特征识别与构建算法,其实现的主要步骤如下:

1) 提出了广义腹板模型并给出筋的表示模型,依据相关规则对广义腹板进行识别。

2) 利用约束 Delaunay 三角剖分对广义腹板进行三角剖分,以进一步识别平顶筋面并提取平顶筋面的中轴线。

3) 根据中轴线条数对平顶筋面进行拆分并识别关联的斜顶筋,构建平顶筋拆分子特征和斜顶筋特征,实现零件中筋特征的层次模型表达。

经大量实例测试表明,该算法能正确且快速地识别出飞机结构件中的筋特征,并能直接映射到后续的加工操作中,实现筋特征的自动数控编程。

北航学报 赠阅

参考文献(References)

[1] 谭丰.飞机结构件筋特征快速数控编程技术研究与实现[D].南京:南京航空航天大学,2010:1,9-25.
TAN F. Research and implementation on rapid NC programing technology of aircraft structural parts rib feature[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2010:1,9-25(in Chinese).

[2] LI Y G,DING Y F,MOU W P,et al. Feature recognition technology for aircraft structural parts based on a holistic attribute adjacency graph[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part B: Journal of Engineering Manufacture, 2010,224(2):271-278.

[3] 高曙明.自动特征识别技术综述[J].计算机学报,1998,21(3):281-288.
GAO S M. A survey of automatic feature recognition[J]. Chinese Journal of Computers, 1998, 21(3): 281-288(in Chinese).

[4] GAO S,SHAH J J. Automatic recognition of interacting machining features based on minimal condition sub-graph[J]. Computer-Aided Design,1998,30(9):727-739.

[5] MARCHETTA M G,FORRADELLAS R Q. An artificial intelligence planning approach to manufacturing feature recognition [J]. Computer-Aided Design,2010,42(3):248-256.

[6] WOO Y,SAKURAI H. Recognition of maximal features by volume decomposition[J]. Computer-Aided Design,2002,34(3): 195-207.

[7] SUNIL V B,AGARWAL R,PANDE S S. An approach to recognize interacting features from B-Rep CAD models of prismatic machined parts using a hybrid (graph and rule based) technique[J]. Computers in Industry,2010,61(7):686-701.

[8] BABIC B,NESIC N,MILJKOVIC Z. A review of automated feature recognition with rule-based pattern recognition[J]. Computers in Industry,2008,59(4):321-337.

[9] 施建飞,李迎光,刘旭,等.基于属性边点图的飞机结构件筋特征识别方法[J].计算机集成制造系统,2014,20(3):521-529.
SHI J F,LI Y G,LIU X,et al. Rib feature recognition method for aircraft structural parts based on vertex attributed adjacency graph[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems,2014, 20(3):521-529(in Chinese).

[10] 闫海兵.飞机结构件复杂加工特征识别技术的研究与实现[D].南京:南京航空航天大学,2010:10-18.
YAN H B. Research and implementation of complicated machining features recognition technology for the aircraft structural parts[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2010:10-18(in Chinese).

[11] YU F F,DU B R,REN W J,et al. Slicing recognition of aircraft integral panel generalized pocket[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2008,21(6):585-592.

[12] 于芳芳.飞机整体壁板快速数控加工编程系统关键技术研究与开发[D].北京:北京航空航天大学,2008:35-38.
YU F F. Research and development of rapid NC machining programming system for aircraft integral panel [D]. Beijing: Beihang University,2008:35-38(in Chinese).

[13] 刘少华,程朋根,史文中.约束 Delaunay 三角网生成算法研究[J].测绘通报,2004(3):4-7.
LIU S H,CHENG P G,SHI W Z. Algorithm study of the constrained Delaunay triangulation generation[J]. Bulletin of Surveying and Mapping,2004(3):4-7(in Chinese).

[14] 蒲浩,宋占峰,詹振炎.基于约束 Delaunay 三角剖分的道路三维建模方法[J].华中科技大学学报(自然科学版),2005,33(6):111-113.
PU H,SONG Z F,ZHAN Z Y. 3D-modelling for roads based on constrained Delaunay triangulation[J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition),2005,33(6):111-113(in Chinese).

[15] 艾廷华,郭仁忠.基于约束 Delaunay 结构的街道中轴线提取及网络模型建立[J].测绘学报,2000,29(4):348-354.
AI T H,GUO R Z. Extracting center-lines and building street network based on constrained Delaunay triangulation[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica,2000,29(4):348-354(in Chinese).

