

北航学报
赠阅

ISSN 1001-5965

CODEN BHHDE8



北京航空航天大学 学报

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS



2015-03

Vol.41 No.3

北京航空航天大学学报

二〇一五年 第四十一卷 第三期
(总第二六五期)

北京航空航天大学

目次

整体次加筋壁板屈曲载荷近似计算方法	徐元铭, 李松泽 (369)
LZMA 压缩算法 FPGA 硬件实现	李冰, 张林, 刘勇 (375)
基于 MSER 的无人机图像建筑区域提取	丁文锐, 康传波, 李红光, 刘硕 (383)
基于程序变异的 Simulink 模型测试方法	周艺斌, 殷永峰, 李骁丹, 王明威 (391)
具有变胞功能的自主移动制孔机构	王珉, 王谢苗, 陈文亮, 丁力平 (398)
轴向柱塞泵/滑靴副润滑磨损的影响因素分析	马纪明, 李齐林, 任春宇, 陈娟 (405)
基于四元数表示法的机器人基坐标系标定方法	王伟, 刘立冬, 王刚, 负超 (411)
Tong 检测算法性能分析及参数设置	朱云龙, 丑武胜, 杨东凯 (418)
多用户协作式界面	杨强, 刘杰, 邹雨, 秦永强, 喻纯, 史元春 (424)
飞机载荷谱实测数据双缓冲视景仿真系统设计	田兆锋, 闫楚良 (431)
高精度多维限制器的性能分析	孙迪, 阎超, 于剑, 屈峰, 华俊 (437)
基于改进多目标遗传算法的舰尾紊流模拟方法	陶杨, 韩维 (443)
基于响应面方法的印制电路板模型修正	徐飞, 李传日, 姜同敏 (449)
轮盘概念设计中拓扑和形状同时优化方法	范俊, 尹泽勇, 王建军, 米栋, 闫成 (456)
基于多通道投影系统的纹理表面实时绘制技术	陈锋, 刘越, 王涌天 (466)
非晶带材磁性卷取辊吸附特性数值模拟	宋言明, 杨洋 (472)
刀具编码的激光自适应标刻技术	徐琅, 何卫平, 万敏, 李卫东, 雷蕾 (479)
基于数字滤波器的伺服系统谐振抑制方法	王建敏, 吴云洁, 刘佑民, 张武龙 (485)
近前视弹载 SAR 的改进后向投影成像算法	叶晓明, 张国峰, 胡晓光, 陈瑞国, 孙艳鹤 (492)
信息提供下的公交管制策略	刘大龙, 田琼 (502)
箱式动力结构的振动传递特性分析	高维金, 王亮, 刘永光 (509)
利用气动力的大气制动过程中近心点高度控制	季英良, 朱宏玉, 杨博 (517)
薄板的后屈曲损伤分析与疲劳寿命预估	肖浩, 胡伟平, 张森, 孟庆春 (523)
基于 IFA-ELM 的航空发动机自适应 PID 控制新方法	焦洋, 李秋红, 李业波 (530)
基于非稳态间断刹车的刹车盘寿命计算	周彬, 李曙林, 常飞, 石晓朋, 尹俊杰 (538)
基于蒙特卡罗模拟的航空发动机故障风险预测	赵洪利, 刘宇文 (545)
基于 Fokker F27 机群载荷谱损伤分散性计算分析	李唐, 贺小帆, 刘文珽 (551)
基于 L2 范数最小化联合模型的目标跟踪算法	王蒙, 吴毅, 邓健康, 刘青山 (559)

CONTENTS

Approximate calculation method of buckling load on integral sub-stiffened panel	XU Yuanming, LI Songze (369)
FPGA hardware implementation of the LZMA compression algorithm	LI Bing, ZHANG Lin, LIU Yong (375)
Building areas extraction basing on MSER in unmanned aerial vehicle images	DING Wenrui, KANG Chuanbo, LI Hongguang, LIU Shuo (383)
Simulink model testing method based on program mutation	ZHOU Yibin, YIN Yongfeng, LI Xiaodan, WANG Mingwei (391)
Autonomous mobile drilling mechanism with metamorphic function	WANG Min, WANG Xiemiao, CHEN Wenliang, DING Liping (398)
Influence factors analysis on wear of hydraulic axial piston pump/slipper pair	MA Jiming, LI Qilin, REN Chunyu, CHEN Juan (405)
Calibration method of robot base frame by quaternion form	WANG Wei, LIU Lidong, WANG Gang, YUN Chao (411)
Performance analysis and parameter setting for Tong detection algorithm	ZHU Yunlong, CHOU Wusheng, YANG Dongkai (418)
Multi-user collaborative interface	YANG Qiang, LIU Jie, ZOU Yu, QIN Yongqiang, YU Chun, SHI Yuanchun (424)
Design of visual simulation system of aircraft flight load spectrum measured data based on double-buffering technology	TIAN Zhaofeng, YAN Chuliang (431)
Performance analysis of high accuracy multi-dimensional limiting process	SUN Di, YAN Chao, YU Jian, QU Feng, HUA Jun (437)
Carrier airwake simulation methods based on improved multi-objective genetic algorithm	TAO Yang, HAN Wei (443)
Printed circuit board model updating based on response surface method	XU Fei, LI Chuanri, JIANG Tongmin (449)
Simultaneous topology and shape optimization method in conceptual design of disk	FAN Jun, YIN Zeyong, WANG Jianjun, MI Dong, YAN Cheng (456)
Real-time drawing technique for textured surface based on multi-projector system	CHEN Feng, LIU Yue, WANG Yongtian (466)
Numerical simulation of adsorption characteristics of magnetic take-up roll for amorphous ribbon	SONG Yanming, YANG Yang (472)
Self-adaptive laser marking technology for marking code on tool	XU Lang, HE Weiping, WAN Min, LI Weidong, LEI Lei (479)
Resonance suppression method based on digital filter for servo system	WANG Jianmin, WU Yunjie, LIU Youmin, ZHANG Wulong (485)
Improved back-projection imaging algorithm for approximate forward looking missile-borne SAR	YE Xiaoming, ZHANG Guofeng, HU Xiaoguang, CHEN Ruiguo, SUN Yanhe (492)
Regulation strategies on the public transit system with information provision	LIU Dalong, TIAN Qiong (502)
Analysis on vibration transmission characteristics of box-like power structure	GAO Weijin, WANG Liang, LIU Yongguang (509)
Perigee altitude control using aerodynamic force during aerobraking	JI Yingliang, ZHU Hongyu, YANG Bo (517)
Post-buckling damage analysis and fatigue life prediction of thin plate	XIAO Hao, HU Weiping, ZHANG Miao, MENG Qingchun (523)
New adaptive PID control method based on IFA-ELM for aero-engine	JIAO Yang, LI Qiuhong, LI Yebo (530)
Calculation of brake disk life based on unsteady discontinuous brake	ZHOU Bin, LI Shulin, CHANG Fei, SHI Xiaopeng, YIN Junjie (538)
Forecasting for aero-engine failure risk based on Monte Carlo simulation	ZHAO Hongli, LIU Yuwen (545)
Calculation and analysis of the scatter of load spectrum damage based on Fokker F27 airplanes	LI Tang, HE Xiaofan, LIU Wenting (551)
Object tracking based on the joint model using L2-norm minimization	WANG Meng, WU Yi, DENG Jiankang, LIU Qingshan (559)

整体次加筋壁板屈曲载荷近似计算方法



徐元铭*, 李松泽

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为了在初步设计阶段能够快速计算整体次加筋板的失稳载荷, 在一些合理假设的基础上, 提出了一种简单的近似计算方法. 以无缺陷的四边简支的矩形次加筋板为研究对象, 针对该结构的 3 种失稳形式, 利用传统加筋板理论分别计算相应的屈曲载荷, 并以 3 种失稳形式中最小的临界屈曲载荷作为整体次加筋板的近似屈曲载荷. 应用 ABAQUS 软件的屈曲线性摄动步方法分别计算了两组有限元模型: 一组用来验证 3 种失效形式理论公式计算的准确度; 另一组是整体次加筋板有限元模型, 用以验证所提出的次加筋板屈曲载荷计算方法的适用性. 以上研究均考虑了纵向压缩载荷和压剪组合载荷两种工况. 计算结果表明, 理论近似计算方法能够准确地计算次加筋板的失稳载荷, 有一定的工程应用价值.

关 键 词: 整体次加筋板; 组合载荷; 近似公式; 屈曲载荷; 有限元分析

中图分类号: V214.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0369-06

整体加筋壁板由于其制造成本低、有较长的疲劳寿命等优点, 近些年来在飞机结构上有着广泛的应用. 在制造技术方面, 整体加工技术和增材制造技术(如电子束自由成型制造技术^[1])不断取得发展, 又进一步推动了整体加筋壁板的发展, 扩展了结构设计空间^[1]. 在这样的背景下, 一些学者从丰富筋条结构层次的角度出发, 提出了次加筋板(sub-stiffened panel)的概念(见 1.1 节). 次加筋板是一种含有比主筋条(primary stiffener)尺寸小的、能够起到提高稳定性作用的次筋条(sub-stiffener)的加筋板^[2]. 它与传统整体加筋板相比, 在同等壁板结构重量条件下, 可较大地提高结构的抗失稳性能和抑制裂纹扩展的能力.

通过在传统加筋板的主筋条之间布置次筋条, 可以改变主筋条之间面板(简称带板)发生初始屈曲时的屈曲模态. 适当地“控制”带板的屈曲模态, 便可以提高它的临界屈曲载荷, 进而提高次加筋板的稳定性. 其中, 主筋条在尺寸和刚度上比

次筋条大很多, 当次加筋板承受载荷达到临界屈曲载荷时, 通常带板先发生屈曲, 主筋条仍未发生弯曲失稳.

到目前为止, 国外学者已经进行了一些研究, Farley^[3]对 7075 铝合金方板进行研究, 以很小的重量增加(2%~5%)为代价, 使棱柱形次加筋板屈曲性能相对于传统加筋板提高了 23%~68%. Bushnell 等^[4]利用 Panda2 程序对棱柱形次加筋板进行了优化, 结果显示次加筋板可以降低屈曲性能对筋条间距的敏感度. Watson 等^[5]应用基于有线理论的 VICONOPT 程序对考虑后屈曲性能的次加筋结构进行了优化. Murphy, Quinn 和 Özakça 等^[2,6-8]应用非线性有限元软件分析了次加筋结构的力学行为, 表明引入次加筋结构可以使原来的加筋板的屈曲和后屈曲承载能力提高 10% 以上. Khvyuzov 等^[9]对不同次筋条高度的等重量的次加筋矩形板进行了研究, 探索了次加筋条的最优布局形式. 国内对这一结构的研究刚刚

收稿日期: 2014-04-30; 录用日期: 2014-06-12; 网络出版时间: 2014-09-05 15:51

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0240.html

* 通讯作者: 徐元铭(1965-), 男, 江苏武进人, 教授, xuymg@sina.com, 主要研究方向为飞行器结构设计、结构优化、神经网络专家系统.

引用格式: 徐元铭, 李松泽. 整体次加筋壁板屈曲载荷近似计算方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 369-374.

Xu Y M, Li S Z. Approximate calculation method of buckling load on integral sub-stiffened panel[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 369-374 (in Chinese).

起步,王博等^[10]对次加筋板的初始缺陷敏感度进行了研究,结果表明与传统加筋板相比,初始缺陷对次加筋板的屈曲载荷的影响更小.以上这些学者的研究均采用的是试验或有限元方法,虽然精确,但费用或计算成本过高,不适合在初步设计和优化设计阶段使用.

因此,本文在前人研究的基础上,借助于传统加筋板的理论计算公式,探索了四边简支的棱柱形次加筋板在受到轴向压缩载荷以及压剪组合载荷作用下的屈曲载荷的近似计算公式.通过与有限元软件 ABAQUS 的计算结果相对比,验证计算方法的准确性和适用性.

1 次加筋板临界失稳载荷计算方法

1.1 模型主要参数及受载情况

本文分析的结构是图 1 中棱柱形次加筋板,它的特点是次筋条的截面形状为矩形,且次筋条为直筋条.模型受载情况是次加筋板端面承受均匀的压缩载荷或压剪组合载荷,如图 2 所示.

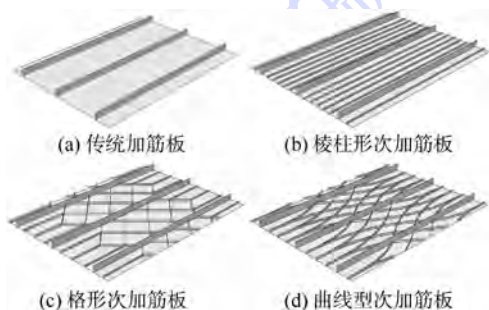
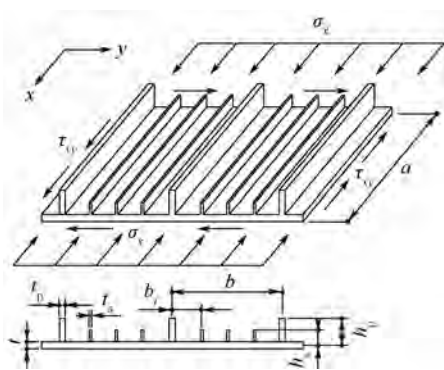


图 1 传统加筋板和次加筋板的比较

Fig. 1 Comparison between traditional stiffened panel and sub-stiffened panels



t —平板厚度; a —次加筋板长度;

b —带板宽度; b_i —次筋条之间平板宽度;

h_p, h_s —主、次加筋的高度; t_p, t_s —主、次加筋条的厚度.

图 2 次加筋板的主要尺寸与载荷的示意图

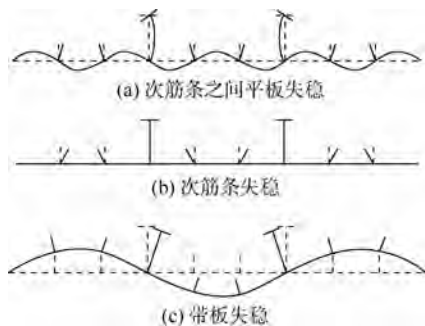
Fig. 2 Schematic diagram of primary dimensions and load of sub-stiffened panel

假设平板部分作用有正应力 σ_x 和切应力 τ_{xy} . 在厚度方向上应力是均匀分布的,单位长度的压缩和剪切内力分别为: $N_x = \sigma_x \cdot t, N_{xy} = \tau_{xy} \cdot t$. 主、次筋条的端面应力与平板的端面应力 σ_x 相同,主、次筋条端面合力分别为: $N_p = h_p \cdot t_p \cdot \sigma_x, N_s = h_s \cdot t_s \cdot \sigma_x$.

1.2 基本假设和失稳载荷近似计算方法

为了简化问题,采取如下假设:忽略材料非线性性的影响,只研究次加筋薄壁板弹性稳定性问题;采用 Kirchhoff 板假设和小变形假设;主筋条不会发生失稳,即次加筋板不会发生整体失稳;不考虑筋条对板的扭转约束限制,即筋板连接处看作简支约束.

文献[5]和有限元数值仿真表明,棱柱形次加筋板主要可能发生 3 种失稳情况:①次筋条之间的板发生失稳.②次筋条发生局部失稳.③主筋条之间,由次筋条和平板组成的带板发生整体失稳.当其中之一的情况出现时就认为棱柱形次加筋板发生了失稳.失稳模式示意图如图 3 所示.



虚线—失稳发生之前的中面位置;
实线—发生失稳时的中面的位置.

图 3 次加筋板失稳模式示意图

Fig. 3 Schematic diagram of buckling forms of sub-stiffened panel

1.2.1 次筋条之间的平板失稳^[11]

当次筋条与它们之间平板的弯曲刚度比值较大时,容易发生该种失稳.特征是次筋条与板连接处保持为直线,次筋条之间的板在 y 轴方向呈现出一个半波, x 轴方向呈现若干个半波.此时,次筋条之间的平板可看作是四边简支的弹性板.

当仅在纵向压缩载荷 N_x 或剪切载荷 N_{xy} 作用下,可使用经典的矩形板屈曲载荷计算公式:

$$N_x = k_1 D \pi^2 / b_i^2 \quad (1)$$

$$N_{xy} = k_2 D \pi^2 / b_i^2 \quad (2)$$

式中, D 为板的弯曲刚度; k_1, k_2 为稳定系数.对于大多数情况,面板的长宽比远大于 4,可近似看作为无限长板, k_1 可以近似取为 4. k_2 可由拟合公式得: $k_2 = (5.34 + 4(b_i/a)^2)$, a, b_i 分别为次筋条之间的平板的长度和宽度.

当受到均布压剪组合载荷作用时,次加筋板的屈曲载荷可用下式计算:

$$N_x/N_x^{cr} + (N_{xy}/N_{xy}^{cr})^2 = 1 \quad (3)$$

式中, N_x^{cr} 为仅在纵向压缩载荷作用时屈曲载荷; N_{xy}^{cr} 为仅在剪切载荷作用时屈曲载荷。

1.2.2 次加筋条发生局部屈曲

当次筋条高厚比很大的时候,会发生此类失稳.特征是筋条与板相连接处仍保持为直线,自由端在筋条面外方向产生若干个半波.因此,次筋条可以看作长宽比很大、三边简支、一边自由的板条.在失稳发生时,次筋条端面应力与平板端面应力相同.由于筋条承受面外横向载荷能力很弱,因此忽略筋条承受该方向外载的能力。

用经典矩形板屈曲载荷理论可以得到次筋条在该边界条件下的屈曲载荷^[12]:

$$N_x = k_s \cdot \frac{\pi^2 \cdot E \cdot t_s^3}{12 \cdot (1 - \mu^2) \cdot h_s^2} \quad (4)$$

式中 k_s 为稳定系数.次筋条长宽比很大,稳定系数可取为 $k_s = 0.425$ ^[13].

1.2.3 带板发生整体屈曲

当主筋条与带板的弯曲刚度之比较大,且次筋条的弯曲刚度和高厚比较小时,容易发生此类失稳.特点是主筋条间的带板发生了整体失稳,对于一般的航空薄壁结构,在 y 轴方向有一个半波,在 x 轴方向有若干半波.这一结构可看作四边简支的加筋板.当次筋条的数目比较密(大于 2)时,带板可进一步看作正交各向异性板。

带板的等效各向异性板厚度可表示为

$$\bar{t} = t + (n_s \cdot t_s \cdot h_s) / b \quad (5)$$

式中 n_s 为次筋条个数.当该等效性板仅在纵向压缩载荷作用下,屈曲载荷计算公式为^[11]

$$N_x = \frac{\pi^2 \cdot D \cdot t}{b^2 \cdot \bar{t}} \left[\left(\frac{b}{a} \right)^2 \cdot (1 + \gamma(n_s + 1)) \cdot m^2 + \left(\frac{a}{b} \right)^2 / m^2 + 2 \right] \quad (6)$$

式中, $D = \frac{E \cdot t^3}{12(1 - \mu^2)}$; $\gamma = \frac{EI}{Db}$, I 为次筋条的惯性矩.计算临界屈曲载荷时, m 可能取为 $\frac{a}{b} / \sqrt{1 + \gamma(n_s + 1)}$ 向下取整和向上取整的两个整数,且真实的 m 应使屈曲载荷取最小。

当该等效各向异性板仅在剪切载荷作用下,可通过下式计算得到屈曲载荷^[11]:

$$\frac{ab}{4} \pi^4 \left[D_1 \left(\frac{m}{a} \right)^4 + D \left(\frac{n}{b} \right)^4 + 2D \left(\frac{mn}{ab} \right)^2 \right] A_{mn} - 8N_{xy} \sum_p \sum_q \frac{mnpq}{(p^2 - m^2)(n^2 - q^2)} A_{pq} = 0 \quad (7)$$

式中, $p \pm m = \text{奇数}$; $q \pm n = \text{奇数}$, m, n, p, q 均为正整数; $D_1 = D(1 + \gamma(n_s + 1))$. 当 A_{mn} 取 $A_{11}, A_{13}, A_{31}, A_{33}, A_{22}$ 这 5 项进行计算时,得到 5 个方程组成的方程组,令其系数行列式为零,从而得到屈曲载荷 N_{xy} ,且得到的结果已经足够精确^[11]. 本文后面的计算均取这 5 项进行计算。

当该等效各向异性板在压剪组合载荷作用下,重新改写式(3),得到屈曲载荷计算公式:

$$\frac{N_x}{\bar{t} \cdot \sigma_x^{cr}} + \left(\frac{N_{xy}}{\bar{t} \cdot \tau_{xy}^{cr}} \right)^2 = 1 \quad (8)$$

式中, σ_x^{cr} 为纵向压缩载荷单独作用时的临界屈曲应力值; τ_{xy}^{cr} 为剪切载荷单独作用时的临界应力值。

1.2.4 小结

在计算次筋条数大于 2 的次加筋板的临界屈曲载荷时,综合以上 3 种失效情况,取它们中的最小值为屈曲载荷.同时,最小值所对应的失稳模式,即为次加筋板的屈曲模式.该计算方法没有考虑主筋条对次加筋壁板稳定性的影响,在使用时应注意满足假设条件。

2 公式准确度的有限元验证

若要上述计算方法能够计算次加筋板失稳载荷,首先要求理论公式在计算各个失稳形式时有较高的准确度,因此有必要对它们的计算结果准确性进行有限元验证。

2.1 用于验证准确度的有限元模型

采用 ABAQUS 软件进行有限元分析.材料为 2024-T351 铝合金,弹性模量 $E = 73.8 \text{ GPa}$,泊松比 $\mu = 0.33$,密度 $\rho = 2780 \text{ kg/m}^3$. 根据有关文献的建议^[14-15],计算加筋板屈曲时,宜采用四节点四边形壳单元 S4R,每个屈曲的半波之间至少设计 6 个网格.针对 1.2 节提出的 3 种失稳形式,分别建立了 3 个有限元模型,如图 4 所示.图 4(a)模型:四边简支, $a = 590 \text{ mm}$, $b_i = 27.8 \text{ mm}$, $t = 2 \text{ mm}$;图 4(b)模型:三边简支,一边自由, $a = 590 \text{ mm}$, $h_s = 10 \text{ mm}$, $t_s = 1.5 \text{ mm}$;图 4(c)模型:四边简支, $a = 590 \text{ mm}$, $b = 167 \text{ mm}$, $t = 2 \text{ mm}$,均匀分布着 5 根次筋条,高度和宽度与图 4(b)尺寸相同。

2.2 结果与讨论

对上述模型分别在纵向压缩载荷和压剪载荷比例 1:0.5 的组合载荷作用下进行计算.由于筋条不能承受剪切载荷,因此在压剪组合载荷作用时不考虑失效形式 2.计算结果见表 1。

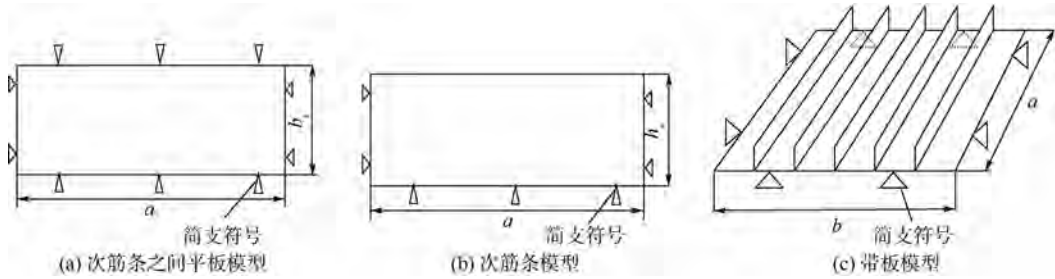


图 4 准确度验证有限元模型

Fig. 4 Finite element models for accuracy verification

表 1 有限元模型计算结果

Table 1 Calculation results of finite element models						
失效形式	压剪载荷比例	有限元计算/ 10 ⁵ Pa		理论计算/ 10 ⁵ Pa		误差/%
		<i>N_x</i>	<i>N_{xy}</i>	<i>N_x</i>	<i>N_{xy}</i>	
1	1: 0	28.0	0	28.1	0	0.4
2		8.92	0	9.77	0	9.5
3		1.96	0	2.10	0	6.9
1	1: 0.5	25.4	12.7	25.3	12.6	0.4
3		1.69	0.85	1.74	0.87	2.7

当受载情况为纵向压缩载荷时,失效形式 1 的结果准确度很高,失效形式 3 准确度适中,失效形式 2 结果稍差,但仍有足够的准确度(不超过 10%). 结果稍差的原因可能是由于文献中失效形式 2 的稳定系数 k_s 值存在一定误差. 当受载情况为压剪组合载荷时,失效形式 1 和 3 均有较高的准确度. 从两种工况中的相应结果可以看出剪力的存在对失效形式 1 的误差影响很小,而对失效形式 3,剪力的存在使误差减小. 综合以上结论,3 种失效形式理论公式具有较高的准确度.

3 计算方法适用性的有限元验证

3.1 整体次加筋壁板有限元模型

材料属性和网格划分方法均与第 2 节一致. 为保证主筋条不易发生弯曲失稳,选用了弯曲刚度较大的 T 字形筋条. 次筋条为刀片形,均匀布置在主筋条之间. 为了较为准确地模拟真实结构边界条件,模型在平行 x 轴的边向外延伸了一定的长度,结构形式如图 5 所示. 模型在 x 轴方向的两端面处简支,另两端面处自由.

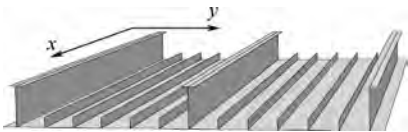


图 5 次加筋板的有限元模型(次筋条数可以不同)

Fig. 5 Finite element model of sub-stiffened panel
(sub-stiffener numbers may be different)

为了不失一般性,针对不同的次加筋带板的

长宽比,次筋条的高厚比,压剪载荷比例建立了 9 个有限元模型. 这些模型中相同的基本参数是: $t = 2\text{ mm}$, $h_p = 40\text{ mm}$, $t_p = 2\text{ mm}$, $t_s = 1.50\text{ mm}$. 模型其他参数以及受载情况见表 2.

表 2 整体次加筋板模型参数

Table 2 Model parameters of integral sub-stiffened panel				
模型编号	板长/mm	带板宽度	次筋条数	次筋高度/mm
1	300	300	5	10
2	500	300	5	10
3	700	300	5	10
4	1200	300	5	10
5	590	167	5	8
6	590	167	5	10
7	590	167	5	20
8	590	167	3	10
9	590	167	7	10

3.2 结果与讨论

对模型 1~4 分别在纵向压缩载荷和压剪比例 1: 0.5 的组合载荷作用下进行计算,结果见表 3. 由于压剪载荷比例已知,因此下面的所有表格中理论结果均为 N_x 值.

表 3 模型 1~4 计算结果

Table 3 Calculation results of model 1-4					
压剪 载荷比	模型编号	有限元 结果/kPa	理论 结果/kPa	失效形式	误差/%
1: 0	1	99.2	93.5	3	5.8
	2	57.0	53.5	3	6.0
	3	55.1	54.3	3	1.5
	4	54.8	51.6	3	5.7
1: 0.5	1	96.3	89.8	3	6.8
	2	53.6	49.3	3	8.2
	3	49.7	46.7	3	6.0
	4	40.3	44.5	3	10.4

模型 1~4 长宽比不同,当压剪载荷比为 1: 0 时,最大误差出现在模型 2,仅为 6%. 当压剪载荷比为 1: 0.5 时,所有模型误差均比纵向压缩载荷作用时的误差大,除模型 4 的结果外,其他模型误差均可接受. 进一步检查模型 4,发现造成误差过大的原因是长宽比过大时,主筋条抑制板剪切失稳的能力不足,结构发生了整体失稳(如图 6),这

与理论公式假设的主筋条不发生弯曲失稳不符,造成了误差增大.

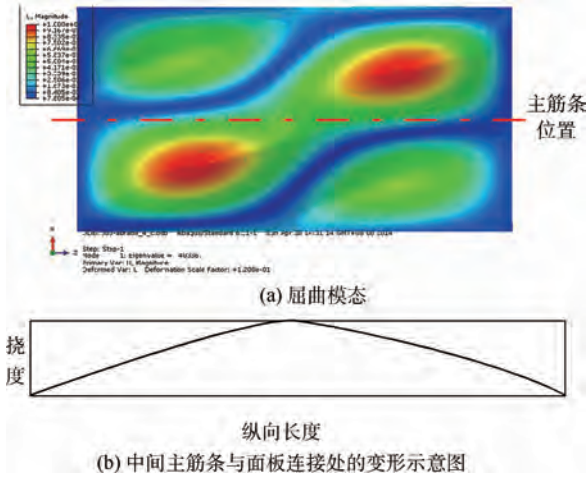


图 6 模型 8 的屈曲模态
Fig. 6 Buckling modal of model 8

对模型 5~7 分别在纵向压缩载荷和压剪比例 1: 0.5 的组合载荷作用下进行计算,结果见表 4.

表 4 模型 5~7 计算结果

Table 4 Calculation results of model 5-7

压剪 载荷比	模型 编号	有限元 结果/kPa	理论 结果/kPa	失效 形式	误差/%
1: 0	5	163	155	3	4.6
	6	200	210	3	4.7
	7	265	244	2	8.0
1: 0.5	5	139	135	3	2.4
	6	169	174	3	2.8
	7	248	244	2	1.4

模型 5~7 次筋条的高厚比不同,表 4 显示,在两种工况下,结果的误差都在 8% 以内,理论公式结果与有限元结果符合得较好. 其中,模型 7 由于次筋条过高,发生了第 2 种失效形式(次筋条失稳). 由 2.2 节可知,失效形式 2 的理论计算公式比其他失效形式的理论公式误差更大,因而模型 7 在纵向压缩载荷作用时相对于其他模型的误差稍大.

对模型 8 和 9 分别在纵向压缩载荷和压剪比例 1: 0.5 的组合载荷作用下进行计算,并将计算结果与模型 6 结果一同记录在表 5.

表 5 模型 6,8,9 计算结果

Table 5 Calculation results of model 6,8,9

压剪 载荷比	模型 编号	有限元 结果/kPa	理论 结果/kPa	失效 形式	误差/%
1: 0	6	200	210	3	4.7
	8	168	182	3	8.5
	9	199	233	3	17.4
1: 0.5	6	169	174	3	2.8
	8	142	130	3	8.0
	9	179	190	3	6.4

模型 6,8,9 次筋条数目不同,结果显示除在

压缩载荷作用下的模型 9 数据异常外,其他的误差都在 8.5% 以内,理论公式结果与有限元结果符合得较好. 模型 9 误差较大的原因是次筋条个数过多,造成带板的弯曲刚度过高,导致主筋条抑制带板弯曲的能力变弱,主筋条发生了弯曲,这与第 2 节的基本假设不符. 为验证分析是否正确且希望对模型的改动最小,仅将主筋条的翼板增加 1 倍,以增加主筋条抗弯刚度,有限元计算结果变为 222 kPa,误差减小到 5.21%.

对模型 6 分别在压剪比例 1: 0.2 和 1: 0.8 的组合载荷作用下进行计算,并将计算结果与模型 6 在其他载荷比例下的结果记录在表 6.

表 6 模型 6 在不同压剪载荷比计算结果

Table 6 Calculation results of model 6 under different compression and shear load ratios

压剪 载荷比	有限元 结果/kPa	理论 结果/kPa	失效 模式	误差/%
1: 0	200	210	3	4.7
1: 0.2	194	202	3	4.2
1: 0.5	169	174	3	2.8
1: 0.8	143	145	3	1.7

计算结果显示误差均在 5% 以内,理论与有限元结果符合得较好. 剪力的存在对误差有一定影响,但是影响的效果不确定:表 3 的结果显示剪力的存在增大了误差,表 6 的结果显示剪力的存在减小了误差,从各个模型的计算结果来看,剪力的影响都不是很大.

从上述的讨论中可以得到,在满足理论公式假设的前提下,即主筋条不发生弯曲失稳时,提出的计算方法适用于计算次加筋板屈曲载荷,且有一定准确度.

4 结 论

1) 本文提出的棱柱形整体次加筋板计算公式仅适用于主筋条间次筋条个数大于 2 个的情况,且次加筋板不会发生整体失稳. 否则,将会产生较大误差.

2) 针对 3 种失效形式而提出的计算公式,无论在纵向压缩载荷作用下还是压剪组合载荷作用下,公式计算结果与有限元结果的误差都不大于 10%,有较高的准确度.

3) 针对不同的次加筋带板的长宽比、次筋条的高厚比,以及不同压剪载荷比例,本文提出的计算方法与有限元仿真的结果符合得较好,反映出该方法具有较为广泛的适用性,非常适合用于结构的初步设计阶段进行近似计算,以及加快棱柱形次加筋板的优化速度.

参考文献 (References)

- [1] Mulani S B, Slemp W C H, Kapania R K. EBF3PanelOpt: an optimization framework for curvilinear blade-stiffened panels[J]. *Thin-Walled Structures*, 2013, 63: 13-26.
- [2] Murphy A, Quinn D, Mawhinney P, et al. Tailoring static strength performance of metallic stiffened panels by selective local sub-stiffening[C]//*Proceedings of the Forty Seventh AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. Reston: AIAA, 2006: 1-4.
- [3] Farley G L. Selective reinforcement to enhance the structural performance of metallic compression panels[C]//*45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASCSDM Conference*. Reston: AIAA, 2004.
- [4] Bushnell D, Rankin C. Optimum design of stiffened panels with sub-stiffeners[C]//*46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. Reston: AIAA, 2005: 1-54.
- [5] Watson A, Featherston C A, Kennedy D. Optimization of post-buckled stiffened panels with multiple stiffener sizes[C]//*Proceedings of the Forty Eighth AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. Reston: AIAA, 2007: 23-26.
- [6] Quinn D, Murphy A, Mcewan W, et al. Non-prismatic sub-stiffening for stiffened panel plates-stability behaviour and performance gains[J]. *Thin-Walled Structures*, 2010, 48(6): 401-413.
- [7] Quinn D, Murphy A, Mcewan W, et al. Stiffened panel stability behaviour and performance gains with plate prismatic sub-stiffening[J]. *Thin-Walled Structures*, 2009, 47(12): 1457-1468.
- [8] Özakça M, Murphy A, Van der Veen S. Buckling and post-buckling of sub-stiffened or locally tailored aluminium panels[C]//*25th International Congress of the Aeronautical Sciences*. Bonn: ICAS, 2006: 3-8.
- [9] Khvyuzov A, Xu Y M. Initial buckling of compressed rectangular panels with variable stiffener sizes[J]. *Advanced Materials Research*, 2014, 915: 150-164.
- [10] 王博, 田阔, 郝鹏, 等. 多级加筋板结构承载性能与缺陷敏感度研究[J]. *固体火箭技术*, 2014, 37(3): 408-412.
Wang B, Tian K, Hao P, et al. Load-carrying capacity and imperfection-sensitivity analysis of hierarchical stiffened panels[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2014, 37(3): 408-412 (in Chinese).
- [11] 肖明心. 板的稳定理论[M]. 1 版. 成都: 四川科学技术出版社, 1993: 61-87.
Xiao M X. *Stability theory of plate*[M]. 1st ed. Chengdu: Sichuan Science and Technology Press, 1993: 61-87 (in Chinese).
- [12] Timoshenko S. *Theory of elastic stability*[M]. 2nd ed. Dover: Dover Publications Inc, 2009: 348-356.
- [13] Bleich F. *Buckling strength of metal structures*[M]. New York: McGraw-Hill, 1952: 349-385.
- [14] Lynch C, Murphy A, Price M, et al. The computational post buckling analysis of fuselage stiffened panels loaded in compression[J]. *Thin-Walled Structures*, 2004, 42(10): 1445-1464.
- [15] Murphy A, Price M, Lynch C, et al. The computational post-buckling analysis of fuselage stiffened panels loaded in shear[J]. *Thin-Walled Structures*, 2005, 43(9): 1455-1474.

Approximate calculation method of buckling load on integral sub-stiffened panel

XU Yuanming*, LI Songze

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

Abstract: To calculate the integral sub-stiffened panel buckling load in the preliminary design stage quickly, a simplifying approximate calculation method based on some reasonable assumptions was proposed. The perfect rectangular sub-stiffened panel simply supported on four sizes was used as investigation object. This structure has 3 instability forms, and the corresponding buckling loads were obtained by using the traditional stiffened plate theory. The minimum buckling load of the 3 instability forms was regarded as the approximate buckling load of the integral sub-stiffened panel. The buckling linear perturbation step method of ABAQUS was used to calculate the two sets of finite element (FE) models respectively: one set was used to validate the accuracies of the theoretical formulas for failure modes, and the other set was integral sub-stiffened panel finite element models which were used to verify the applicability of proposed calculation method of sub-stiffened panel buckling load. Only two load cases were considered in the research above: the longitudinal compression load and the combination of compression and shear load. The results indicate that the theoretical approximate calculation method can calculate the buckling load of sub-stiffened panel, which count for engineering application to some extent.

Key words: integral sub-stiffened panel; combined load; approximate formula; buckling load; finite element analysis

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0169



LZMA 压缩算法 FPGA 硬件实现

李冰^{*1,2}, 张林¹, 刘勇¹

(1. 东南大学 集成电路学院, 南京 210018; 2. 东南大学 成贤学院, 南京 210018)

摘 要: LZMA (Lempel Ziv Markov-chain Algorithm) 无损压缩算法在进行数据压缩时速度慢且占用大量的 CPU (Central Processing Unit) 资源, 不能满足实时系统的要求. 在改进算法的基础上, 采用 FPGA (Field Programmable Gate Array) 设计了一个 LZMA 压缩算法硬件加速电路. 该电路由 LZ77 压缩控制器、区间编码控制器和数据读出控制器组成, 采用数据乒乓结构、高性能并行匹配结构和流水线处理结构等多种方法提高了 LZMA 压缩算法的速度, 在支持标准 LZMA 压缩文件格式的同时, 将压缩速度提升到近 125 Mb/s, 相比基于软件的 LZMA 算法加速 10 倍, 每个时钟处理的相对数据加速近 200 倍. 最后通过基于 Virtex-6 FPGA 的 ML605 开发平台验证了硬件加速电路的正确性和可行性.

关 键 词: LZMA; 压缩; 硬件; 加速; 文件格式

中图分类号: TP391.1; TN492

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0375-08

随着信息和通信技术的迅猛发展, 庞大的数据必须进行有效的压缩, 才能减少数据交换量, 最大限度地利用有限的数据传输带宽. 无损压缩要求对压缩的数据进行重构 (解压缩) 后原来的数据完全相同, 具有高保真性的无损压缩被大量应用到服务器和 workstation 等大数据处理系统中, IBM 和百度等公司均对其做过积极研究. LZMA 压缩算法是 LZ77 压缩算法的一个改进版本, 由 Pavlov 于 1998 年发明, 目前在 7zip 压缩算法中被作为默认的压缩算法^[1-2].

虽然 LZMA 能够提供较高的压缩率, 但处理过程中需要大量的随机访问存储器 (RAM, Random Access Memory), 并且会耗费较多 CPU 资源. 对海量数据进行处理时, 长时间占用大量 CPU 资源, 使得在执行 LZMA 数据压缩的同时进行其他操作变成了难题.

目前一个高性能 FPGA 中包含了上千个独立的双端口 RAM 块, 一个或多个的内嵌处理器以及海量的可配置资源. 尽管这些资源相比 CPU 的工作频率要慢很多, 但却可以提供高性能的并行运算, 从而使得加速 LZMA 压缩算法成为了可能. 虽然国内外已有众多的关于数据无损压缩加速的电路实现方案, 但却不能在支持高压压缩带宽的同时, 提供很好的压缩比. 本文主要针对 LZMA 算法的 FPGA 硬件实现进行了研究, 在高速压缩的同时提供更好的压缩比例.

1 LZMA 算法

LZMA 压缩算法的结构与 Deflate 算法极其相似^[3-4], 只是将其中的 Huffman 编码替代成了区间编码, 值得注意的是区间编码是一种基于整数运算的概率编码, 其压缩效果十分接近数据的熵值.

收稿日期: 2014-03-31; 录用日期: 2014-06-25; 网络出版时间: 2014-09-18 15:15

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0169.html

基金项目: “十二五”国家科技支撑计划课题 (2013BAJ05B03)

* 通讯作者: 李冰 (1968—), 男, 江苏南京人, 教授, bernie_seu@seu.edu.cn, 主要研究方向为大数据云计算.

引用格式: 李冰, 张林, 刘勇. LZMA 压缩算法 FPGA 硬件实现[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 375-382.

Li B, Zhang L, Liu Y. FPGA hardware implementation of the LZMA compression algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 375-382 (in Chinese).

在 LZMA 算法中,首先由 LZ77 压缩算法在搜索缓存 (search buffer) 中寻找与前向缓存 (look-ahead buffer) 中匹配最长的字符串,然后输出一个关于 (DIS, LEN, LIT) 的标识. 其中, DIS 代表了 look-ahead buffer 中与 search buffer 中相匹配的两组数据首个字节之间的距离,最大的值取决于 search buffer 的大小; LEN 代表了最大的匹配长度,通常是一个较小的数值; LIT 代表下一个字符,通常是一个 ASCII 编码值^[5-7]. 当 LZ77 压缩算法完成对数据的第 1 次压缩后,区间编码根据不同的输出数据流采用不同的压缩策略,以便解压的时候识别^[8].

如图 1 所示,是一台核心为 Core i3-2100 CPU@3.1 GHz,内存为 4 GB 的工作站全负荷运算时, LZMA-SDK_4.26^[9] 的数据吞吐测试结果曲线图,其平均的压缩速率仅为 10~20 Mb/s.

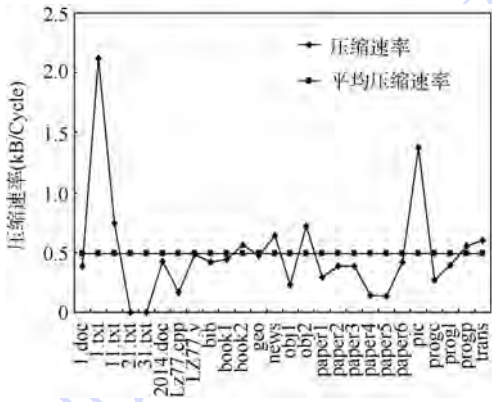


图1 LZMA 软件算法性能测试图
Fig.1 Performance testing image of software-based LZMA algorithm

在 LZMA 压缩中,数据流都是比特形式的,数据流被分成不同种类的数据包,经过区间编码后变成限定区间内的某一个数据后输出. 如表 1 所示,在 LZMA 算法中共有 7 种数据类型,为了将资源消耗控制在可接受的范围内,本文限定 LZMA 压缩的数据格式仅为前 2 种.

表 1 LZMA 文件包数据类型

数据包 (bit)	包名称	描述
0 + ASCII	Lit	新字符
1 + 0 + len + dis	Match	重复字符串
1 + 1 + 0 + 0	ShortRep	与之前出现的字符一样
1 + 1 + 0 + 1 + len	LongRep[0]	DIS 与上一次一样
1 + 1 + 1 + 0 + len	LongRep[1]	DIS 与倒数第 2 次一样
1 + 1 + 1 + 1 + 0 + len	LongRep[2]	DIS 与倒数第 3 次一样
1 + 1 + 1 + 1 + 1 + len	LongRep[3]	DIS 与倒数第 4 次一样

2 硬件设计

根据 LZMA 的压缩流程,本文将实现电路划分为 3 个部分: LZ77 压缩控制器、区间编码控制器和数据读出控制器.

如图 2 所示, LZ77 压缩控制器将写入的数据进行第 1 次压缩,并将压缩后的编码数据流向后传输; 区间编码控制器按照既定压缩编码进一步压缩数据; 数据读出控制器将区间编码控制器输出的数据拼接成更合理的数据格式,以适应外部高速总线,并在数据读出控制器中添加了数据缓冲存储,保证了外部高速总线的高利用率.

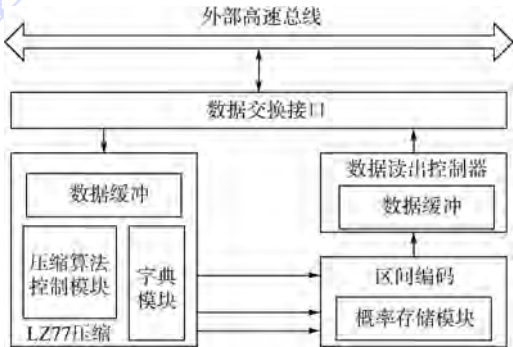


图2 LZMA 硬件电路结构图
Fig.2 Structure image of LZMA hardware circuit

2.1 LZ77 压缩控制器

如图 3 所示, LZ77 压缩控制器包括: 数据读入缓存、Hash 表存储模块和 LZ77 压缩算法控制模块.

数据读入缓存: 采取了乒乓 RAM 的方式对需要压缩的数据进行读取. 当一个数据块中的数据正在被压缩时,通过握手信号通知外部总线,向另一个数据块存储区域中写入下一个将压缩的数据信息,通过交替的向数据读入缓存中写入数据,保证 LZ77 压缩算法控制模块不需要等待数据,实现不间断地对数据进行处理. Hash 表存储模块: 存储已编码字符的信息. 一系列的测试结果^[10]表明在搜索深度为 4 时, LZ77 压缩算法的效率已经达到极限范围. 因此,设计中没有采用两个 RAM 实现多级链表 (以往的目的是减少资源),而是使用 4 个 Read-First 模式的 RAM 级联,这样可以在同一个读周期内读取多个 Hash 值,减少多次搜索对 RAM 进行操作的时间,从而达到加速的目的;并且可以根据搜索深度的配置使能相关的 RAM. LZ77 压缩算法控制模块: 产生上述两个模块的控制信号,对数据流按照 LZ77 算法进行压缩.

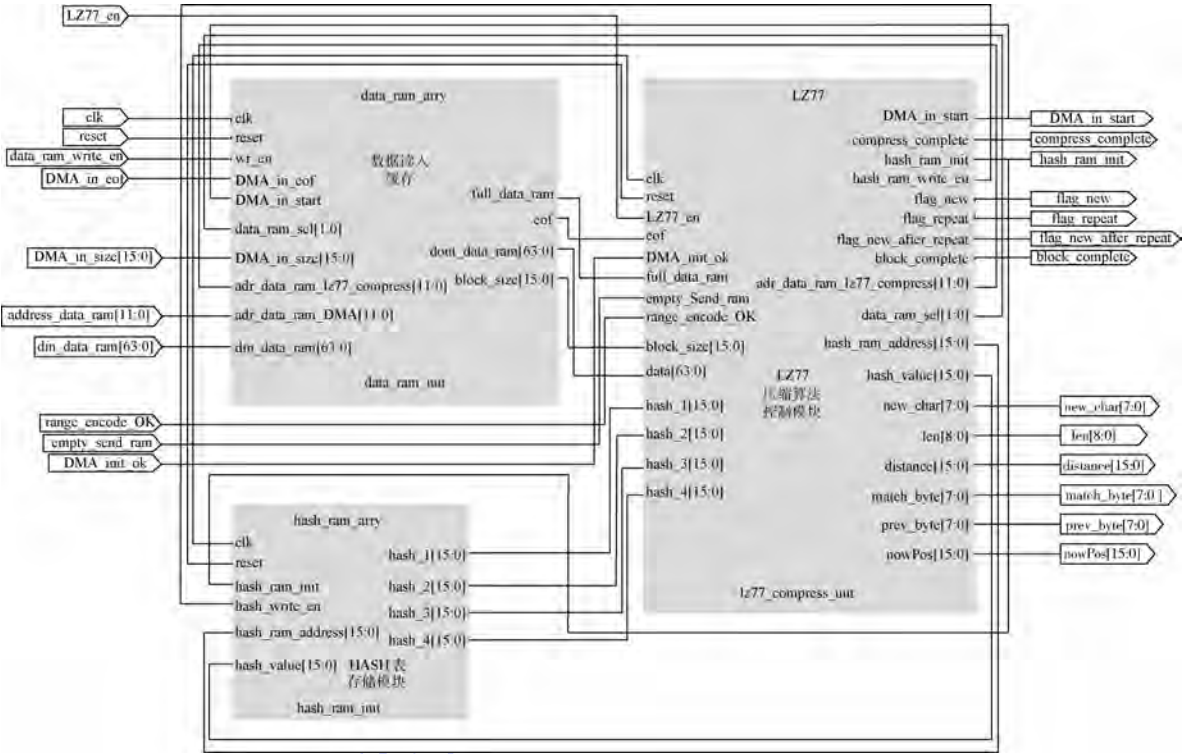


图3 LZ77 压缩控制器电路结构

Fig.3 Circuit structure of LZ77 compress controller

图4所示为LZ77压缩算法控制模块中状态机的状态跳转图,在该状态机中主要包括以下的8个状态.

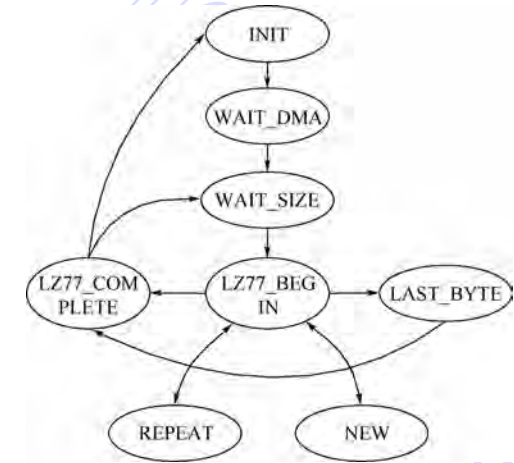


图4 LZ77_FSM 状态跳转图

Fig.4 State transition image of LZ77_FSM

- 1) INIT: LZ77 压缩算法控制器进行复位的周期,用于对 Hash 表存储模块进行初始化,该状态同步输出区间编码控制器的初始化信号.
- 2) WAIT_DMA: LZ77 压缩算法控制模块等待外部接口信号握手信号,当握手信号有效时进行下一步操作,否则在该状态下继续等待.
- 3) WAIT_SIZE: 从总线上读取数据,用于获取输入数据块的大小.

- 4) LZ77_BEGIN: 根据压缩的当前位置向 look-ahead buffer 中填充新字符,并对前 3 个字节进行 Hash 变换,根据 Hash 存储模块的返回值区分当前的是新字符还是重复字符串.
- 5) LZ77_COMPLETE: 当压缩位置等于或者超出了压缩数据块大小的时候,则跳转到该状态,若此时数据交换接口通知已完成数据压缩,则跳转到 INIT 状态,否则跳转到 WAIT_SIZE 状态.
- 6) LAST_BYTE: 当前压缩的位置为最后一个字节,直接进行新字符输出,并且不对字典进行相关的更新,跳转到 LZ77_COMPLETE 状态.
- 7) REPEAT: 跳转到该状态下,表示是一个重复字符串,在该状态下进行字符串的匹配,首先读取当前指针所在区间的 8 B 数据,并且按照指针对齐进行匹配,在这个地方有可能只能匹配 1 B,而后的过程中从数据读入缓存中每次读取 8 B 的数据(本设计中总线宽度是 64,所以设定数据读入缓存的数据宽度也为 64,即 8 B),与 look-ahead buffer 中的数据进行比对,并根据比对结果决定是否继续;在该过程中根据搜索深度进行相应次数的搜索,并在匹配的同时对 Hash 表存储模块中的数据进行更新;当找寻到最佳匹配长度时则生成相应的 FLAG_repeat, LEN, DIS 信息输出(信号 MATCH_BYTE 和 PREV_BYTE 是区间编码需要的).

8) NEW: 跳转到该状态下, 表示当前处理的
是一个新字符, 输出信号 FLAG_new 和 NEW_­
char; 若上次输出的是重复字符串编码, 此时输出信
号 FLAG_new_after_repeat 和 NEW_char.

2.2 区间编码控制器

在 LZ77 压缩控制器输出压缩的编码后由区

间编码控制器进一步对数据流进行二次压缩^[11],
如图 5 所示为区间编码控制器的结构图, 其中区
间编码算法控制模块用于进一步的压缩和编码,
RANGE_RAM 模块则是用于存储相关的编码概
率信息, 关于 RANGE_RAM 区间分配如表 2
所示.

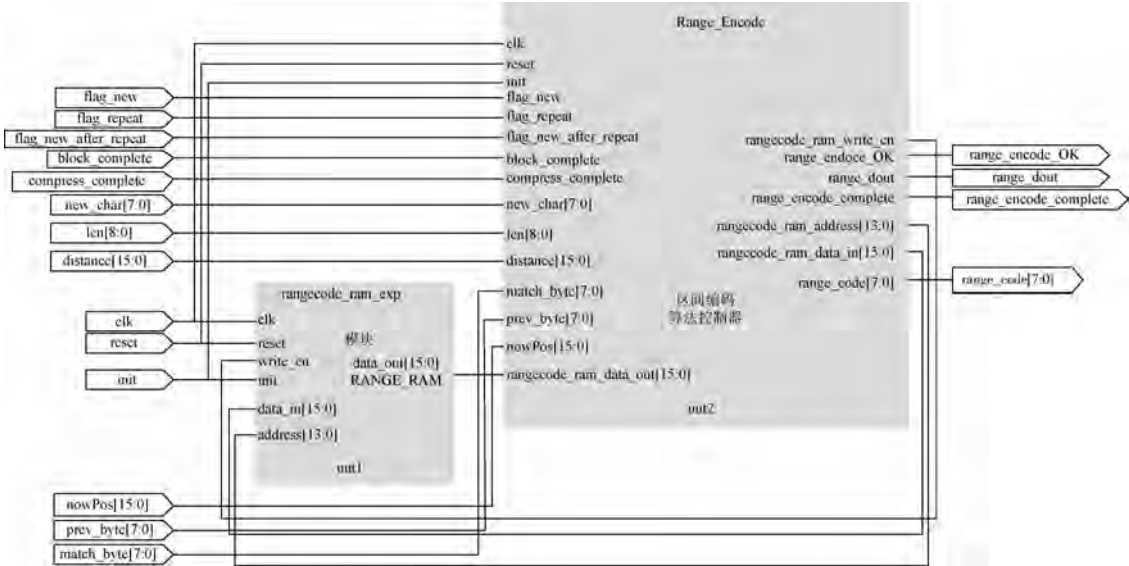


图 5 区间编码控制电路结构图

Fig. 5 Structure image of range encoder controller circuit

表 2 RANGE_RAM 中区间分配

地址	参数名称	大小
0x_xxxx_xxxx_xxxx	litprobs	6 144
10_0000_xxxx_xxxx	isMatch	[0: 10][0: 3]
10_0001_xxxx_xxxx	isRep	[0: 10]
10_0010_xxxx_xxxx	p_low	[0: 127]
10_0011_xxxx_xxxx	p_mid	[0: 127]
10_0100_xxxx_xxxx	p_high	[0: 255]
10_0101_xxxx_xxxx	posSlotEncoder	[0: 3][0: 63]
10_0110_xxxx_xxxx	posEncoders	[0: 113]
10_0111_xxxx_xxxx	posAlignEncoder	[0: 15]
10_1000_0000_0000	choice1	- - - - -
10_1000_0000_0001	choice2	- - - - -

图 6 所示是区间编码算法控制模块工作的简
要流程图, 各个状态进行的操作以及状态间跳转
关系如下所述.

1) CHOOSE: 根据缓存中的 LZ77 编码选择
进一步编码的方式, 当前指针对应字符是新字
符时, 则跳转到 LIT_ENC 状态下; 当前指针对应字
符是新字符, 且上一状态 FLAG_repeat 信号有效
时, 则跳转到 LITMATCHED_ENC 状态下; 当
FLAG_repeat 信号有效时, 即当前指针为首地址
的字符串为重复字符串, 则跳转到 LEN_ENC 状态;
当所有的编码结束后则跳转到 FLUSH 状态下.

2) LIT_ENC: 对新字符进行压缩编码, 首先
对 isMatch 进行编码, 进一步的根据 litprobs 和当
前的 NEW_cha 进行区间编码, 编码完成后重新跳
回到 CHOOSE 状态. 其中 litprobs 按照如下的关
系计算:

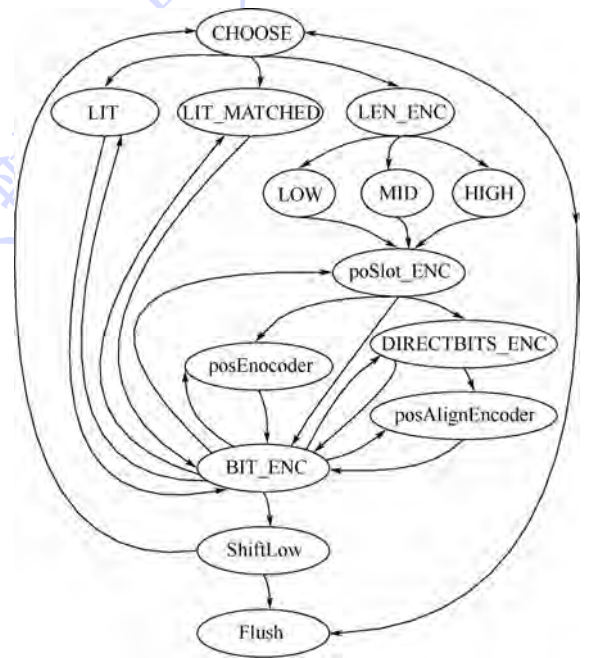


图 6 区间编码控制器状态转变

Fig. 6 State transition of range encoder controller

litprobs = PREV_BYTE>>5 * 0x300

3) LITMATCHED_ENC:用于对重复字符串后的新字符进行压缩编码,编码根据 PREV_BYTE、MATCH_BYTE 和当前的 NEW_char 进行区间编码,编码完成后重新跳回到 CHOOSE 状态下。

4) LEN_ENC:对重复长度 LEN 进行压缩编码。首先针对 isMatch 和 isRep 进行编码,进一步地根据 LEN 值选择 choice1 或 choice2 进行编码,并且同时确定采用 LOW,MID 和 HIGH 中的一种编码,编码完成后跳转到 posSlot_ENC 状态下。

5) posSlot_ENC:对 DIS 进行变换,并对返回值 posSlot 进行编码。根据 DIS 变换的返回值 posSlot有选择地进行状态跳转:当 $4 \leq \text{posSlot} < 14$ 时,跳转到 posEncoder 状态;当 $\text{posSlot} \geq 14$ 时,则跳转到 DIRECTBITS_ENC 和 posAlignEncoder 状态;若 posSlot 不满足上述情况,跳回 CHOOSE 状态。

6) posEncoder:根据 posSlot 计算 footerBits,base 和 posReduced;并且编码 posReduced,编码完成后跳转到 CHOOSE 状态下。其中 footerBits,base 和 posReduced 按照如下的关系计算:

$$\text{footerBits} = ((\text{posSlot} \gg 1) - 1)$$
$$\text{base} = ((2 | (\text{posSlot} \& 1)) \ll \text{footerBits})$$
$$\text{posReduced} = \text{pos} - \text{base}$$

7) DIRECTBITS_ENC 和 posAlignEncoder:根据 posSlot 计算 footerBits,base 和 posReduced;并且编码 posReduced 低四位的值,编码完成后跳转到 CHOOSE 状态。

8) Flush:最后进行区间编码器编码输出。

9) BIT_ENC:按照比特进行编码,当区间值小于 0xFFFFFFFF 时,跳转到 ShiftLow 状态中,并且此时记忆当前的状态。

10) ShiftLow:当区间下边界小于 0xFF000000 或大于 0xFFFFFFFF 时,输出区间的低八位作为区间编码,当完成输出后跳回到之前记忆的状态中继续执行。

2.3 数据读出控制器

LZMA 压缩后的数据是按照字节输出的,需要进一步将数据进行处理,转换成适合在外部数据总线上传输的格式。图 7 所示是将字节型数据组包成 64 b 位宽的数据读出控制器。数据读出控制器中添加了数据读出缓存,与数据读入缓存一样,其中的数据读出缓存中使用了乒乓方式对压缩后的数据进行读出,使压缩可以不间断地执行;只有当数据满足可传输的条件时,控制器才会通知外部接口对数据进行读出操作,这样不需一直占用外部总线用以数据传输,可以有效地提高外部总线利用率。

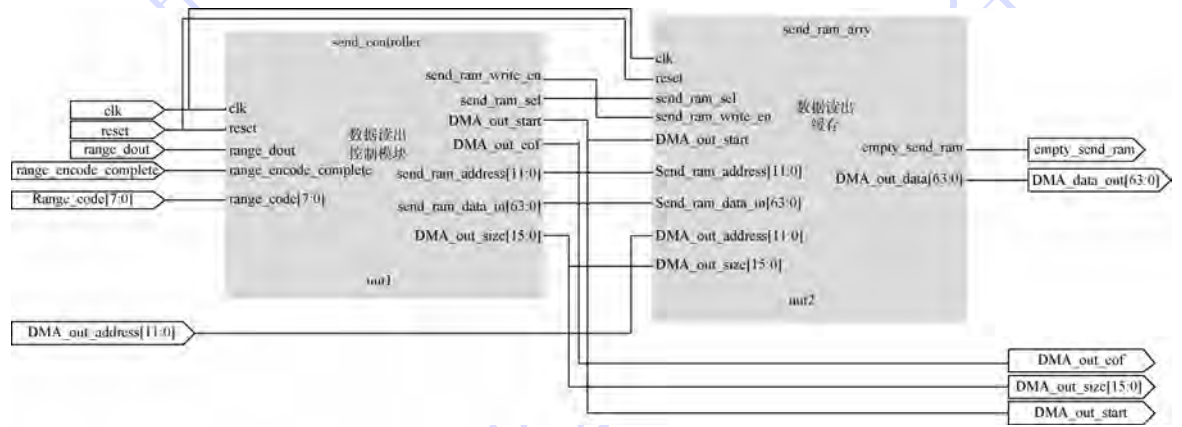


图 7 数据读出控制电路结构图

Fig.7 Structure image of read-out controller circuit

数据读出需要满足的条件:

- 1) 一个数据缓存装置中数据已存储满,输出握手信号,通知外部接口可以从 SEND_OUT 数据总线上读出数据,同时输出本次读出数据的大小;
- 2) 当前对于输入文件的压缩已经结束,不管当前的数据存储装置中数据是否已满,都将数据全部读出,输出握手信号,通知外部接口从 SEND_OUT数据总线上读出数据,同时输出本次

读出数据的大小,并且通过压缩完成信号,通知外部接口本次压缩已经结束。

2.4 LZMA 压缩电路结构

图 8 所示的 LZMA 压缩电路是由上述 3 个子模块组成,图中相关信号定义和描述如表 3 所示。模块采用硬件 Verilog 开发,使用 Virtex-6 FPGA ML605 开发套件^[12-13]作为实验平台,能够运行的最高频率为 159 MHz。

表 4 LZMA 算法硬件实现电路性能测试表

Table 4 Performance testing table of hardware implementation circuit of LZMA algorithm

文件名	压缩带宽/(Mb·s ⁻¹)	
	软件	硬件
1. doc	9.548	101.424
1. txt	52.501	601.578
11. txt	18.426	604.513
21. txt	0.000	329.628
31. txt	0.000	21.333
4. doc	10.614	52.906
Lz77. cpp	4.166	79.061
LZ77. v	11.978	169.536
bib	10.440	66.123
book1	10.986	51.274
book2	13.962	60.465
geo	11.705	37.720
news	15.872	59.873
obj1	5.728	57.348
obj2	17.955	74.424
paper1	7.266	63.054
paper2	9.597	58.213
paper3	9.523	56.130
paper4	3.620	57.273
paper5	3.273	59.550
paper6	10.440	64.403
pic	34.224	170.327
progc	6.572	70.932
progl	9.845	92.035
progp	13.689	101.155
trans	14.979	92.456
平均	12.189	125.105

4 结 束 语

本文在分析 LZMA 压缩算法的基础上,提出了一种基于 FPGA 实现的 LZMA 压缩算法硬件电路,经实验验证表明:

1) 与其他现有的数据硬件压缩方式相比拥有更高的压缩率;

2) 在取得等同压缩速率的同时能够更为有效地节约有限的带宽,更加符合大数据处理中对于存储和传输带宽的需求;

3) 本文通过合理利用 FPGA 中的双端口 RAM、流水线结构等实现 LZMA 硬件电路,其压缩速率比软件 LZMA 算法的压缩速率提高了 10 倍;

4) 完全兼容标准的 7zip 文件格式,可以灵活地集成到其他的系统中.

到目前为止,只是完成了基于 FPGA 的验证,并且所提出的 LZMA 算法硬件实现方式中,区间编码控制器按照比特方式进行编码,因此编码效率较低,没有完全体现 LZ77 压缩控制器

的性能.今后将进一步提升区间编码控制器的性能,并选取合适的工艺库,采用片上集成的硬件电路来验证所提出的 LZMA 算法的硬件实现方式的性能.

参考文献 (References)

- [1] Salomon D. Data compression: the complete reference [M]. 4th ed. London: Springer, 2007: 241-246.
- [2] Pavlov I. 7z format [EB/OL]. US: Igor Pavlov, 2013 [2014-03-10]. <http://www.7zip.org/7z.html>.
- [3] Klausman. Gzip, Bzip2 and LZMA compared [EB/OL]. US: CEST, 2008 [2014-03-10]. <http://blog.i-no.de/archives/2008/05/08/>.
- [4] Rigler S, Bishop W, Kennings A. FPGA-based lossless data compression using Huffman and LZ77 algorithms [C]//Electrical and Computer Engineering. Canada: CCECE, 2007: 1235-1238.
- [5] Ziv J, Lempel A. Universal algorithm for sequential data compression [J]. IEEE Transactions on Information Theory, 1977, IT-23 (3): 337-343.
- [6] Ranganathan N, Henriques S. High-speed VLSI designs for Lempel-Ziv-based data compression [J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems II: Analog and Digital Signal Processing, 1993, 40 (2): 96-106.
- [7] Shcherbakov I, Weis C, Wehn N. A high-performance FPGA-based implementation of the LZSS compression algorithm [C]//Data Compression Conference (DCC). Washington, DC: IEEE, 2012: 449-453.
- [8] Martin G N N. Range encoding: an algorithm for removing redundancy from a digitized message [C]//IERE Conference Proceedings. London: IERE, 1979, 43: 187-197.
- [9] Pavlov I. LZMA SDK [EB/OL]. US: Igor Pavlov, 2013 [2014-03-10]. <http://www.7zip.org/sdk.html>.
- [10] 孙圣. 一种基于 FPGA 的 Defalte 压缩算法研究与实现 [D]. 桂林: 桂林理工大学, 2010.
Sun S. A research and implementation of Deflate compression algorithm on FPGA [D]. Guilin: Guilin University of Technology, 2010 (in Chinese).
- [11] Shcherbakov I, Weis C, When N. A parallel adaptive range coding compressor: algorithm, FPGA prototype, evaluation [C]//Data Compression Conference (DCC). Piscataway, NJ: IEEE, 2012, 119-128.
- [12] Xilinx. Xilinx FPGA [EB/OL]. US: Xilinx, 2011 [2014-03-10]. <http://www.xilinx.com/products/silicon-devices/fpga/index.htm>.
- [13] Xilinx. ML605 Hardware User Guide [EB/OL]. US: Xilinx, 2011 [2014-03-10]. http://www.xilinx.com/support/documentation/boards_and_kits/ug534.pdf
- [14] Leavline E J, Singh D A A G. Hardware implementation of LZMA data compression algorithm [J]. International Journal of Applied Information Systems (IJAIS), 2013, 5 (4): 449-453.
- [15] Calgary Corpus. Calgary corpus database [EB/OL]. US: Calgary Corpus, 1987 [2014-03-10]. http://en.wikipedia.org/wiki/Calgary_Corpus.

FPGA hardware implementation of the LZMA compression algorithm

LI Bing^{*1,2}, ZHANG Lin¹, LIU Yong¹

(1. College of Integrated Circuits, Southeast University, Nanjing 210018, China;

2. Chengxian College, Southeast University, Nanjing 210018, China)

Abstract: Software-based LZMA (Lempel Ziv Markov-chain algorithm) nondestructive compression algorithm is very slow and consumes too much CPU (central processing unit) resources during the data compression process, as a result it can not meet the requirements of real-time systems. On the basis of the improved algorithm, a hardware accelerator for LZMA was designed with FPGA (field programmable gate array) implementation. The hardware accelerator is composed of LZ77 compressor, range encoder and send out controller. Ping-pong operation, parallel matching method with high performance, pipeline processing structure and other acceleration techniques were used to speed up LZMA compression algorithm. While at the same time, data compressed by the circuit is still compatible with standard LZMA file format. The compression rate of the circuit is speeded up to 125 Mb/s, nearly 10 times faster than that of the software based LZMA. The processing relative data of each clock is speeded up nearly 200 times. Results from the experiments on ML605 basing on a Virtex-6 FPGA development kit, show the accelerator is correct and feasible.

Key words: Lempel Ziv Markov-chain algorithm (LZMA); compression; hardware; acceleration; file format

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0177



基于 MSER 的无人机图像建筑区域提取

丁文锐^{*1}, 康传波², 李红光¹, 刘硕²

(1. 北京航空航天大学 无人驾驶飞行器设计研究所, 北京 100191; 2. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100191)

摘 要: 对建筑区域自动检测与提取是无人机(UAV, Unmanned Aerial Vehicle)图像处理的一项重要功能. 在分析无人机成像特点和最大稳定极值区域(MSER, Maximum Stable Extremal Regions)算法对无人机侦察图像建筑区域检测的适用性基础上, 提出了一种基于MSER的无人机侦察图像建筑区域提取算法. 算法包含5步: 无人机图像预处理, 运用MSER算法分析计算图像稳定区域, 通过计算稳定区域密度筛选建筑区域, 进一步利用自适应K均值聚类算法对建筑区进行划分, 最后采用Graham算法生成建筑区的边界从而实现了建筑区的自动提取. 选取无人机实飞图像数据进行实验统计, 本算法提取精度为92.25%; 同时与基于Gabor变换的纹理特征、SIFT特征点的提取算法相比, 建筑区域提取时间缩短, 满足无人机实时应用需求.

关 键 词: 建筑区域提取; 无人机图像预处理; 最大稳定极值区域; 自适应K均值聚类; Graham算法

中图分类号: TP391

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0383-08

近年来,随着技术的不断发展,无人机广泛应用在军事和民用领域. 建筑区域对于无人机而言,是一类重要的感兴趣目标,一方面对其快速检测,是无人机完成导航、侦察、监测等任务的基础和重要内容;另一方面,无人机在出现故障等紧急情况时,通过对建筑区域进行准确检测并及时规避,从而极大地减少或避免人员伤亡和财产损失.

与现有文献针对的SAR图像、高光谱图像及航空数码图像不同,无人机机载CCD摄像机拍摄的中低航空高度图像,主要具有以下特征:

- 1) 在空间分布方面,无人机可拍摄的地域广阔;
- 2) 从获取时间上,不同时间可获取的无人机图像会受到不同气象条件的影响;
- 3) 从建筑区域在图像中的特性而言,建筑区

内部及周围纹理复杂,部分地区建筑分布不规则,区域整体没有明显的方向性,不利于纹理特征的检测.

目前,建筑区域提取的方法主要分为基于监督学习的方法和基于特征统计的方法. 基于监督学习的方法主要是融合多种特征训练分类器,从而完成图像区域分类和建筑区域提取. 文献[1]提出一种知识规则与支持向量机(SVM, Support Vector Machine)相结合的面向对象建筑物提取方法;文献[2]利用多核SVM学习,综合多种特征,并设计基于图割的算法提高边界分割精细程度. 这类方法需要人工确定合适的训练特征和分类类别,并且训练样本的选取对分类结果具有很大影响. 无人机执行任务的地域广阔,不同的地域图像特征差异较大及工况条件复杂,以现有无人机图

收稿日期: 2014-04-03; 录用日期: 2014-07-25; 网络出版时间: 2014-09-05 15:37

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0177.html

基金项目: 新世纪优秀人才支持计划资助项目; 总装预研基金资助项目(9140A25031112HK01303)

* 通讯作者: 丁文锐(1971—),女(满族),辽宁鞍山人,研究员,ding@buaa.edu.cn,主要研究方向为遥感图像处理等.

引用格式: 丁文锐, 康传波, 李红光, 等. 基于MSER的无人机图像建筑区域提取[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 383-390. Ding W R, Kang C B, Li H G, et al. Building areas extraction basing on MSER in unmanned aerial vehicle images [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 383-390 (in Chinese).

像作为样本训练得到的分类器,往往不能适应实际应用需求.

基于特征统计的方法,利用多种特征进行统计分析,从而判断图像中的建筑区域.文献[3]利用 SIFT 特征、多模版匹配和图论的方法进行检测,取得一定效果,但是时间复杂度高,并且当房屋屋顶与背景对比度不高以及房屋密度过于集中的情况下,检测结果不理想;文献[4]利用地面高程模型(DSM, Digital Surface Model)和光谱信息排除非建筑物,该方法依赖 DSM 高度等信息,应用范围狭窄;文献[5]利用知识规则,依靠几何、灰度及拓扑特征对建筑物进行描述,并不能适应多种多样的建筑;文献[6]利用直线检测形成屋顶矩形几何形状结合亮度信息,综合纹理特征的 SVM 噪声去除,但该方法在直线特征复杂及对比度低的场景具有局限性.在基于特征统计的方法中,利用纹理进行建筑区域检测的方法是国内外研究学者关注的重点.由于 Gabor 滤波器兼具方向性和纹理分析的优点,研究者提出了多种基于 Gabor 纹理描述的建筑区域检测方法.文献[7]利用 Gabor 滤波器提取图像特征,再使用最优决策分类方法,取得了较文献[3]相似的性能,大大减少了计算时间;文献[8]利用核密度估计生成居民区置信图像并计算自适应阈值分割置信图,对候选区几何形状进行选择,较文献[7]方法计算效率更高,但由于光照视角等因素影响,某些地质区域会呈现居民区域相似纹理,导致准确度下降.纹理特征提取尺度参数仍需依据经验值给定,缺乏自适应性,并且无人机图像中建筑区内部纹理复杂,纹理特征往往不具备明显主方向,影响检测效果;同时,在无人机中低空侦察图像中,道路、草地、水域等纹理对建筑区纹理的提取形成很大干扰.

基于上述分析,利用纹理、监督训练等方法对无人机中低空侦察图像进行建筑区域检测并不能完全满足要求.注意到,无人机图像中建筑区域表现出高亮性和团聚性,主要是由于自然背景的光反射能力较弱,使得人造区域的亮度值较大,形成局部高亮,同时会团聚成具有一定面积大小、分布集中的区域.本文结合无人机实际应用需求,从无人机图像中建筑区域的高亮性和团聚性出发,利用最大稳定极值区域(MSER, Maximum Stable Extremal Regions)检测建筑物,并根据局部房屋密度去除噪点,采用自适应 K 均值聚类算法得到聚集的若干建筑区域,最后采用 Graham 算法生成建筑区边界,从而实现建筑区域的自动快速提取.

1 最大稳定极值区域提取算法

Matas 等^[9]所提出的最大稳定极值区域主要基于鲁棒性的宽基线立体重建,使用地形中分水岭的概念来求解稳定局部区域.文献[10]证明,MSER 检测算子在众多仿射不变特征区域检测中,多数情况下具有最佳性能.实验证明,该方法具有仿射变化不变性、良好的稳定性、计算简单高效,并且可以检测不同精细程度的区域.其基本思想如下:选取一系列阈值 $t = \{0, 1, \dots, 255\}$ 对图像进行二值分割,低于阈值的像素置为黑色,高于或等于阈值的像素置为白色.在阈值 t 从 0 增大到 255 的过程中,图像中会形成闭合区域,其中在一定阈值范围内面积变化最小的区域即为最大极值稳定区域.

最大稳定极值稳定区域提取算法步骤包括以下几个步骤^[11].

1.1 MSER 检测

- 1) 对给定的图像根据灰度值排序,如果是彩色图像,需要将彩色图像转换成灰度图像
- 2) 按照降序或升序将排序后的像素放入图像中,链接区域的列表和面积使用高效的合并-查找(UnionFind)^[12]算法来维护.
- 3) Q_i 表示二值化阈值对应的二值图像中的任意连通区域,当二值化阈值在 $[i - \Delta, i + \Delta]$ 变化时,连通区域也相应地变为 $Q_{i+\Delta}$ 和 $Q_{i-\Delta}$.在这个变化范围内具有极小变化率 $q(i)$ 区域就被认为是 MSER.

为了能同时得到最小灰度(即黑色)和最大灰度(即白色)的 MSER,在求得最小灰度 MSER 后,需要将原始图像进行反转: $I_r = I_{\max} - I$,再利用反转后的图像求取最大灰度的 MSER - .

1.2 MSER 区域拟合及归一化

完成图像中 MSER 的区域检测后,不规则区域不便于进行归一化和提取特征描述,必须对它们进行椭圆拟合.为了能够构造具有仿射不变性的特征描述子,首先将 MSER 对应的椭圆拟合区域扩大成抽取特征用的椭圆特征测量区,测量区与拟合区同中心,一般测量区尺度是拟合区尺度的 3 倍.然后将测量区归一化为指定大小的区域(成为归一化区),再在归一化区的图像上提取特征描述子.区域归一化的方法主要包括 3 步^[13]:

- 1) 将 MSER 拟合区对应的测量区进行仿射归一化,得到一个半径指定大小的归一化区,归一化区的半径尺寸为 20 ~ 30 像素.

- 2) 在归一化区内进行图像梯度直方图统计,其目的是找出该直方图的最大值,并将该最大值对应的方向作为归一化区图像梯度的主方向。
- 3) 根据主方向对归一化区图像再进行旋转归一化,旋转后图像的梯度主方向为零度。

2 建筑区域提取算法

2.1 方法框架和流程

如图1所示,本方法的总体思路为:首先对无人机航拍图像进行预处理,去除模糊,然后利用MSER算法提取建筑房屋,进而计算每个房屋中心点邻域内的房屋密度,房屋密度较低的区域被认为是干扰点予以剔除,完成点的选择与滤波后,再利用自适应 K 均值聚类算法,将离散点聚成若干建筑区,最后采用Graham算法,生成每个建筑区的包络,完成建筑区的自动提取与标记,并在最后输出区域的数量 K ,若为 $K=0$,则表示不存在建筑区。



图1 算法流程图
Fig. 1 Algorithm flow chart

2.2 算法原理

2.2.1 无人机图像预处理

无人机图像容易受不同气象条件的影响,尤其在雾天等不良天气状况下拍摄的图像模糊不清,图像质量差,导致提取的特征数量较少,给建筑区域检测带来影响.为了使算法既简洁又高效,采用直方图均衡和GAMMA调节对图像进行预处理,扩展图像的动态范围,同时增强图像的亮度,实验表明经过预处理之后,检测的特征数量明显增加,进一步提高建筑区的可分辨性.预处理前后的结果对比如图2和图3所示。



图2 原始图像
Fig. 2 Initial image



图3 预处理后的图像
Fig. 3 Preprocessed image

2.2.2 最大稳定极值区域检测

屋顶等人造物体,光反射能力比自然背景更加强烈,呈现团块高亮特点,如图4所示,每个图对应的下方图像为其二值化图像,对比度高,并且在一定阈值范围内面积变化最小,符合MSER特征。

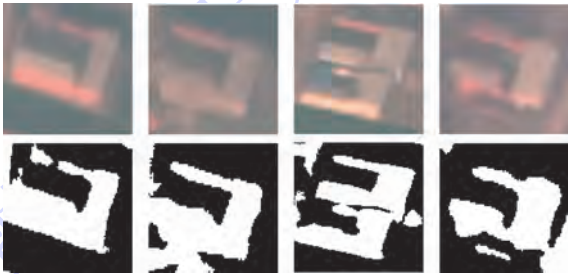


图4 单个房屋特征
Fig. 4 Features of single house

利用第1节所述最大稳定极值区域提取算法,计算并标记图像稳定区域,数量为1358个区域,图5中椭圆标注的区域为稳定区域 $MSER+$,图6中椭圆标注的区域为代表图像反转后得到的稳定区域 $MSER-$ 。

为了确定图像中建筑房屋的大小,还需知道图像的像素地面分辨率,在垂直下视的情况下,无人机高度为 H (单位:m),拍摄的图像大小为 $w \times h$ (单位:像素),摄像机的视角为水平 $\alpha \times$ 垂直 β (单位:°),计算方法如式(1)~式(4)。选取实飞

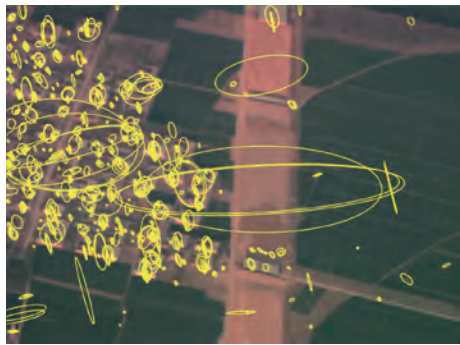


图 5 MSER + 区域

Fig. 5 MSER + area

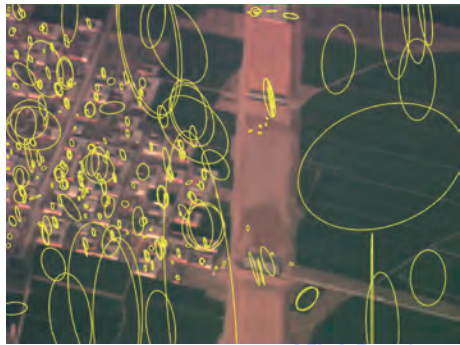


图 6 MSER-区域

Fig. 6 MSER-area

图像数据,飞行高度为 5 km,摄像机视场角为 $14.38^{\circ} \times 10.59^{\circ}$,图像大小为 1 392 像素 $\times$ 1 040 像素,像素地面分辨率计算如图 7 所示.水平距离 $= 2 \times 5\,000 \times \tan(7.19) = 1\,261.15\text{ m} = 1\,392\text{ 像素}$,因为 1 个像素 $\approx 0.906\text{ m}$,同样,垂直方向:1 个像素 $\approx 0.891\text{ m}$.

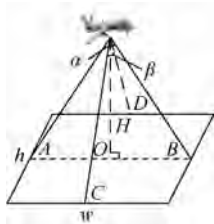


图 7 像素地面分辨率计算

Fig. 7 Calculation of ground pixel resolution

$$L_{\text{hor}} = 2 \times H \times \tan(\alpha/2) \tag{1}$$

$$L_{\text{ver}} = 2 \times H \times \tan(\beta/2) \tag{2}$$

$$P_{\text{hor}} = L_{\text{hor}}/w \tag{3}$$

$$P_{\text{ver}} = L_{\text{ver}}/h \tag{4}$$

式中, L_{hor} , L_{ver} 分别表示水平和垂直距离; P_{hor} , P_{ver} 分别表示水平和垂直方向上单位像素的实际地理距离.

郊区或农村房屋的面积 S 一般在 $30 \sim 200\text{ m}^2$,根据图 7 计算的像素地面分辨率结果可知,在图像中一间房屋长度和宽度所占像素个数

的范围分别在 $[8, 20]$ 和 $[5, 12]$ 之间,以此限定 MSER 检测的稳定区域大小,检测结果如图 8 所示.



图 8 建筑区域检测

Fig. 8 Building area detection

2.2.3 基于区域密度的建筑区筛选方法

在实际图像中,MSER 所检测得到的最大稳定极值区域并不都是建筑区,如图 7 所示,田野中也存在部分最大稳定极值区域,形成干扰.鉴于通过平滑滤波或无重叠框遍历图像的方法来排除干扰不够准确,本方法利用建筑区特征丰富密集的特点,通过计算最大稳定极值区域密度筛选出建筑区.

确定 MSER 检测的最大稳定极值区域的中心,并用来代替最大稳定极值区域计算区域密度.如图 9 所示,黑点代表特征区域,白色为背景.采用 $m \times m$ 大小的窗口,依次计算每个特征位置 (x, y) 的区域密度 $f(x, y)$.

$$f(x, y) = \frac{1}{m \times m} \sum_{i=0}^{m-1} \sum_{j=0}^{m-1} I(x - m/2 + i, y - m/2 + j) \tag{5}$$

式中点 (x, y) 为特征区域中心.当 $f(x, y) > \frac{S}{m \times m \sqrt{(P_{\text{hor}}^2 + P_{\text{ver}}^2)}}$ 时,认为该点是房屋,属于建筑区,筛选之后的效果如图 10 所示.



图 9 建筑区检测点

Fig. 9 Detected points of building area



图 10 滤波去除噪点

Fig. 10 Filter to remove noise

2.2.4 自适应K均值聚类

因为聚集性和分群而居的特点,同一幅图像中可能出现多个聚集的建筑区域,为了准确标记建筑区,需要对上述特征区域中心点进行聚类. K 均值聚类算法^[14]处理这种聚类问题简单高效,但是无人机图像中建筑区域的个数并不确定,因此无法自动确定算法的参数. 由于无人机视场较小,在单幅无人机图像中,出现的建筑区域个数并不会太多,因此本文在 K 均值算法的基础上提出了一种自适应策略,给定 K 一个较大的初始值 $K = 6$,从而达到自动确定建筑区数量的目的. 具体流程如图 11 所示.

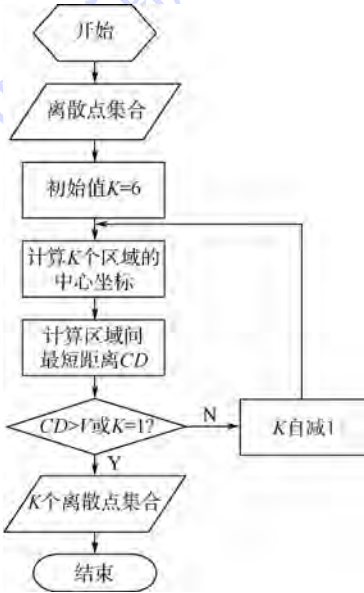


图 11 自适应 K 均值聚类计算流程图

Fig. 11 Flow chart of adaptive K -means clustering calculation

限于图像实际地理范围,给定初始 K 值为 6,自适应聚类步骤如下:

- 1) 利用 K 均值聚类算法,对离散点进行聚类;
- 2) 分别计算 K 个区域的中心点;

3) K 个区域两两组合,如图 12 所示,计算区域间最短距离 CD ;

4) 若距离 $CD > V$ 或者 $K = 1$,则认为全部都是独立区域,否则 K 值减 1,继续循环计算,阈值 V 的选取根据像素所代表的实际距离计算, $V = \frac{240}{\sqrt{P_{\text{hor}}^2 + P_{\text{ver}}^2}}$,按照图 7 条件, V 值取 150.