作者简介:

周敏　女,博士。主要研究方向:CAD/CAM、数字化设计与制造、计算几何。

E-mail: zhoumin.buaa@139.com

郑国磊　男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:智能 CAD、数控自动编程技术、工装智能设计。

Tel.: 010-82339128

E-mail: zhengguolei@buaa.edu.cn

北京航空航天大学学报

北航学报 赠阅

Algorithm for recognizing and constructing rib feature based on constrained Delaunay triangulation

ZHOU Min[1], ZHENG Guolei[1,*], LUO Zhibo[2], CHEN Shulin[3]

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2. Department of Mechanical Engineering, Mcgill University, Montreal H3A0G4, Canada;
3. Shenyang Aircraft Industry (Group) Corporation Ltd, Shenyang 110034, China)

Abstract: In order to recognize the rib feature in aircraft structural parts, a recognition and construction algorithm based on the constrained Delaunay triangulation is presented. First, according to the different machining methods between the real bottom plane and the flat rib as well as the similar geometric characters of these two features, the concept of generalized bottom plane is introduced to represent the real bottom plane and the flat rib. Moreover, a representation model of the rib feature is established for further recognition and construction. Second, the constrained Delaunay triangulation method is adopted to decompose the generalized bottom plane, recognize and distinguish it as the flat rib or bottom plane, and then extract the medial axis of the flat rib. Finally, the flat rib is divided as per the medial axis while the declining rib is recognized and constructed as a sub-feature of the generalized bottom plane. The validity and efficiency of this algorithm have been verified through examples.

Key words: NC programming; feature recognition; aircraft structural part; rib; Delaunay triangulation

北京航空航天大学学报

Received: 2015-01-26; **Accepted**: 2015-03-06; **Published online**: 2015-06-03 16:44
URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20150603.1644.008.html
Foundation item: National Science and Technology Major Project of the Ministry of Science and Technology of China (2012ZX04010051)
* **Corresponding author**. Tel.: 010-82339128 E-mail: zhengguolei@buaa.edu.cn

北航学报
赠 阅

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首、末页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100083 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部
办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间
电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426
E-mail:jbuaa@ buaa. edu. cn
http://bhxb. buaa. edu. cn
http://www. buaa. edu. cn

北航学报
赠 阅

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主　任（主　编）：赵沁平

（以下按姓氏笔划为序）

副主任（副主编）：丁希仑　王少萍　孙志梅　李秋实　李焕喜　杨嘉陵
苗俊刚　相　艳　徐立军　钱德沛　曹晋滨

编　委：马殿富　王　琪　王　聪　邓小燕　王青云　王荣明　刘　宇
刘　红　江　洁　刘　强　闫　鹏　朱天乐　刘铁钢　齐铂金
陈万春　邹正平　苏东林　杨世春　沈成平　邱志平　宋知人
杨树斌　张晓林　杨晓奕　杨继萍　李惠峰　吴新开　张瑞丰
杨照华　宋凝芳　周　锐　林宇震　林贵平　战　强　姚仰平
胡庆雷　赵秋红　段海滨　赵巍胜　席　平　郭　宏　徐　洁
徐世杰　郭洪波　康　锐　翟　锦　熊华钢

北京航空航天大学学报
Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao
（原《北京航空学院学报》）
（月刊　1956 年创刊）
第 42 卷 第 1 期　2016 年 1 月

主管单位　中华人民共和国工业和信息化部
主办单位　北京航空航天大学
主　　编　赵沁平
编辑出版　《北京航空航天大学学报》编辑部
邮　　编　100083
地　　址　北京市海淀区学院路 37 号
印　　刷　北京科信印刷有限公司
发　　行　北航文化传媒集团
发行范围　国内外发行
联系电话　（010）82315594　82338922　82314839
电子信箱　jbuaa@buaa.edu.cn

刊　　号　ISSN 1001-5965　CN 11-2625/V
国内定价　20.00 元／期

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS (JBUAA)
(Monthly, Started in 1956)
Vol.42 No.1 January 2016

Administrated by　Ministry of Industry and Information Technology of the People's Republic of China
Sponsored by　Beijing University of Aeronautics and Astronautics (BUAA)
(Beijing 100083, P. R. China)
Chief Editor　Zhao Qinping
Edited and Published by　Editorial Board of JBUAA
Printed by　Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by　BUAA Culture Media Group Limited
Telephone　(010) 82315594　82338922　82314839
E-mail　jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

ISSN 1001-5965
9 771001 596168 01>

北京航空航天大学学报