基于此方法,对图 10 处理结果为 $K = 1$,存在一个建筑区.

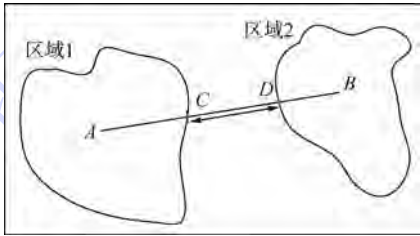


图 12 区域间距离计算方法

Fig. 12 Calculation methods of distance between areas

2.2.5 生成建筑区包络

根据 2.2.4 节得到的 K 个离散区域,采用经典的 Graham 算法^[15]生成建筑区凸壳包络,该算法为最优凸壳算法,时间复杂度约为 $O(n \log n)$.

Graham 算法的基本思想是:以 y 坐标最小点为初始点 P_1 ,计算该点与其他点连线的水平夹角,按夹角大小和到初始点 P_1 的距离进行排序,得到一系列点集合 $P = \{P_1, P_2, \dots, P_n\}$,其中 $P_{n+1} = P_1$,对点集合 $\{P_1, P_2, \dots, P_n, P_{n+1}\}$ 依据凸多边形的各顶点必在该多边形的任意一条边的同一侧的方法原理,删除不属于凸壳上的点,得到新的点集合 $P' = \{P_1, P_2, \dots, P_m\}$,最后根据点集合 P' 标记边界,实现建筑区的自动提取,效果如图 13 所示.

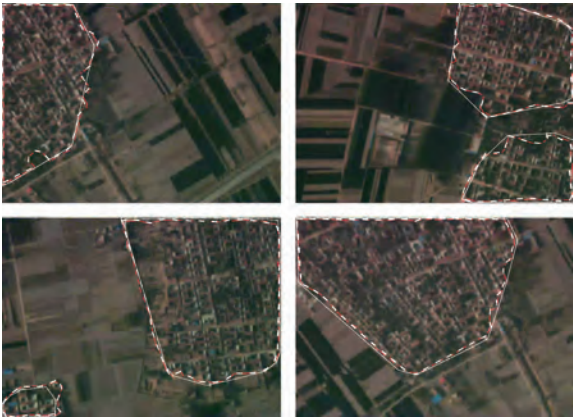


图 13 建筑区包络图

Fig. 13 Envelop of building area

3 实验结果与分析

对部分图像人工标注出建筑区域作为基准数据,并将提取结果与人工标注结果相比较. 图 14 展示了不同测试数据的提取结果.



虚线—人工标记;实线—算法提取结果.

图 14 测试结果

Fig. 14 Experiment results

从图 14 直观上看,人工标记的结果与自动提取的结果大体上比较接近,由于 Graham 算法是凸包算法,只能生成区域凸壳,因此人工标注结果与自动提取结果有部分位置的偏差.为了更好地描述算法效果,采用无人机图像数据集,对自动提取的像素数目做统计,并以人工提取的像素数目作为标准,统计准确率、误检率和漏检率及时间性能.本文进行两个方面的测试:一方面是 MSER 性能分析;另一方面是分析图像预处理和自适应 K 均值聚类方法对结果的影响.

本方法以无人机中低空侦察图像集为对象,无人机高度为 5 km,摄像机视场角为 $14.38^{\circ} \times 10.59^{\circ}$,图像大小为 1 392 像素 $\times$ 1 040 像素,实验计算机配置为 Intel Core 2 Duo 双核处理器,主频 2.20 GHz,内存 2.00 GB,平台为 Microsoft Visual C++ 6.0.

3.1 MSER 性能分析

基于特征统计的建筑区域提取方法中,利用 DSM、光谱等信息有自身应用的局限性,而根据 SIFT、纹理特征有更为广泛的适用性.本部分讨论 MSER 算法相比基于 Gabor 变换的纹理特征、SIFT 特征点的提取算法的时间性能分析, Gabor 滤波器选择 4 方向,设定滤波窗口大小为尺度为 5×5 .

时间性能方面,如表 1 所示,针对大小为 1 392 像素 $\times$ 1 040 像素的图像集做特征检测, MSER 算法平均检测 1 358 个特征区域耗时 1.092 s, SIFT 算法平均检测 1 175 个特征点耗时 3.073 s,纹理特征检测算法平均耗时 2.509 s.因此,在相同特征点数量的情况下, MSER 算法时间性能优于 SIFT,在图像大小相同的情况下, MSER 算法优于纹理检测方法,计算简单高效.

表 1 特征检测方法分析

Table 1 Analysis of feature detection methods

方法	图像大小/像素	特征数量/个	平均耗时/s
SIFT	1 392 $\times$ 1 040	1 175	3.073
纹理	1 392 $\times$ 1 040		2.509
MSER	1 392 $\times$ 1 040	1 358	1.092

3.2 实验结果分析

表 2 为本算法提取结果,采取 4 组图像集测试,共 3 722 个建筑数量,平均正确率达到 92.25%,误检率也较低.同时,分析对比有无图像预处理和自适应 K 均值聚类两部分的算法结果,如表 3 所示,实验 1 为本文算法结果,实验 2 为没有图像预处理的提取结果,实验 3 代表了没有自适应 K 均值聚类的提取结果.实验 1 和 2 对比,在没有预处理的情况下,虽然时间性能得到提高仅有 0.06s,但正确率下降了 3.5% 同时造成误检率上升;实验 1 和 3 对比,自适应 K 均值聚类对正确率和漏检率基本无影响,但有效降低了误检率,非自适应 K 均值聚类,虽然运算时间减少了 0.02s(约 1.69%),但误检率高.

表 2 算法提取结果分析

Table 2 Analysis of algorithm extraction results

图像集	建筑数量	正确数量 (正确率)	漏检数量 (漏检率)	误检数量 (误检率)
A_1	876	829(94.10%)	47(5.90%)	12(1.37%)
A_2	771	733(93.46%)	38(6.54%)	7(0.91%)
A_3	799	714(86.01%)	85(13.99%)	8(1.00%)
A_4	1 276	1 225(95.42%)	51(4.58%)	15(1.18%)
总计	3 722	3 501(92.25%)	221(7.75%)	42(1.12%)

表 3 提取结果对比分析

Table 3 Comparison analysis of extraction results

实验	建筑数量	正确数量 (正确率)	漏检数量 (漏检率)	误检数量 (误检率)	时间/s
1	3 722	3 501(92.25%)	221(7.75%)	42(1.12%)	1.18
2	3 722	3 368(87.93%)	358(12.07%)	58(1.56%)	1.12
3	3 722	3 501(92.25%)	221(7.75%)	111(2.97%)	1.16

因此,本方法在保证时间性能的前提下取得了较高的正确检测率,大多数图像中的建筑区域能够被检出.另外,也会造成区域漏检和误检,例如只检测出部分区域的情况,造成区域的漏检,以及检测出不属于建筑区的区域,造成误检,但漏检率和误检率比较低.这种情况的发生,主要是因为若干建筑区域面积较小不易被检出,或者居民区距离较近,此时居民区之间的空地被连入建筑区范围内,造成误检,误检率在 1.1% 左右.文献[8-9]中使用纹理检测原理检测建筑区,使用中低分辨率图像,图像大小为 235 像素 $\times$ 265 像素,算法耗时分别为 1.99 s 和 0.42 s,本文算法使

用1392像素×1040像素大小图像耗时1.18 s. 综上所述,相比SIFT和纹理检测方法,本算法耗时较短,处理效率较高.

4 结 论

通过分析计算,现得出结论如下:

1) 最大稳定极值区域提取算法具有良好的稳定性,计算简单高效;

2) 将MSER检测结果与区域大小、密度计分布特征相结合,采用自适应 K 均值聚类的方法可稳定地提取建筑区域.

实验数据表明,该方法提取精度为92.25%,具有较好的准确率,有效可行.但是,该算法采用Graham算法生成的凸壳边界较为简单,这也是造成误检率很重要的一个原因;另外,在森林地区由于树木之间的遮挡造成局部存在稳定区域,对建筑区域检测提取造成误扰.如何改进边界生成的方法和增强本文算法鲁棒性是日后工作的重点和方向.

参考文献 (References)

[1] 刘海飞,常庆瑞,李粉玲.高分辨率影像城区建筑物提取研究[J].西北农林科技大学学报:自然科学版,2013,41(10):221-227.
Liu H F, Chang Q R, Li F L. Urban building extraction of high-resolution images[J]. Northwest Agriculture and Forestry University of Science and Technology: Natural Science Edition, 2013, 41(10): 221-227 (in Chinese).

[2] Tao C, Tan Y H, Yu J G, et al. Urban area detection using multiple Kernel Learning and graph cut[C]//2012 32nd IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium. Piscataway, NJ: IEEE, 2012: 83-86.

[3] Sirmacek B, Unsalan C. Urban-area and building detection using SIFT keypoints and graph theory[J]. Geoscience and Remote Sensing, IEEE Transactions on, 2009, 47(4): 1156-1167.

[4] 张立民,张建廷,徐涛.基于对象的最优尺度建筑物信息提取方法[J].计算机应用研究,2012,29(12):4789-4792.
Zhang L M, Zhang J T, Xu T. Object-based of optimal scale building information extraction method[J]. Application Research of Computers, 2012, 29(12): 4789-4792 (in Chinese).

[5] 黄金库,冯险峰,徐秀莉,等.基于知识规则构建和形态学修

复的建筑物提取研究[J].地理与地理信息科学,2011,27(4):28-31.

Huang J K, Feng X F, Xu X L, et al. Building extraction based on knowledge rule and morphological restoration[J]. Geography and Geo-Information Science, 2011, 27(4): 28-31 (in Chinese).

[6] 杨萍,姜志国,刘滨涛.一种遥感图像建筑物检测新方法[J].航天返回与遥感,2013,34(5):70-77.

Yang P, Jiang Z G, Liu B T. A new building detection method in remote sensing image[J]. Aerospace & Remote Sensing, 2013, 34(5): 70-77 (in Chinese).

[7] Sirmacek B, Unsalan C. Urban area detection using local feature points and spatial voting[J]. IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, 2010, 7(1): 146-150.

[8] 谷多玉,郭江,李书晓,等.基于Gabor滤波器的航空图像居民区域提取[J].北京航空航天大学学报,2012,38(1):106-110.

Gu D Y, Guo J, Li S X, et al. Resident region extraction using Gabor filter in aerial imagery[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(1): 106-110 (in Chinese).

[9] Matas J, Chum O, Urban M, et al. Robust wide-baseline stereo from maximally stable extremal regions[J]. Image and Vision Computing, 2004, 22(10): 761-767.

[10] Mikolajczyk K, Tuytelaars T, Schmid C, et al. A comparison of affine region detectors[J]. International Journal of Computer Vision, 2005, 65(1-2): 43-72.

[11] 王永明,王贵锦.图像局部不变性特征与描述[M].北京:国防工业出版社,2010:102-127.

Wang Y M, Wang G J. Image local invariant features and description[M]. Beijing: Defense Industry Press, 2010: 102-127 (in Chinese).

[12] Murphy-Chutorian E, Trivedi M. N-tree disjoint-set forests for maximally stable extremal regions[C]//2006 17th British Machine Vision Conference. Edinburgh, United Kingdom: British Machine Vision Association, 2006: 739-748.

[13] Mikolajczyk K, Schmid C. A performance evaluation of local descriptors[J]. Pattern Analysis and Machine Intelligence, IEEE Transactions on, 2005, 27(10): 1615-1630.

[14] MacQueen J. Some methods for classification and analysis of multivariate observations[C]//Proceedings of the fifth Berkeley Symposium on Mathematical Statistics and Probability. Berkeley, California: University of California Press, 1967: 281-297.

[15] Graham R L. An efficient algorithm for determining the convex hull of a finite planar set[J]. Information Processing Letters, 1972, 1(4): 132-133.

Building areas extraction basing on MSER in unmanned aerial vehicle images

DING Wenrui^{*1}, KANG Chuanbo², LI Hongguang¹, LIU Shuo²

(1. Research Institute of Unmanned Aerial Vehicle, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. School of Electronic and Information Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Automatic detection and extraction of the building area is an important aspect of unmanned aerial vehicle (UAV) image processing. Based on the detailed analysis of UAV imaging characteristics and the maximum stable extremal regions (MSER) algorithm, a building area extraction algorithm of UAV image is proposed. The algorithm consists of five steps: firstly, the pretreatment of UAV image; secondly, analysis and calculation of image stable regions using MSER; thirdly, screening the building area by calculating the density of stable regions; then, using adaptive *K*-means clustering algorithm to divide the building area; ultimately, boundaries of the building area were generated using Graham algorithm in order to achieve automatic extraction of building area. Using the UAV real flying image data to do the experiment statistics, the conclusion includes: Firstly, the extraction accuracy of this algorithm reaches 92.25%; secondly, when compared with other building area extraction algorithm which based on Gabor transform or SIFT, the extraction time of building area is shortened and meets the needs of UAV real-time applications.

Key words: building area extraction; pretreatment of UAV images; maximum stable extremal regions; adaptive *K*-means clustering; Graham algorithm

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0211

基于程序变异的 Simulink 模型测试方法

周艺斌, 殷永峰*, 李骁丹, 王明威

(北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100191)



摘 要: 为解决当前 Simulink 模型变异测试中测试执行开销大、测试用例生成效率低等问题, 首先根据当前的 Simulink 模型变异算子集, 基于程序变异技术提出了 Simulink 模型的变异测试过程和一组改进变异算子集. 实验表明, 在不影响测试用例集变异评分的情况下, 该组变异算子集能够有效减少变异模型的生成数量, 从而降低测试开销. 其次, 设计了一种基于搜索的 Simulink 模型变异测试用例生成方法, 该方法将变异模型的测试用例生成问题转换为目标函数极小化问题, 通过模拟退火算法对目标函数寻优, 最终搜索出能够杀死该变异模型的测试用例. 最后, 将该方法应用于典型案例, 验证了方法的正确性和有效性.

关 键 词: 软件测试; 程序变异; Simulink 模型测试; 测试用例生成; 模拟退火算法

中图分类号: TP311

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0391-07

随着模型驱动软件设计思想(MBD)的广泛应用, 软件开发的重心已由传统的代码设计转移到建模及模型的转换上^[1]. 如果能在完成软件初步设计的同时, 及早发现并修复模型中的错误, 不仅能缩短后期的代码测试周期, 还能提高模型的可靠性, 改善软件产品的质量. 因此, 越来越多的研究开始关注高层次的模型验证与测试工作.

Simulink 是 Matlab 提供的一个用于对动态系统进行建模、仿真和分析的工具. 它为用户建模提供了一个图形化的用户界面, 通过不同类型模块库中的功能模型来完成系统的建模. 目前, 许多航空机载安全关键软件已运用 Simulink/RTW 技术进行开发, 但仍存在缺乏完善的模型测试充分性准则及自动高效的测试用例生成等问题^[2]. 不同于基于控制流和数据流的测试充分性准则, 程序变异是一项用于评价测试优良程度的有效技术, 它为测试评价和测试增强提供了准则. 将程序变

异技术应用于 Simulink 的模型测试, 不仅可以为 Simulink 模型提供测试充分性准则, 还可以用来指导设计较强发现故障能力的测试用例生成. 但是由于 Simulink 模型的变异测试过程中存在的测试执行开销大和测试用例生成效率低两个问题, 是将变异测试技术从学术界研究转化为工业界应用所面临的主要技术难题.

本文研究设计了针对 Simulink 模型测试的改进变异算子集, 在不影响测试用例集变异评分的情况下, 该组变异算子集能够减少变异模型的生成数量, 从而有效降低测试开销. 在此基础上设计了一种基于搜索的 Simulink 模型变异测试用例生成方法.

1 相关工作

程序变异(program mutation)是一种面向缺陷的测试技术, 最早由 DeMillo 等在文献[3]中提

收稿日期: 2014-04-17; 录用日期: 2014-05-21; 网络出版时间: 2014-07-01 17:01

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0211.html

基金项目: 航空科学基金资助项目(20095551025); 中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(YWF-11-03-Q-114)

作者简介: 周艺斌(1990—), 男, 山西运城人, 博士生, zhouyibin@buaa.edu.cn

* 通讯作者: 殷永峰(1978—), 男, 山东潍坊人, 副教授, yyf@buaa.edu.cn, 主要研究方向为软件可靠性工程.

引用格式: 周艺斌, 殷永峰, 李骁丹, 等. 基于程序变异的 Simulink 模型测试方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 391-397. Zhou Y B, Yin Y F, Li X D, et al. Simulink model testing method based on program mutation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 391-397 (in Chinese).

出,主要应用于单元测试,在接口测试、面向方面测试及面向对象测试中也有相关的理论研究.它依赖于两个基本原则:其一是称职程序员假设,即假设熟练的程序员写出的是一个接近于正确的程序 P ;另一个是耦合效应假设,即若测试用例可以检测出简单缺陷,则该测试用例也易于检测到更为复杂的缺陷.

程序变异的基础是变异算子集.变异算子是在符合语法规则前提下,从原有程序生成差别极小程序(变异体)的转换规则^[4].文献[5]于1987年针对 Fortran77 语言首次定义了22种变异算子,这组算子集为后来的其他编程语言变异算子的设计提供了重要的依据.该组变异算子主要分为4种类型,即常量变异、操作法变异、语句变异及变量变异,实际中每种分类下面都有很多个变异算子.每种分类下面的变异算子的类型和数量依赖于针对的编程语言.

程序变异技术虽然已有较多研究成果,但其应用却存在分析过程中计算开销过大的技术难题.大量变异模型的生成使得测试分析工作的开销及其高昂,为此需要有效的优化方法来减小计算开销.文献[6]中首先提出了选择性变异的方法,即忽略 ASR 和 SVR 两个可以生成 30% ~ 40% 变异体的变异算子.这种策略被称为“2-selective mutation”,文献[7]将这种策略延伸为“N-selective mutation”.实验结果表明,使用“N-selective mutation”策略后的变异评分均值仍可以保持较高,并明显降低了变异体数量.在以上的实验研究分析下,文献[8]将文献[5]中提出的22种变异算子进一步分为了操作数类算子、表达式类算子和语句类算子.通过对每一类变异算子的分析,最终确定了5个最为重要的变异算子:ABS算子、AOR算子、LCR算子、ROR算子、UOI算子,实验结果表明,使用这5个变异算子仅将其变异评分降低了0.5%.文献[9]中针对 Proteum 测试工具为C语言的变异算子设计了优化的方法,提出了选择出充分变异算子集的6条指导策略.即:①考虑能获得高变异评分的变异算子.②考虑每个变异算子类中的一个算子.③依据实验将包含在高效算子中的算子除去.④建立增量策略.⑤考虑能够在变异评分上提供增量的变异算子.⑥考虑具有高可信度的算子.

在上述研究分析的基础上,本文拟在不影响变异评分的前提下,以上述6条策略为指导,通过对 Simulink 变异算子进行约简优化来大规模减少变异体数量,从而减小变异测试的计算开销.

2 基于程序变异的模型测试过程

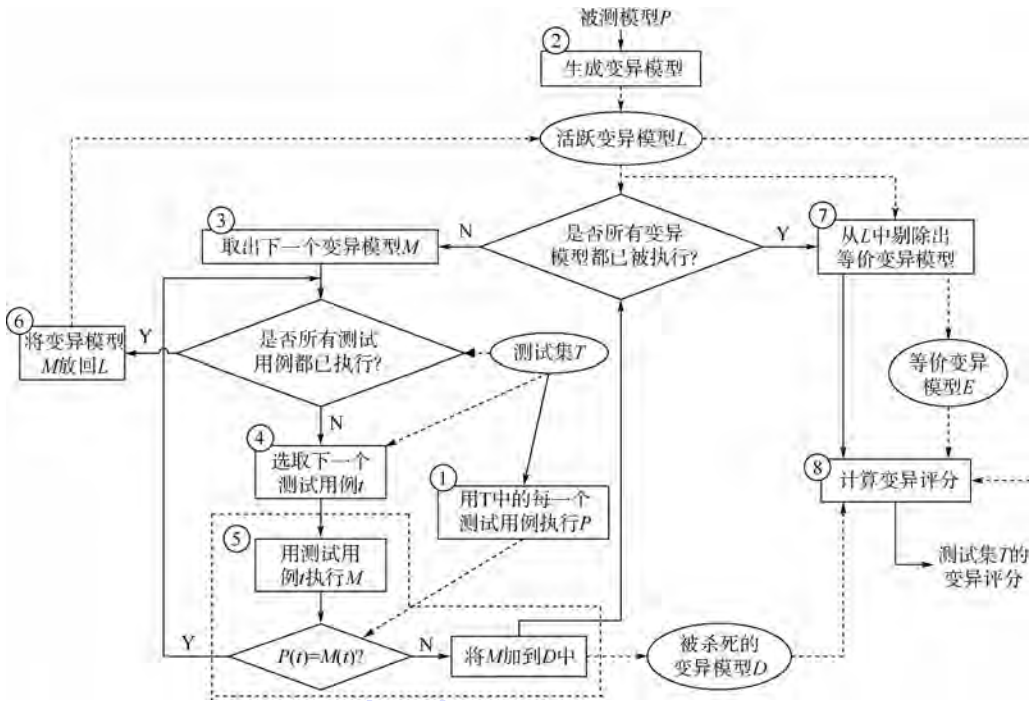
许多航空机载安全关键软件已运用 Simulink/RTW 技术进行开发,但仍存在以下问题:①仍缺乏完善的测试充分性度量证明模型的测试是充分的.不同的软件测试人员使用不同的充分性准则标准,没有统一的标准.②如何自动高效生成满足 Simulink 模型测试所需的测试用例集,仍是一个亟待解决的问题.③虽然已有众多工具应用于模型驱动的软件开发过程领域,但是对 Simulink 模型的测试工具研究尚属于起步阶段.

考虑 Simulink 环境特点,设置被测单位为一个系统模型,在生成变异模型的过程中不对子系统的模块进行变异.这时子系统类似于代码中的调用函数,在以子系统为被测单位时再对其模块进行变异.本文提出了基于程序变异的 Simulink 模型测试过程,如图1所示.

过程具体说明如下:①用已有的测试集 T 执行原始 Simulink 模型 P .②根据设定好的变异算子生成活跃变异模型 L 集合.③选取一个未考虑过的活跃变异模型 M .④选取未执行过的测试用例 t .⑤使用测试用例 t 执行变异模型 M ,检查针对测试用例 t 执行 M 产生的结果与执行 P 产生的结果是否相同.若相同则返回步骤④,选取下一测试用例;若不相同则称为 t 杀死了变异模型 M ,将 M 添加到被杀死的变异模型 D 集合中.⑥当测试集 T 中没有测试用例能将变异模型 M 杀死时,将 M 放回活跃变异模型 L 中.⑦检查 L 集合是否为空.若不为空,测试其与原始模型 P 的等价性.从 L 中剔除出等价变异模型 E .⑧计算测试用例集 T 的变异评分(mutation score).给定集合 L , D 和 E ,用 $S_m(T)$ 表示 T 的变异评分,则

$$S_m(T) = \frac{|D|}{|M| - |E|} = \frac{|D|}{|L| + |D|}$$

正如上式所示,一个测试集的变异评分总是介于0~1之间.如果测试集 T 能够杀死除等价变异模型外的所有变异模型,则 $|L| = 0$,变异评分 $S_m(T)$ 为1,该测试集 T 的发现错误能力较强.反之 T 不能杀死任何一个变异模型,则 $|D| = 0$,变异评分 $S_m(T)$ 为0,测试集 T 的发现错误能力较弱.测试用例 t 杀死变异模型为当且仅当测试用例 t 使得变异模型的最终输出与原模型的最终输出不同.



实线一指向测试过程的下一步骤;虚线一数据在数据库、步骤间的流动。

图 1 基于程序变异的 Simulink 模型测试方法流程

Fig. 1 Process of Simulink model testing method based on program mutation

3 Simulink 模型的改进变异算子集

Simulink 包含很多现成的模块库,主要有输入源库、离散及连续系统库、数学运算库及非线性系统库. 根据以上通用的模块库,考虑 Simulink 建模过程中的典型错误,文献[10]中首次研究了 Simulink 模型的故障模型,包括类型故障、变量故障、常量故障、连续离散时间故障、语句故障和表达式故障,并基于上述故障模型,针对 Simulink 模型提出了一组变异算子集. 不同于传统程序变异的算子,该组算子集针对 Simulink 中常用的不同模块进行变异,如 Switch 模块的门限发生变异、积分及延时模块的变异. 文中将其提出的变异算子集应用于一个二次方程模型的测试过程,通过计算 4 组测试用例集的变异评分,从而选择出最优用例集. 文献[10]针对一组典型 Simulink 模型设计了变异测试实验,本文对实验结果进行了统计. 该实验共生成 59 个变异模型,其中,TRO 算子生成的变异模型数量最多,且该实验的等价变异模型全部由 TRO 算子产生,根据 N-selective mutation 策略,本文首先将 TRO 算子忽略,不仅有效减少生成 27. 11% 的变异模型,还可以减少等价变异模型的生成,从而大幅降低测试开销. 随后的实验验证了优化方案的必要性.

基于充分变异算子的指导准则,上述算子集

可以分为如下 5 类:数据类型变异(TRO)、变量变异(VCO,VNO)、常量变异(CCO,CRO,DCO)、Switch 模块变异(SCO,SSO)和表达式变异(ROE,AOR,ASR,LOR). 考虑文献[9]中的 6 条变异算子优化策略,依次对每一类里的变异算子进行分析. 本文选择出 6 种重要的变异算子:VCO,CRO,SCO,DCO,ROR,AOR. 图 2 是一个包含基本模块的 Simulink 模型,其主要功能是判断二次方程解的类型,通过对该模型的变异测试实验表明,以上 6 种变异算子组成的针对 Simulink 模型的改进变异算子集比原有的变异算子集,在变异模型生产数量和变异评分方面都有进步.

在图 2 的二次方程模型解类型检验模型中,本文选择了 6 组测试用例集(每组包含 6 个测试用例),并执行于由上面 6 种算子生成的 29 个变异模型,得出了如表 1 所示的实验结果. 本文中变异模型均通过修改模块参数以实现算子对模型的变异操作.

从表 1 中的结果可看出,改进后的变异算子集能够显著减少变异模型的数量,并且略微提高了测试用例集的变异评分. 由于其中随机生成的测试用例的广泛性不够,测试用例集 T_3 的变异评分偏低. 对于未被杀死的非等价变异模型,在第 4 节中将介绍基于搜索的用例生成方法,在改进变异算子集的基础上,主要关注于如何生成能够杀死上面提到的变异模型的测试用例.

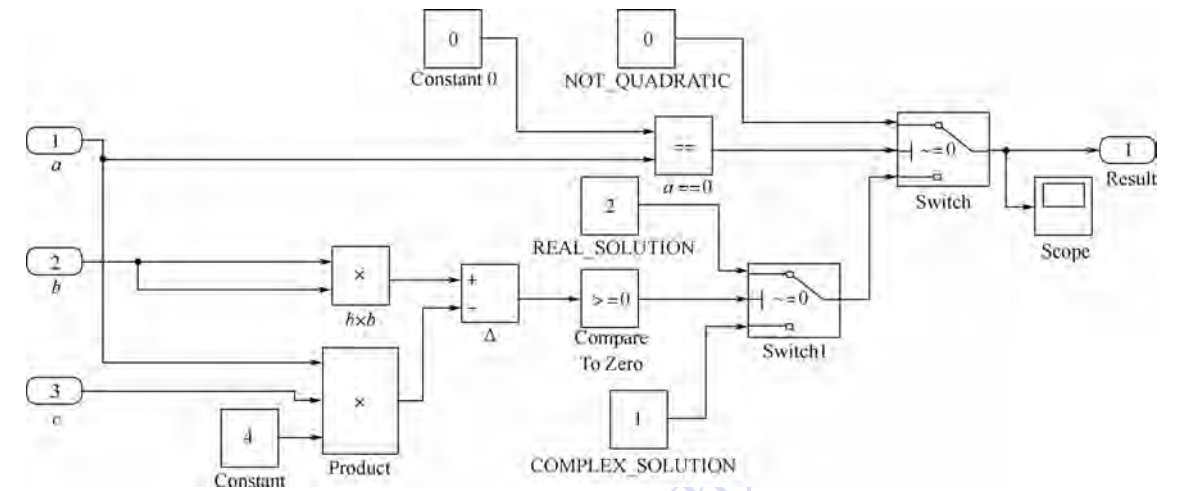


图 2 二次方程式模型
Fig.2 Quadratic model

表 1 用例集的测试结果
Table 1 Testing results of test sets

测试用例集	原变异算子集				改进后的变异算子集			
	杀死 变异模型	存活 变异模型	等价 变异模型	变异 评分/%	杀死 变异模型	存活 变异模型	等价 变异模型	变异 评分/%
T_1	52	3	4	94.55	29	0	0	100
T_2	48	7	4	87.27	26	3	0	89.65
T_3	51	4	4	92.73	26	3	0	89.65
T_4	54	1	4	98.16	29	0	0	100
T_5	51	4	4	92.73	28	1	0	96.55
T_6	50	5	4	90.91	27	2	0	93.1
平均	51	4	4	92.73	27.5	1.5	0	94.83

4 基于搜索的测试用例生成

由图 1 可看出,当用例集 T 的测试用例都不能杀死变异模型,则需要向 T 中添加用例,其中测试用例生成是最花费人力的过程.文献 [11] 中提出了一个自动化的测试用例生成框架,该框架采用搜索算法为结构化的模型生成了测试用例,实验证明该组用例能够达到较高的结构化覆盖准则,但是该实验仅选用了 3 个变异算子,对于变异测试的充分性不足.本文通过采用第 3 节中的改进算子集,更真实地模拟了 Simulink 仿真过程中可能出现的错误.文献 [12] 研究了基于搜索的 Simulink 模型测试数据生成法,针对 Simulink 模型复杂性的特点,采用模拟退火算法对目标函数求优.但是,满足结构化覆盖标准的测试用例有时并不能够发现 Simulink 模型中的一些错误,如逻辑模块故障、Switch 模块故障等.由于结构化覆盖标准下的测试用例仅能保证覆盖特定路径,如果上述模块发生故障(如设计人员将 Switch 模块的门限“>0”错写为“>=0”)的情况下,该用例仍然可覆盖该特定路径,则该故障不能被发

现.因此如何高效地从 Simulink 模型产生符合高变异评分的测试用例是本节研究的重点.

基本思想是:反复执行被测程序,根据执行过程中搜集到的数据判断当前输入满足特定测试需求的程度.借助反馈机制,逐渐调整输入直到满足测试需求为止.本文考虑对于指定路径上不满足要求的分支,将测试数据生成问题转化为函数极小化问题,其重点在于如何选择合适的目标函数和函数极小化方法.

4.1 构造代价函数

根据文献 [13] 提出的代价函数,本文设计了代价函数定义基本规则和变异模型的代价函数构造规则,其中基本规则如表 2 所示.

表 2 代价函数
Table 2 Cost functions

断言	代价函数值
布尔型	满足时为 0,否则为 K
$E_1 < E_2$ 或 $E_1 \leq E_2$	满足时为 0,否则为 $E_1 - E_2 + K$
$E_1 = E_2$	满足时为 0,否则为 $ E_1 - E_2 + K$
$E_1 \neq E_2$	满足时为 0,否则为 K
$E_1 \vee E_2$	$\frac{\text{cost}(E_1) \times \text{cost}(E_2)}{\text{cost}(E_1) + \text{cost}(E_2)}$
$E_1 \wedge E_2$	$\text{cost}(E_1) + \text{cost}(E_2)$

表2中, K 表示当断言不满足时的代价函数值,可用于比较各断言之间的差距.例如,对于断言来说 $A < 5$, $A = 6$ 比 $A = 10$ 更接近于该断言, $A = 6$ 的代价函数值更小.为了构造 Simulink 不同模块之间的代价函数,文献[14]中提出为了使得原模型与变异模型的输出产生差异,必须满足两个条件:

- 1) 变异模块的输出必须发生改变;
- 2) 该输出的改变必须影响到整个模型的输出.

一般模块变异后,条件1能够满足.但是条件2则需要研究模型的结构,并保证从变异模块到系统输出之间的路径上,每个模块的输出与原模型的不同.如果系统模型包含多个输出,则至少1个输出不同就认为被杀死.针对本文提出的优化变异算子集,不同位置的不同类型变异均有不同的代价函数,下面将逐一介绍代价函数的构造.

4.1.1 常量模块与变量模块

如果模块的变异类型为常量变异与变量变异,则其代价函数应该为: $C = C_{CV} + C_A$.其中, C_{CV} 为常量模块与变量模块变异后需不同于原模块的代价, C_A 为该模块变异后其改变需影响到整个模型的输出的代价.

4.1.2 Switch 模块

图3(a)代表受影响的信号输入 Switch 模块的第1或第3输入,此时其代价函数应为: $C = C_D + C_S + C_A$.其中, C_D 表示受影响的信号需不同于原模型中信号的代价, C_S 表示若受影响的信号输入 Switch 模块的第1输入时,第2输入信号达到门限的代价;若受影响的信号输入 Switch 模块的第3输入时,第2输入信号未达到门限的代价.

图3(b)代表受影响的信号输入 Switch 模块的第2输入,此时其代价函数应为: $C = C_D + (C_{S1S3} + C_{\bar{P}M}) \vee (C'_{S1S3} + C_{PM}) + C_A$.其中, C_{S1S3} 为原 Switch 模块的第3输入与变异 Switch 模块的第1输入不同的代价, C'_{S1S3} 为原 Switch 模块的第1输入与变异 Switch 模块的第3输入不同的代价.

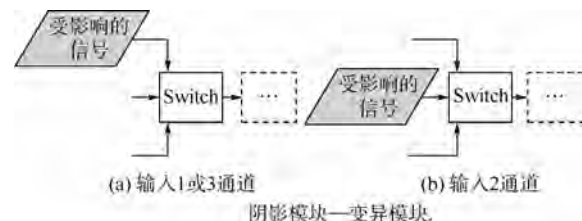


图3 受变异的信号输入 Switch 模块

Fig.3 Mutated signal input Switch blocks

4.1.3 表达式模块

如果模块的变异算子为 ROR, AOR 或 LOR 时,则其代价函数应为: $C = C_{P \neq M} + C_A$.其中, $C_{P \neq M}$ 为输入经过变异表达式操作的输出值不同于原模块的代价.

图4(a)代表受影响的信号输入表达式模块的任意输入端口,其代价函数为: $C = C_D + C_{P \neq M} + C_A$.图4(b)代表受影响的信号输入两个表达式模块的任意输入端口,其代价函数为: $C = C_D + (C_{O1} \vee C_{O2})$,其中, $C_{O1} = C_{P1 \neq M1} + C_{A1}$, $C_{O2} = C_{P2 \neq M2} + C_{A2}$.

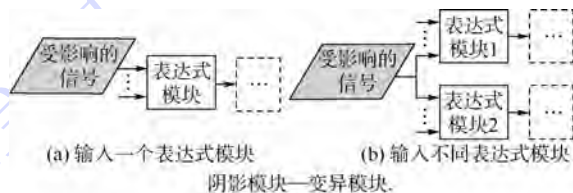


图4 受变异的信号输入表达式模块

Fig.4 Mutated signal input expression blocks

结合表2中的代价函数构造规则,可以递归地从变异模块到最终输出来计算,从一组随机测试用例中搜索出能够杀死该变异模型的测试用例的代价函数.假设图3中模型受变异算子 ROR 影响生成变异模型,其中 Compare To Zero 模块的“ $> =$ ”被替换为“ $< =$ ”.如果该变异模型在图1中步骤⑤中没有被杀死,则其代价函数应为

$$C = C_{P \neq M} + C_A = C_{P \neq M} + (C_{S1S3} + C_{\bar{P}M}) \vee (C'_{S1S3} + C_{PM} + C_S) = \text{cost}(b^2 - 4ac \neq 0) + (\text{cost}(1 \neq 2) + 0) \vee (\text{cost}(2 \neq 1) + 0) + \text{cost}(a \neq 0) = \text{cost}(b^2 \neq 4ac) + \text{cost}(a \neq 0)$$

4.2 搜索杀死特定变异模型的测试用例

在4.1节中将测试用例生成问题转化为了代价函数值极小化问题的基础上,采用模拟退火算法来解决代价函数极小化问题^[15].首先,模拟退火算法能够跳出初始输入的局部最优解,搜索到目标输入的稳定性较高,对 Simulink 模型中各种复杂情况具有更高适应性^[12].另外,由于从 R2009a 版本开始,Matlab 自带的优化工具箱集成了模拟退火算法,因此用 Matlab 环境来验证本文的测试数据生成算法方便易行.在第5节中将通过典型实例来简要介绍该算法的应用和变现.

5 实例验证

本节通过设计4组图2中模型的变异模型来验证第4节的测试数据生成方法.表3为图2中模型的4个变异模型,具体描述如表3所示.

表 3 实验变异模型描述

Table 3 Description of mutated models in experiment

编号	变异模块	算子类型	变异描述	系统代价函数
1	Compare To Zero	ROR	"> ="被替换为"> "	$\text{cost}(b^2 = 4ac) + \text{cost}(a \neq 0)$
2	Switch1	SCO	"~ = 0"被替换为"~ = 1"	$\text{cost}(a \neq 0)$
3	REAL_SOLUTION	CRO	"2"被替换为"1"	$\text{cost}(b^2 \geq 4ac) + \text{cost}(a \neq 0)$
4	$b \times b$	AOR	" $\times$ "被替换为" $+$ "	$\text{cost}(b^2 \neq 2b) + \text{cost}((b^2 \geq 4ac) \wedge (2b < 4ac)) \vee \text{cost}((b^2 < 4ac) \wedge (2b \geq 4ac)) + \text{cost}(a \neq 0)$

这里设置代价函数的 $K = 1$, 由定义可知, 目标函数的最优值为 0. 即可使目标函数为 0 的测试输入能够杀死对应的变异模型. 对于系统的代价函数及以上 4 组变异模型的目标函数, 可用 Matlab 脚本编写. 用 Matlab 编写的测试数据生成脚本如下:

```
ObjectiveFunction = @ obj_function;% 目标函数句柄设定
startingPoint = [010];% 初始值设定
lb = [ -10 -10 -10];% 输入值下限
ub = [101010];% 输入值上限
options = saoptimset ( ' InitialTemperature' ,
1 000, ' TemperatureFcn' , @ temperatureexp, ' Re-
```

```
annealInterval' , 500, ' PlotFcns' , { @ saplotbestx,
@ saplotbestf, @ saplotx, @ saplotf } );% 模拟退火
算法参数设定
[ x, fval, exitFlag, output ] = simulannealbnd
( ObjectiveFunction, startingPoint, lb, ub, options );
% 执行模拟退火算法
```

这里设置模拟退火算法的终止条件为目标函数达到 0, 起始温度为 1 000, 冷却率为 0. 95. 通过分别编写目标函数, 执行算法生成测试数据, 运行上述脚本, 4 组模型的执行结果如图 5 所示. 最优目标函数表示在横轴的迭代次数下得到纵轴的目标函数值(最优目标函数为 0), 最优变量值表示当目标函数达最优时的测试数据.

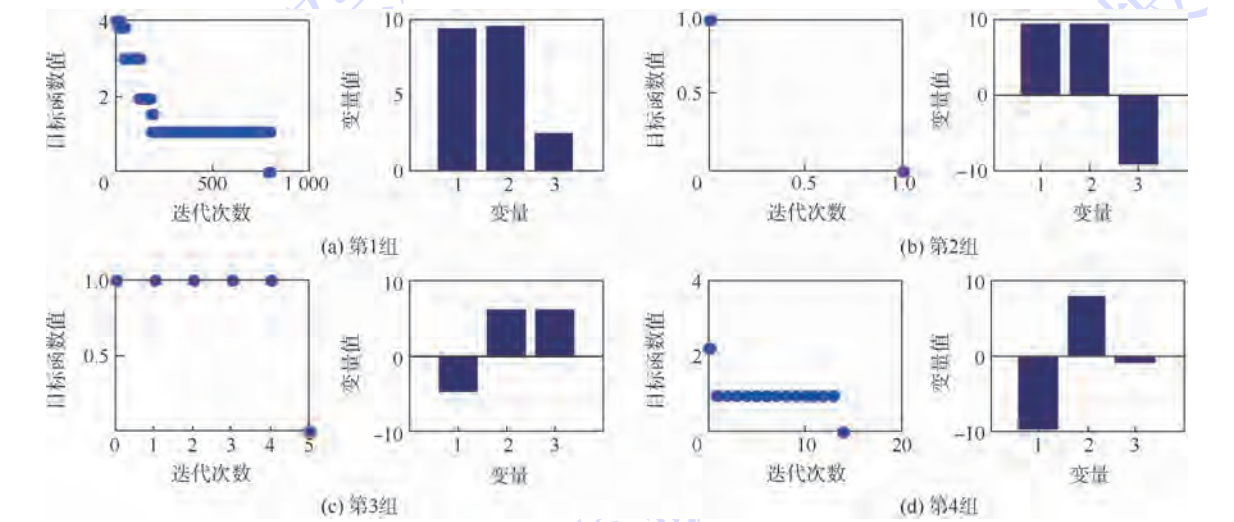


图 5 搜索迭代次数与最优变量输入值

Fig. 5 Searching iteration number and optimal input value of variables

由图 5 可看出, 通过采用模拟退火算法经过一定迭代次数均可使目标函数达到最优值, 即可以找到需要的测试数据. 除第 1 组的迭代次数为 761 次外, 另 3 组的平均迭代次数不超过 30 次, 就可以找到满足代价函数为 0 的测试输入. 因此, 当变异模型不能被现有测试用例杀死而需要额外添加测试用例时, 使用本文方法能够有效实现.

6 结 论

本文基于程序变异技术提出了 Simulink 模型

的变异测试过程和一组改进变异算子集, 并相应设计了一种基于搜索的 Simulink 模型变异测试用例生成方法, 经实验验证表明:

- 1) 该组改进变异算子集能够减少变异模型的数量, 并且保证测试用例集的变异评分基本不变;
- 2) 对于 Simulink 基本模块库中的不同变异模块, 基于搜索的 Simulink 模型变异测试用例生成方法能够快速准确地生成满足测试要求的测试用例.

今后研究将从以下几个方面展开:本文采用手工方式构造实验变异模型的代价函数,未实现代价函数构造自动化.仅考虑了 Simulink 中的基本模块库,对于其他特定领域的模块库,其变异算子的设计有待继续研究.等价变异模型判定、子系统模块处理等问题的优化,也是未来值得研究的方向.

参考文献 (References)

- [1] Molina J M, Pan X, Grimm C, et al. A framework for model-based design of embedded systems for energy management[C]// Modeling and Simulation of Cyber-Physical Energy Systems (MSCPES). Piscataway, NJ: IEEE, 2013: 1-6.
- [2] He N, Rümmer P, Kroening D. Test-case generation for embedded Simulink via formal concept analysis[C]//Proceedings of the 48th Design Automation Conference. New York: ACM, 2011: 224-229.
- [3] DeMillo R A, Lipton R J, Sayward F G. Hints on test data selection; help for the practicing programmer[J]. Computer, 1978, 11(4): 34-41.
- [4] Jia Y, Harman M. An analysis and survey of the development of mutation testing[J]. IEEE Transactions on Software Engineering, 2011, 37(5): 649-678.
- [5] King K N, Offutt A J. A fortran language system for mutation-based software testing[J]. Software: Practice and Experience, 1991, 21(7): 685-718.
- [6] Mathur A P. Performance, effectiveness, and reliability issues in software testing[C]//15th Annual International Computer Software and Applications Conference. New York: IEEE, 1991: 604-605.
- [7] Offutt A J, Rothermel G, Zapf C. An experimental evaluation of selective mutation[C]//Proceedings of the 15th International Conference on Software Engineering. Piscataway, NJ: IEEE Computer Society Press, 1993: 100-107.
- [8] Offutt A J, Lee A, Rothermel G, et al. An experimental determination of sufficient mutant operators[J]. ACM Transactions on Software Engineering and Methodology (TOSEM), 1996, 5(2): 99-118.
- [9] Barbosa E F, Maldonado J C, Vincenzi A M R. Toward the determination of sufficient mutant operators for C[J]. Software Testing, Verification and Reliability, 2001, 11(2): 113-136.
- [10] Binh N T. Mutation operators for Simulink models[C]// Knowledge and Systems Engineering(KSE), 2012 Fourth International Conference on. Piscataway, NJ: IEEE, 2012: 54-59.
- [11] Zhan Y, Clark J. Search based automatic test-data generation at an architectural level[C]//Genetic and Evolutionary Computation-GECCO 2004. Berlin: Springer, 2004: 1413-1424.
- [12] 邓绍鹏, 杨志义, 王宇英. 基于搜索的 Simulink 测试数据生成[J]. 计算机应用研究, 2012, 29(7): 2527-2530.
Deng S P, Yang Z Y, Wang Y Y. Search-based test-data generation for Simulink[J]. Application Research of Computers, 2012, 29(7): 2527-2530 (in Chinese).
- [13] Bottaci L. Predicate expression cost functions to guide evolutionary search for test data[C]//Genetic and Evolutionary Computation—GECCO 2003. Berlin: Springer, 2003: 2455-2464.
- [14] Zhan Y, Clark J A. Search-based mutation testing for Simulink models[C]//Proceedings of the 2005 Conference on Genetic and Evolutionary Computation. New York: ACM, 2005: 1061-1068.
- [15] McMinn P. Search-based software test data generation: a survey[J]. Software Testing, Verification and Reliability, 2004, 14(2): 105-156.

Simulink model testing method based on program mutation

ZHOU Yibin, YIN Yongfeng*, LI Xiaodan, WANG Mingwei

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

Abstract: In order to solve the current problems (expensive testing cost and low efficiency of test case generation) in mutation test for Simulink models, a mutation testing process and an optimized set of mutation operators were proposed for Simulink models based on program mutation according to the current mutation operators for the Simulink models. Experiments show that this set of mutation operators can effectively reduce the generation number of mutation models without prejudice to the mutation score of testing case set, thus it will effectively save the testing cost. Then a search-based test case generation method for Simulink models mutation testing was described. The test case generation problem was transformed into the objective function minimization problem, and the test cases which can kill the mutation models were ultimately obtained through the optimization of objective function by algorithm of simulated annealing. Finally, the application of a typical case for the method verified the correctness and effectiveness.

Key words: software testing; program mutation; Simulink model testing; test case generation; algorithm of simulated annealing

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0242

具有变胞功能的自主移动制孔机构

王珉, 王谢苗, 陈文亮*, 丁力平

(南京航空航天大学 机电学院, 南京 210016)



摘 要: 根据飞机自动化装配的应用需求, 结合变胞原理提出了一种双偏心变胞源机构. 在此基础上设计了一种具有变胞功能的自主移动制孔机构, 能实现行走和调姿制孔两种功能阶段之间的变自由度切换. 给出了调姿过程由初始状态经俯仰与侧滚后到达期望矢位置各足驱动量的运动学反解算法, 可用于实时控制. 运用 Matlab 绘出了实际工况下反解算法中各足偏移量区域, 完成了双偏心变胞源机构的尺寸设计. 建立虚拟样机, 联合算例进行运动学仿真, 结果验证了运动学算法和双偏心变胞源机构适用于本机构. 研制了实物样机, 测试了系统的调姿精度, 结果表明可满足飞机装配自动化制孔的要求.

关 键 词: 飞机装配; 变胞; 自主移动; 运动学反解; 双偏心

中图分类号: V19; TP242.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0398-07

波音 737、波音 787 蒙皮装配的钻孔和铆接, 以及空客的 A320 机翼组件装配和 A380 机身腹部检查口盖壁板的钻孔和铆接等都是用机器人完成^[1-4], 这集中反映了国外飞机先进装配连接技术的现状和发展趋势: 柔性化与自动化装配, 高质量、高效率装配. 自主移动制孔机构是轻型自动化装配系统的典型代表, 它是由空客与 M. TORRES, SERRA 公司联合推出的多足并联自主移动制孔机构, 结合末端执行器和飞机装配工艺的轻型自动化飞机装配系统^[5], 具有高精度、刚柔耦合的特点. 文献[5]中提到空客等联合研发的 FDH 和 SAMP 机器人已应用于 A380 等实际生产, 国内上海交通大学研制了一台配有 18 个电机的飞机制孔六足仿生步态自主移动制孔机构^[6], 北航与南航合作研发了一台航空制孔机器人^[7-8], 他们都采用传统的定自由度设计, 在爬行过程中不具有变自由度特性, 部分运动轴处于闲

置状态, 多工况适应能力较弱.

1998 年, Dai 等^[9]等通过研究包装纸盒及花样折纸等工艺品提出了变胞机构的概念, 次年与张启先院士^[10]一起将变胞机构引入国内, 之后众多学者对其展开了矩阵演变、综合算法、变胞源机构和变胞生物进化理论等研究^[11-13]. 刘川禾等基于机构拓补理论研究了变胞机构的变拓补结构组成理论^[14], 为变拓补结构的机构分析和综合奠定了理论基础. 变胞机构凭借其具有变拓补结构、变自由度和多工况适应能力而被应用, 如: 空间伸展臂、特种机器人、伦敦大学利用变胞原理开发研制出变胞手^[15]、丁希伦等开发了星球变胞探测车^[16]等.

自主移动制孔机构应用于飞机装配时, 要实现环向位移移动(记为前进 x 方向), 在此阶段机构无需额外的不可控转动自由度; 到达工位后, 通过侧滚(A 角摆动)、俯仰(B 角摆动)调姿到达制孔法矢, 再由末端执行器实现 x, y, z 方向的制孔

收稿日期: 2014-04-30; 录用日期: 2014-08-05; 网络出版时间: 2014-09-18 10:39

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0242.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51105200)

作者简介: 王珉(1975—), 男, 山东蓬莱人, 讲师, wangm@nuaa.edu.cn

* 通讯作者: 陈文亮(1966—), 男, 浙江义乌人, 教授, cwlme@nuaa.edu.cn, 主要研究方向为飞机装配技术.

引用格式: 王珉, 王谢苗, 陈文亮, 等. 具有变胞功能的自主移动制孔机构[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 398-404.

Wang M, Wang X M, Chen W L, et al. Autonomous mobile drilling mechanism with metamorphic function[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 398-404 (in Chinese).

移动,共 5 自由度运动.针对这种不同工况下要求变自由度的特性,本文提出了一种双偏心变胞源机构,结合杨廷力等^[17]的机构拓扑结构设计理论研制了一种具有变胞功能的自主移动制孔机构.对机构进行了运动学求解,给出了基于各足伸缩量的机构调姿控制方法.同时绘出了调姿运动中各足偏移量分布,为双偏心变胞源机构的尺寸设计提供依据.

1 双偏心变胞源机构

变胞机构是一种可根据环境和工况的变化,从一种机构形式(构态)转变为另一种(或多种)机构形式的变拓扑机械系统,用于满足多功能的实际需求^[18].而如何根据实际任务对变胞机构进行综合,结合变拓扑理论设计出满足要求的变胞源机构^[12],建立变胞机构构型设计理论与方法体系,成为目前阻碍变胞机构发展及应用的主要难题.

本文根据变胞理论,提出了一种双偏心变胞源机构,如图 1 所示,有两个转动副和一移动副插销构成.它具有非锁紧自由适应补偿状态 a_1 和锁紧状态 a_2 两种功能状态.它的变胞功能是采用锥形插销和锁紧定位孔来实现的,具体是由跟双偏心机构转轴 R_2 相连的移动副 T 实现锥形插销的上下移动,完成 a_1 与 a_2 两种功能状态的切换.锁紧定位孔在与 R_1 副相连的板上,锥形插销的末端具有一段伸长的圆杆,在 a_1 状态,双偏心小范围内自由适应调整时,避免锥形插销移出定位孔,保证能顺利地变胞到 a_2 状态.定位孔的大小需满足双偏心机构应用所要求的自由适应调整范围.

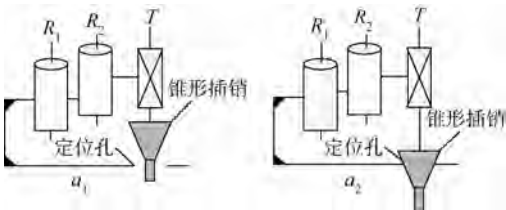


图 1 双偏心变胞源机构两种状态
Fig. 1 Two phases of the double eccentric source metamorphic mechanism

处于 a_1 状态下的双偏心机构的自由二维适应调整原理如图 2 所示,由两连杆 OO_1, O_1O_2 采用旋转副相连, O 处是固定端旋转副, O_1 处是移动端旋转副, O_2 可实现平面内无极数位移调整.若两偏心量相等为 r , OO_1 绕 O 转动 α , O_1O_2 绕 O_1 转动 β ,则点 O_2 在阴影区域内移动,坐标为

$$\begin{cases} x_{O_2} = r[\cos \alpha + \cos(\alpha + \beta)] \\ y_{O_2} = r[\sin \alpha + \sin(\alpha + \beta)] \end{cases} \quad (1)$$

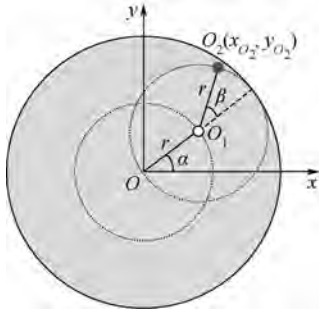


图 2 双偏心机构原理
Fig. 2 Principle of double eccentric mechanism

若 O_2 初始时与 O 重合,则 O_2 可在半径 $2r$ 的圆形阴影区域内活动,此时双偏心机构具有该区域内的二维自由调整适应能力.

本机构的转动副由两个大小不同的轴承组合嵌套的形式来实现,机构的变胞功能采用小型气缸带动锥形插销实现.锥形插销由气缸抬起,为 a_1 状态;锥形插销由气缸带动插入锁紧孔,机构锁死,为 a_2 状态,机构内相对位置回复到初始状态.

2 自主移动机构设计及其变胞分析

自主移动制孔机构具有与一般运动机构不同的设计需求,主要表现在:①负载相对较大,工作时制孔力、压紧力等载荷叠加,大概 1 500 N,考虑末端执行器的自重,移动机构相对负载较大;②要求结构尽量轻,以便可靠地吸附于飞机表面上进行工作;③精度要求较高,一般孔定位精度 $\pm 0.2\text{ mm}$,法向制孔垂直度要求 $\pm 0.5^\circ$,孔径精度 $\pm 0.02\text{ mm}$,孔壁粗糙度 Ra1.6,铰窝深度精度 0.05 mm ,这对整个系统的定位精度提出了极高的要求;④刚性要求较高,保证制孔精度和工作载荷的前提下,还要考虑振动和结构优化等因素.

2.1 自主移动制孔机构设计

为适应自主移动机构爬行和制孔调姿的多种工况,不增加闲置运动轴数量,本文基于双偏心变胞源机构,运用机器人机构变拓扑结构设计理论,设计了一种具有变胞功能的自主移动制孔机构,机构简图如图 3 所示.

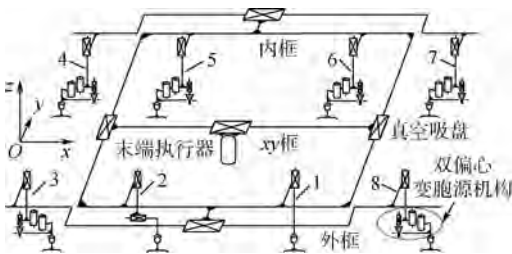


图 3 自主移动制孔机构简图
Fig. 3 Autonomous mobile drilling mechanism sketch

机构由末端执行器, xy 框、内框、外框以及与其相连的 8 足组成. 足 1, 2, 5, 6 固连于内框, 足 3, 4, 7, 8 固连于外框, 内框与外框通过两个平行的 x 向移动副相连. 末端执行器通过一个 x 向移动副与 xy 框相连, xy 框通过一个 y 向移动副与内框相连. 末端执行器有检测法矢用的 4 个激光测距传感器和一确定制孔位置的工业摄像头. 8 足为 8 条支链, 支链 1 为 SP (S 表示球副; P 表示移动副, 与框身垂直), 支链 2 为 SPP (一 P 副垂直于框身, 一 P 副平行于 x 方向), 其余支链为六自由度的 SRRP (P 副与框身垂直), 其中 RR 是双偏心变胞源机构, 各支链中与框身垂直的 P 副为驱动副.

对于本文提出的自主移动机构, 和一般的腿式机器人不同, 由于通过足上真空吸盘与产品相固定, 在飞机表面任何位置 (包括垂直吸附和倒吊吸附的工作状态) 均能保持稳定, 吸盘的面积需根据机构自重、制孔载荷和压紧力进行计算. 本文设计的原型系统, 要保证垂直吸附和倒吊吸附的工作状态下可靠工作, 需直径 200 mm 的吸盘. 各足基本只承受拉伸或压缩载荷, 这种八足并联形式的自主移动机构的承载能力、稳定性和刚度能较好地满足要求.

2.2 变胞功能阶段分析

自主移动制孔机构在各个阶段功能需求不同, 通过双偏心变胞源机构实现机构行走功能阶段和法向调姿制孔功能阶段二者之间的相互切换:

1) 行走功能阶段: 行走过程中, 机构仅需有 x, y, z 3 方向的移动自由度, 额外的 A, B 摆自由度会影响机构的行走稳定性. 故在行走功能阶段, 双偏心变胞源机构变胞为 α_2 状态, 使机构整体仅具有 3 个移动自由度, 自主移动制孔机构行走采用内外框架交替前进的方式实现. 首先八足真空吸盘完全吸附于机身; 外框 4 足吸盘失效, 由内框 4 足独立吸附; 外框 4 足驱动副带动各足 z 向抬升, 外框在 x 向驱动副作用下, 相对内框向前运动, 实现外框的 x 向移动; 外框各足驱动副带动各足 z 向下降直到机身表面, 真空吸盘吸附; 内框 4 足吸盘失效, 由外框 4 足独立吸附. 如此交替重复前进到达目标区域, 如图 4 所示.

2) 法向调姿制孔功能阶段: 到达目标区域后, 8 足吸附于机身表面, 双偏心变胞源机构变胞为 α_1 状态, 内外框移动副抱死, 框体视为动平台, 如图 5 所示. xy 框带动末端执行器移动; 由工业摄像头扫描确定制孔位置 T ; 再由 4 个激光测距

传感器得出制孔目标法矢^[19], 记为 $\mathbf{n} = (l, m, n)^T$. 动平台与定平台 (机身) 之间由 1-SP, 1-SPP, 6-SRRP 共 8 支链连接. 根据机构拓扑学中基于方位特征的自由度分析^[17], 支链 2 中支链 SP 与支链 SPP 组成的单开链 SOC $\{-S_1-P_1 \parallel P_2 \perp P_{20}-S_2-\}$ 限制了动平台的绕 z 轴转动自由度, 此时机构具有 x, y, z, A 摆、 B 摆共五自由度. 机构进行调姿, 通过八足驱动副调整各足长度, 实现动平台俯仰与侧滚, 使末端执行器法矢 $\mathbf{n}_0$ 与目标法矢 $\mathbf{n}$ 重合. 调姿过程中各足末端 x, y 向的偏移量由双偏心变胞源机构进行自由适应.

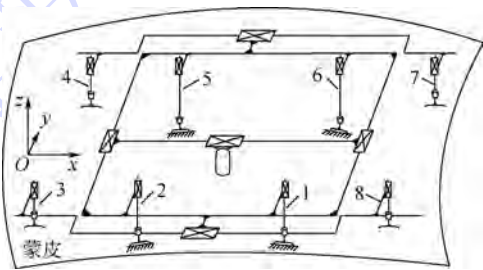


图 4 行走功能阶段简图

Fig. 4 Sketch of walking phase

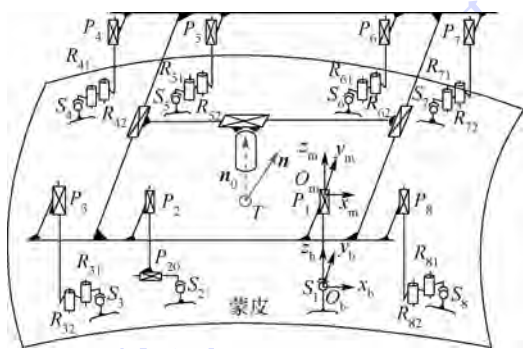


图 5 法向调姿制孔功能阶段简图

Fig. 5 Sketch of normal posture alignment & drilling phase

法向调姿后, 造成末端执行器刀具点坐标偏移. 末端执行器在内框内具有 x, y 向两移动自由度, 调整刀具点至目标位置. 最终 8 足同步下蹲实现制孔动作, 末端执行器上配有最大输出力 1000 N、保压行程 100 mm 的气缸提供蒙皮单向制孔所需的压紧力, 以减少制孔毛刺和夹层切削, 保证制孔质量^[20].

3 自主移动制孔机构实现

3.1 机构运动学求解

机构运动学求解是自主移动制孔机构调姿运动算法的基础, 也是机构尺寸设计的依赖.

根据螺旋理论及其修正的自由度 G-K 公式^[21], 分析得自主移动制孔机构在调姿制孔功能阶段, 具有 x, y, z 3 个方向的移动, A, B 摆两个转

动,共五自由度。下面用运动学逆向解析对自主移动制孔机构的调姿制孔功能阶段进行运动学求解。

令足 $i(i=1,2,\dots,8)$ 上的球副位置为 $S_i(i=1,2,\dots,8)$,其足上移动副位置为 $P_i(i=1,2,\dots,8)$ 。建立如图5所示右手正交坐标系。

定坐标系: $O_b-x_b y_b z_b$, 原点 O_b 位于 S_1 中心, x_b 为初始状态下 $P_2 P_1$ 方向, y_b 为初始状态下 $P_1 P_6$ 方向(初始时 $P_1 P_6 \cdot P_2 P_1 = 0$), z_b 为 x_b 和 y_b 确定的右手坐标系。

动坐标系: $O_m-x_m y_m z_m$, 固定在机构动平台上, 原点 O_m 位于 P_1 , z_m 与足升降副平行, x_m 平行于 $P_2 P_1$ 方向。

初始状态动坐标系与定坐标系平行。

根据机器人坐标系变换理论,本机构调姿运动定义为由初始状态 $n_0 = (0,0,1)^T$ 先绕 x_m 轴旋转 ϕ_x , 后绕 y_m 轴旋转 ϕ_y , 满足了调姿后足2仅有一个 x_m 向偏移。本机构运动学反解即求到达位姿 (ϕ_x, ϕ_y) 、制孔期望法矢 $n = (l, m, n)^T$ 时,八足升降的位移量 Δl_i , 调姿造成的各足 x_m, y_m 向偏移量;同时给出了调姿后的刀具偏移补偿量。

由空间坐标系 A, B 角旋转变化,得动坐标系 O_m 与定坐标系 O_b 的坐标转换矩阵 R_{bm} , 如式(2)所示。因空间旋转矩阵为正交矩阵,故 $R_{bm}^{-1} = R_{bm}^T$ 。

$$R_{bm} = R_{(x_m, \phi_x)} R_{(y_m, \phi_y)} = \begin{pmatrix} \cos(x_b x_m) & \cos(x_b y_m) & \cos(x_b z_m) \\ \cos(y_b x_m) & \cos(y_b y_m) & \cos(y_b z_m) \\ \cos(z_b x_m) & \cos(z_b y_m) & \cos(z_b z_m) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \phi_y & 0 & \sin \phi_y \\ \sin \phi_x \sin \phi_y & \cos \phi_x & -\sin \phi_x \cos \phi_y \\ -\cos \phi_x \sin \phi_y & \sin \phi_x & \cos \phi_x \cos \phi_y \end{pmatrix} \quad (2)$$

其中 $(\sin \phi_y, -\sin \phi_x \cos \phi_y, \cos \phi_x \cos \phi_y)^T = (l, m, n)^T$ 。由此解出 ϕ_x, ϕ_y , 进而得到转换矩阵 R_{bm} 。

足1为固定足,调姿时一般不升降。由机构参数得,坐标系旋转变化后,坐标系平移了

$$O_b O_m = (0,0,h)^T \quad (3)$$

任一点 D 在定坐标系位置坐标矢量 D_b 和在动坐标系的位置矢量 D_m 关系为

$$D_b = R_{bm} (D_m + O_b O_m) \quad (4)$$

左右同乘 R_{bm}^{-1} , 得

$$D_m = R_{bm}^T D_b - O_b O_m \quad (5)$$

设点 S_i 在坐标系 $O_b-x_b y_b z_b$ 和 $O_m-x_m y_m z_m$ 的坐标分别为 $S_{ib} = (x_{s_{ib}}, y_{s_{ib}}, z_{s_{ib}})^T$ (该坐标根据实际工况与机构参数可知)和 $S_{im} = (x_{s_{im}}, y_{s_{im}}, z_{s_{im}})^T$

$$S_{im} = R_{bm}^T S_{ib} - O_b O_m \quad (6)$$

$$S_{im} - S_{1m} = R_{bm}^T (S_{ib} - S_{1b}) \quad (7)$$

$$S_{im} = R_{bm}^T (S_{ib} - S_{1b}) + S_{1m} \quad (8)$$

调姿前 S_i 在 $O_m-x_m y_m z_m$ 坐标为

$$S_{im0} = S_{ib} - O_b O_m = S_{ib} - (0,0,h)^T \quad (9)$$

将 $S_{1b} = (0,0,0)^T$ 和 $S_{1m} = (0,0,-h)^T$ 代入式(8),可得调姿前后各足偏移量为

$$\Delta S_{im} = S_{im} - S_{im0} = R_{bm}^T S_{ib} - S_{ib} \quad (10)$$

解得调姿后各足在 x, y 两个方向的偏移量为

$$\begin{cases} \Delta x_{pim} = x_{s_{ib}} \cos \phi_y + y_{s_{ib}} \sin \phi_x \sin \phi_y - z_{s_{ib}} \cos \phi_x \sin \phi_y - x_{s_{ib}} \\ \Delta y_{pim} = y_{s_{ib}} \cos \phi_x + z_{s_{ib}} \sin \phi_x \sin \phi_y - y_{s_{ib}} \end{cases} \quad (11)$$

各足的驱动量为

$$\Delta l_i = \Delta z_{pim} = x_{s_{ib}} \sin \phi_y - y_{s_{ib}} \sin \phi_x \cos \phi_y + z_{s_{ib}} \cos \phi_x \cos \phi_y - z_{s_{ib}} \quad (12)$$

其中 Δl_i 为机构到达位姿 (ϕ_x, ϕ_y) , 即目标法矢 n 时各足驱动量,其正值表示伸长,负值表示缩短。

同理,可得调姿后刀具点的偏移补偿量:

$$\begin{cases} \Delta x_{Tm} = x_{Tb} \cos \phi_y + y_{Tb} \sin \phi_x \sin \phi_y - z_{Tb} \cos \phi_x \sin \phi_y - x_{Tb} \\ \Delta y_{Tm} = y_{Tb} \cos \phi_x + z_{Tb} \sin \phi_x \sin \phi_y - y_{Tb} \\ \Delta z_{Tm} = x_{Tb} \sin \phi_y - y_{Tb} \sin \phi_x \cos \phi_y + z_{Tb} \cos \phi_x \cos \phi_y - z_{Tb} \end{cases} \quad (13)$$

调整法向后,根据式(13)的计算结果,依靠 xy 框的 x 向和 y 向运动机构调整相应的 Δx_{Tm} , Δy_{Tm} 偏移值,依靠8条腿同步调整 z 向来调整 Δz_{Tm} 偏移值,从而实现调姿后刀具点不变。

3.2 机构尺寸设计

在飞机装配筒段蒙皮对接中,一般曲率半径约为3m,实际应用中,机构环向爬行工作,调姿时摆角 A 在 $\pm 2^\circ$, B 在 $\pm 5^\circ$ 之内即可满足工艺需求。考虑到末端执行器的尺寸与工作行程,本文设计的自主移动制孔机构总体尺寸为 $870 \text{ mm} \times 462 \text{ mm} \times 500 \text{ mm}$ 。实际工况中,各足球铰在定坐标系中的坐标值如表1中的 $x_{s_{ib}}, y_{s_{ib}}, z_{s_{ib}}$ 各列所示,因蒙皮曲率的原因,外足在定坐标系中的坐标值会低于内足。

根据3.1节给出的运动学求解式(11)和式(12),计算了自主移动制孔机构由初始状态调姿到 $(+2^\circ, +5^\circ)$, 即由法矢 $(0,0,1)^T$ 到法矢 $(0.087156, -0.03477, 0.995588)^T$ 时,各足偏移量 Δx_{pim} , Δy_{pim} 和各足驱动量 Δl_i 如表1所示。由算例可知,调姿时外足相对于内足调整量较大,故设计了外足升降 $\pm 110 \text{ mm}$, 内足升降 $\pm 80 \text{ mm}$ 。

表 1 位置反解算例
Table 1 Inverse kinematics example

位置	$x_{s_{ib}}/$ mm	$y_{s_{ib}}/$ mm	$z_{s_{ib}}/$ mm	$\Delta x_{pim}/$ mm	$\Delta y_{pim}/$ mm	$\Delta l_i/$ mm
S_1	0	0	0	0	0	0
S_2	-260	0	0	0.989 4	0	-22.660 5
S_3	-565	0	-20	3.892 1	-0.698 0	-49.154 8
S_4	-565	462	-20	5.297 3	-0.979 4	-65.217
S_5	-260	462	0	2.394 6	-0.281 4	-38.722 7
S_6	0	462	0	1.405 3	-0.281 4	-16.062 2
S_7	305	462	-20	1.986 7	-0.979 4	10.608 5
S_8	305	0	-20	0.581 4	-0.698 0	26.670 7

根据表 1 的机构实际尺寸、初始坐标,运用 Matlab 求解绘出了 A 角在 $(-2^{\circ}, 2^{\circ})$, B 角在 $(-5^{\circ}, 5^{\circ})$ 范围内调姿时,机构各足偏移量 Δx_{pim} , Δy_{pim} 的落点分布图,并找出最远边际点,求出其偏移距离 r_{max} . 对各足进行求解,得出各足中偏移距离 r_{max} 最大的是足 4,图 6 为足 4 的偏移落点分布图,其最大偏移距离 $r_{max} = 5.387 1\text{ mm}$.

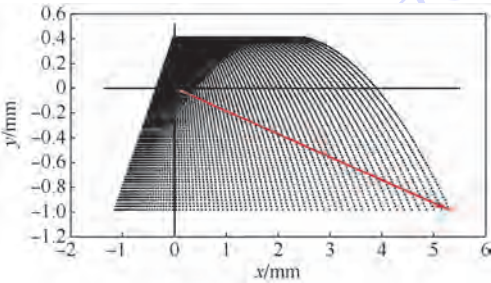


图 6 足 4 $\Delta x_{pim}, \Delta y_{pim}$ 偏移量
Fig. 6 $\Delta x_{pim}, \Delta y_{pim}$ offset of foot 4

第 1 节中得出双偏心变胞源机构自由调整区域是半径为 $2r$ 的圆形区域,根据图 6 的 Matlab 分析,双偏心变胞源机构的偏心量 r 值定为 5 mm 时,可满足本机构的应用需求.

3.3 仿真分析

为验证本文中的基于各足驱动的调姿运动算法,将机构模型导入 ADAMS 中,参见图 5 添加运动副及约束关系,根据表 1 算例确定各足初始位置,定义八足升降副为驱动副. 运用驱动平稳且具特定频响特性的 $\text{STEP}(0,0,1,\Delta l_i)$ 函数作为各足驱动函数(表示 $0 \sim 1\text{ s}$,驱动了 Δl_i ,其值为表 1 算例中各足驱动量),进行虚拟样机^[22] 仿真,如图 7 所示.

仿真中机构位姿摆角随时间变化如图 8 所示,测得框身 A 角摆动 2° , B 角摆动 4.999° ,与算例相符. 双偏心机构在仿真中运行平稳,各足 x, y 方向偏移量仿真结果如表 2 所示,与表 1 理论值进行了误差对比,结果与算例相符.

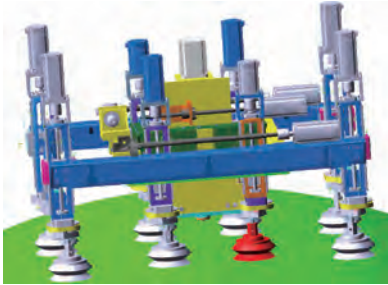


图 7 自主移动制孔机构虚拟样机
Fig. 7 Virtual prototype of autonomous mobile drilling mechanism

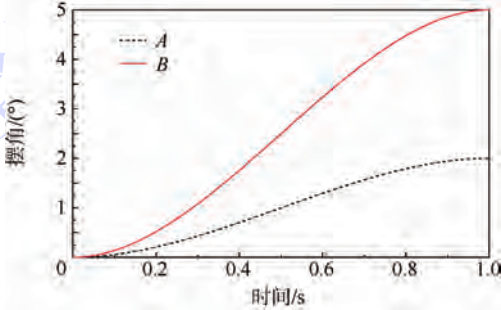


图 8 机构摆角仿真结果
Fig. 8 The simulation result of mechanism pose angle

表 2 各足偏移量仿真结果
Table 2 All legs compensation value in simulation

位置	x 向仿真 偏移量	y 向仿真 偏移量	仿真与算例的	
			x 向偏移量 差值	y 向偏移量 差值
S_1	0	0	0	0
S_2	0.989 4	0	0	0
S_3	3.891 5	-0.698 2	-0.000 6	-0.000 2
S_4	5.302 2	-0.980 1	0.004 9	-0.000 7
S_5	2.394 9	-0.281 4	0.000 3	0
S_6	1.405 5	-0.281 5	0.000 2	-0.000 1
S_7	1.986 8	-0.979 6	0.000 1	-0.000 2
S_8	0.581 5	-0.697 8	0.000 1	0.000 2

根据虚拟样机仿真结果,验证了本文提出的运动学算法适用于本机构调姿运动,且双偏心变胞源机构在 a_1 状态能很好地适应调姿中各足 x, y 方向的偏移量,平台调姿运行平稳.

3.4 样机实现

由本文设计方案研制的具有变胞功能的自主移动制孔机构,共有 12 个电机(不包括制孔主轴)实现机构的行走、调姿制孔功能,如图 9 所示. 样机选用丝杆导程均为 5 mm ,电机额定转速均为 $3\,000\text{ r/min}$,钻孔进给速率 4 mm/s ,机构完成行走-调姿制孔各阶段的动作流程与行程和耗时如表 3 所示. 由于每行走一次后,机构将钻一个区域的孔(一般 20 个以上),并且一般制孔厚度在 $4 \sim 8\text{ mm}$ 以内,经计算与实验,机构每分钟至少可

钻孔 6 个,行走效率上满足工程上每分钟钻 6 ~ 7 个孔的要求。



图 9 自主移动制孔机构实物样机

Fig. 9 Physical prototype of autonomous mobile drilling mechanism

表 3 机构行走效率分析

Table 3 The analysis of the mechanism mobility efficiency

功能阶段	动作流程与行程	耗时/s
行走阶段	外足抬升 50 mm→外框 x 行走 300 mm→外足下降 50 mm→吸附 2 s→内足抬升 50 mm→内框 x 行走 300 mm→内足下降 50 mm→吸附 2 s	7.2
	调姿行程 < 65 mm→刀具偏移补偿(总行程 < 30 mm)→空载进刀 25 mm→钻削进刀 15 mm→停顿 0.5 s→钻削退刀 15 mm→空载退刀 25 mm→换孔位行程 30 mm	8.7

按照 GB/T1958—2004 产品几何量技术规范(GPS)形状和位置公差检测规定,采用激光跟踪仪检测机构运动精度,测试结果如下:机构调姿精度小于 0.2°,满足工程上不大于 0.5°的要求。

4 结 论

本文提出了一种双偏心变胞源机构,并基于此设计了一种具有变胞功能的真空吸附式自主移动制孔机构,能实现飞机蒙皮表面行走和法向调姿制孔。在完成运动学求解的基础上,给出了用于调姿控制实现的各足输入驱动量和刀具点补偿量的计算公式,以便控制系统对法向制孔进行精确调整。

根据实际装配制孔需求,设计了一套制孔原型系统,按照机构的尺寸和各足的偏移量,确定了双偏心变胞源机构的偏心量 $r = 5\text{ mm}$,从而完成了实际样机的设计,并用虚拟样机仿真验证了运动学算法与双偏心变胞源机构。该机构满足装配制孔调姿时摆角 A 在 $\pm 2^\circ$, B 在 $\pm 5^\circ$ 的工程要求。

通过完成的实物样机试验表明,本文设计的自主移动制孔机构的精度误差小于 0.2°,满足飞机装配自动化制孔工程上不大于 0.5°的要求和每分钟 6 ~ 7 个孔的制孔效率要求。

参考文献 (References)

[1] DeVlieg R, Sittou K, Feikert E, et al. ONCE(one sided cell end effector) robotic drilling system, 2002-01-2626 [R]. USA: SAE, 2002.

[2] Atkinson J, Hartmann J, Jones S, et al. Robotic drilling system for 737 aileron, 2007-01-3821 [R]. USA: SAE, 2007

[3] Branko S. Assembly techniques for space vehicles, 2000-01-3028 [R]. USA: SAE, 2001.

[4] 许国康. 大型飞机自动化装配技术 [J]. 航空学报, 2008, 29(3): 734-740.
Xu G K. Automatic assembly technology for large aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 734-740 (in Chinese).

[5] Marguet B, Cibiel C, De Francisco Ó. Crawler robots for drilling and fastener installation: an innovative breakthrough in aerospace automation, 2008-01-2292 [R]. USA: SAE, 2008

[6] 刘冬, 赵现朝, 齐巨坤. 行走·定位一体化飞机制孔六足机器人研究 [J]. 机械设计与研究, 2012, 28(6): 53-55.
Liu D, Zhao X Z, Qi C K. Research on walking-positioning integrated hexapod robot for drilling aircraft component [J]. Machine Design and Research, 2012, 28(6): 53-55 (in Chinese).

[7] 王启申, 袁培江, 王田苗, 等. 航空制孔末端执行器中调姿机构的设计与实验 [J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(7): 988-993.
Wang Q S, Yuan P J, Wang T M, et al. Design and experiment of an adjusting mechanism in aviation drilling end effector [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(7): 988-993 (in Chinese).

[8] 王珉, 陈文亮, 张得礼, 等. 飞机轻型自动化制孔系统及关键技术研究 [J]. 航空制造技术, 2012(19): 40-43.
Wang M, Chen W L, Zhang D L, et al. Light-weight automatic drilling system and key technology for aircraft [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012(19): 40-43 (in Chinese).

[9] Dai J S, Rees J J. Mobility in metamorphic mechanisms of foldable/erectable kinds [J]. Transactions of ASME, Journal of Mechanical Design, 1999, 121(3): 375-382.

[10] Dai J S, Zhang Q X. Metamorphic mechanisms and their configuration models [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2000, 13(3): 212-218.

[11] Li D L, Dai J S, Sun H. Configuration based synthesis of a Carton-like metamorphic mechanism of foldable and erectable [J]. Journal of Engineering Design, 2005, 16(4): 375-386.

[12] 王德伦, 戴建生. 变胞机构及其综合的理论基础 [J]. 机械工程学报, 2007, 43(8): 32-42.
Wand D L, Dai J S. Theoretical foundation of metamorphic mechanism and its synthesis [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2007, 43(8): 32-42 (in Chinese).

[13] Dai J S, Rees J J. Matrix representation of topological changes in metamorphic mechanisms [J]. ASME Transaction: Journal of Mechanical Design, 2005, 127(4): 675-682.

[14] 刘川禾. 变拓扑机构结构组成理论 [J]. 机械工程学报, 2012, 48(19): 52-58.
Liu C H. Structure composition theory of variable topology mechanisms [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2012,

- 48(19):52-58(in Chinese).
- [15] Dai J S, Wang D L. Geometric analysis and synthesis of the metamorphic robotic hand[J]. Journal of Mechanical Design, 2007, 129(11):1191-1196.
- [16] Wang Z Y, Ding X L, Xie Y W. Conceptual design of a novel robotics system for planetary exploration[C]//Proceedings of the 6th World Congress on Intelligent Control and Automation. Piscataway, NJ:IEEE Computer Society, 2006:8962-8965.
- [17] 杨廷力, 刘安心, 罗玉峰, 等. 机器人机构拓扑结构设计[M]. 北京: 科学出版社, 2012:138-150.
- Yang T L, Liu A X, Luo Y F. Theory and application of robot mechanism topology[M]. Beijing: Beijing Science Press, 2012: 138-150(in Chinese).
- [18] Zhang L P, Wang D L, Dai J S. Biological modeling and evolution based synthesis of metamorphic mechanisms[J]. Journal of Mechanical Design, 2008, 130(7):07230301-07230310.
- [19] Tian W, Zhou W X, Zhou W. Auto-normalization algorithm for robotic precision drilling system in aircraft component assembly [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 26(2):495-500.
- [20] 王珉, 薛少丁, 陈文亮, 等. 面向飞机自动化装配的单向压紧制孔毛刺控制技术[J]. 航空制造技术, 2011(9):26-29.
- Wang M, Xue S D, Chen W L, et al. One-side pressed burrless drilling technology for aircraft automatic assembly[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011(9):26-29(in Chinese).
- [21] 黄真, 赵勇生, 赵铁石. 高等空间机构学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2006:118-127.
- Huang Z, Zhao Y S, Zhao T S. Advanced spatial mechanism [M]. Beijing: Higher Education Press, 2006:118-127(in Chinese).
- [22] 谢志江, 孙小勇, 孙海生, 等. 低速风洞动态试验的高速并联机构设计及动力学分析[J]. 航空学报, 2013, 34(3):487-494.
- Xie Z J, Sun X Y, Sun H S, et al. Mechanism design and dynamics analysis of high speed parallel robot for dynamic test in low speed wind tunnel[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(3):487-494(in Chinese).

Autonomous mobile drilling mechanism with metamorphic function

WANG Min, WANG Xiemiao, CHEN Wenliang*, DING Liping

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

Abstract: According to the application requirements of aircraft automatic assembly and the principle of metamorphic mechanism, a double eccentric source metamorphic mechanism was presented. On the basis, a autonomous mobile drilling mechanism with metamorphic function was designed, and the switching of changing freedom between the two functional stages of walking and posture alignment drilling. The calculation method of inverse kinematics was provided, which could calculate the driven displacement of legs during the posture alignment process which changed from initial to desired normal direction by pitching and side roll. This could be used to the online control. The offset domain of inverse arithmetic of each leg in working conditions were plotted by Matlab, and the dimensional designing of double eccentric source metamorphic mechanism was achieved. The virtual prototype model was established, and the kinematics simulation was carried out by using examples. The results confirmed that the kinematics calculation method and the double eccentric source metamorphic mechanism were applicable for the mechanism. The prototype of mechanism was developed, and the posture alignment accuracy of the system was tested. The result shows that the mechanism can meet the drilling requirements of the aircraft automatic assembly.

Key words: aircraft assembly; metamorphic; autonomous mobile; inverse kinematics; double eccentric

轴向柱塞泵/滑靴副润滑磨损的影响因素分析



马纪明^{*1}, 李齐林², 任春宇², 陈娟¹

(1. 北京航空航天大学 中法工程师学院, 北京 100191; 2. 金城南京机电液压工程研究中心, 南京 211140)

摘 要: 斜盘-滑靴副(滑靴副)的磨损会导致泵泄漏增加、效率降低,进而影响寿命. 提出了一种基于弹性流体动力润滑(EHL, Elasto Hydrodynamic Lubrication)磨损模型的轴向柱塞泵滑靴副加速寿命试验方法. 该方法以滑靴副的油膜分析结果为基础,综合考虑工况参数(温度/转速/压力)对滑靴副磨损的影响,揭示了影响滑靴副磨损过程的内在因素. 研究以某型轴向柱塞泵为对象,首先基于提出方法,对2组不同工况下的滑靴副磨损量进行了分析,并将分析结果与长周期的磨损试验结果进行了对比,验证了磨损量分析结果的准确性,也表明本文提出的方法与模型具有可用性. 然后,基于本文提出方法和磨损分析模型,对比分析了介质温度(黏度)、输出压力、转速与滑靴副磨损率的相对关系. 最后,探讨了柱塞泵的磨损加速寿命试验的加速手段,以及工况对于加速比率的影响. 研究结果能够用于制定柱塞泵加速磨损试验的载荷谱,以及为降低泵磨损为目的的设计优化.

关 键 词: 柱塞泵; 滑靴副; 磨损; 弹性流体动力润滑; 加速寿命试验

中图分类号: TH137.51

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0405-06

磨损是柱塞泵的主要失效模式之一. 磨损会导致柱塞泵效率下降,进而影响使用寿命. 因磨损量难以实时测量,故磨损影响因素的确定与磨损状况的预测都比较困难. 国内外关于液压泵磨损特性的研究,大多是基于泵的部分性能参数,并通过解析^[1-2]、仿真^[3]或试验方法^[4-5]预测磨损影响,或者评价寿命. 也有部分研究者从设计角度,基于减少磨损的目的开展泵的磨损研究. Nie等^[6]针对水泵的滑靴副,分析了结构和工况参数对磨损的影响,并通过试验证明了其结论.

上述研究中几乎都是定性地分析各种因素与柱塞泵磨损的对应关系,罕有定量的结论. 基于磨损模型则可以定量地分析滑靴副磨损情况与其影响因素的关系. 在文献[7-11]的基础上,有关磨损模型的理论研究和试验验证取得了大量的研究成

果,并在工程领域得到了广泛应用.

泵的磨损过程是典型的多场、多因素耦合作用的结果,影响因素很多. Hsu等^[12]总结了影响磨损的32个参数,包括温度、热容积、速度、污染程度、接触面材料、表面加工水平、润滑情况、载荷情况等.

滑靴副的主要磨损形式为弹性流体动力润滑(EHL, Elasto Hydrodynamic Lubrication)条件下因表面粗糙而引起的二体磨粒磨损^[11]. 基于Archard模型,Chang^[13]提出了一种针对EHL情况下的磨损模型,并进行了试验对比验证. 然而, EHL磨损模型用于分析柱塞泵斜盘/滑靴磨损特性时具有局限性,主要是由于模型中的变量参数不能直接获得. 在EHL磨损模型中,最重要的影响参数是摩擦副的油膜厚度. 油膜厚度的影响因素很多,包括泵的压力、流量、温度、转速等工况参

收稿日期: 2014-04-15; 录用日期: 2014-07-25; 网络出版时间: 2014-10-16 15:44

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0204.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51205007)

* 通讯作者: 马纪明(1979—),男,河南周口人,讲师, jiming.ma@buaa.edu.cn, 主要研究方向为液压元件与系统的仿真方法,工业科学.

引用格式: 马纪明, 李齐林, 任春宇, 等. 轴向柱塞泵/滑靴副润滑磨损的影响因素分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 405-410. Ma J M, Li Q L, Ren C Y, et al. Influence factors analysis on wear of hydraulic axial piston pump/slipper pair[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 405-410 (in Chinese).

数,也包括结构摩擦副的结构形式、尺寸参数、材料属性等^[14].

柱塞泵滑靴副油膜相关的研究文献很多,侧重点也各不相同.包括油膜厚度的数值计算方法^[15]、油膜的特性分析方法^[16-17]、油膜对摩擦副的微运动影响^[18-19].其中,Hooke等^[20-22]在其关于滑靴副的系列研究中,对油膜厚度的解析计算方法、试验手段、影响因素作了全面系统的分析与研究.在Hooke的研究文献中,提出了一个和滑靴副油膜特性密切相关的流体动力系数,它可以综合描述油池压力、黏度、速度、结构参数与油膜厚度的相关性.

1 滑靴副磨损分析概述

本文研究的泵的滑靴副结构如图1所示,该型柱塞泵含有9个柱塞.本文以EHL磨损模型为基础,以图1所示滑靴副为对象,研究滑靴副的磨损分析方法与分析流程.并通过理论与试验结果的对比分析,掌握滑靴副磨损寿命与影响因素之间的关系.



图1 滑靴结构

Fig. 1 Structure of slipper

本文研究的滑靴的材料为HMn61(锰黄铜),表面粗糙度 $R_a = 0.8 \mu\text{m}$.斜盘材料为Cr4Mo4V(不锈钢),表面粗糙度 $R_a = 0.063 \mu\text{m}$,滑靴运动,斜盘静止.只考虑硬度较低、表面较为粗糙的滑靴面的磨损,不考虑硬度高、表面光滑的斜盘的磨损.由于滑靴副斜盘和滑靴的硬度及表面粗糙度差别明显,应为磨粒磨损.滑靴副磨损发生情况示意如图2所示.

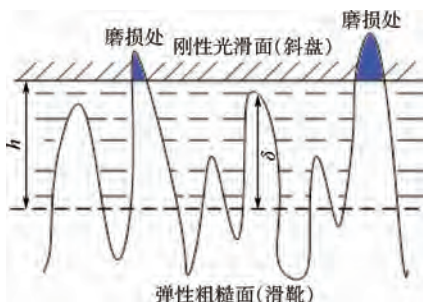


图2 滑靴副摩擦示意

Fig. 2 Wear schematic of slipper pair

滑靴副的磨损属于典型的润滑情况下的相对滑动引起的磨粒磨损,针对滑靴副的这种一面静止(表面光滑,材料硬度高),另外一面滑动(表面粗糙,材料硬度低)的摩擦副,Zou等^[11]提出了一种磨粒磨损模型:

$$R = \frac{dV}{dL} = (\delta e^{-\Delta/2v\tau} - h)^2 \frac{\Delta}{\delta} \exp\left[-\frac{1}{2}\left(\frac{h}{3\delta} e^{\Delta/2v\tau}\right)^2\right] \quad (1)$$

其中, R 为单位行程的磨损量; h 为油膜厚度; V 为磨损量; L 为摩擦副相对运动行程; v 为摩擦副相对速度; δ 为粗糙峰高度; Δ 为粗糙波长度; $\tau = \eta_m / G_c$.延迟时间, η_m 为材料的动力黏度, G_c 为材料的剪切模量.

2 磨损分析

如果要实现滑靴副的磨损分析,根据式(1)的磨损模型,可知滑靴副的油膜厚度 h 是分析磨损情况的关键参数.模型中的其他参数与材料属性、表面加工精度以及工况相关,可以直接得到,但是滑靴副油膜厚度受结构尺寸、材料属性、工况相等参数的综合影响,不能直接通过解析方法得到.本文基于Hooke等^[20]提出的流体动力系数(hydro-dynamic parameter)分析油膜厚度.流体动力系数描述为

$$G = \eta v r_s / P_s h^2 \quad (2)$$

其中, η 为油液动力黏度; r_s 为滑靴密封带外径; P_s 为滑靴副油池压力.

Hooke在文献[20]中提及,在温度不变的情况下,固定结构形式的滑靴副,其流体动力系数 G 是一定的,并不随工况改变而变化.本文在此基础上探究了温度对流体动力系数 G 的影响.为了验证流体动力系数与温度的相关性,首先需要针对图1所示的滑靴结构,得到不同温度(黏度 η)、不同工况下的 G 值.

式(2)中的 r_s 和 v 由泵结构参数和转速确定,黏度 η 由温度和介质属性确定.式(2)中的 P_s 和 h 分析可参考已有的研究成果,其中针对具体滑靴结构、固定工况下的油膜厚度仿真分析方法,Xu等^[19]、李齐林^[23]、Kumar^[24]等已经有了详细的阐述.

基于已有的关于滑靴副油膜厚度计算的数值算法,在COMSOL软件环境下进行计算,得到图1所示滑靴结构在多种不同工况下的油膜厚度 h (图3),并根据式(2)计算得到与工况对应的流体动力系数 G (图4).从图3可以看出,流体动力

系数 G 值只和温度(动力黏度)相关,与转速、出口压力不相关,这也与 Hooke^[20] 的阐述一致。

流体动力系数和滑靴副油膜厚度。

3 分析结果与试验验证

根据式(3)得到设定工况下的油膜厚度结果后,结合式(1)描述的磨损模型,可以得到滑靴副的磨损量。为验证本文提出方法和模型的可用性,选择两种工况对滑靴副的磨损进行分析,并通过试验验证分析结果。本文中泵使用介质为航空 15 号液压油(YH-15),其黏度计算参考文献[25],滑靴副油池压力 P_s 的计算参考文献[23]。

两种工况的具体参数如下。

工况 1: 温度 $T = 40^\circ\text{C}$ (动力黏度 $\eta = 12.5 \text{ cP}$ ($1 \text{ cP} = 1 \text{ mPa} \cdot \text{s}$), $G = 0.31$), 出口压力 $P_{\text{out}} = 21 \text{ MPa}$, 进口压力 $P_{\text{in}} = 1 \text{ MPa}$, 转速 $n = 4035 \text{ r/min}$ 。

工况 2: 温度 $T = 80^\circ\text{C}$ (动力黏度 $\eta = 3.7 \text{ cP}$, $G = 0.11$), 出口压力 $P_{\text{out}} = 28 \text{ MPa}$, 进口压力 $P_{\text{in}} = 1 \text{ MPa}$, 转速 $n = 4035 \text{ r/min}$ 。

根据两种温度等级下的油膜厚度分析计算结果,以及滑靴面的尺寸和材料参数,根据式(1)就可以对滑靴副的磨损量(磨损量 V)进行计算。

然而,式(1)中的部分材料属性和加工精度参数难以精确测量得到,油膜厚度的计算也没有考虑滑靴倾覆、摩擦力等影响,导致基于磨损模型(见式(1))得到的磨损定量结果与工程实际不能相符。本研究并不尝试得到准确的滑靴副定量磨损结果,而是侧重于分析不同工况下的相对磨损情况,并将对比结果用于制定滑靴副的加速磨损试验方案。所以,假设滑靴接触面磨损均匀,这样就可以通过计算单位行程内的磨损率 R ,对不同工况下的滑靴磨损量进行相对比较,以探索滑靴副磨损与温度等工况参数之间的关系。

按照式(1),计算工况 1 和工况 2 下的磨损率比为

$$r_{12} = \frac{R_1}{R_2} \approx 0.31$$

式(1)的参数: $\delta = 2.2 \mu\text{m}$ ($R_a = 0.8 \mu\text{m}$), $v = 10.22 \text{ m/s}$, $\eta_m = 1 \text{ MPa} \cdot \text{s}$, $G_c = 40 \text{ GPa}$, $\tau = \eta_m / G_c = 2.5 \times 10^{-5} \text{ s}$, $\Delta = 6 \mu\text{m}$, $h_1 = 11.8 \mu\text{m}$, $h_2 = 7.5 \mu\text{m}$ 。

根据计算结果,在两种工况下,如果要想实现相同的滑靴副磨损效果,在相同转速下试验时间比为

$$\frac{t_1}{t_2} = \frac{1}{r_{12}} \approx 3.25 \quad (4)$$

为验证以上分析结果,在工况 1 和工况 2 下的分别进行了柱塞泵的长周期试验(试验平台如

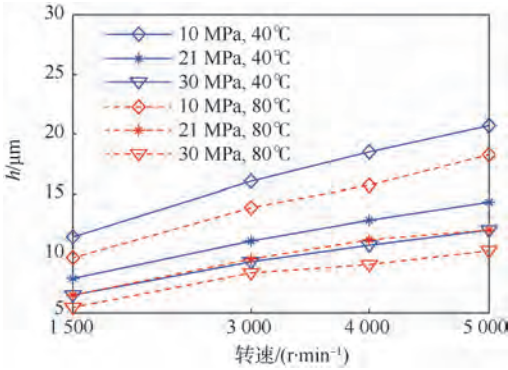


图3 油膜厚度与工况关系

Fig. 3 Relationship between oil film thickness and running parameters

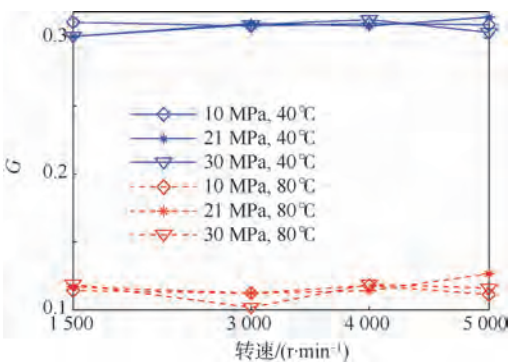


图4 不同工况下流体动力系数 G

Fig. 4 Hydrodynamic coefficients G under different running conditions

在不同温度等级下重复流体动力系数 G 的计算过程,得到与温度(动力黏度)对应的流体动力系数 G ,如图 5 所示。

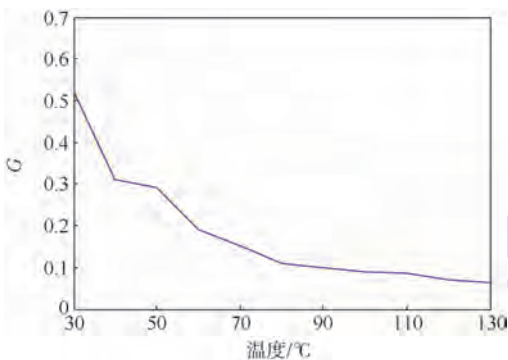


图5 流体动力系数 G 与温度

Fig. 5 Hydrodynamic coefficients G and temperature

得到不同温度下的流体动力系数 G 以后,根据式(2)可以得到油膜厚度的解析公式:

$$h_T = \sqrt{\frac{\eta_T v r_s}{P_s G_T}} \quad (3)$$

其中, η_T , G_T , h_T 分别为温度为 T 时的动力黏度、

图 6 所示). 其中, 工况 1 情况下试验时间 $t_1 = 2700\text{ h}$, 工况 2 试验时间 $t_2 = 900\text{ h}$.



图 6 轴向柱塞泵综合试验平台

Fig. 6 Comprehensive test platform of axial piston pump

在两组试验结束后, 分别对柱塞泵 9 个滑靴底面高度进行测量, 并将两组试验结果分别与初始高度 (设计值) 进行对比, 结果如图 7 所示.

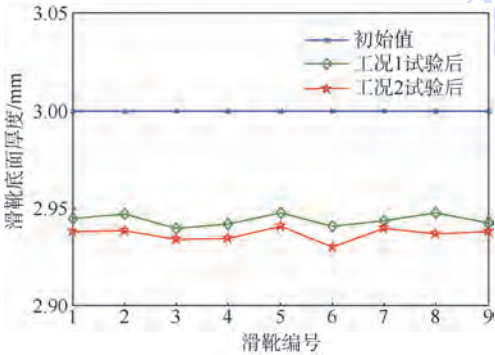


图 7 2 种工况下磨损量的对比

Fig. 7 Comparison of wear amounts under two running conditions

从图 7 可以看出, 在两种不同工况下分别开展 2700 h 和 900 h 的试验后, 滑靴底面厚度尺寸非常接近, 证明两组试验滑靴的磨损量相当. 两种工况下的试验时间比为: $t_1 : t_2 = 3 : 1$, 这也和式(4)的结果相近. 验证了本文提出的磨损分析方法及模型 (见式(1)) 在滑靴副磨损分析时的可用性.

4 磨损影响因素分析

本节采用第 1 节的滑靴副分析方法, 依照第 2 节描述的磨损分析流程, 对滑靴副的磨损影响因素进行分析. 这里主要考虑介质温度、泵出口压力以及转速对磨损的影响, 这 3 种因素也是泵磨损加速试验采取的主要加速手段.

4.1 温度影响分析

根据第 2 节对流体动力系数 G 的分析 (式(3)) 可知, 针对具体的泵滑靴结构, 温度 (黏

度) 是流体动力系数 G 的决定因素. G 和泵转速 n 、出口压力 P_{out} 、密封带半径 r_s 等参数综合影响油膜厚度 (式(2)), 并最终影响滑靴副的磨损 (式(1)). 以 30°C 为基准, 得到不同温度下 ($P_{out} = 21\text{ MPa}$, $P_{in} = 1\text{ MPa}$, $n = 4\,035\text{ r/min}$) 磨损率 r 的对比曲线, 如图 8 所示. 可以看出, 介质温度从 30°C 升高到 130°C (其他工况相同), 滑靴磨损率增加到了 3.2 倍左右. 此处磨损率定义为

$$r = R_{T \in [30^{\circ}\text{C}, 130^{\circ}\text{C}]} / R_{T = 30^{\circ}\text{C}}$$

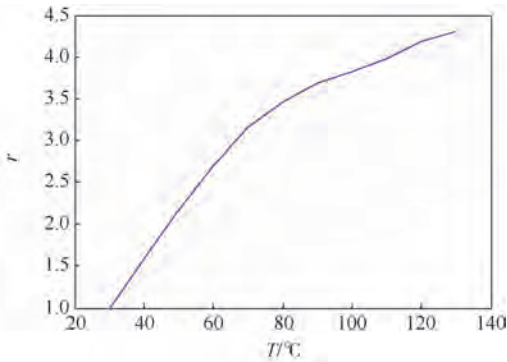


图 8 温度-磨损率曲线

Fig. 8 Temperature-wear ratio curves

4.2 出口压力影响分析

泵的出口压力大小直接影响滑靴副的载荷. 虽然在 Archard 磨损模型中^[7], 磨损和摩擦副载荷比例相关, 但是在本文采用的滑靴副磨损分析模型中, 泵的出口压力并不直接反映在磨损模型中. 与温度对滑靴副磨损的影响类似, 出口压力的变动同样会导致油膜厚度变化, 并最终影响磨损率. 这里以 $P_{out} = 21\text{ MPa}$ 为出口压力的基准, 得到不同压力下 (其他工况为: $P_{in} = 1\text{ MPa}$, $n = 4\,035\text{ r/min}$, $T = 60^{\circ}\text{C}$) 磨损率的对比曲线, 如图 9 所示. 出口压力 P_{out} 从 21 MPa 升高到 30 MPa 时, 磨损率增加了 45% 左右. 此处 $r = R_{P_{out} \in [21, 30]} / R_{P_{out} = 21}$.

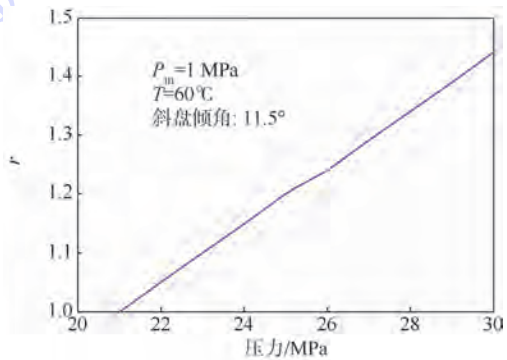


图 9 出口压力-磨损率曲线

Fig. 9 Outlet pressure-wear ratio under curves

4.3 转速影响分析

泵转速对滑靴副的磨损是双重影响. 首先转

速影响滑靴副的油膜厚度,其次转速不同,单位时间内的磨擦副行程也不相同.本文不考虑转速对磨损行程的影响,只是考虑转速对磨损率的影响.这里以 $n = 1000 \text{ r/min}$ 为转速的基准,得到不同转速下(其他工况为: $P_{\text{in}} = 1 \text{ MPa}$, $P_{\text{out}} = 21 \text{ MPa}$, $T = 60^\circ\text{C}$)磨损率的对比曲线,见图 10.可以看出,随着转速的上升,磨损率逐渐下降,尤其是在高速阶段,磨损率下降明显,转速到 5000 r/min 时,磨损率只是 1000 r/min 的 10%. 此处 $r = R_{n \in [1000, 5000]} / R_{n=1000}$.

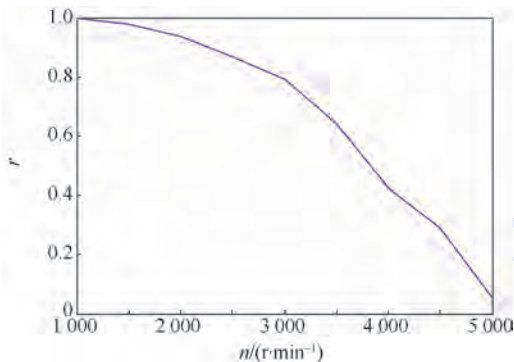


图 10 转速-磨损率曲线

Fig. 10 Rotation speed-wear ratio curves

磨损率的下降主要是由于转速升高,引起滑靴副油膜的增加.可以看出,增加转速并不能够单调加速滑靴副的磨损过程.通常采用的加速手段是在不引起油膜厚度大幅变动前提下(那样会导致滑靴副运动不稳定),增加转速以提高单位时间内的磨损行程来实现.

5 结 论

1) 本文提出的基于 EHL 模型的轴向柱塞泵滑靴副加速寿命试验方法,综合考虑了温度(介质黏度)、出口压力、转速等参数对磨损的影响,并通过对比分析 2 种不同工况下的理论分析与试验结果,验证了提出方法的有效性.

2) 基于本文研究的方法,可以得到温度(黏度)、压力、转速等参数变化时,滑靴副磨损量与参数变动情况的相对比率关系.其中,温度从 30°C 升高到 130°C 时,滑靴副磨损率提高了 3.5 倍.转速从 1000 r/min 升高到 5000 r/min ,磨损率降低了 90% 左右.出口压力 P_{out} 从 21 MPa 升高到 30 MPa 时,磨损率增加了 45% 左右.

3) 开展柱塞泵的磨损加速寿命试验时,主要的加速手段是提高温度、压力和转速.根据本文研究结论,可以得到滑靴副磨损加速的影响因素以及这些因素与磨损率的对比关系,这对于开展柱

塞泵的加速寿命试验,探索加速磨损手段,具有重要的工程实用价值.

本文提出的磨损分析方法和流程能够应用到所有类型柱塞泵的磨损预计,但研究结论是基于某型固定结构泵的运行参数得到,不能直接用于预计所有类型柱塞泵的磨损,有待进一步研究针对柱塞泵的通用磨损分析方法.另外,柱塞泵中滑靴副是主要的磨损部位之一,针对另外两对运动副(柱塞副和配油盘副),本文提出的流程和方法是否适用,仍需进一步的研究证实.

参考文献 (References)

- [1] 葛薇,王少萍.航空液压泵磨损状况预测[J].北京航空航天大学学报,2011,37(11):1410-1414.
Ge W, Wang S P. Wear condition prediction of hydraulic pump [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(11): 1410-1414 (in Chinese).
- [2] Liao X, Chen Y X. Research on the wear life of slipper in aero-hydraulic pump based on Archard wear model and liquid friction work[C]//2013 International Conference on Quality, Reliability, Risk, Maintenance, and Safety Engineering. Chengdu: IEEE Computer Society, 2013: 930-934.
- [3] Andersson J, Almqvist A, Larsson R. Numerical simulation of a wear experiment[J]. Wear, 2011, 271(11-12): 2947-2952.
- [4] 张剑慈.液压泵的磨损寿命试验[J].机床与液压, 2001(5): 146-148.
Zhang J C. Wear life test of hydraulic pump[J]. Mechanical Tool and Hydraulics, 2001(5): 146-148 (in Chinese).
- [5] Frith R H, Scott W. Comparison of an external gear pump wear model with test data[J]. Wear, 1996, 196(1-2): 64-71.
- [6] Nie S L, Huang G H, Li Y P. Tribological study on hydrostatic slipper bearing with annular orifice damper for water hydraulic axial piston motor[J]. Tribology International, 2006, 39(11): 1342-1354.
- [7] Archard J F. Contact and rubbing of flat surfaces[J]. Journal of Applied Physics, 1953, 24(8): 981-988.
- [8] Challen J M, Oxley P L B. An explanation of the different regimes of friction and wear using asperity deformation models[J]. Wear, 1979, 53(2): 229-243.
- [9] Godet M. The third-body approach: a mechanical view of wear [J]. Wear, 1984, 100(1): 437-452.
- [10] 黄平,温铸诗.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-elasto hydro-dynamic lubrication and lubrication wear[J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 1996, 32(3): 35-41 (in Chinese).
- [11] Zou Q, Huang P, Wen S Z. Abrasive wear model for lubricated sliding contacts[J]. Wear, 1996, 196(1): 72-76.
- [12] Hsu S M, Shen M C, Ruff A W. Wear prediction for metals [J]. Tribology International, 1997, 30(5): 377-383.
- [13] Chang L. A deterministic model for line-contact partial elasto-hydrodynamic lubrication [J]. Tribology International, 1995,

- 28(2):75-84.
- [14] Bergada J M, Davies D L, Kumar S, et al. The effect of oil pressure and temperature on barrel film thickness and barrel dynamics of an axial piston pump [J]. *Meccanica*, 2012, 47 (3): 639-654.
- [15] Xu B, Zhang J H, Yang H Y. Investigation on structural optimization of anti-overturning slipper of axial piston pump [J]. *Science China Technological Sciences*, 2012, 55(11): 3010-3018.
- [16] 张斌. 轴向柱塞泵的虚拟样机及油膜压力特性研究 [D]. 杭州: 浙江大学, 2009.
- Zhang B. Study on virtual prototype and pressure characteristics of oil film for axial pump [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2009 (in Chinese).
- [17] 李迎兵. 轴向柱塞泵滑靴副油膜特性研究 [D]. 杭州: 浙江大学, 2011.
- Li Y B. Study on characteristics of oil film for slipper pair of axial piston pump [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2011 (in Chinese).
- [18] Pelosi M, Ivantysynova M. The impact of axial piston machines mechanical parts constraint conditions on the thermo-elasto-hydrodynamic lubrication analysis of the fluid film interfaces [J]. *International Journal of Fluid Power*, 2013, 14(3): 35-51.
- [19] Xu B, Zhang J H, Yang H Y. Investigation on the radial micro-motion about piston of axial piston pump [J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2013, 26(2): 325-333.
- [20] Hooke C J, Li K Y. The lubrication of slippers in axial piston pumps and motors-the effect of tilting couples [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, 1989, 203: 343-350.
- [21] Koc E, Hooke C J, Li K Y. Slipper balance in axial piston pumps and motors [J]. *Journal of Tribology*, 1992, 114(4): 766-772.
- [22] Koc E, Hooke J. Considerations in the design of partially hydrostatic slipper bearings [J]. *Tribology International*, 1997, 30(11): 815-823.
- [23] 李齐林. 柱塞泵力学特性分析与磨损寿命预计 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013.
- Li Q L. Mechanical properties analysis and wear life evaluation of piston pump [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013 (in Chinese).
- [24] Kumar S. CFD analysis of an axial piston pump [D]. Catalunya: Universidad Politecnica de Catalunya, 2010.
- [25] 闻邦椿. 机械设计手册: 第一卷 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2010: 1017-1023.
- Wen B C. Mechanical manual: volume 1 [M]. Beijing: China Machine Press, 2010: 1017-1023 (in Chinese).

Influence factors analysis on wear of hydraulic axial piston pump/slipper pair

MA Jiming^{*1}, LI Qilin², REN Chunyu², CHEN Juan¹

- (1. Sino French Engineer School, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Jincheng Nanjing Electrical and Hydraulic Engineering Research Center, Nanjing 211140, China)

Abstract: Wear of swash plate-slipper moving pair (slipper pair) of hydraulic axial piston pump results in increasing leakage, declining efficiency, and finally shorting the lifetime. An accelerated lifetime test method was presented based on the elasto hydrodynamic lubrication (EHL) wear model. As the most important factor effecting on wear process, oil film thickness of slipper pair was primarily analyzed. Running parameters (temperature/rotation speed/pressure) were integrated and considered when analyzing the wear, and the intrinsic factors affecting the wear process of sliding pair were revealed. An axial piston pump is selected as the study case. Firstly, under two different running conditions, wear amounts of slipper pair were analyzed and the analysis results were compared with long term test results, which verify the accuracy of analysis results of wear amounts and the feasibility of the method and mode. Then, based on the proposed method and wear analysis model, the relative relationship between medium temperature (viscosity), output pressure, rotate speed and wear ratio of slipper pair were analyzed comparatively. Finally, discussions about the accelerated means of piston pump when executing an wear accelerated lifetime test and the effects of working condition on acceleration ratio were given. Research result can be utilized to create the load spectrum of accelerated wear test of piston pump, and is also useful to do optimization for reducing wear of piston pump.

Key words: piston pump; slipper pair; wear; elasto hydrodynamic lubrication; accelerated lifetime test

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0239

基于四元数表示法的机器人基坐标系标定方法

王伟*, 刘立冬, 王刚, 负超

(北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100191)



摘 要: 在多机器人协同、运动学参数辨识和机器人离线编程等作业任务下,需要标定出机器人基坐标系在世界坐标系中的精确位姿.提出和实施了一种利用四元数表示法进行机器人基坐标系精确标定的方法.利用指数积公式,建立机器人的运动学模型.利用外部测量设备,测量出5个不共面的工具中心点,并记录对应的机器人关节位形.以基坐标系位姿对应的旋转矩阵元素为变量,建立不相容方程组,并求出基坐标系位姿的初步齐次矩阵.由于测量误差和截断误差,初步齐次矩阵的旋转矩阵部分不能满足单位正交阵的性质.利用四元数的几何约束条件,建立罚函数形式的目标方程,将初步齐次矩阵进行正交化修正.通过一系列的实际机器人的标定试验,验证了该标定方法的正确性,并提高了机器人末端的定位精度.

关 键 词: 机器人; 标定; 基坐标系; 四元数; 正交性

中图分类号: TP242

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0411-07

工业机器人具有较大的灵活工作空间和较高的重复定位精度,已经被广泛应用在自动化生产中.为了满足更加精细的作业需求,如何进一步提高工业机器人的定位精度是当前的研究热点之一.标定工业机器人的基坐标系是提高机器人定位精度的有效手段之一.机器人基坐标系一般设置在机器人底座的固定位置,当第1关节转角为0时,基坐标系与第1连杆坐标系重合.通常需要通过标定方法才能获得机器人基坐标系在世界坐标系中的精确位姿.精确标定机器人基坐标系,在机器人离线编程^[1]、多机器人协调^[2]和机器人控制^[3]等领域具有重要的意义.

Haytti模型^[4]、CPC模型^[5]、S模型^[6]和指数积模型^[7]等被广泛应用于机器人运动学参数的标定,而有关机器人基坐标系标定的研究则较少.

目前国内外有关机器人基坐标系标定的研究

成果可分为:快速标定和精细标定.快速标定适用于工业现场的机器人基坐标的简便标定.快速标定技术方法可分为3类.

第1类是采用球面、圆柱面和平面等特殊几何形状^[8-9].利用机器人末端与特殊几何形状接触,从而将开链机器人转化为闭链结构,根据不同接触位形建立非线性不相容方程组,求解该方程组的最小二乘解,实现机器人基坐标系的标定.

第2类采用线性位移传感器等增量式测量设备.文献[10]集成了线性位移传感器,提出了一种“相对标定”的想法.这种标定方法包括的标定步骤多,包括的误差因素较多.

第3类采用单目或双目视觉标定技术^[11-12],其数学模型与第1类标定方法相同.视觉标定不需要实际的物理接触,测量范围更大,有利于提高最终的标定精度,但是摄像头本身的精确度会影

收稿日期: 2014-04-30; 录用日期: 2014-06-12; 网络出版时间: 2014-12-09 15:28

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20141209.1528.002.html

基金项目: 北京航空航天大学基本科研业务费资助项目(YWF-14-JXXY-016); 高等学校博士学科点专项科研基金资助项目(20121102120020)

* 通讯作者: 王伟(1982—),男,湖北京山人,讲师,jwx@me.buaa.edu.cn,主要研究方向为机器人学.

引用格式: 王伟,刘立冬,王刚,等.基于四元数表示法的机器人基坐标系标定方法[J].北京航空航天大学学报,2015,41(3):411-417. Wang W, Liu L D, Wang G, et al. Calibration method of robot base frame by quaternion form[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 411-417 (in Chinese).

响标定结果.

精细标定往往需要采用外部的精确测量设备,并设计相应的离线标定算法.典型的测量设备为激光跟踪仪^[13]、三维坐标测量机和被动式机器人测量臂^[14]等.精细标定方法的周期较长,一般适用于离线场合.文献[15]利用瞬时轴法标定了双臂协调机器人的基坐标系,提高了旋转矩阵的正交性.文献[16]对不精确的旋转矩阵做奇异值分解,获得了接近于单位齐次矩阵的真实旋转矩阵.

本文采用四元数表示法来提高机器人基坐标系的旋转矩阵的正交性.本文建立了机器人运动学模型,设计了基坐标系的初始标定方法,提出了四元数表示法的基坐标系的精确标定方法,完成了标定试验,对比了标定前后机器人的精度.

1 运动学建模

选定 $\{S\}$ 为机器人基坐标系,工具坐标系 $\{T\}$ 与末端被测点坐标系重合.当机器人的全部关节转角都处于理论零位,即 $\mathbf{q} = \{0\}$ 时, $\{S\}$ 和 $\{T\}$ 之间的刚体位移定义为参考位形 $\mathbf{g}_{st}(0)$.

对于每一个关节,构造一个螺旋 ξ_i .对于转动关节,关节螺旋 $\xi_i = [\mathbf{v}_i \quad \boldsymbol{\omega}_i]^T$, $\mathbf{v}_i = -\boldsymbol{\omega}_i \times \mathbf{O}_i$, $\boldsymbol{\omega}_i \in \mathbf{R}^3$ 是关节轴线方向上的单位矢量, $\mathbf{O}_i \in \mathbf{R}^3$ 为轴线上的任一点.对于移动关节,关节螺旋 $\xi_i = [\mathbf{v}_i \quad 0]^T$, $\mathbf{v}_i \in \mathbf{R}^3$ 是指向移动方向的单位矢量.

利用指数积公式将各关节的运动加以组合,可得 n 个关节的串联机器人正向运动学方程:

$$\mathbf{g}_{st}(\mathbf{q}) = \exp(\hat{\xi}_1 q_1) \cdots \exp(\hat{\xi}_n q_n) \mathbf{g}_{st}(0) = \prod_{i=1}^n \exp(\hat{\xi}_i q_i) \mathbf{g}_{st}(0) \quad (1)$$

往往测量坐标系 $\{M\}$ 与机器人基坐标系 $\{S\}$ 不重合,后者相对于前者存在一个刚体位移 $\mathbf{g}_{ms}$.在测量坐标系 $\{M\}$ 下描述的机器人正运动学方程为

$$\mathbf{g}_{mt}(\mathbf{q}) = \mathbf{g}_{ms} \mathbf{g}_{st}(\mathbf{q}) = \mathbf{g}_{ms} \prod_{i=1}^n \exp(\hat{\xi}_i q_i) \mathbf{g}_{st}(0) \quad (2)$$

2 基坐标系初始标定

设末端相对于测量坐标系的位姿 $\mathbf{g}_{mt}(\mathbf{q}) =$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{R}_{mt} & \mathbf{P}_{mt} \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \text{基坐标系相对于测量坐标系的位姿}$$

$$\mathbf{g}_{ms} = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_{ms} & \mathbf{P}_{ms} \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \text{末端相对于基坐标系的位姿}$$

$\mathbf{g}_{st}(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_{st} & \mathbf{P}_{st} \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$. 利用矩阵的分块乘法,由式(2),有

$$\mathbf{P}_{mt} = \mathbf{R}_{ms} \mathbf{P}_{st} + \mathbf{P}_{ms} \quad (3)$$

设

$$\mathbf{P}_{ms} = \begin{bmatrix} p_{msx} \\ p_{msy} \\ p_{msz} \end{bmatrix} \quad \mathbf{P}_{st} = \begin{bmatrix} p_{stx} \\ p_{sty} \\ p_{stz} \end{bmatrix}$$

选取5个不共面的TCP,依次记为

$$\mathbf{P}_{mt}^i = \begin{bmatrix} p_{mtx}^i \\ p_{mty}^i \\ p_{mtz}^i \end{bmatrix} \quad \mathbf{P}_{st}^i = \begin{bmatrix} p_{stx}^i \\ p_{sty}^i \\ p_{stz}^i \end{bmatrix} \quad i = 1, 2, \dots, 5$$

由式(3),依次做4次减法可得

$$\mathbf{R}_{ms} \begin{bmatrix} p_{stx}^2 - p_{stx}^1 & p_{stx}^3 - p_{stx}^2 & p_{stx}^4 - p_{stx}^3 & p_{stx}^5 - p_{stx}^4 \\ p_{sty}^2 - p_{sty}^1 & p_{sty}^3 - p_{sty}^2 & p_{sty}^4 - p_{sty}^3 & p_{sty}^5 - p_{sty}^4 \\ p_{stz}^2 - p_{stz}^1 & p_{stz}^3 - p_{stz}^2 & p_{stz}^4 - p_{stz}^3 & p_{stz}^5 - p_{stz}^4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_{mtx}^2 - p_{mtx}^1 & p_{mtx}^3 - p_{mtx}^2 & p_{mtx}^4 - p_{mtx}^3 & p_{mtx}^5 - p_{mtx}^4 \\ p_{mty}^2 - p_{mty}^1 & p_{mty}^3 - p_{mty}^2 & p_{mty}^4 - p_{mty}^3 & p_{mty}^5 - p_{mty}^4 \\ p_{mtz}^2 - p_{mtz}^1 & p_{mtz}^3 - p_{mtz}^2 & p_{mtz}^4 - p_{mtz}^3 & p_{mtz}^5 - p_{mtz}^4 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$\mathbf{R}_{ms}$ 包括9个未知数,式(4)可以分解为12个独立方程,那么式(4)为不相容方程组.对式(4)两端做转置,可得

$$\begin{bmatrix} p_{mtx}^2 - p_{mtx}^1 & p_{mty}^2 - p_{mty}^1 & p_{mtz}^2 - p_{mtz}^1 \\ p_{mtx}^3 - p_{mtx}^2 & p_{mty}^3 - p_{mty}^2 & p_{mtz}^3 - p_{mtz}^2 \\ p_{mtx}^4 - p_{mtx}^3 & p_{mty}^4 - p_{mty}^3 & p_{mtz}^4 - p_{mtz}^3 \\ p_{mtx}^5 - p_{mtx}^4 & p_{mty}^5 - p_{mty}^4 & p_{mtz}^5 - p_{mtz}^4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_{stx}^2 - p_{stx}^1 & p_{sty}^2 - p_{sty}^1 & p_{stz}^2 - p_{stz}^1 \\ p_{stx}^3 - p_{stx}^2 & p_{sty}^3 - p_{sty}^2 & p_{stz}^3 - p_{stz}^2 \\ p_{stx}^4 - p_{stx}^3 & p_{sty}^4 - p_{sty}^3 & p_{stz}^4 - p_{stz}^3 \\ p_{stx}^5 - p_{stx}^4 & p_{sty}^5 - p_{sty}^4 & p_{stz}^5 - p_{stz}^4 \end{bmatrix} \mathbf{R}_{ms}^T \quad (5)$$

令

$$\mathbf{B} = [\mathbf{b}_1 \quad \mathbf{b}_2 \quad \mathbf{b}_3] =$$

$$\begin{bmatrix} p_{mtx}^2 - p_{mtx}^1 & p_{mty}^2 - p_{mty}^1 & p_{mtz}^2 - p_{mtz}^1 \\ p_{mtx}^3 - p_{mtx}^2 & p_{mty}^3 - p_{mty}^2 & p_{mtz}^3 - p_{mtz}^2 \\ p_{mtx}^4 - p_{mtx}^3 & p_{mty}^4 - p_{mty}^3 & p_{mtz}^4 - p_{mtz}^3 \\ p_{mtx}^5 - p_{mtx}^4 & p_{mty}^5 - p_{mty}^4 & p_{mtz}^5 - p_{mtz}^4 \end{bmatrix}$$

令

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} p_{stx}^2 - p_{stx}^1 & p_{sty}^2 - p_{sty}^1 & p_{stz}^2 - p_{stz}^1 \\ p_{stx}^3 - p_{stx}^2 & p_{sty}^3 - p_{sty}^2 & p_{stz}^3 - p_{stz}^2 \\ p_{stx}^4 - p_{stx}^3 & p_{sty}^4 - p_{sty}^3 & p_{stz}^4 - p_{stz}^3 \\ p_{stx}^5 - p_{stx}^4 & p_{sty}^5 - p_{sty}^4 & p_{stz}^5 - p_{stz}^4 \end{bmatrix}$$

令 $\mathbf{R}_{ms}^T = [\mathbf{x}_1 \quad \mathbf{x}_2 \quad \mathbf{x}_3]$, 则由式(5)可得

$$\mathbf{b}_i = \mathbf{A}\mathbf{x}_i \quad i = 1, 2, 3 \quad (6)$$

式中, $\mathbf{b}_i$ 和 $\mathbf{A}$ 为已知量; $\mathbf{x}_i$ 为待求量.

建立不相容方程组, 可得

$$\mathbf{x}_i = \mathbf{A}^+ \mathbf{b}_i \quad (7)$$

由于 $\mathbf{A}$ 为列满秩, 可得

$$\mathbf{A}^+ = (\mathbf{A}^T \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \quad (8)$$

由式(7), 可以求得 $\mathbf{R}_{ms}$ 的 3 个列向量, 以确定基坐标系相对于测量坐标系的姿态. 由式(3)可得

$$\mathbf{P}_{ms} = \mathbf{P}_{mt} - \mathbf{R}_{ms} \mathbf{P}_{st} \quad (9)$$

利用式(9)即可求得 $\mathbf{P}_{mt}$, 从而确定基坐标系相对于测量坐标系的位置. 由式(7)和式(9)可以完成基坐标系的初步标定.

3 基坐标系精细标定

利用上述初步标定方法, 可以获得基坐标系的初步位姿 $\mathbf{g}'_{ms}(\mathbf{q})$. 但是由于测量误差和计算截断误差的存在, 导致 $\mathbf{g}'_{ms}(\mathbf{q})$ 中的旋转矩阵不能满足单位矩阵的正交性. 在基坐标系精细标定中, 利用四元数表示法来解决旋转矩阵的正交性.

3.1 单位四元数表示法

描述两坐标系之间的姿态可以用 3 个独立元素来描述. 单位四元数是一种描述两个正交坐标系之间的相对姿态的数学表示法. 单位四元数仅需要 4 个元素, 需满足一个约束条件. 而旋转矩阵包括 9 个元素, 则需满足 6 个约束条件. 相对而言, 四元数表示法比旋转矩阵更加简洁, 且二者之间存在等效变换关系.

若存在四元数 $\mathbf{q}$, 设为 $\mathbf{q} = q_0 + iq_1 + jq_2 + kq_3$, 令 $\bar{\mathbf{q}} = iq_1 + jq_2 + kq_3$, 那么

$$\theta = 2 \arccos q_0 \quad (10)$$

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{cases} \frac{\bar{\mathbf{q}}}{\sin(\theta/2)} & \theta \neq 0 \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (11)$$

设与之对应的旋转矩阵为 $\mathbf{R}$, 那么由关节螺旋定义可得

$$\mathbf{R} = \exp(\boldsymbol{\omega}\theta) \quad (12)$$

利用 Rodrigue 公式^[17], 可得

$$\exp(\hat{\boldsymbol{\omega}}\theta) = \mathbf{I}_{3 \times 3} + \hat{\boldsymbol{\omega}} \sin \theta + \hat{\boldsymbol{\omega}}^2 (1 - \cos \theta) \quad (13)$$

式中

$$\hat{\boldsymbol{\omega}} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{\omega} = [\omega_1 \quad \omega_2 \quad \omega_3]^T$$

将式(10)、式(11)和式(13)代入式(12), 可得

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中

$$\begin{aligned} r_{11} &= 1 - 2(q_2^2 + q_3^2) \\ r_{12} &= 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) \\ r_{13} &= 2(q_1 q_3 + q_0 q_2) \\ r_{21} &= 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) \\ r_{22} &= 1 - 2(q_1^2 + q_3^2) \\ r_{23} &= 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) \\ r_{31} &= 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) \\ r_{32} &= 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) \\ r_{33} &= 1 - 2(q_1^2 + q_2^2) \end{aligned}$$

3.2 旋转矩阵的优化

利用式(7)标定所得的初步旋转矩阵不能满足旋转矩阵的正交性, 因此需要优化初步标定结果. 旋转矩阵优化就是定义一个目标函数, 当四元数变量取得最优值时, 目标函数取极小值.

设与 $\mathbf{q}$ 等效的旋转矩阵为 $\mathbf{R}$, 令 $\mathbf{R} = \text{Rot}(q_0, q_1, q_2, q_3)$. 定义 $\mathbf{R}$ 与 $\mathbf{R}_{mt}$ 之间的距离函数为

$$\|\mathbf{R}_{mt} - \mathbf{R}\|_{\text{dis}} = \|\mathbf{R}_{mt} - \mathbf{R}\|_F^2 \quad (15)$$

其中 F 表示为矩阵的 F 范数. 选定上述距离函数为优化目标函数 C , 则

$$C = \|\mathbf{R}_{mt} - \mathbf{R}\|_F^2 \quad (16)$$

当 $\mathbf{R}$ 为正交化结果时, 应满足以下方程:

$$C = \min_{\mathbf{R}\mathbf{R}^{-1}=\mathbf{I}} \|\mathbf{R}_{mt} - \mathbf{R}\|_F^2 \quad (17)$$

那么

$$C = \|\mathbf{R}_{mt} - \text{Rot}(q_0, q_1, q_2, q_3)\|_F^2 \quad (18)$$

且满足:

$$q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1 \quad (19)$$

方程(18)可视为一个数学优化问题, 即求得多变量函数 C 的最小值, 并且满足约束条件 $q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1$. 拉格朗日乘子法为该类优化问题提供了有效的求解方法. 定义拉格朗日方程如下:

$$C_L = \|\mathbf{R}_{mt} - \text{Rot}(q_0, q_1, q_2, q_3)\|_F^2 + \lambda(q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 - 1) \quad (20)$$

设

$$\mathbf{R}_{mt} = \begin{bmatrix} r'_{11} & r'_{12} & r'_{13} \\ r'_{21} & r'_{22} & r'_{23} \\ r'_{31} & r'_{32} & r'_{33} \end{bmatrix}$$

则式(20)可化为

$$C_L = \sum_{i=1}^3 \sum_{j=1}^3 (r'_{ij} - r_{ij})^2 + \lambda (q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 - 1) \quad (21)$$

将式(14)代入式(21),可得

$$\begin{aligned} C_L = & (1 - 2(q_2^2 + q_3^2) - r'_{11})^2 + \\ & (2(q_1 q_2 - q_0 q_3) - r'_{12})^2 + \\ & (2(q_1 q_3 + q_0 q_2) - r'_{13})^2 + \\ & (2(q_1 q_2 + q_0 q_3) - r'_{21})^2 + \\ & (1 - 2(q_1^2 + q_3^2) - r'_{22})^2 + \\ & (2(q_2 q_3 - q_0 q_1) - r'_{23})^2 + \\ & (2(q_1 q_3 - q_0 q_2) - r'_{31})^2 + \\ & (2(q_2 q_3 + q_0 q_1) - r'_{32})^2 + \\ & (1 - 2(q_1^2 + q_2^2) - r'_{33})^2 + \\ & \lambda (q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 - 1) \end{aligned} \quad (22)$$

当式(22)取得极值时,满足以下非线性方程组:

$$\begin{cases} \frac{\partial C}{\partial q_0} = 0 \\ \frac{\partial C}{\partial q_1} = 0 \\ \frac{\partial C}{\partial q_2} = 0 \\ \frac{\partial C}{\partial q_3} = 0 \\ \frac{\partial C}{\partial \lambda} = 0 \end{cases} \quad (23)$$

列出上述方程组的显示表达式为

$$\begin{aligned} & 2q_3(4q_0 q_3 + r'_{12} - r'_{21}) + 2q_2(4q_0 q_2 + r'_{31} - r'_{13}) + \\ & 2q_1(4q_0 q_1 + r'_{23} - r'_{32}) + \lambda q_0 = 0 \\ & 2q_3(4q_1 q_3 - r'_{13} - r'_{31}) + 2q_2(4q_1 q_2 - r'_{12} - r'_{21}) - \\ & 4q_1[2(q_0^2 - q_1^2) - r'_{22} - r'_{33}] + \\ & 2q_0(4q_0 q_1 + r'_{23} - r'_{32}) + \lambda q_1 = 0 \\ & 2q_3(4q_2 q_3 - r'_{23} - r'_{32}) - 4q_2[2(q_0^2 - q_2^2) - r'_{11} - r'_{33}] + \\ & 2q_1(4q_1 q_2 - r'_{12} - r'_{21}) + \\ & 2q_0(4q_0 q_2 + r'_{31} - r'_{13}) + \lambda q_2 = 0 \\ & -4q_3[2(q_0^2 - q_3^2) - r'_{11} - r'_{22}] + \\ & 2q_2(4q_2 q_3 - r'_{23} - r'_{32}) + 2q_1(4q_1 q_3 - r'_{13} - r'_{31}) + \\ & 2q_0(4q_0 q_3 + r'_{12} - r'_{21}) + \lambda q_3 = 0 \\ & q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 - 1 = 0 \end{aligned} \quad (24)$$

式(24)为非线性方程组,包括5个变量和5个方程.利用牛顿迭代法即可求出式(24)的数值解 $[q_0^0 \ q_1^0 \ q_2^0 \ q_3^0 \ \lambda^0]^T$.

当 $\mathbf{q}^* = [q_0^0 \ q_1^0 \ q_2^0 \ q_3^0]^T$ 取得该数值解时,其对应的旋转矩阵与初步标定的旋转矩阵距离最近,从而实现旋转矩阵的精细标定.

4 标定试验

本节介绍机器人基坐标系标定的试验系统组成、标定步骤、标定数据和标定前后机器人精度对比.

4.1 标定试验系统

在运动学参数标定试验中,试验系统由 FARO ARM、末端球形靶标和 ABB 公司的标准工业机器人 IRB 1410 组成,如图1所示.图1中 $\{T\}$ 表示待测量的靶标坐标中心,视为工具坐标系. $\{S\}$ 为 IRB 1410 机器人的基坐标系, $\{M\}$ 为 FARO ARM 的测量坐标系. IRB1410 机器人的自由度数为6,其几何参数的名义值为: $l_1 = 170 \text{ mm}$; $l_2 = 475 \text{ mm}$; $l_3 = 600 \text{ mm}$; $l_4 = 1195 \text{ mm}$; $l_5 = 720 \text{ mm}$. 在 $\{S\}$ 下,靶标相对于机器人手腕中心的位置偏移量为 $(-14.17 \text{ mm}, -12.10 \text{ mm}, 251.39 \text{ mm})$.

4.2 试验步骤和数据

在图1所述标定系统中, FARO ARM 可以直接测量出靶标中心 $\{T\}$ 在 $\{M\}$ 下的位置坐标.读取 IRB 1410 的关节转角,利用式(1),可以获得靶标中心 $\{T\}$ 在 $\{S\}$ 下的名义位置.而在一次测量中, $\{S\}$ 与 $\{M\}$ 之间存在一个固定的刚体变换 g_{ms} .假设机器人运动学参数无误差,利用四元数表示法即可精确标定出 g_{ms} 的实际值.从而将测量所得位置坐标和名义位置坐标转换到同一个坐标系 $\{M\}$ 中.

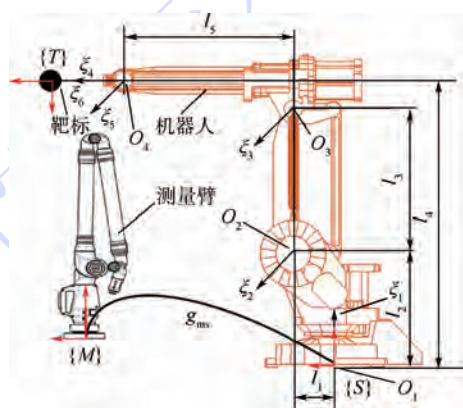


图1 机器人基坐标系标定系统原理图

Fig.1 Schematic of robot base frame calibration system

考虑到 FARO ARM 测量臂的测量范围较小,本次测量一共设计20个测量点.每个测量点对应一个不同的机器人关节位形.实际测量过程如图2所示.一共测量20个不同的末端位置,3个坐标分量记为 $\{P_x \ P_y \ P_z\}^T$,如表1所示, p 为末端位置序号.对应的机器人关节位形 $\mathbf{q}$,如表2所示.

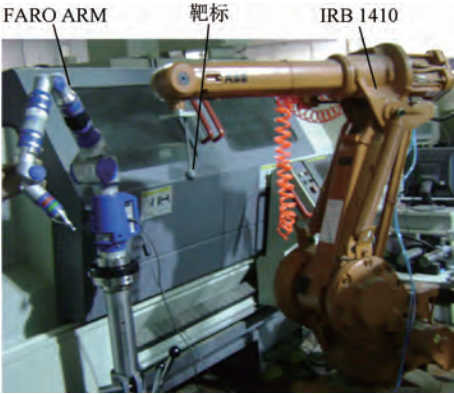


图2 末端坐标测量

Fig.2 Coordinate measurement of end

表1 末端位置坐标

Table 1 Position coordinates of end

<i>p</i>	<i>P_x</i>	<i>P_y</i>	<i>P_z</i>
1	-460.890 1	549.517 5	-27.609 1
2	-362.291 9	390.865 8	-53.967 2
3	-296.550 1	231.185 4	-85.149 6
4	-260.442 2	78.538 5	-119.147 9
5	-463.434 9	458.011 5	-136.617 8
6	-238.384 0	167.067 7	-201.002 5
7	-218.092 9	7.843 2	-238.375 4
8	-207.299 7	158.385 2	-184.361 8
9	-392.060 1	406.649 7	-239.146 6
10	-331.767 6	249.871 2	-281.312 5
11	-308.002 4	101.785 4	-318.316 2
12	-160.459 2	94.983 5	-311.768 5
13	-294.703 1	185.589 5	-402.290 9
14	-306.393 9	349.437 7	-346.226 6
15	-263.037 1	184.986 8	-388.513 1
16	-241.509 4	29.029 0	-429.597 9
17	-408.238 0	265.099 1	-456.836 2
18	-430.845 4	420.156 7	-401.901 6
19	-231.475 4	120.404 1	-523.064 6
20	-232.738 0	-42.431 6	-558.272 0

表2 机器人关节位形

Table 2 Robot's joint configurations

<i>p</i>	<i>q</i> /(°)
1	-10.000,25.000,-40.00,-40.000,95.000,-160.000
2	-10.000,30.000,-30.00,-30.000,100.000,-155.000
3	-10.000,35.000,-20.00,-20.000,105.000,-150.000
4	-10.000,40.000,-10.00,-10.000,110.000,-145.000
5	-5.000,25.000,-35.000,-35.000,110.000,-140.000
6	-5.000,35.000,-15.00,-15.000,95.000,-155.000
7	-5.000,40.000,-5.000,-5.000,100.000,-150.000
8	-5.000,45.000,-20.000,-20.000,105.000,-145.000
9	0.000,25.000,-30.000,-30.000,100.000,-145.000
10	0.000,30.000,-20.000,-20.000,105.000,-140.000
11	0.000,35.000,-10.000,-10.000,110.000,-160.000
12	0.000,45.000,-15.000,-15.000,95.000,-150.000
13	5.000,30.000,-15.000,-15.000,95.000,-145.000
14	5.000,35.000,-30.000,-30.000,100.000,-140.000
15	5.000,40.000,-20.000,-20.000,105.000,-160.000
16	5.000,45.000,-10.000,-10.000,110.000,-155.000
17	10.000,25.000,-20.000,-20.000,105.000,-155.000
18	10.000,30.000,-35.000,-35.000,110.000,-150.000
19	10.000,40.000,-15.000,-15.000,95.000,-140.000
20	10.000,45.000,-5.000,-5.000,100.000,-160.000

4.3 标定结果

本节分别利用非线性最小二乘拟合、初步标定和精细标定等3种方法对试验系统中的IRB 1410机器人的基坐标系进行标定,并验证标定后的机器人末端的精度水平。

1) 非线性最小二乘拟合.

将式(3)按行转化为3个非线性方程.每个方程包括4个未知数.分别取5个测量位形,采用最小二乘非线性拟合方法,即可求出4个未知数.所选取的5个测量位形的序号分别是:4,8,11,14,17,标定所得的基坐标系位姿矩阵为

$$\mathbf{g}_{ms} = \begin{bmatrix} 0.995\,67 & -0.115\,23 & -0.004\,002\,9 & -1\,431.6 \\ -0.006\,999 & -0.045\,219 & 0.991\,07 & -847.00 \\ -0.117\,33 & -0.990\,86 & -0.047\,902 & -163.86 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

2) 初步标定.

利用式(7)和式(9),即可求出初始标定的基坐标系位姿.所选取的5个测量位形的序号分别是:4,8,11,14,17,标定所得的基坐标系位姿矩阵为

$$\mathbf{g}_{ms} = \begin{bmatrix} 0.995\,89 & -0.115\,15 & -0.004\,104\,6 & -1\,431.7 \\ -0.005\,370\,8 & -0.044\,654 & 0.990\,33 & -848.08 \\ -0.117\,27 & -0.990\,83 & -0.047\,931 & -163.90 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

3) 精细标定.

利用式(24),即可求出精细标定的基坐标系位姿.所选取的5个测量位形的序号分别是:4,8,11,14,17,标定所得的基坐标系位姿矩阵的四元数为

$$\mathbf{q}^* = [0.689\,19 \quad -0.722\,24 \quad 0.041\,405 \quad 0.040\,907]$$

对应的齐次矩阵为

$$\mathbf{g}_{ms} = \begin{bmatrix} 0.993\,22 & -0.116\,20 & -0.002\,016\,8 & -1\,430.9 \\ -0.003\,423\,3 & -0.046\,6 & 0.998\,91 & -859.14 \\ -0.116\,16 & -0.992\,13 & -0.046\,682 & -166.50 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

4) 标定结果对比.

分别利用最小二乘法拟合标定结果、初始标定结果和精细标定结果,对4.2节中的20组机器人位形和对应的末端位置进行精度验证.验证结果如图3所示,其中纵坐标为所测点的名义坐标与测量坐标之间的绝对定位误差,横坐标是所测点的序号.

如果采用最小二乘拟合法对机器人基坐标系

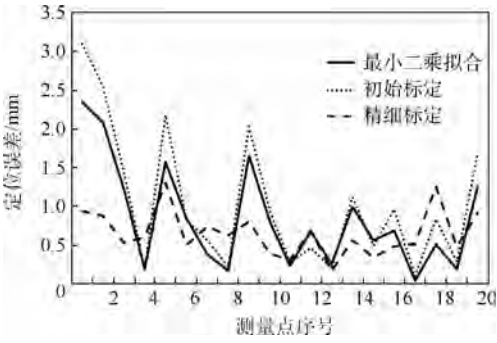


图3 精度验证和比较

Fig.3 Verification and comparison of accuracy

进行标定,那么第1点处误差最大,定位偏差为2.35 mm,在第17点处误差最小,定位偏差为0.045 mm.

如果采用初始标定的机器人基坐标系位姿,那么第1点处误差最大,定位偏差为3.09 mm,在第17点处误差最小,定位偏差为0.099 mm.

如果采用本文的精细标定方法,那么在第5点处误差最大,定位偏差为1.30 mm,在第13点处误差最小,其定位偏差为0.165 mm.

可见,经过基坐标系的精细标定后,所测20个位置的定位误差带缩小,各点的定位误差更加均匀,提高了机器人的定位精度.

5 结 论

本文提出和实施了一种采用四元数表示法的机器人基坐标系的精确标定方法,提高了基坐标系姿态矩阵的正交性.

1) 初始标定步骤中,建立待标定齐次矩阵的不相容非线性方程组,以最小二乘解作为初始标定结果.

2) 在精细标定中,采用了四元数法来描述机器人基坐标系的实际位姿,以初始标定位姿与实际位姿偏差矩阵的F范数为优化目标方程,采用拉格朗日乘子法和牛顿迭代法获得机器人基坐标系的精确标定结果.

3) 搭建了工业机器人和测量臂组成的标定试验系统,完成20个测量点的验证试验,证明经过本方法标定后,最大机器人定位误差减小为1.30 mm.

参考文献 (References)

[1] Jin X S, Yang X C. Off-line programming of a robot for laser re-manufacturing[J]. Tsinghua Science & Technology, 2009, 14(S1):

186-191.
[2] Pradeep V, Konolige K, Berger E. Calibrating a multi-arm multi-sensor robot: a bundle adjustment approach [J]. Experimental Robotics Springer Tracts in Advanced Robotics, 2014, 79: 211-225.
[3] Graig J J. Introduction to robotics: mechanics and control [M]. 3rd ed. Upper Saddle River: Pearson Education Inc, 2005: 10-20.
[4] Hayati S A. Robot arm geometric link parameter estimation [C]//Proceedings of 22nd IEEE Conference on Decision and Control. San Antonio, Texas: IEEE, 1983, 22: 1477-1483.
[5] Zhuang H, Roth Z S, Hamano F. A complete and parametrically continuous kinematic model for robot manipulators [J]. IEEE Transactions on Robotics and Automation, 1992, 8(4): 451-463.
[6] Stone H W, Sanferson A C. A prototype arm signature identification system [J]. Proceeding of IEEE Conference on Robotics and Automation, 1987, 4: 175-182.
[7] He R, Zhao Y J, Yang S N, et al. Kinematic-parameter identification for serial-robot calibration based on POE formula [J]. IEEE Transactions on Robotics, 2010, 26(3): 411-423.
[8] Gan Z, Rossano G, Li X, et al. Method for calibrating and programming of a robot application; US, Patent 6, 822, 412 [P]. 2004-11-23.
[9] Gu X, Feng C. A calibration procedure for a system of two coordinated manipulators [J]. International Journal of Robotics and Automation, 1995, 10(4): 152-158.
[10] Sun Y, Giblin D J, Kazeroonian K. Accurate robotic belt grinding of workpieces with complex geometries using relative calibration techniques [J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2009, 25(1): 204-210.
[11] Jianbo S U. Base calibration for dual robot system [J]. Control Theory and Applications, 1998, 15(4): 575-582.
[12] Wang H, Shen S, Lu X. A screw axis identification method for serial robot calibration based on the POE model [J]. Industrial Robot: An International Journal, 2009, 39(2): 146-153.
[13] Nubiola A, Bonev I A. Absolute calibration of an ABB IRB 1600 robot using a laser tracker [J]. Robotics and Computer-Integrated Manufacturing, 2013, 29(1): 236-245.
[14] Santolaria J, Aguilar J J, Yanue J A, et al. Kinematic parameter estimation technique for calibration and repeatability improvement of articulated arm coordinate measuring machines [J]. Precision Engineering, 2008, 32(4): 251-268.
[15] Gan Y, Dai X. Base frame calibration for coordinated industrial robots [J]. Robotics and Autonomous systems, 2011, 59(7): 563-570.
[16] Ernst F, Richter L, Mmthaus L, et al. Non-orthogonal tool/flange and robot/world calibration [J]. The International Journal of Medical Robotics and Computer Assisted Surgery, 2012, 8(4): 407-420.
[17] Murray R M, Li Z, Sastry S S, et al. A mathematical introduction to robotic manipulation [M]. Boca Raton: CRC Press, 1994: 28.

Calibration method of robot base frame by quaternion form

WANG Wei^{*}, LIU Lidong, WANG Gang, YUN Chao

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

Abstract: The accuracy pose of robot base frame with respect to the world frame needs to be calibrated under the task of multi-arm cooperation, identification of kinematics parameter and off-line program of robot. An accurately calibration method of robot base frame using quaternion form was proposed and applied. The kinematic model of robot was established by the product-of-exponential formula. 5 tool center points (TCPs), which were not coplanar, were measured with the external measuring device, and the corresponding robot joint configurations were also recorded. By considering the elements of rotational matrix corresponding to the base frame pose as the variables, a group of incompatible equations was set up, and the initial homogeneous matrix of the base frame pose was also obtained. However, due to the errors of measuring and truncation, the rotational matrix part of initial homogeneous matrix cannot satisfy the regulation of unit orthogonal matrix. Using the geometrical constraints of a quaternion, an objective equation by the form of penalty function was established, and the initial homogeneous matrix was orthogonalized. By a set of practical calibration experiments of robot, the validity of calibration method was verified, which improved the accuracy of the location of robot end.

Key words: robot; calibration; base frame; quaternion; orthogonality

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0181



Tong 检测算法性能分析及参数设置

朱云龙¹, 丑武胜¹, 杨东凯^{*2}

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100191; 2. 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 北京 100191)

摘 要: Tong 检测算法是常用的信号检测算法,但在其统计性能以及算法参数设置等方面仍缺少全面的结论. 针对这些问题,运用统计和递推分析方法对信号搜索单元滞留次数的均值及方差进行了较为详细的理论分析,给出了相应表达式,根据 3 西格玛原则,提出了一种最大滞留次数限定方法. 分析了检测概率、噪声搜索单元和信号搜索单元平均滞留次数与算法中计数器初值和最大值以及预检测信噪比之间的关系. 分析结果表明 Tong 检测算法参数的设置需依据信号强弱和搜索方式,并折衷考虑对检测概率与噪声搜索单元或信号搜索单元平均滞留次数的影响.

关键词: 卫星导航; 接收机; 捕获; 检测; Tong 检测算法

中图分类号: P228.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0418-06

卫星导航系统是国家重要基础设施. 接收机是系统与用户的惟一接口,卫星导航信号的捕获是接收机信号处理部分的核心技术,用于搜索卫星信号并将其牵引至跟踪范围内^[1-2]. 捕获是对扩频码相位和载波频率的二维搜索过程,捕获系统将可能的码相位和载波频率搜索范围分成若干分格,一个码相位分格与一个载波频率分格构成一个搜索单元. 搜索控制逻辑采用某种策略遍历各搜索单元,检测信号是否存在,并给出码相位和载波频率的粗略估计^[2-7]. 搜索策略可以是串行的也可以是并行的.

在检测某个搜索单元时,一般采用门限判决法进行检测^[8-9],检测量可使用输入信号与本地复现信号相关结果的功率值,若检测量高于门限,则认为信号存在,该搜索单元对应的值就是码相位与载波频率的估计值.

这种单次检测的虚警概率和检测概率往往不能满足要求^[9-10],可以通过增加预检测积分时间

或是增加非相干累加次数的方式来改善检测性能,但会使计算量和检测时间都大幅增加. 另一种提高检测性能的方法是采用多次滞留的检测算法,如 M/N 检测算法、 $(1 + M/N)$ 检测算法以及 Tong 检测算法等^[2,8,10]. M/N 算法适用于信号较强的情况,且检测时间较长, $(1 + M/N)$ 算法是单次检测与 M/N 检测的结合体,也只适用于强信号情况^[8]. Tong 算法是一种可变滞留次数检测算法,其结构简单灵活,可以通过调整参数适应各种环境下的信号检测. 国内外学者对 Tong 算法已进行了比较多的研究^[5-6,9-15],这些研究讨论了 Tong 算法的虚警概率、检测概率和噪声单元平均滞留次数等性质,但对检测信号单元的平均滞留次数却少有研究. 实际上,在并行搜索过程中,信号单元滞留次数对总捕获时间将有比较重要的影响,同时也会影响到最大滞留次数等算法参数的选择,对它的研究将有助于合理设置算法参数,提高检测性能. 本文将对信号单元滞留次数的均值和

收稿日期: 2014-04-03; 录用日期: 2014-05-09; 网络出版时间: 2014-06-10 09:38

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0181.html

基金项目: 国家 863 计划资助项目(2012AA12A206,2011AA120502)

作者简介: 朱云龙(1978—),男,北京人,博士后, inca_zyl@126.com

* 通讯作者: 杨东凯(1972—),男,山东莱芜人,教授, edkyang@buaa.edu.cn, 主要研究方向为卫星导航.

引用格式: 朱云龙, 丑武胜, 杨东凯. Tong 检测算法性能分析及参数设置[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 418-423.

Zhu Y L, Chou W S, Yang D K. Performance analysis and parameter setting for Tong detection algorithm [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 418-423 (in Chinese).

方差进行详细推导,给出最大滞留次数限定方法,分析算法参数对检测性能的影响,并给出参数设置方法.本文以 GPS (Global Positioning System) C/A (Coarse/Acquisition) 码信号为例进行讨论,所得结论也可适用于北斗二号系统公开服务信号.

1 Tong 检测算法结构

Tong 算法结构如图 1 所示^[2].该算法设定一个向上/向下计数器 k ,最大值为 A ,初始值为 B .若检测量超过判决门限 V_t ,则 k 加 1,否则减 1,当 $k=A$ 时捕获成功, $k=0$ 时该搜索单元被否决,进入下一搜索单元进行检测.为防止 k 在 A 与 0 之间徘徊,可规定一个最大滞留次数 $N_{\max}$,如在某一单元的滞留次数超过 $N_{\max}$,则放弃此单元.

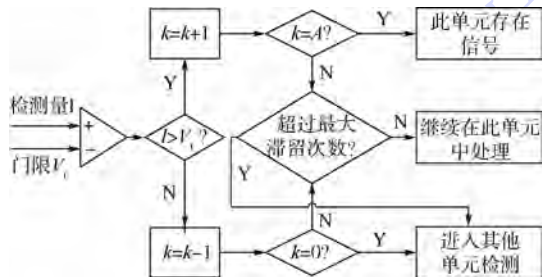


图 1 Tong 检测算法结构

Fig. 1 Structure of Tong detection algorithm

图 1 中的检测量 l 为功率检测量,表达式为

$$l = \sum_{j=1}^M I_j^2 + Q_j^2 \quad (1)$$

式中, I_j, Q_j 为相关器 I 路与 Q 路输出的预检测积分结果; M 为非相干累加次数.

用 H_1 表示信号存在, H_0 表示信号不存在.对功率检测量做归一化处理: $z = l/\sigma_n^2$.其中, σ_n^2 是 I 路或 Q 路预检测积分结果中噪声的功率.可以证明^[2], z 满足如式(2)和式(3)所示的卡方分布:

$$p(z | H_1) = \frac{1}{2} \left(\frac{z}{\lambda} \right)^{\frac{1}{2}(M-1)} \cdot$$

$$\exp\left(-\frac{1}{2}(z + \lambda)\right) I_{M-1}(\sqrt{z \cdot \lambda}) \quad (2)$$

$$p(z | H_0) = \frac{1}{2^M \Gamma(M)} z^{M-1} \exp\left(-\frac{z}{2}\right) \quad (3)$$

式中, $\lambda = 2M \cdot (s/n) = 2M \cdot (c/n) \cdot T_l$, s/n 为预检测信噪比, c/n 为预检测载噪比, T_l 为预检测积分时间; $\Gamma(M) = (M-1)!$ 为伽玛函数.

设归一化判决门限为 NV_t ,则单次检测概率 P_d 和虚警概率 P_f 分别为

$$P_d = \int_{NV_t}^{\infty} p(z | H_1) dz \quad (4)$$

$$P_f = \int_{NV_t}^{\infty} p(z | H_0) dz \quad (5)$$

总检测概率 P_D 与总虚警概率 P_F 与单次检测概率和单次虚警概率有如下关系^[5,12]:

$$P_D = \frac{[(1 - P_d)/P_d]^B - 1}{[(1 - P_d)/P_d]^{A+B-1} - 1} \quad (6)$$

$$P_F = \frac{[(1 - P_f)/P_f]^B - 1}{[(1 - P_f)/P_f]^{A+B-1} - 1} \quad (7)$$

2 滞留次数的统计特性

2.1 平均滞留次数

2.1.1 噪声搜索单元平均滞留次数

检测噪声单元的平均滞留次数 N_n 已有明确结论,如式(8)所示^[12].其中, $r = (1 - P_f)/P_f$.

$$N_n = \frac{B}{1 - 2P_f} - \frac{A}{1 - 2P_f} \times \frac{1 - r^B}{1 - r^A} \quad (8)$$

2.1.2 信号搜索单元平均滞留次数

以下来推导检测信号单元时滞留次数的平均值.假定检测正在信号单元中进行,第 n 次判决时,计数器值 $k=i$,或记为 $k(n)=i$,下一次判决时计数器的值只能加 1 或减 1,加 1 的概率为 $P(k(n+1)=i+1 | k(n)=i) = P_d$;减 1 的概率为 $P(k(n+1)=i-1 | k(n)=i) = 1 - P_d$.

假定计数器从到达 i 后到结束对此单元的检测的滞留次数为 $X(i)$,其均值为 $N_s(i) = E[X(i) | k=i] = E[X(i) | k(n)=i]$.暂时忽略最大滞留次数的制约(事实上,通过合理设置 $N_{\max}$ 可以使滞留次数超过 $N_{\max}$ 的概率极小,而且考虑 $N_{\max}$ 制约时,难以得到闭式解).这时,结束检测主要分为两种情况:一是计数器到达 A ,信号捕获成功;二是计数器到达 0,发生漏检.

在第 1 种情况下, $X(i)$ 的最小可能取值为 $A-i$,即每次判决后计数器的值均加 1,一直到达 A .则 $N_s(i)$ 可表示为

$$N_s(i) \approx \sum_{j=A-i}^{\infty} j P(X(i)=j | k(n)=i) \quad (9)$$

则由全概率公式可得

$$N_s(i) \approx$$

$$\begin{aligned} & \sum_{j=A-i}^{\infty} j \{ P(X(i)=j, k(n+1)=i-1 | k(n)=i) + \\ & P(X(i)=j, k(n+1)=i+1 | k(n)=i) \} = \\ & \sum_{j=A-i}^{\infty} j \{ P(X(i)=j | k(n+1)=i-1, k(n)=i) (1 - P_d) + \\ & P(X(i)=j | k(n+1)=i+1, k(n)=i) P_d \} = \\ & \sum_{j=A-i}^{\infty} j \{ P(X(i)=j | k(n+1)=i-1, k(n)=i) (1 - P_d) + \\ & P(X(i)=j | k(n+1)=i+1, k(n)=i) P_d \} = \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & 1 + X(i-1) | X(i) = j) (1 - P_d) + \\
 & P(X(i) = 1 + X(i+1) | X(i) = j) P_d \} = \\
 & \sum_{j=A-i}^{\infty} jP(X(i-1) = j-1 | k = i-1) (1 - P_d) + \\
 & \sum_{j=A-i}^{\infty} jP(X(i+1) = j-1 | k = i+1) P_d = E_1 + E_2 \\
 & E_1 = (1 - P_d) \cdot
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & \sum_{j=A-i}^{\infty} (j-1+1)P(X(i-1) = j-1 | k = i-1) = \\
 & (1 - P_d) \left\{ \sum_{j=A-i}^{\infty} (j-1)P(X(i-1) = \right. \\
 & \left. j-1 | k = i-1) + \right. \\
 & \left. \sum_{j=A-i}^{\infty} P(X(i-1) = j-1 | k = i-1) \right\} \\
 & E_1 = (1 - P_d) \left\{ \sum_{l=A-i-1}^{\infty} lP(X(i-1) = l | k = i-1) + \right. \\
 & \left. \sum_{l=A-i-1}^{\infty} P(X(i-1) = l | k = i-1) \right\}
 \end{aligned}$$

由于 $X(i-1)$ 的最小值为 $A-i+1$, 因此有

$$P(X(i-1) = A-i | k = i-1) =$$

$$P(X(i-1) = A-i-1 | k = i-1) = 0$$

故而, E_1 可表示为

$$\begin{aligned}
 E_1 &= (1 - P_d) \left\{ \sum_{l=A-i+1}^{\infty} lP(X(i-1) = l | k = i-1) + \right. \\
 & \left. \sum_{l=A-i+1}^{\infty} P(X(i-1) = l | k = i-1) \right\} \approx \\
 & (1 - P_d) [N_s(i-1) + 1]
 \end{aligned}$$

用相同方法处理 E_2 得: $E_2 \approx P_d [N_s(i+1) + 1]$.

由以上推导可得

$$N_s(i) \approx (1 - P_d) N_s(i-1) + P_d N_s(i+1) + 1 \quad (10)$$

在第 2 种情况下, 即发生漏检时, $X(i)$ 的最小值为 i , 即每次判决计数器的值均减 1, 一直到达 0. 用与上面类似的推导办法, 可得出这时 $N_s(i)$ 的递推形式与式 (10) 一致.

当计数器到达 A 时, 宣布信号存在, 因此没有滞留, 故而 $N_s(A) = 0$; 当计数器到达 0 时, 此单元被放弃, 发生漏检, 也没有滞留, 因此 $N_s(0) = 0$. 如此便得到递推关系的两个边界条件.

综上所述, 可得平均滞留次数的递推模型为

$$\begin{aligned}
 N_s(i) &= (1 - P_d) N_s(i-1) + P_d N_s(i+1) + 1 \\
 N_s(0) &= 0 \quad N_s(A) = 0 \quad (11)
 \end{aligned}$$

令 $a = (1 - P_d)/P_d$, $b = 1/P_d$, 解差分方程得

$$N_s(i) = \frac{bi}{a-1} + \frac{Ab(1-a^i)}{(1-a)(1-a^A)} \quad (12)$$

令 i 等于计数器初始值 B , 并将 a 与 b 表达式代入式 (12), 可得检测信号单元的平均滞留次数为

$$N_s = \frac{B}{1-2P_d} - \frac{A}{1-2P_d} \times \frac{1 - [(1-P_d)/P_d]^B}{1 - [(1-P_d)/P_d]^A} \quad (13)$$

2.2 信号搜索单元滞留次数方差

令 $D_s(i)$ 为计数器值为 i 时滞留次数 $X(i)$ 的方差, 由方差的定义容易得到

$$D_s(i) = E[X^2(i) | k = i] - N_s^2(i) \quad (14)$$

令 $R_s(i) = E[X^2(i) | k = i]$. 对 $R_s(i)$ 的讨论也分为成功捕获和发生漏检两种情况. 使用与推导均值时类似的方法处理 $R_s(i)$, 可以得到两种情况下相同的递推表达式. 计数器到达 0 和 A 的时候, $X(i)$ 为确定性事件, 且等于 0, 因此 $R_s(0) = R_s(A) = 0$. 递推模型为

$$\begin{aligned}
 R_s(i) &= (1 - P_d) R_s(i-1) + P_d R_s(i+1) + \\
 & 2(1 - P_d) N_s(i-1) + 2P_d N_s(i+1) + 1 \\
 R_s(0) &= 0 \quad R_s(A) = 0 \quad (15)
 \end{aligned}$$

此差分方程较复杂, 这里不做通解推导. 在实际应用中可通过数值方法求解.

令 $\Delta(i) = R_s(i) - R_s(i+1)$, 对式 (15) 变形可得

$$\begin{cases} \Delta(i) = a \cdot \Delta(i-1) + h(i) \\ R_s(0) - R_s(A) = \sum_{i=0}^{A-1} \Delta(i) = 0 \end{cases} \quad (16)$$

式中

$$a = (1 - P_d)/P_d \quad (17)$$

$$\begin{aligned}
 h(i) &= [2(1 - P_d) N_s(i-1) + \\
 & 2P_d N_s(i+1) + 1]/P_d \quad (18)
 \end{aligned}$$

可以解得

$$\Delta(0) = \frac{1-a}{a^A-1} \sum_{i=1}^{A-1} \sum_{j=1}^i a^{i-j} h(j) \quad (19)$$

通过数值计算可得 $\Delta(0)$ 的值, 进而得到 $R_s(1) = R_s(0) - \Delta(0) = -\Delta(0)$, 再通过式 (15), 求得各个 $R_s(i)$. 令 $i = B$, 由式 (14) 可得检测信号单元的滞留次数方差为

$$D_s = D_s(B) = R_s(B) - N_s^2 \quad (20)$$

2.3 最大滞留次数的选择方法

在下面的分析中将会看到, 信号单元的平均滞留次数往往远大于噪声单元的平均滞留次数, 因此最大滞留次数的选择以信号单元的情况为准. 可依据 3 西格玛原则, 取最大滞留次数为

$$N_{\max} = N_s + 3\sqrt{D_s} \quad (21)$$

3 Tong 检测算法性能分析

检测一般采用涅曼-皮尔逊准则, 即恒虚警准则. 限定总虚警概率 P_F 后, 由式 (7) 求得单次虚

警概率 P_f ,由式(5)求得门限后,可由式(4)求得
单次检测概率 P_d ,然后由式(6)求得总检测概率
 P_D ,由式(8)、式(13)分别求得噪声单元平均滞留
次数 N_n 和信号单元平均滞留次数 N_s . 分析使用
GPS C/A 码信号,预检测积分时间 $T_1 = 1\text{ ms}$,非相
干累加次数 $M = 1$. 限定总虚警概率 $P_F = 10^{-6}$.

3.1 检测概率分析

图2是Tong算法的总检测概率曲线.可以看
出,增加A和B均能使总检测概率提高,增加B
的效果比增加A的效果更明显.

均滞留次数. 其中,表2中的数据在预检测信噪比
 $s/n = 6\text{ dB}$ 情况下得到,表3中的数据在预检测信
噪比 $s/n = 9\text{ dB}$ 情况下得到.

表2 不同A与B下信号搜索单元平均滞留次数
($s/n = 6\text{ dB}$)

Table 2 Average dwell times of signal search unit for
different A and B ($s/n = 6\text{ dB}$)

B	A				
	4	6	8	10	12
1	2.93	6.04	8.05	10.00	11.98
2	4.00	6.81	8.44	10.22	12.13

表3 不同A与B下信号搜索单元平均滞留次数
($s/n = 9\text{ dB}$)

Table 3 Average dwell times of signal search unit for
different A and B ($s/n = 9\text{ dB}$)

B	A				
	4	6	8	10	12
1	3.26	5.15	7.10	9.08	11.07
2	2.62	4.32	6.21	8.17	10.15

从表2和表3可以看出,信号单元的平均滞
留次数远大于噪声单元的平均滞留次数,增大A
会使信号单元的平均滞留次数增加.

在A一定时,若 s/n 较低,则B较小时,平均
滞留次数也较小,B较大时,平均滞留次数也较
大.这是由于当 s/n 较低时,尤其当A也较小时,
检测概率也较低,例如 $s/n = 6\text{ dB}$, $A = 4$, $B = 1$ 时,
 $P_d = 48.36\%$, $P_D = 22.60\%$; $A = 4$, $B = 2$ 时,
 $P_d = 48.32\%$, $P_D = 36.02\%$,这种情况下很容易发生
漏检,计数器值减小并到达0的概率较大,此时不
同B值下的单次检测概率较为接近,则B越小,
计数器越容易到达0,平均滞留次数也越小.随着
A的增大,检测概率也在增大,计数器值增加并到
达A的可能性变大,但单次检测概率仍不是很
高,中间过程有可能出现反复,例如 $s/n = 6\text{ dB}$,
 $A = 8$, $B = 1$ 时, $P_d = 83.99\%$, $P_D = 80.94\%$; $A =$
 8 , $B = 2$ 时, $P_d = 83.78\%$, $P_D = 96.25\%$,B较小时
单次检测概率稍大,因此平均滞留次数稍小.

在A一定时,若 s/n 较高,则B较小时,平均
滞留次数较大,B较大时,平均滞留次数较小.这
是由于,若 s/n 较高,则检测概率也较高,例如
 $s/n = 9\text{ dB}$ 时, $A = 4$, $B = 1$ 时, $P_d = 86.31\%$, $P_D =$
 84.19% ; $A = 4$, $B = 2$ 时, $P_d = 86.28\%$, $P_D =$
 97.48% ; $A = 12$, $B = 1$ 时, $P_d = 99.30\%$, $P_D =$
 99.29% ; $A = 12$, $B = 2$ 时, $P_d = 99.27\%$, $P_D =$
 99.99% .这时,计数器值增加并到达A的概率较
大,且不同B值下的单次检测概率较为接近,则
初始位置越接近A,平均滞留次数越小.随着A的

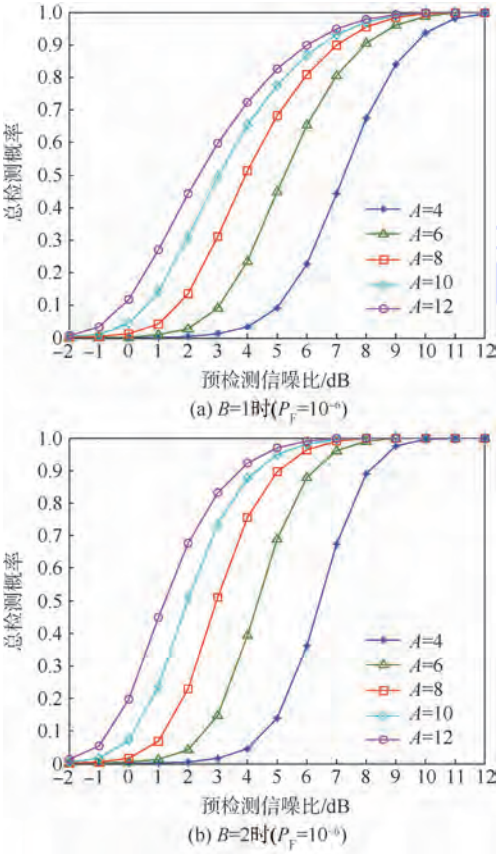


图2 Tong算法总检测概率

Fig.2 Total detection probabilities of Tong algorithm

3.2 平均滞留次数分析

3.2.1 噪声搜索单元中的平均滞留次数

表1为不同A与B下,噪声单元平均滞留次
数.可以看出,增加A与B的值均会使噪声单元
的平均滞留次数增加,增加B的效果更为明显.

表1 不同A与B下噪声搜索单元平均滞留次数

Table 1 Average dwell times of noise search unit for
different A and B

A	B				
	4	6	8	10	12
1	1.02	1.14	1.33	1.57	1.83
2	2.04	2.27	2.65	3.11	3.61

3.2.2 信号搜索单元中的平均滞留次数

表2与表3为不同A与B下,信号单元的平均

增加,不同 B 值下的平均滞留次数之差趋于定值,即计数器初始位置之差,例如, $B = 1$ 和 $B = 2$ 两种情况下的平均滞留次数之差随着 A 的增加趋于 1.

表 4 是不同 A 与 B 值及预检测信噪比 s/n 情况下信号单元的平均滞留次数.

表 4 不同 A, B 和 s/n 下信号搜索单元平均滞留次数
Table 4 Average dwell times of signal search unit for different A, B and s/n

A	B	$(s/n)/\text{dB}$				
		6	7	8	9	10
4	1	2.93	3.34	3.40	3.26	3.12
4	2	4.00	3.80	3.21	2.62	2.25
6	1	6.04	5.69	5.36	5.15	5.05
6	2	6.81	5.62	4.79	4.32	4.10
8	1	8.05	7.59	7.28	7.10	7.03
8	2	8.44	7.28	6.58	6.21	6.06
10	1	10.00	9.53	9.23	9.08	9.02
10	2	10.22	9.13	8.49	8.17	8.04
12	1	11.98	11.50	11.21	11.07	11.02
12	2	12.13	11.06	10.44	10.15	10.04

由表 4 可以看出,除了 $A = 4, B = 1$ 情况外,其他各种 A, B 组合情况下的信号单元平均滞留次数随着 s/n 的提高而减小.这是由于随着 s/n 的提高,检测概率将增加,计数器到达 A 的可能性增大,中间的反反复过程减少,平均滞留次数随之下降.另外,由图 2 可以看出,随着 s/n 的提高,在一定的 A, B 组合下,总检测概率增加的趋势越来越缓慢,单次检测概率增加的趋势也将变缓,这造成平均滞留次数下降趋势的减缓,逐渐接近成功捕获所需的最低滞留次数.

对于 $A = 4, B = 1$ 的情况,上面已经提到,当 s/n 较低时,漏检概率较大,例如 $s/n = 6 \text{ dB}$ 时, $P_d = 48.36\%$, $P_D = 22.60\%$,又由于 B 值较小,因此计数器很容易到达 0,造成平均滞留次数较小;当 s/n 有所提高时,检测概率也会增加,但仍然不很高,例如 $s/n = 7 \text{ dB}$ 时, $P_d = 61.53\%$, $P_D = 44.24\%$,这会造成中间过程的反复,致使平均滞留次数增加;若 s/n 继续增加,则检测概率迅速增加,例如 $s/n = 10 \text{ dB}$ 时, $P_d = 94.20\%$, $P_D = 93.84\%$,这时,中间反复过程减少,平均滞留次数降低.

4 算法参数设置

Tong 算法的主要可调参数是 A 与 B . 通过以上分析可知,当信号较强(即 s/n 较大)时, A 和 B 的值不需要取很大就能满足检测概率的需求.对于串行搜索,检测多数情况下在噪声单元中进行,

适当增大 A 、减小 B 可以在保证检测概率的前提下,减小噪声单元中的平均滞留次数,例如可选 $A = 8, B = 1$;对于并行搜索,信号单元滞留次数影响较大,可以适当减小 A 、增大 B ,这样可以在保证检测概率的前提下,减小信号单元中的平均滞留次数,缩短捕获时间,例如可选 $A = 6, B = 2$.

在信号较为微弱(即 s/n 较小)的情况下,对串行搜索,可以通过增加 A 的方法来提高检测概率,例如,可选 $A = 12, B = 1$,这样既能保证检测性能,又能使噪声单元的平均滞留次数不至于过大;对并行搜索,可以通过增加 A 或 B 的方法,尤其是增加 B 的方法来提高检测概率,可选 $A = 10, B = 2$ 或者 $A = 8, B = 2$,这样既能保证高检测概率,又可以使信号单元的平均滞留次数不至于过大.

总之,参数的选择应依据信号强弱和搜索方式,并且要折衷考虑对检测概率与平均滞留次数的影响.

5 结 论

1) 在涅曼-皮尔逊准则下,增加计数器上限 A 和初值 B 能使 Tong 检测算法的总检测概率提高,增加 B 的效果尤为明显.

2) 增加 A 与 B 的值会使检测噪声单元的平均滞留次数增加,增加 B 的效果更为明显.

3) 信号单元的平均滞留次数远大于噪声单元的平均滞留次数,增大 A 会使信号单元的平均滞留次数增加.若预检测信噪比 s/n 较低,则 B 较小时,平均滞留次数也较小, B 较大时,平均滞留次数也较大;若 s/n 较高,则 B 较小时,平均滞留次数较大, B 较大时,平均滞留次数较小.

4) A 与 B 一定时,一般情况下信号单元平均滞留次数随着 s/n 的提高而减小.若 A 与 B 均较小,则信号单元平均滞留次数随着 s/n 的提高先增大而后减小.

5) A 与 B 的选择需依据信号强弱和搜索方式,并且要折衷考虑对检测概率与平均滞留次数的影响.

6) 最大滞留次数可依据信号单元滞留次数的均值和方差,采用 3 西格玛原则确定.

参考文献 (References)

[1] 谢刚. GPS 原理与接收机设计[M]. 北京:电子工业出版社, 2009:349-389.
Xie G. Principles of GPS and receiver design[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2009: 349-389 (in Chinese).

- [2] 寇艳红. GNSS 软件接收机与信号模拟器系统研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2006.
Kou Y H. The study on GNSS software receiver and signal simulation system[D]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2006(in Chinese).
- [3] 张丽娜. Galileo 系统 BOC 信号处理实验平台研究与实现[D]. 北京:北京航空航天大学,2007.
Zhang L N. BOC signals processing platform in Galileo system design and research[D]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2007(in Chinese).
- [4] 邓炜. 导航卫星信号处理算法测试平台研究与实现[D]. 北京:北京航空航天大学,2006.
Deng W. Navigation satellite signal process algorithm testing platform design and research[D]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2006(in Chinese).
- [5] Kaplan E D, Hegarty C J. Understanding GPS: principles and applications[M]. 2nd ed. Boston: Artech House Inc, 2006: 223-227.
- [6] Enge P K. The global positioning system: signals, measurements, and performance[J]. International Journal of Wireless Information Networks, 1994, 1(2): 83-105.
- [7] Tusi J B Y. Fundamentals of global positioning system receivers: a software approach[M]. New York: John Wiley & Sons Inc, 2000: 133-164.
- [8] 孙礼. GPS 接收机系统的研究[D]. 北京:北京航空航天大学,1998.
Sun L. The study on GPS receiver system[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998(in Chinese).
- [9] 姚铮, 崔晓伟, 陆明泉, 等. 应用于 GPS 接收机的序贯检测器性能分析[J]. 清华大学学报: 自然科学版, 2007, 47(7): 1166-1169.
Yao Z, Cui X W, Lu M Q, et al. Performance analysis of sequential detector for GPS receivers[J]. Journal of Tsinghua University: Science and Technology, 2007, 47(7): 1166-1169(in Chinese).
- [10] 马琳, 崔巍, 吴嗣亮. 极低信噪比环境下含近邻约束的改进唐检测判决算法[J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33(8): 1745-1749.
Ma L, Cui W, Wu S L. Improved Tong multiple trial algorithm with near neighbor constraint in extremely low SNR condition[J]. Systems Engineering and Electronics, 2011, 33(8): 1745-1749(in Chinese).
- [11] Tong P S. A suboptimum synchronization procedure for pseudo noise communication systems[C]//IEEE 1973 National Telecommunications Conference Vol. II. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1973: 26D1-26D5.
- [12] 李思超, 叶甜春, 徐建华. 唐检测器的驻留时间及检测性能分析[J]. 电子测量技术, 2009, 34(3): 53-55.
Li S C, Ye T C, Xu J H. Analysis on resident time and detection performance of Tong detector[J]. Electronic Measurement Technology, 2009, 34(3): 53-55(in Chinese).
- [13] Daffara F, Vinson P. Improved search algorithm for fast acquisition in a DSP-based GPS receiver[C]//Proceeding of ISSSE 98. Piscataway, NJ: IEEE Press, 1998: 310-314.
- [14] 孙晓峰, 刘云飞, 王西夺. 高动态条件下 Tong 检测技术应用研究[J]. 无线电工程, 2012, 42(4): 34-36.
Sun X F, Liu Y F, Wang X D. Application research of Tong detection based on high dynamic environment[J]. Radio Engineering, 2012, 42(4): 34-36(in Chinese).
- [15] 马琳, 崔巍, 田静, 等. 基于马尔科夫链的含有检测次数约束条件的唐检测器[J]. 宇航学报, 2011, 32(8): 1799-1804.
Ma L, Cui W, Tian J, et al. Study on Tong detector with number of detection times constraint based on Markov chain[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(8): 1799-1804(in Chinese).

Performance analysis and parameter setting for Tong detection algorithm

ZHU Yunlong¹, CHOU Wusheng¹, YANG Dongkai^{*2}

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

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

Abstract: Tong detection algorithm is a common used signal detection algorithm. But the overall conclusions about statistical performance and parameter setting of Tong detection algorithm are absent. Aiming at these problems, statistical and recursive analysis methods were used to carry on theoretical analysis about mean value and variance of dwell times in signal search unit in detail, the corresponding expressions were given, a maximum dwell times constraint method was offered according to the 3Sigma principle. The relationships between detection probability, average dwell times of noise search unit and signal search unit, initial value and maximum value of algorithm counter, pre-detection signal to noise ratio were analyzed. Analysis results indicate that the parameters of Tong detection algorithm should be set according to signal strength and search modes, and the influence of parameter setting on detection probability and average dwell times of noise search unit or signal search unit should be balanced.

Key words: satellite navigation; receiver; acquisition; detection; Tong detection algorithm

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0465



多用户协作式界面

杨强^{1,2}, 刘杰¹, 邹雨², 秦永强¹, 喻纯¹, 史元春^{*1,3}

(1. 清华大学 信息科学与技术国家实验室普适计算研究部, 北京 100084; 2. 海军装备研究院, 北京 100036;

3. 青海大学 计算机技术与应用系, 西宁 810016)

摘 要: 多用户特征是交互桌面的核心特征. 多用户围绕交互桌面进行面对面协作过程中体现出一些新的协作方式, 这种体现新型协作方式的界面是一种新型界面设计范型, 即“协作式界面”. 分析了协作式界面的并发操作等 6 个特征和 5 种新型协作方式. 在设计方面, 提出了协作式界面的设计范型, 并采用层次状态机对典型协作方式进行了形式化描述与设计. 在实现方面, 构建了一套体现上述协作特征和协作方式的控件库, 基于该控件库实现了 2 个示例性应用. 最后开展了用户实验, 并利用李克特量表对实验进行了统计, 结果表明, 基于交互桌面的协作式界面设计在决策质量、协同标绘效率、协作可视化能力方面都提高了 60% 以上, 效果显著.

关 键 词: 交互桌面; 多用户; 协作式界面; 协作方式; 情境

中图分类号: TP39

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)03-0424-07

交互桌面作为一种新型的交互平台, 它与传统显示平台的主要区别是支持多用户操作与自然交互. 其中, 多用户操作对界面管理的并发操作处置、多工作区管理、多用户协作、用户特征表达等都有影响^[1-3], 是交互桌面界面管理的难点.

支持多用户协作的界面, 即协作式界面, 应该支持更多的特性, 特别是协作特征. 用户在交互桌面这种新型平台上进行面对面协作过程中, 表现出一些新的特征, 而这些特征可以融入到协作式界面的设计中, 特别是诸如用户职务高低、合作关系等社会域的信息.

国外有大量基于交互桌面的研究, 但在多用户协作界面管理方面研究较少. 部分研究提供了完整的界面架构与开发支持, 包括 PixelSense^[4], DiamondTouch^[5], uTable^[6] 等, 但是并没有实现控件层次的协作特征, 造成界面层次的协作完全需

要用户自行开发与管理. 基于交互桌面的协作研究^[7-9]主要通过社会域的用户协作配合简单的界面管理完成特定任务, 界面的协作能力支持不够. 文献[10]提出的多用户协作式手势, 属于协作式界面的特殊输入样式, 但没有开展界面管理上的工作. WeSearch^[3]实现了协作式检索与协同标注, 但是用户界面与用户位置严格绑定, 大量使用颜色造成了明显的界面堆叠现象. 还有很多工作集中于特定技术和应用的研究, 比如笔式输入^[11]、三维交互^[12]、界面分享^[13]等, 但都没有系统地对多用户协作式界面进行研究.

国内在多用户协作界面领域的研究更少, 吴晨俊等^[14]提出了层次式的多用户界面管理模型并实现了系统, 但是界面也不能体现多用户的协作特征.

在交互桌面的界面设计指导意见方面, 文献

收稿日期: 2014-04-28; 录用日期: 2014-08-01; 网络出版时间: 2014-11-25 19:58

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0465.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61272230); 清华大学自主科研基金资助项目(20111081113)

作者简介: 杨强(1979—), 男, 山东禹城人, 博士生, haigongyang@126.com

* 通讯作者: 史元春(1967—), 女, 河南驻马店人, 教授, shiyu@tsinghua.edu.cn, 主要研究方向为人机交互与普适计算.

引用格式: 杨强, 刘杰, 邹雨, 等. 多用户协作式界面[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 424-430.

Yang Q, Liu J, Zou Y, et al. Multi-user collaborative interface[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 424-430 (in Chinese).

[15]提出了8条设计规则,例如支持个人与群组工作的切换、支持用户间的交互等.文献[16]在此基础上增加了3条,分别是集成公共与私有信息、管理显示要素、调解群组冲突等.上述规则只是对交互桌面界面设计的一般性要求,并没有完全体现多人面对面协作中呈现的新型交互特征与方式.

1 协作式界面特征与协作方式

1.1 协作式界面特征

协作式界面作为交互桌面上界面设计的一种新范型,除了满足上述文献提到的设计规则以外,本文认为还应该特别具有如下6种特征.

1) 支持多用户的并发操作:重点是在用户识别基础上,对触点、操作的鉴别.还包括不同用户的特征表达等.

2) 支持内置的协作特征,从而具备“即时性”:从控件层次嵌入协作属性,在多用户识别之后立即提供协作能力.

3) 支持情境信息的感知:传统的WIMP界面与用户之间具有明显的一一对应关系,而交互桌面改变了这种对应,因此对用户、任务等情景属性的识别变得更加重要,在此基础上才能进行界面自适应.

4) 支持多用户操作的记录、分析:从语义的角度分析用户的操作,并对多用户之间的协作进行推荐或界面自适应.

5) 支持跨设备的协作:协作本身不应仅限于交互桌面,而应扩展至其周边设备.例如由于交互桌面不适合文本输入操作,但可以将文本输入任务重定向到支持键鼠的台式计算机等设备上进行.

6) 支持协作模式的灵活配置:用户可以对协作模式进行配置,以便于进行隐私保护、权限控制等操作.

上述6种协作式特征是多用户面对面场景中所独有的,传统的Desktop范式以及现有的各类界面工作都不支持上述特征.

1.2 围绕交互桌面的新型协作方式

上述协作特征来源于用户在面对面协作中表现出的新型协作方式.这些协作方式都是现实中用户之间协作关系的抽象.通过观察及调研,本文认为主要包含如下5种协作方式.

1) 累加式协作:类似投票器的效果,让多用户都参与到同一操作的触发过程中,用户之间的操作不区分优先级,只要满足一定的控制规则

(例如超过半数的控制规则),就可以触发响应.该方式的设计目的是通过增加决策人数或延长决策过程来阻止对界面全局状态的破坏性操作或者提高决策的质量,例如切换应用、删除操作、危机管理中关键命令的下发等.

2) 队列式协作:由于用户之间权限不同或者业务流程造成的操作优先权不同,从而构成一种操作的优先级队列.该方式的设计目的是充分考虑情境因素,将交互桌面上无序并发的操作引入有序的流程控制.例如多名用户按照职务高低依次进行命令的签署等.

3) 逻辑与协作:与累加式协作类似,也需要多用户才能完成操作,但是该方式中用户执行的操作类型不一样.例如文献[10]中提到的多人手势、两人长距离传递对象等都需要这种协作.

4) 逻辑或协作:多用户中只要有一位用户操作就触发响应.这种方式与传统为单用户设计的WIMP界面类似,但它只是众多协作方式中的一种,是多用户协作中的特例.

5) 内容协作:除了界面协作之外,还有内容的协作,例如多用户围绕交互桌面进行文档的并发拟制、方案的协同标绘等.

上述5种协作方式主要分为2大类:界面协作与内容协作.界面协作包括前4种,主要是界面上各种命令的触发与协作,这4种协作方式可以通过配置工具进行灵活修改.内容协作主要是文本或格式信息的并发与协作.

2 协作式界面设计

协作式界面的特征以及新型的协作方式为协作式界面的设计带来了挑战.本文试图从总体上给出协作式界面的设计范型,从而对这类界面的设计起到借鉴作用;由于逻辑或协作可以看做是累积式协作的特例,因此本文只针对其他4种界面协作方式进行设计.

2.1 协作式界面的MVC设计范型

本文采用MVC(Model-View-Controller)架构给出了协作式界面的设计范型,如图1所示.这种架构实现了界面与控制逻辑的分离,逻辑层次更加清晰、便于后续的扩展与复用.下面分别进行介绍.

模型(model):该部分代表了协作式界面的业务数据与业务逻辑,包括协作规则控制、情境属性获知与管理、优先级与冲突管理、协作类型控制4部分.当业务数据发生改变时,它能够通知视图做相应改变.

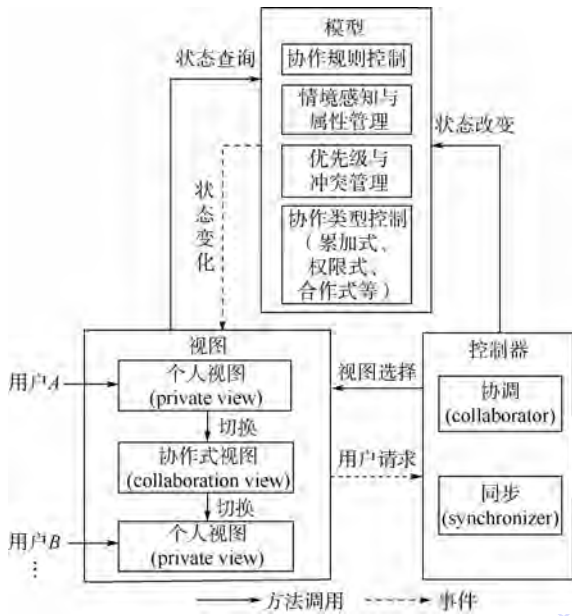


图1 协作式界面设计范型

Fig.1 Design paradigm for collaborative interface

视图(view):是协作式界面的显示与交互部分,本身并不进行任何实际的业务处理.在交互桌面操作环境下,它向用户提供个人视图(包括个人工作区、独占式界面元素等)、协作式视图(包括共享工作区、存储工作区等公共资源以及协作状态的可视化视图等).上述各类视图能够接收触控、手势、笔式等自然交互信息,还可以向模型查询业务状态并接收模型发出的数据更新事件.

控制器(controller):该部分担当协调(collaborator)和同步(synchronizer)的角色.一是通过与多用户、视图、模型的协调,判断用户所处的协作类型,并对用户的视图选择进行控制;二是通过对用户状态、操作等数据的同步,将模型与视图匹配在一起,共同完成用户请求.

协作式界面的 MVC 设计范型为交互桌面上的界面设计提供了一种通用的设计模式,既可以对该类界面的设计进行规范,也可以对相关控件的设计提供支持.将界面显示与协作控制逻辑进行分离的方式,还有利于协作方式的扩展,便于进行协作可视化的实现.

下面在遵循协作式界面 MVC 设计模式的前提下对典型的协作方式进行设计.每一种协作方式可能会包含不同的个例,本文仅举例介绍.

本文采用 UML 的层次状态机(HSM, Hierarchical State Machine)并借鉴文献[17]中的方法对典型协作方式进行设计.层次状态机的转移条件遵循“事件[监护条件]/动作”的格式.

2.2 累加式协作设计

图2是MuCheckbox(Multi-user Checkbox)控

件的累加式协作设计,设计中不对用户进行区分,只要满足一定的控制规则,就会触发响应.Unchecked和Checked是控件的2种操作状态,Press和Release代表着按压、释放2种事件, P 代表用户集合.在Checked状态上存在自循环,代表多人对同一控件的原始界面或复制界面进行了多次Press和Release操作.主要的操作流程解释如下.

1) 若执行Press事件的user不在集合 P 中,则将其添加到 P ,即 $P := \{user\}$ 操作,同时设置控件为Checked状态.

2) 若当前执行Press的用户数量满足一定条件,图2中为 $|P| > m$,则根据控制规则执行do_checked(user)操作;若不满足条件,则将当前用户添加到 P 中,即 $P := P \cup \{user\}$ 操作.

3) 若执行Release事件的用户在 P 中,且当前用户数量 $|P| > 1$,则将当前用户从 P 中移除,即 $P := P \setminus \{user\}$.

4) 若执行Release事件的用户在 P 中,且当前用户数量 $|P| = 1$,则执行最终的do_unchecked(user)操作.

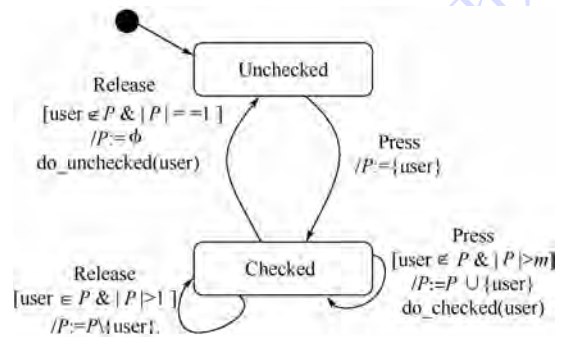


图2 累加式协作设计

Fig.2 Design for accumulative collaboration

图3是MuCheckbox控件的实现.图中列表部分代表2个不同的用户,只有2个用户都执行Check操作后才触发最终的执行状态.图中的下半部分是控件的增强列表视图,用于显示多用户的协作状态,属于协作可视化的设计.

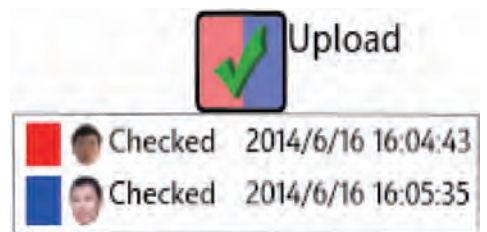


图3 典型累加式协作界面-MuCheckbox

Fig.3 Typical accumulative collaborative interface-MuCheckbox

MuCheckbox 控件的设计可以扩展到具有明确状态转换的控件,包括 MuButton, MuCombox, MuListbox 等控件.

2.3 队列式协作设计

以用户权限大小造成的操作优先级队列为例,介绍 MuButton 控件的状态机,如图 4 所示,图中 P 为用户集合, R 为不同用户权限的量化集合,其中:

- 1) 若执行 Click 的 user 没有最大权限,即 $r(\text{user}) \neq \max\{R\}$,则阻止其操作,并进行视觉反馈;
- 2) 若执行 Click 的 user 是最大权限,即 $r(\text{user}) = \max\{R\}$,则将用户从 P 中清除,并进行视觉反馈;
- 3) 若已经操作的用户数量 $|P| > 1$,则继续等待后续的操作,并进行视觉反馈;
- 4) 若已经操作的用户数量 $|P| = 1$,则执行最终操作,即 do_FinalOperation.

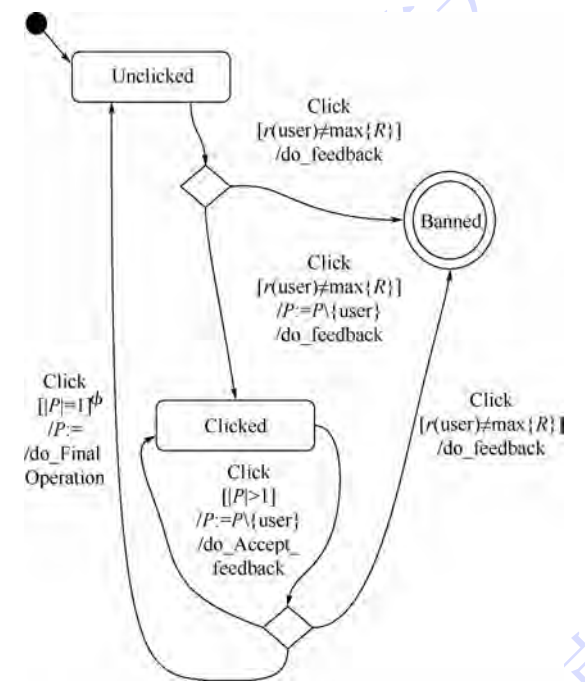


图 4 队列式协作设计
Fig.4 Design for queuing collaboration

图 5(a) 是 MuButton 控件的设计. 使用用户的个性特征 (例如颜色) 与文本描述来表示当前控件的操作状态,4 个条块表示围绕交互桌面的 4 位用户,完整长度的条块代表 2 位用户已经操作,数字 3 表示至少需要 3 位用户的操作才能触发业务逻辑. 图 5(b) 是控件实现,下半部分是环境中参与协作的用户列表. MuButton 控件的设计可以扩展到 MuPieMenu 和 MuToolbar 等的设计中.

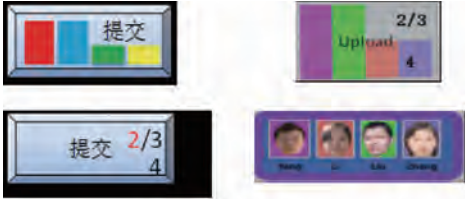


图 5 典型队列式协作界面-MuButton
Fig.5 Typical queuing collaborative interface-MuButton

2.4 逻辑与协作设计

以拼图中 2 名用户的 Combine 组合手势为例,介绍逻辑与协作设计,如图 6 所示. 其中将用户的操作过程分为选中 (Press)、平移 (Translate)、旋转 (Rotate) 3 部分. 若操作的 2 个对象接近到一定程度且角度吻合,则执行组合 (Combine) 操作. 图 7 是组合手势的实现.

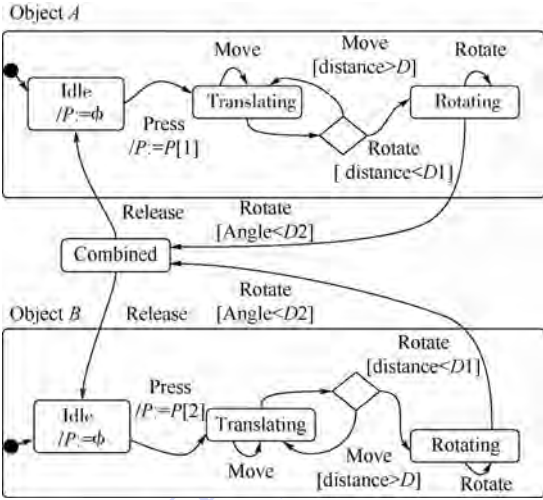


图 6 逻辑与协作设计
Fig.6 Design for logical conjunction collaboration

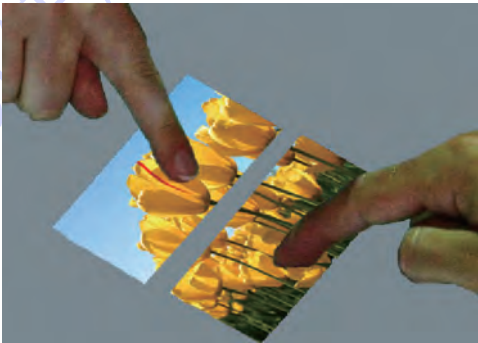


图 7 拼图应用中 Combine 组合手势
Fig.7 Combine compound gesture in jigsaw application

该协作类型可以扩展到交互桌面上众多合作式手势^[12]以及多人配合的操作,在此不再赘述.

2.5 内容协作设计

由于多用户在进行内容协作时,例如编辑文本,在同一界面上操作非常不便,因此存在界面复

制需求. 以 MuCanvas 画布控件为例, 在界面复制之后, 原始界面与复制界面之间能够建立“即时”的协作关系, 从而构成一种轻量的标绘内容协作机制. 这种协作机制是通过分析用户的操作行为建立的, 是一种智能的具有自适应能力的界面. 图 8 是 MuCanvas 画布控件的状态机, 图 9 是对应的设计示意图.

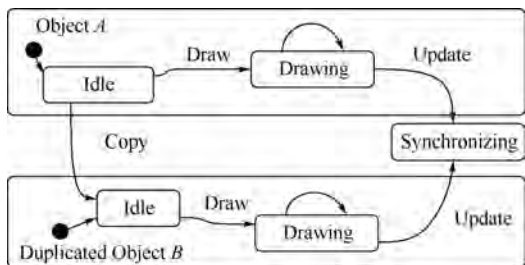


图 8 内容协作设计

Fig. 8 Design for contents collaboration

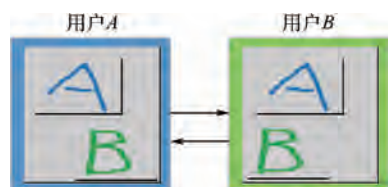


图 9 典型内容协作设计-MuCanvas 控件

Fig. 9 Typical design for contents collaboration-MuCanvas component

3 系统实现

3.1 协作式界面控件库的实现

依据上述设计, 本文基于微软 Microsoft PixelSense SDK 实现了一套适合交互桌面的轻量的内嵌有协作特征的控件库. 这些协作特征体现为控件的 5 种情境属性, 包括: ① ManipulatedUser: 当前操纵用户; ② UserCollection: 远程与本地用户集合, 包括用户权限等属性; ③ MissionContext: 任务环境; ④ ConstraintCollection: 操作约束集合, 如半数约束、或约束等; ⑤ VisibilityStyle: 协作过程的可视样式, 如操作状态统计是用颜色表达还是数字表达. 上述属性还是许多子属性的聚集. 在增加上述属性后, 使用这些控件构建的界面就不再是一个黑盒 (black-boxes)^[18], 而是可以感知当前情境具有部分“智能”的界面.

除了图 3、图 5、图 7、图 9 列出的典型控件以外, 本文还实现了 MuEditBox, MuInkCanvas, MuPieMenu, MuToolBar, MuListBox, MuComboBox 等常见控件. 它们基本可以满足在交互桌面上进行协作式界面开发的目的.

3.2 典型协作式界面实现

本文基于上述控件库实现了 2 个协作式应

用, 分别是即时决策应用 InstantVoting (图 10) 和即时态势标绘应用 MixedSensemaking (图 11).

InstantVoting 将原先由单个用户提交方案的固定模式, 转化为多个用户的决策并动态显示所有用户的操作状态, 如图 10(a) 所示. 设计这个应用的目的是将决策过程适当延长, 让每个成员都参与决策, 真正做到群组决策, 而且它还可以让群组的决策留下操作痕迹. 在所有 3 个用户都进行操作后, 再执行提交方案的动作, 如图 10(b) 所示. InstantVoting 中主要用到了累加式协作、队列式协作的方式. 协作是通过主席用户的分发复制动作产生界面副本, 从而在 1 个主界面和 2 个副本界面之间产生新的协作.



(a) 不同用户的操作界面 (b) 用户都操作后触发最终操作

图 10 即时决策应用

Fig. 10 Implementation for instant decision-making

图 11 是 MixedSensemaking 的设计, 主要用到了内容式协作方式, 在界面复制操作后, 主界面与副本界面之间建立“即时”的协同标绘关系, 从而将一名用户的态势标绘工作转化为群组的协同标绘. 这种协作机制还可以用在应急管理系统中的“即时”态势标注、即时头脑风暴等场景.



图 11 即时态势标绘应用

Fig. 11 Implementation for instant sensemaking

4 用户实验

4.1 实验设计与实施

实验中, 对 InstantVoting 应用设置了 5 种需要决策的内容, 让用户分别根据决策的内容进行操作, 独立决定是否提交当前方案. 界面复制共享的发起人在共享前设置每个方案的操作约束模式, 如设置操作模式为超过半数用户同意就可以提交方案等. 对 MixedSensemaking 应用, 本文先将需要标绘的内容 (包括标绘的位置以及形状) 打

印出来,让用户对照纸质的标绘内容进行单人标绘和共享后的多人协同标绘。

实验中的硬件设备有 1 台 Samsung SUR40 with Microsoft PixelSense,1 台 HP Pavilion dv6 笔记本以及 1 台 Surface Pro 2 平板电脑,实验邀请了 12 名具有应急事件处置背景的人员(8 男 4 女,分为 4 组),使用上述 2 个应用进行实验,图 12 为实验场景之一。对 2 种应用都分别进行共享前的单用户操作以及共享之后的多用户协作 2 部分实验,其中多用户的协作分为 2 类:一是完全在交互桌面上进行面对面的共享与协作;二是在交互桌面与平板电脑之间进行共享与协作,由于 Surface Pro 2 具有的移动特征,因此既可以作为共处同一物理空间的设备也可以作为远程的设备。在上述实验结束后,接着进行了用户讨论和问卷调查。



图 12 实验场景
Fig. 12 Experimental environment

4.2 实验结论

在实验后的用户讨论中,用户提出当用户数量较多时 MuButton 按钮控件的显示空间会明显不够,对于该问题本文认为可以采用图 5(a)中的 MuButton 的文本注记样式或者采用扩展视图的方式灵活解决该问题。有用户提出将单用户的决策问题转化为多用户的决策会延长决策的时间,对于该问题本文认为大部分决策并不是简单的“yes or no”问题,多个用户的决策结果能够对最终的决策起到借鉴作用,从而提高决策质量。还有用户提出在 Surface Pro 2 上运行的远程界面对操作内容的提示不足,本文认为这主要是应用的设置问题,在后续工作中进行完善。

在用户讨论中,大部分用户赞同本文对新型协作方式及特征的设计,认为可以利用这些特征保留用户操作痕迹,记录任务环境;对协作过程的可视化能力印象深刻,认为可以及时地了解其他用户的操作状态与操作行为,从而增强整个团队的感知能力。

实验后的问卷调查统计结果如表 1 所示,能够看出采用协作式界面之后:

1) InstantVoting 的决策质量、MixedSense-making 的协同标绘效率以及 2 个应用所体现出的协作可视化能力,这三者变化显著($p < 0.05$),且都是正面的变化,按照上述得分统计的提高幅度分别为 67.18% ,103.37% ,69.70% ;

2) InstantVoting 的操作效率有显著的降低,减低幅度为 52.72% ,这与该应用通过延长决策时间而提高决策质量的设计初衷也是一致的。

表 1 采用 5 点李克特量表对协作式界面的统计

Table 1 The analysis of collaborative interface by 5-point Likert Scale						
问卷内容	采用前		采用后		<i>t</i>	<i>p</i>
	<i>M</i>	<i>SD</i>	<i>M</i>	<i>SD</i>		
InstantVoting 操作效率	4.23	0.60	2	0.82	7.942	<0.001
InstantVoting 决策质量	2.62	0.87	4.38	0.51	8.799	<0.001
MixedSensemaking 标绘效率	2.08	0.86	4.23	0.93	14.000	<0.001
协作可视化能力	2.31	0.85	3.92	0.86	8.954	<0.001

注:*M*—分数平均值;*SD*—标准方差;*t*—*t* 检验数值;*p*—显著性水平。

总之,实验表明,基于交互桌面的协作式界面显著提高了多用户之间的操作共享能力与协作能力。

5 结束语

本文针对交互桌面出现的新型协作行为开展了多用户协作界面的研究,研究成果可用于各种应急指挥场景,如军事指挥、地震救援、火灾防护等多人面对面决策、会商的场景。后续研究方向包括多用户协作界面的自适应研究、协作过程可视化研究等。

参考文献 (References)

[1] Morris M R, Ryal K, Shen C, et al. Beyond social protocols: multi-user coordination policies for co-located groupware[C]// Proceedings of ACM CSCW04 Conference on Computer-Supported Cooperative Work. New York: ACM Press, 2004: 262-265.

[2] Klinkhammer D, Nitsche M, Specht M, et al. Adaptive personal territories for co-located tabletop interaction in a museum setting [C]// Proceedings of the 2011 ACM International Conference on Interactive Tabletops and Surfaces. New York: ACM, 2011: 107-110.

[3] Morris M R, Lombardo J, Wigdor D. WeSearch: supporting collaborative search and sensemaking on a tabletop display[C]// Proceedings of ACM CSCW10 Conference on Computer-Suppor-

- ted Cooperative Work. New York: ACM, 2010: 401-410.
- [4] PixelSense[EB/OL]. <http://www.microsoft.com/en-us/pixel-sense>
- [5] Dietz P, Leigh D. DiamondTouch: a multi-user touch technology [C]//Proceedings of the 2001 ACM Symposium on User Interface Software and Technology. New York: ACM, 2001: 219-226.
- [6] Qin Y, Yu C, Liu J. uTable: a seamlessly tiled, very large interactive tabletop system [C]//Proceedings of the 2011 ACM International Conference on Interactive Tabletops and Surfaces. New York: ACM, 2011: 244-245.
- [7] Biehl J T, Baker W T, Bailey B P, et al. Impromptu: a new interaction framework for supporting collaboration in multiple display environments and its field evaluation for co-located software development [C]//Proceedings of ACM CHI 2008 Conference on Human Factors in Computing Systems. New York: ACM, 2008: 939-948.
- [8] Scott S D, Allavena A, Cerar K, et al. Investigating tabletop interfaces to support collaborative decision-making in maritime operations [C]//15th International Command and Control Research and Technology Symposium. Washington: CCRP, 2010: 22-24.
- [9] Jiang H, Wigdor D, Forlines C, et al. LivOlay: interactive ad-hoc registration and overlapping of applications for collaborative visual exploration [C]//Proceedings of ACM CHI 2008 Conference on Human Factors in Computing Systems. New York: ACM, 2008: 1357-1360.
- [10] Morris M R, Huang A Q, Peepcke A, et al. Cooperative gestures: multi-user gestural interactions for co-located groupware [C]//Proceedings of ACM CHI 2006 Conference on Human Factors in Computing Systems. New York: ACM Press, 2006: 1201-1210.
- [11] Hinckley K, Yatani K, Pahud M, et al. Pen + touch = new tools [C]//Proceedings of the 23rd ACM Symposium on User Interface Software and Technology. New York: ACM, 2010: 27-36.
- [12] Buchanan S, Floyd B, Holderness W, et al. Towards user-defined multi-touch gestures for 3D objects [C]//Proceedings of the 2013 ACM International Conference on Interactive Tabletops and Surfaces. New York: ACM, 2013: 231-240.
- [13] Apte T, Kay J, Quigley A. Tabletop sharing of digital photographs for the elderly [C]//Proceedings of the SIGCHI Conference on Human Factors in Computing Systems. New York: ACM, 2006: 781-790.
- [14] 吴晨俊, 史元春, 索岳. 面向多用户交互桌面的界面管理系统 [J]. 软件学报, 2010, 21 (增刊): 33-38.
Wu C J, Shi Y C, Suo Y. UI management system on multi-user interactive tabletop [J]. Journal of Software, 2010, 21 (Supplement): 33-38 (in Chinese).
- [15] Scott S D, Grant K D, Mandryk R L. System guidelines for co-located collaborative work on a tabletop display [C]//Proceedings of the Eighth European Conference on Computer-Supported Cooperative Work. New York: ACM, 2003: 159-178.
- [16] Morris M J. Supporting effective interaction with tabletop groupware [D]. Stanford: Stanford University, 2006.
- [17] Yann L. IOWAState: implementation models and design patterns for identity ware user interfaces based on state machines [C]//ACM SIGCHI 2013 Symposium on Engineering Interactive Computing Systems. New York: ACM, 2013: 59-68.
- [18] Waldner M, Steinberger M, Grasset R. Importance-driven compositing window management [C]//Proceedings of the SIGCHI Conference on Human Factors in Computing Systems. New York: ACM, 2011: 959-968.

Multi-user collaborative interface

YANG Qiang^{1,2}, LIU Jie¹, ZOU Yu², QIN Yongqiang¹, YU Chun¹, SHI Yuanchun^{*1,3}

(1. Pervasive Computing Group, Department of Computer Science and Technology, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. Naval Academy of Armament, Beijing 100036, China;

3. Department of Computer Science and Technology, Qinghai University, Xining 810016, China)

Abstract: The multi-user characteristic is a key factor for interactive tabletops. Some emerging collaborative patterns emerge during the process of multiple users gathering around interactive table and collaborating face to face. The interface which shows the emerging collaborative pattern is a design paradigm of emerging interface, which is called "interactive interface". 6 characteristics and 5 emerging interactive modes, including concurrent operation of interactive interface and so on, were analyzed. In the aspect of design, the design paradigm for collaborative interface was proposed, and typical collaborative patterns were formally described and designed with hierarchical state machines. In the aspect of implementation, a set of component libraries embodying the collaborative traits and collaborative modes above were developed, and two typical applications were embodied based on these component libraries. Finally, user experiments were conducted, and experiment data were analyzed by Likert Scale. The results show that collaborative interface design based on interactive tabletops can improve decision quality, the efficiency of collaborative situation sensemaking and the visualization effect increase by more than 60%, the effect is significant.

Key words: interactive tabletops; multi-user; collaborative interface; collaborative mode; context

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0599

飞机载荷谱实测数据双缓冲视景仿真系统设计



田兆锋, 闫楚良*

(北京飞机强度研究所, 北京 100083)

摘 要: 飞机载荷谱实测数据视景仿真是飞机机动动作识别和实测数据有效性验证的重要手段. 针对飞机实测数据源的不同数据结构, 提出了逻辑数据通道的数据存储方法, 解决了不同实测对象形成的不同数据源结构差异问题; 针对大数据量实测数据进行飞行视景模拟时模型复杂性造成的性能问题, 建立了物理通道和逻辑数据通道解析模型; 基于数据双缓冲和绘图双缓冲机制, 构建了飞行器模型和实测数据视景仿真系统环境, 对不同试验用机的飞行实测数据进行了分析和验证. 该视景系统完全满足 Gigabyte 级别的不同机型载荷谱飞行实测试验数据的验证和机动动作识别要求, 完整地再现整个飞行历程, 为飞机飞行历程机动动作识别、数据有效性验证和数据后期处理提供可视化平台.

关 键 词: 飞行实测; 载荷谱; 双缓冲; 逻辑数据通道; 视景仿真系统

中图分类号: TP319; V217+.32

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0431-06

飞机载荷谱实测是将飞机在使用过程中的状态参数、载荷参数等进行信息采集和记录, 为飞机全机试验、结构可靠性设计提供试验数据与科学依据^[1-2]. 飞机载荷谱实测数据类型复杂, 对于不同的机型, 采集参数不同, 数据结构也不相同, 使得飞机载荷谱数据资源比较难以组织和管理^[3-6]. 随着测试需求的不断提高和测试设备的迅速发展, 在飞机载荷谱实测试验中, 飞行架次不断增长, 实测数据量急剧增加, 以某预警机 245 个飞行架次为例, 原始采集数据和数据统计处理中的过程数据达到了 6 TB 的级别, 完全可以划归为大数据, 这对于数据有效性验证、机动动作判别和后期数据统计分析带来了极大的困难, 并且技术人员会花费大量时间.

视景仿真系统是数据可视化技术的进一步发展, 数据可视化是运用计算机图形学、图像处

理技术和虚拟现实将数据转化为图形或者场景并进行交互处理的理论、方法和技术^[7]. 视景仿真技术是综合了数据可视化、网络通讯和数据传输、模型仿真等多项高新技术发展而来的, 在此基础上形成的视景仿真系统为航空工业、军事模拟等领域提供一种低成本、高安全性的数据分析和验证方式^[8-10]. 通过视景仿真系统为使用者建立基于数据驱动的虚拟环境, 从而使各种设计方案或者试验数据得到虚拟实现和验证, 并可以反复修改, 为设计者提供决策支持, 可大幅度地降低设计成本和工作量, 这一技术优势无疑会使视景仿真技术在军事领域得到更为广泛的应用.

目前, 国外对视景仿真的研究主要集中在以下两个方面: ①构建通用的虚拟视景仿真应用开发平台, 能让非专业人士开发出高水平的视景仿

收稿日期: 2014-09-26; 录用日期: 2014-10-24; 网络出版时间: 2014-11-27 10:30

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0599.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50135010)

作者简介: 田兆锋(1975—), 男, 山东德州人, 博士后, tian.zf@139.com

* 通讯作者: 闫楚良(1947—), 男, 内蒙古通辽人, 研究员, yancel@sina.com, 主要研究方向为飞机结构可靠性.

引用格式: 田兆锋, 闫楚良. 飞机载荷谱实测数据双缓冲视景仿真系统设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 431-436.

Tian Z F, Yan C L. Design of visual simulation system of aircraft flight load spectrum measured data based on double-buffering technology[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 431-436 (in Chinese).

真应用;②重视在视景仿真中的技术细节部分,如场景管理、实体物理建模等.国内的虚拟视景仿真领域面临的主要问题是针对特定的视景仿真要独立编写程序来实现,未能形成通用的平台来适应不同场景的虚拟视景仿真,对开发人员的专业素质要求比较高,项目开发周期长^[11].

在飞机载荷谱实测飞行试验中,通常需要进行几百架次的飞行,同步采集大量的实测数据,以往判断飞行数据是否有效、飞机瞬时受载状态和任务段划分主要通过观察关键参数的飞行曲线,其直观性不足并且容易出现判断错误^[12].

本文提出了基于数据双缓冲和绘图双缓冲的方法,通过构建的飞行实测数据视景仿真系统连接实测数据库和模型数据库的方式,实现了TB级别的实测数据可视化分析与有效性验证,为准确判读数据有效性和任务段识别提供了直观的决策依据,并且该系统可以自动匹配不同机型的数据和模型,具有良好的兼容性和适应性.

1 实测数据视景仿真系统设计

该视景仿真系统根据飞机载荷谱实测试验特殊性和视景系统本身特点,提出了具体的要求,本文阐述的视景系统的设计和关键技术主要解决以下问题:①如何统一不同测试机型的实测数据结构;②如何利用数据双缓冲将实测数据库中大量的实测数据作为仿真驱动数据并兼顾系统效率;③如何将复杂的飞机模型解析并自动匹配实测数据;④如何利用绘图双缓冲解决视景仿真系统实时图像闪烁问题.

如图 1 所示,该系统结构主要由数据源、视景仿真数据库和视景生成子系统组成.数据源主要包括两部分:一部分是由飞机载荷谱实测改装过程中加装的传感器或者机载计算机总线信号,实时按照一定的规范传送到计算机而形成的实时数据流;另一部分是完成一定飞行架次后由数据采集设备提取的实测数据,经校验有效后发布到载荷谱实测数据库中.视景仿真数据库由实测数据库、地形地貌数据库和飞行器模型数据库构成,其中飞行器模型数据和实测数据库相关联,可以自动匹配飞行器模型与该机型的实测数据.视景生成子系统利用数据源驱动飞行器模型,经过数据双缓冲和绘图双缓冲优化生成实测数据视景实时传送给用户端.



图 1 飞机载荷谱实测数据视景仿真系统结构
Fig. 1 Structure of visual simulation system of aircrafts' load spectrum measured data

2 逻辑数据通道

飞机载荷谱实测数据的主要对象是通过机载数据记录设备所记录下来的各种实测参数的脉冲编码调制(PCM, Pulse Code Modulation)编码数据流或者 PCAP(Packet Capture)格式网络数据包,由于不同机型测试的参数数量、类型都不相同,因此,其记录的数据格式和数据结构各不相同.同时根据测试目的的不同,各种不同的参数使用不同的采样频率来进行记录.如:飞机飞行参数等数据,采样率 32 Hz;机翼载荷变信号,采样率 64 Hz;飞机起落架载荷数据,256 Hz;振动信号,采样率 6 144 Hz等,给同步记录和后期处理数百甚至上千物理通道的飞行实测数据带来极大困难.通常处理不同数据结构的实测数据文件有两种方式:一种方式是针对不同的测试机型开发不同版本的数据处理软件,此种方式开发的软件无通用性,每个不同的机型都需要大量的软件开发重构工作,但是不用考虑软件兼容性;另一种方式是针对不同的机型编写适用的数据接口,但会大大增加软件的复杂程度,代码调试和维护困难,而且新增机型测试项目仍然需要加入新的接口程序.飞机载荷谱实测过程中,测试方案和参数会不断变化和调整,无论采取上述任何一种方式,都不能有效解决不同测试项目的数据结构不统一的问题.

本文为克服上述困难提出了逻辑数据通道的

概念,建立了不同数据结构的实测数据统一模型.逻辑数据通道将每个实测参数定义为一个数据通道,所有的实测参数是同步采集的.以 PCM 数据流为例,采集的实测数据经过模拟信号离散化转换为数字信号(如图 2 所示),数据采集系统以 PCM 数据帧的形式,串行化发送到接收设备或者保存到记录设备.针对不同采样率的特性,经过数字化的 PCM 数据帧按照以下存储策略行程物理通道文件:①以二进制格式保存数据.②将 PCM 数据帧解码,按采样率将参数进行分组,将相同采样率的参数存储到同一个物理文件,如图 3 所示,按照 n 种采样率,形成 n 个数据文件.如果采样率为 n Hz,那么每秒钟的数据由 n 帧组成,每一帧由二进制形式存放的 m 个参数数值构成.③对每个物理文件,都具有成为具有简单行格式的规则化的数据文件,有利于高效率的寻址和随机读写.④不同文件之间,存在确定的帧时间同步关系.

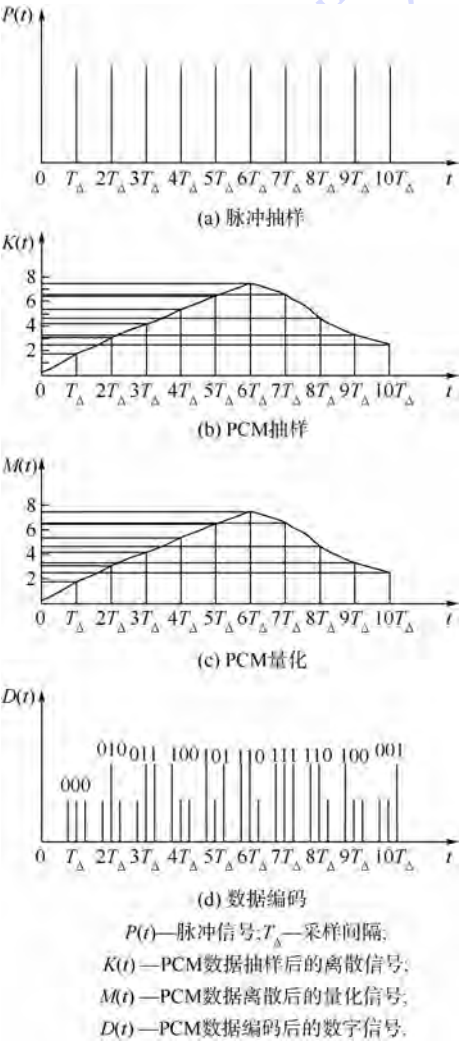


图 2 PCM 数据帧量化过程

Fig.2 Digitization process of PCM data frame

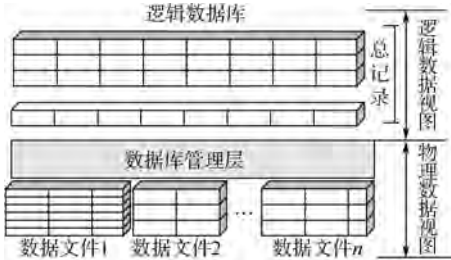


图 3 数据文件构成

Fig.3 Data file structure

根据以上存储策略,每个飞行起落的实测数据通常由多个文件组成,文件扩展名以采样率为标识,如 A. 32, A. 64 等形式,不同的文件可以有不同的采样频率,但应满足整数倍数关系.通过对物理文件的分析和抽象,可以将物理文件转化为单一的逻辑数据文件(如图 4 所示).通过逻辑数据通道完全屏蔽了物理数据通道的差异,对于用户而言,飞行实测数据完全由不同采样率组的数据文件组成.

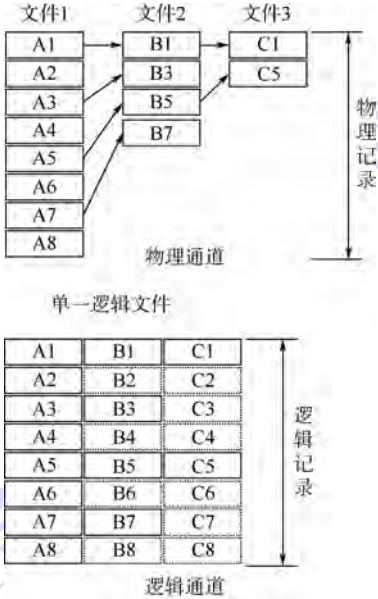


图 4 物理通道转为逻辑数据通道

Fig.4 Conversion of physical channel to logical data channel

3 基于数据双缓冲和绘图双缓冲的视景仿真系统

3.1 基于数据双缓冲的载荷谱数据库

在数据层中,逻辑数据通道的建立完全屏蔽了不同数据结构的物理上的差异,其实现方式依赖于载荷谱数据库系统的开发环境,视景仿真系统使用 Visual C++ 的开发平台,逻辑数据通道可由数据结构体定义,方式如下:

```
struct DataFileDefine
```

```
{
char FileExt[ MAX_FIILE_EXT ];
char * Note;
int      StartOfMemberDesc;
int      MemberPerRec;
unsigned int  RecSize;
int      RecSynch;//参数同步系数
RECNO TimeOffset;//用于处理数据文件组
之间的同步时差问题
HANDLE  hFile;
RECNO FileSize;
RECNO TotalRecords;
RECNO CurLoc;//当前文件位置标志,用于
缓冲区有效性判断
RECNO FileHeaderOffset;//用于处理数据文
件头偏移问题,以跳过数据文件的头部指定的字
节数
.....
} * m_FileDesc;
```

原始飞行数据由飞行实测数据服务器存储,由于原始数据容量均为 GB 级别,考虑到视景仿真系统执行效率问题,基于载荷谱实测数据库采用了数据双缓冲技术访问实测数据.数据双缓冲的实现原理如下:

1) 客户端使用自定的数据传输协议访问载荷谱数据库获得请求的机型数据.自定义数据传输协议格式为 App://服务器地址 + 目录 + 数据文件,客户端会自动监视此格式链接,一旦用户请求此链接,客户端软件根据自定义协议链接格式进行解析得到真实的数据文件地址,取得数据文件进行处理.

2) 为保证视景仿真系统的执行效率,视景仿真系统客户端运行时,在内存开辟两个缓冲区,缓冲区 A 用于存储从载荷谱数据库取得实测数据,缓冲区 B 用于存储校验后的缓冲区 A 的数据,如果数据出现无码,则使用前一时刻的数据进行视景仿真,以减少由于 GPS 信号丢失等原因造成的数据误码现象.

3.2 基于双缓冲的视景绘图机制

飞机模型的运动是基于该机型飞行实测数据驱动的.飞机姿态含 6 自由度参数,根据飞行实测数据的航姿信息,在飞行动力学理论的基础上模拟飞行航迹^[13].为形成载荷-时间历程的动态画面,需在视景仿真系统窗口不断刷新和绘制视图.在未经任何优化的情况下,视图会因为背景清除和绘制过程延迟而不断闪烁.

双缓冲的绘图机制指的是在绘图时除了在屏幕上 有图形进行显示外,在内存中也有图形在绘制^[14-17].在屏幕上实现绘制图形以前,OpenGL 先分配两个缓存区,在显示前台缓存中的图像同时,后台缓存绘制第 2 幅图像.当后台绘制完成后,后台缓存中的图像就显示出来,此时原来的前台缓存开始绘制第 3 幅图像,通过不停地循环应用双缓存,每一帧三维曲面只在绘制完成之后才显示出来,所以观察者可以看到每一帧绘制完成的三维场景,而不是场景的绘制过程,使得画面看起来是连续的.

视景可视化系统主界面是飞行起落实测数据可视化视图,用户可以按照需要调节数据回放速度,支持最大 320 倍速的数据实时回放并可以随时调节播放速率.系统采用多窗口视图方式开发,不同可视化窗口之间通过消息驱动,以获取用户指令和数据交换.飞行历程曲线视图将发送自定义消息 WM_FLIGHTSIMBARUPDATE 给飞行模拟窗口,将航姿数据存入数组数据缓冲区,并将数据缓冲区的首地址作为用户自定义窗口消息的参数发送给飞行可视化窗口.

视景可视化系统在数据初始化后后台产生定时器,以 30 Hz 的频率向飞行视景可视化窗口发出更新数据的系统消息,以驱动可视化视图的进行数据更新.通过系统消息驱动方式,简化数据逻辑,不同视图之间通过系统消息通信,异步地进行飞行模拟窗口更新,增强了各模块之间的独立性,避免了飞机姿态数据变化时强制重绘可能导致的系统响应停顿的问题.

3.3 实测数据双缓冲视景仿真系统实现

在飞机实测数据载荷谱数据库基础上,视景仿真系统客户端采用 CHtmlView 模式内嵌载荷谱数据库访问控件,当运行视景仿真系统时,客户端软件自动访问飞机实测数据载荷谱数据库和飞机模型数据库,并读取客户端软件配置文件中 [FlightSimModel] 节点,该节点以 FlightSimModel = Key1. MS3D; Key2. MS3D; ...; KeyN. MS3D 的格式定义了使用到的机型模型,其中 Key1 ~ KeyN 为识别飞机机型的特征字,在某机型完成一个飞行架次,实测数据从机载数据采集器存储介质转换到计算机时,该特征字已经写入对应的飞行实测数据,视景仿真系统通过该特征字自动匹配机型实测数据.

当视景仿真系统通过访问实测数据载荷谱数据库和模型数据库取得指定飞行架次的实测数据后,通过解析实测数据头特征字获得需要的机型

模型,用户通过启动飞行模拟窗口进入飞行历程的可视化仿真,此时实测数据自动播放并实时驱动飞行模拟窗口更新,直至实测数据播放至结尾,从而实现整个飞行历程的可视化再现,在此过程中,用户可以通过鼠标滚轮调节数据播放速度和点击数据曲线任意位置查看飞机飞行状态,以节省数据播放时间.

4 应用实例

以某型号飞机 20110716A 飞行架次数据为例,实测数据量 10.6 GB,在视景仿真系统配置文件中定义使用的飞机模型其格式如下:FlightSimModel = [Key].MS3D,其中[Key]为识别飞行实测数据的特征字,在向服务器发送的数据请求信息中包含了该关键字,服务器接受请求后,如果在该特征字描述的机型实测数据中发现了对应的飞行架次,便以 APP:///服务器地址//数据目录//20110716A 格式返回对应的该机型的实测数据文件,视景仿真系统首先生成实测数据轮廓,并从服务器端提取飞机航姿数据曲线,如图 5 所示.通过视景仿真系统数据播放功能,实时解析实测数据,并以消息方式驱动实时更新数据,以获得整个飞行实测历程的可视化过程.图 6 是根据对应航姿数据对整个飞行实测数据的可视化过程截图.

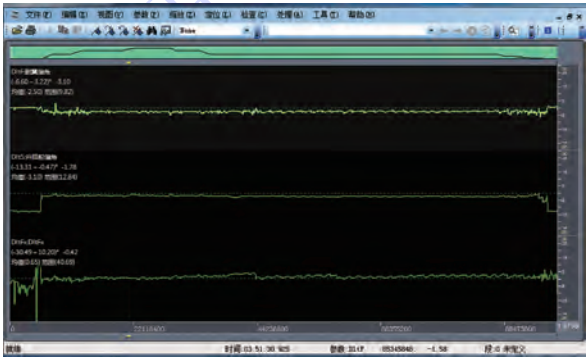


图 5 飞行历程曲线视图

Fig. 5 Curve view of flight course

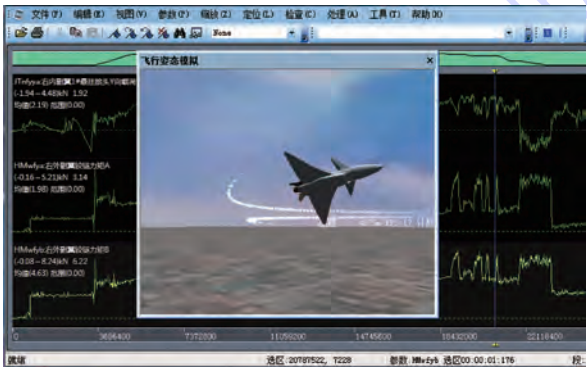


图 6 飞行视景可视化截图

Fig. 6 Visualization screenshot of flight visual

5 结 论

本文利用数据双缓冲和绘图双缓冲机制,建立了飞行实测数据视景仿真系统.系统利用逻辑数据通道的概念在服务器端以载荷谱数据库为基础,完全屏蔽了不同测试机型数据结构的差异,实现了异构数据源的统一,视景仿真系统客户端内嵌浏览器加载飞行实测数据,通过绘图双缓冲机制创建了飞行实测数据可视化环境,自动匹配机型数据,完整地再现整个飞行历程,经对实测数据进行仿真,结果表明:

- 1) 该飞行实测数据视景仿真系统具有良好数据解析能力,目前完全满足单个起落容量小于 20 GB 飞行历程可视化性能需求,能够批处理所有飞行起落数据.
- 2) 通过某歼击机和某型预警机飞行实测历程可视化仿真和校验,可作为飞机飞行历程机动作识别的可视化工具,提高了技术人员采用关键参数判别机动作的准确性和效率.
- 3) 在飞行实测大纲确定的前提下,通过飞行历程可视化仿真系统可以检验飞行数据是否满足大纲规定的技术要求,为数据有效性验证和数据后期处理提供可视化平台.

参考文献 (References)

[1] 闫楚良.飞机载荷谱实测技术与编制原理[M].北京:航空工业出版社,2010:5-6.
Yan C L. Aircraft load spectrum measurement technique and compilation principle [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2010:5-6 (in Chinese).

[2] 闫楚良,卓宁生,高镇同.雨流法实时计数模型[J].北京航空航天大学学报,1998,24(5):623-624.
Yan C L, Zhuo N S, Gao Z T. Model of rain-flow real-time counting method [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, 24(5): 623-624 (in Chinese).

[3] Yan C L, Liu K G. Fatigue scatter factor of whole life and reliability of aircraft structure service life [J]. Advanced Materials Research, 2008, 44-46: 739-744.

[4] 闫楚良,刘克格.飞机结构经济寿命设计与可靠性评定[M].北京:航空工业出版社,2010:248-249.
Yan C L, Liu K G. Aircraft structure design and reliability evaluation of economic life [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2010:248-249 (in Chinese).

[5] 阎楚良,高镇同.飞机高置信度中值随机疲劳载荷谱的编制原理[J].航空学报,2000,21(2):118-123.
Yan C L, Gao Z T. Compilation theory of median stochastic fatigue load-spectrum with high confidence level for airplane [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(2): 118-123 (in Chinese).

[6] 刘克格,闫楚良.飞机起落架载荷谱实测与编制方法[J].航

- 空学报,2011,32(5):841-848.
- Liu K G, Yan C L. Load measurement and compilation of landing gear of airplane [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011,32(5):841-848 (in Chinese).
- [7] 周海燕,郭建忠,王家耀. 知识发现与数据可视化技术浅析[J]. 信息工程大学学报,2002,3(4):78-80.
- Zhou H Y, Guo J Z, Wang J Y. Tentative study of knowledge discovery and data visualization technologies[J]. Journal of Information Engineering University, 2002,3(4):78-80 (in Chinese).
- [8] 钟啸,高颖,费益,等. 基于 VR 的虚拟视景系统关键技术研究[J]. 计算机仿真,2008,25(11):233-237.
- Zhong X, Gao Y, Fei Y, et al. Research on virtual scene system based on openGVS[J]. Computer Simulation, 2008, 25(11): 233-237 (in Chinese).
- [9] 李春香. 飞行数据可视化技术研究[J]. 中国安全科学学报, 2009,19(1):166-171.
- Li C X. Research on the visualization technology of flight data [J]. China Safety Science Journal, 2009, 19(1): 166-171 (in Chinese).
- [10] 李德信,罗刚,应锦春. 面向对象数据库管理系统中内存的双缓冲管理机制[J]. 机械与电子,2001(3):43-45.
- Li D X, Luo G, Ying J C. Double buffer management mechanism of memory for OODBMS [J]. Machinery & Electronics, 2001(3):43-45 (in Chinese).
- [11] 张亮. 基于双缓冲技术的 VC++ 图形刷新技术的原理和实现[J]. 福建电脑,2010,26(6):110-110.
- Zhang L. VC++ graphical refresh technology and implementation based on the principle of double buffer technique[J]. Fujian Computer, 2010,26(6):110-110 (in Chinese).
- [12] 金志宏. 大量数据处理时的高效率 VC++ 编程方法[J]. 计算机光盘软件与应用,2010(8):148-149.
- Jin Z H. Efficient method of VC++ programming in large amounts of data processing [J]. Computer CD Software and Applications, 2010(8):148-149 (in Chinese).
- [13] 叶舸,田兆锋,闫楚良. 基于 OpenGL 的飞机飞行实测数据可视化研究[J]. 航空学报,2011,32(6):1050-1057.
- Ye G, Tian Z F, Yan C L. Flight-test data visualization of aircraft's flight course based on openGL[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011,32(6):1050-1057 (in Chinese).
- [14] 尚游,陈岩涛. OpenGL 图形程序设计指南[M]. 北京:中国水利水电出版社,2001:7-8.
- Shang Y, Chen Y T. Open Graphics Library[M]. Beijing:China Water & Power Press, 2001:7-8 (in Chinese).
- [15] 刘晔,王斌,师丹,等. 基于 VC++ 的飞机模拟负载自动管理系统设计[J]. 软件导刊,2010,9(10):136-139.
- Liu Y, Wang B, Shi D, et al. Design of automatic management system of aircraft load simulator based on VC++ [J]. Software Guide, 2010,9(10):136-139 (in Chinese).
- [16] 张哲源,熊庆国,李文翔. 基于双缓冲技术解决游戏开发中画面更新问题[J]. 信息技术,2011(8):17-19.
- Zhang Z Y, Xiong Q G, Li W X. Based on double buffering technology to solve game development in pictures updated problem [J]. Information Technology, 2011(8):17-19 (in Chinese).
- [17] 黄华,徐幼平,邓志武. 基于 Flightgear 模拟器的实时可视化飞行仿真系统[J]. 系统仿真学报,2007,19(19):4421-4423.
- Huang H, Xu Y P, Deng Z W. Real-time visual flight simulation system based on flightgear simulator[J]. Journal of System Simulation, 2007,19(19):4421-4423 (in Chinese).

Design of visual simulation system of aircraft flight load spectrum measured data based on double-buffering technology

TIAN Zhaofeng, YAN Chuliang*

(Beijing Aircraft Strength Institute, Beijing 100083, China)

Abstract: Aircraft load spectrum measured data visual simulation is an important means to identify maneuver and to verify the validity of measured data in flight testing. A data storage method based on logical data channels was put forward to solve the structural differentiation problem of different data sources caused by different measured objects; for the performance problems caused by model complexity when large amount of measured data was used to simulate the whole flight course, physical channel and logical data channel analytical model were established; based on data double-buffering and drawing double-buffering mechanisms, flight model and visual simulation system environment of measured data were established, and the measured flight data of different testing aircrafts were analyzed and verified. The results show that the visual system meets the verification of flight measured data and the demand of maneuver recognition of GB level load spectrum of different types well, and can reproduce the entire course of the flight completely. It provides a visual platform to identify maneuver of flight course of aircraft, verify the data validity and post process of data.

Key words: flight measurement; load spectrum; double-buffering; logical data channel; visual simulation system

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0185

高精度多维限制器的性能分析

孙迪, 阎超*, 于剑, 屈峰, 华俊

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 目前常用的限制器大都是基于一维构造, 无法在多维情况下保证物理量的单调特性进而导致非物理振荡. 为弥补传统方法的这一构造缺陷, 多维限制器 (MLP) 通过多维修正使单元通量值介于周围相邻单元通量的最大值和最小值之间, 在保证求解精度的情况下有效避免了多维振荡. 基于一维激波管、无黏涡及激波边界层干扰等算例, 对高精度 MLP 的特性进行了研究分析. 结果显示: 3 阶 MLP 在连续和间断区域均可有效地避免多维振荡; 与高阶 WENO (Weighted Essentially Non-Oscillatory) 方法相比, 3 阶 MLP 不仅算法简单、易于实现, 还可显著提高求解的精度、保单调性及收敛性. 因此可用于工程及科学研究的复杂流动, 具有较好的应用前景.

关键词: 高精度多维限制器; 多维限制器; 保单调性; 激波边界层干扰; WENO 格式

中图分类号: V123.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0437-06

伴随着计算流体力学 (CFD) 技术的日益发展, 人们对高精度格式的需求愈发强烈. 譬如研究具有多尺度的湍流问题以及对一些涉及气动声学、热流、摩阻及非定常流动问题的计算, 需要采用具有多维分辨能力的高阶格式才能得到较为满意的结果^[1-2].

目前, CFD 界对高阶格式的研究方兴未艾, ENO (Essentially Non-oscillatory)、WENO^[3] (Weighted Essentially Non-Oscillatory)、ENN (Essentially Non-oscillatory, No-free-parameter)、紧致格式及谱方法等格式雨后春笋般应运而生. 但它们都因为计算量过大或是鲁棒性较差而无法被广泛应用于复杂飞行器的流动模拟当中. 此外, 上述格式的构造思想都是基于一维插值, 而实际流动是多维的, 因此在计算中它们无法判断多维流动现象, 特别是多维流动间断 (如与网格斜交的斜

激波), 以致分辨率降低. 为了克服这一缺陷, 近十年来, 国内外的学者发展了一系列基于多维流动的计算格式, 比如: 模化波速法、旋转通量法等^[4-6]. 然而实践表明, 这些方法虽然在计算精度方面比传统方法有显著改善, 但鲁棒性较差, 在多维间断处的保单调性不足, 特别是在模拟高超声速时流场时, 强激波附近常常产生剧烈的非物理振荡^[7]. 另外, 这些方法的求解效率较差, 因而未被广泛使用.

与上述方法相比, Kim 和 Noh 等^[8-9]提出的多维限制器 MLP^[10] 有较好的鲁棒性和收敛性, 将其与传统的 TVD^[11] 高阶插值格式相结合可以更好地抑制多维振荡. 由于 Roe^[12] 格式是被广泛认可的空间离散方法, 因此本文将结合 Roe 格式的 MLP 限制器方法与一些常用数值计算方法的计算结果进行对比, 发现该多维限制器有

收稿日期: 2014-04-08; 录用日期: 2014-07-07; 网络出版时间: 2014-09-18 15:22

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0185.html

基金项目: 国家 973 计划资助项目 (2009CB724104)

作者简介: 孙迪 (1991—), 女, 安徽巢湖人, 博士生, sundi@ase.buaa.edu.cn

* 通讯作者: 阎超 (1963—), 男, 江苏徐州人, 教授, yanchao@buaa.edu.cn, 主要研究方向为计算空气动力学.

引用格式: 孙迪, 阎超, 于剑, 等. 高精度多维限制器的性能分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41 (3): 437-442.

Sun D, Yan C, Yu J, et al. Performance analysis of high accuracy multi-dimensional limiting process [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41 (3): 437-442 (in Chinese).

如下优点:①相较于传统二阶 TVD 格式,在效率相当的情况下有更高的分辨率.②在多维间断处能够有效抑制振荡.③保证强鲁棒性及收敛性的前提下有较高的求解精度.④算法简单,容易实现.

1 计算方法

1.1 控制方程及空间离散方法

二维 N-S 方程 (Navier-Stokes equations) 的守恒形式^[13]为

$$\frac{\partial \Phi}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = \left(\frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} \right) \tag{1}$$

式中流通矢量为

$$\Phi = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e_t \end{pmatrix} \quad E = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (\rho e_t + p)u \end{pmatrix}$$
$$F = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ (\rho e_t + p)v \end{pmatrix}$$
$$E_v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ e_v \end{pmatrix} \quad F_v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ f_v \end{pmatrix}$$

1.2 MUSCL (TVD) 限制器的一般形式

MUSCL 格式的具体形式^[14-15]为

$$\begin{cases} \Phi_L = \bar{\Phi}_i + 0.5\phi(r_L)(\bar{\Phi}_i - \bar{\Phi}_{i-1}) \\ \Phi_R = \bar{\Phi}_{i+1} - 0.5\phi(r_R)(\bar{\Phi}_{i+2} - \bar{\Phi}_{i+1}) \end{cases} \tag{2}$$

式中, $\phi(r_L)\phi(r_R)$ 为限制器; Φ 表示通量矢量.

其中

$$r_L = \frac{\bar{\Phi}_{i+1} - \bar{\Phi}_i}{\bar{\Phi}_i - \bar{\Phi}_{i-1}}$$
$$r_R = \frac{\bar{\Phi}_{i+1} - \bar{\Phi}_i}{\bar{\Phi}_{i+2} - \bar{\Phi}_{i+1}}$$

1.3 高阶多维限制器的构造

高精度多维限制器的主要构造方法如下^[16].

首先构造高阶 TVD 插值:

$$\Phi_{i+\frac{1}{2}} = \bar{\Phi}_i + 0.5\beta(r_i)\Delta\Phi_{i-\frac{1}{2}}$$

式中

$$r_i = \frac{\Delta\Phi_{i+\frac{1}{2}}}{\Delta\Phi_{i-\frac{1}{2}}}$$

因此,为了抑制在间断处的振荡,高阶插值也应满足 TVD 限制条件:

$$\begin{cases} \Phi_L = \bar{\Phi}_i + 0.5\phi(r_L, 2r_L, \beta_L)\Delta\Phi_{i-\frac{1}{2}} \\ \Phi_R = \bar{\Phi}_{i+1} - 0.5\phi(r_R, 2r_R, \beta_R)\Delta\Phi_{i+\frac{3}{2}} \end{cases} \tag{3}$$

式中 3 阶限制器的表达式为

$$\beta_L = \frac{1 + 2r_{L,i}}{3}$$

$$\beta_R = \frac{1 + 2r_{R,i+1}}{3}$$

5 阶限制器的表达式为

$$\beta_L = \frac{-2/r_{L,i-1} + 11 + 24r_{L,i} - 3r_{L,i}r_{L,i+1}}{30}$$

$$\beta_R = \frac{-2/r_{R,i+2} + 11 + 24r_{R,i+1} - 3r_{R,i+1}r_{R,i}}{30}$$

其次,构造多维限制函数,由单调性条件,界面通量函数值应在空间相邻的 8 个函数值范围之间,即

$$\bar{\Phi}_{neighbor}^{min} < \Phi < \bar{\Phi}_{neighbor}^{max} \tag{4}$$

在充分考虑了 4 个方向(上下左右)的 θ_j (如图 1 所示)后,得出多维限制条件如下:

$$1 \leq \alpha \leq \min \left[2, \frac{2\max(1, r_{L,j}) \left(1 + \max \left(0, \frac{\tan \theta_{j+1}}{r_{R,j+1}} \right) \right)}{1 + \tan \theta_j} \right]$$

式中

$$\tan \theta_j = \left| \frac{(\bar{\Phi}_{i+1,j} - \bar{\Phi}_{i-1,j})}{(\bar{\Phi}_{i,j+1} - \bar{\Phi}_{i,j-1})} \right|$$

综上所述,得到高阶限制器的表述形式:

$$\begin{aligned} \Phi_L &= \bar{\Phi}_i + 0.5\phi(r_L, \alpha_L, \beta_L)\Delta\Phi_{i-\frac{1}{2}} = \\ &\bar{\Phi}_i + 0.5\max(0, \min(\alpha_L r_{L,i}, \alpha_L, \beta_L))\Delta\Phi_{i-\frac{1}{2}} \\ \Phi_R &= \bar{\Phi}_{i+1} - 0.5\phi(r_R, \alpha_R, \beta_R)\Delta\Phi_{i+\frac{3}{2}} = \\ &\bar{\Phi}_{i+1} - 0.5\max(0, \min(\alpha_R r_{R,i+1}, \alpha_R, \beta_R))\Delta\Phi_{i+\frac{3}{2}} \end{aligned}$$

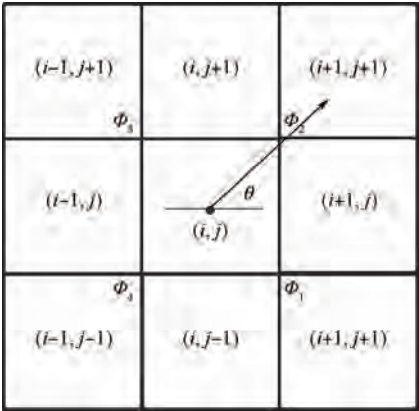


图 1 格点值与格心值分布示意图

Fig. 1 Distribution schematic of cell-vertex value and cell-center value of grid

2 算例及结果分析

为进一步分析验证该多维限制器的性能,本文做了一系列数值实验,包含无黏非定常问题及有黏的激波边界层干扰问题. 简便起见,下文算例中 3 阶多维限制器用 MLP3 表示,3 阶 WENO 格式用 WENO3 表示,5 阶 WENO 格式用 WENO5 表示. 时间格式方面,非定常问题采用 3 阶龙格库塔法,定常问题采用无条件稳定的 LUSGS 方法.

2.1 Sod 问题

计算域为 $[0,1]$, 网格点数为 100, 初始条件为

$$(\rho,u,p)=\begin{cases}(1.0,0.0,1.0) & x\leq 0.5 \\ (0.125,0.0,0.1) & x>0.5\end{cases}\tag{5}$$

计算推进到 $t=0.2\text{ s}$ 中止,此时,流场中包含一个激波、一个接触间断和一个膨胀波.

比较密度分布曲线(图 2)可得,minmod 限制器耗散较大,WENO3 格式次之,WENO5 格式及 MLP3 限制器的分辨率较高,而局部放大图更清晰地表明了这一结论.

理论上该无黏涡的涡核压强随着时间的推移是保持不变的.

初始流场密度分布如图 3 所示. 图 4 给出了漩涡转动 100 个无量纲时间后,3 种不同插值方法得到的沿 AB 线(图 3)的密度分布曲线. 结果表明,在多维光滑的情况下,minmod 限制器有较大的耗散;与 WENO3 格式相比,MLP3 限制器有较好的多维分辨能力.

分析熵随时间的变化曲线(图 5)可知;superbee

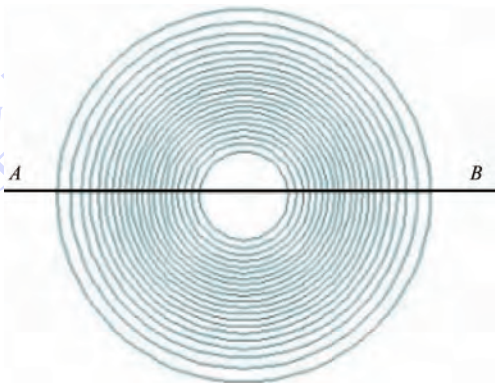


图 3 初始流场密度分布
Fig. 3 Density distribution of initial vortex flow field

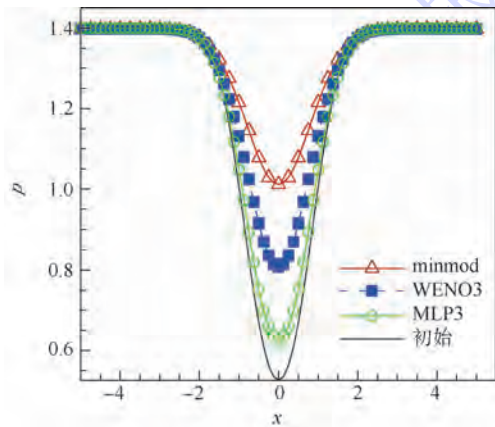


图 4 沿 AB 线的压力分布
Fig. 4 Pressure distribution along line AB

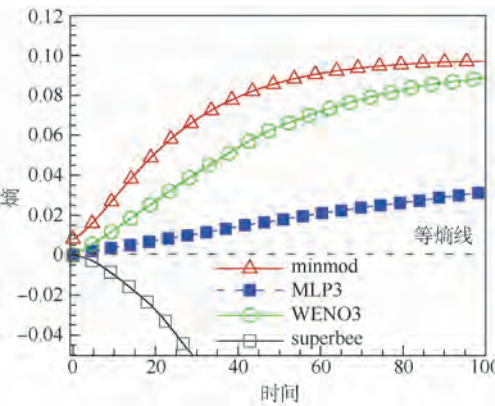


图 5 熵随时间变化的曲线
Fig. 5 Variation curves of entropy with change of time

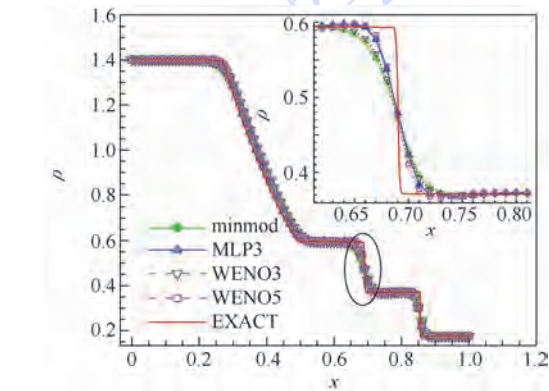


图 2 密度分布曲线
Fig. 2 Density distribution curves

2.2 二维涡流动问题

涡流动问题是一个典型的非定常多维流动问题. 初始流场是在均匀流场上添加了一个等熵涡, 该涡的强度为 $\Gamma=5$. 计算区域为 10×10 的方形区域, 网格点数为 80×80 . 扰动的形式如下.

$$\begin{cases}(\delta u,\delta v)=\frac{\Gamma}{2\pi}e^{(1-r^2)/2}(-\bar{y},\bar{x}) \\ \delta T=-\frac{(\gamma-1)\Gamma^2}{8\gamma\pi^2}e^{1-r^2} \\ T=p/\rho \quad p/\rho^\gamma=1 \\ r^2=\bar{x}^2+\bar{y}^2 \quad (\bar{x},\bar{y})=(x-x_0,y-y_0)\end{cases}\tag{6}$$

式中, γ 为比热比; (x_0,y_0) 为涡核的坐标.

限制器计算得到的熵值一直非物理地减小,涡量变强且无收敛趋势.而其他格式的计算结果表明:minmod 限制器、WENO3 及 MLP3 限制器的熵增依此减小,精度依此增高.

取 2 套不同密度的网格 ($40 \times 40, 100 \times 100$) 并分别采用 3 种限制器 (minmod, WENO3, MLP3) 计算进行对比.图 6 给出了各格式在不同密度网格中计算时,涡核压强随时间推进的变化情况.从中可以看出,3 种限制器的耗散性均随网格量减小有所增大,但 MLP3 限制器的数值耗散增加最小,网格收敛性最佳.

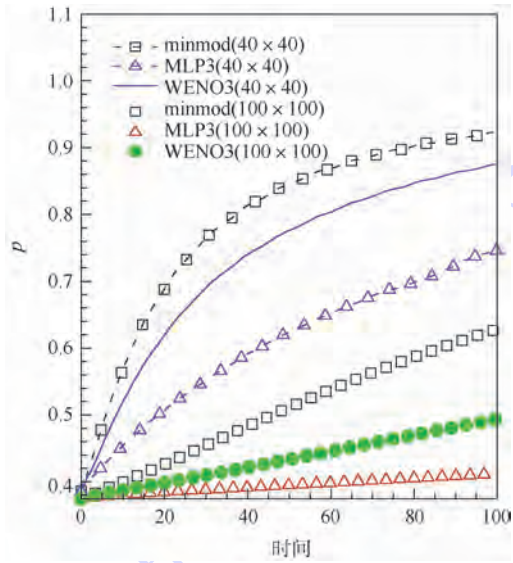


图 6 不同格式的网络收敛性比较
Fig. 6 Comparison of grid convergence with different schemes

2.3 激波边界层干扰

本算例描述的物理问题为一斜激波入射到平板边界层上,使得边界层局部产生分离,并在平板下游再附^[17].流动参数如下: $Ma = 2, T = 117\text{ K}, Re = 296\text{ 000}$,激波与平板之间的夹角为 32.598° .网格单元数是 200×200 .计算时 CFL 数取 5,壁面条件为无滑移绝热壁.

图 7 给出了各限制器计算得到的压力等值线图,图 8 则给出了图 7(a) 所示虚线处的压强分布曲线.从中可以看出:minmod 限制器及 WENO3 格式耗散较大;相比之下,MLP3 限制器和 WENO5 格式可以更为清晰地分辨出入射激波及通过分离区的反射激波、膨胀扇区和再附激波等流动结构.但在图 8 局部放大图中,WENO5 格式由于耗散过小,再附激波后出现了非物理的虚假振荡,鲁棒性较差.

图 9 表明 MLP3 限制器与 WENO5 格式计算

所得的壁面压强分布相近,均与实验值吻合较好,较为正确地预测了分离区的大小,而其他格式的耗散较大,求得的分离区过小.

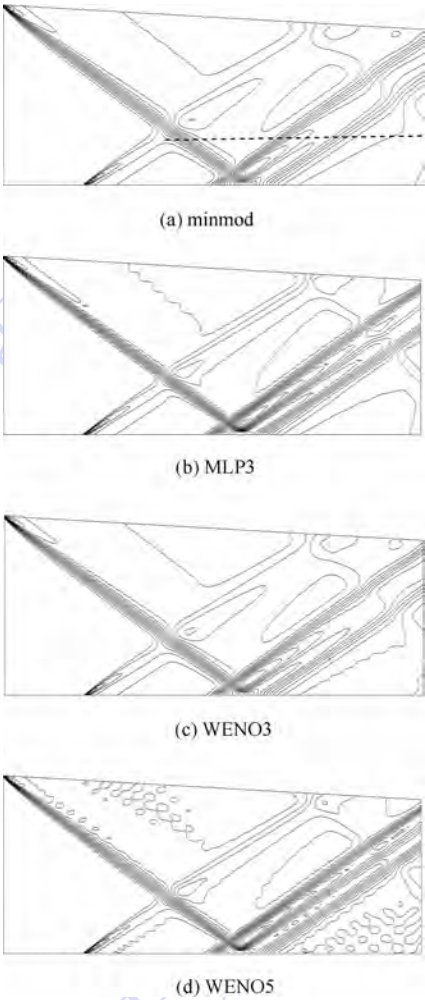


图 7 压力等值线图
Fig. 7 Pressure contours

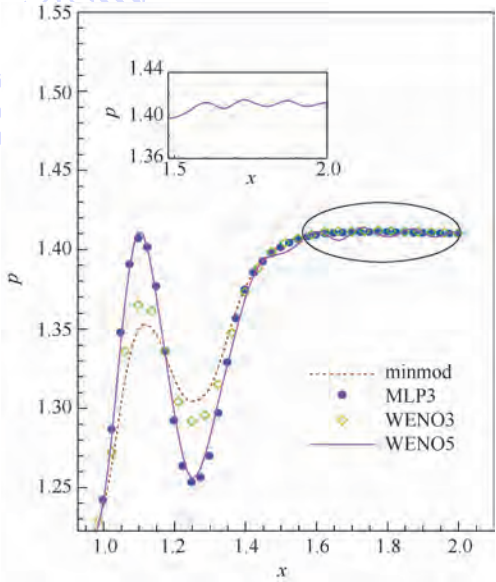


图 8 压强分布曲线
Fig. 8 Pressure distribution curves

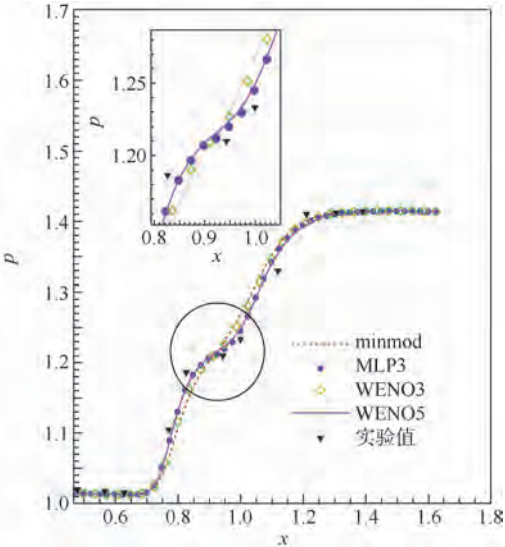


图 9 壁面压强分布曲线

Fig. 9 Pressure distribution curves along wall surface

3 结 论

本文基于无黏涡算例及激波边界层干扰等算例,研究分析了高精度多维限制器 MLP3 的相关特性.通过将其与传统 TVD 限制器及高阶 WENO 格式进行比较,得到主要结论如下:

1) MLP3 限制器与常见二阶精度 TVD 限制器相比具有明显的优势:与 minmod 限制器相比,MLP3 有较高的精度,且通过多维限制函数,它避免了过多的耗散,可以较为精确地捕捉到激波等间断;与 superbee 限制器相比,MLP3 具有良好的保单调性以避免非物理解的产生.

2) 二维涡流动算例表明:较之于高阶 WENO 格式及传统 TVD 限制器,MLP3 限制器更容易实现,且在花费更小计算量的同时保持强鲁棒性及高精度.

3) 激波边界层干扰算例表明:超声速有黏流动计算时,MLP3 限制器的求解精度高于同阶 WENO 格式,与 5 阶 WENO 格式结果相似.因此 MLP3 具有较高的黏性分辨率和保单调特性.

参考文献 (References)

[1] Zhang H X. On problems to develop physical analysis in CFD [C]//Proceedings of the Fourth Asian Computational Fluid Dynamics Conference. Chengdu:IEEE,2000:3-19.
[2] 杨建龙,刘猛. 限制器对高超声速表面热流数值模拟的影响[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(3):417-421.
Yang J L, Liu M. Influence of limiters on numerical simulation of heating distributions for hypersonic bodies[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014,40(3):417-

421 (in Chinese).
[3] Shu C W, Osher S. Efficient implementation of essentially non-oscillatory shock-capturing schemes[J]. Journal of Computational Physics,1988,77(2):439-471.
[4] Roe P L. Discrete models for the numerical analysis of time-dependent multidimensional gas dynamics[J]. Journal of Computational Physics,1986,63(2):458-476.
[5] Lacor C, Hirsch C. Genuinely upwind algorithms for multidimensional Euler equations[J]. AIAA Journal,1992,30(1):56-63.
[6] Deconinck H, Paillere H, Struijs R, et al. Multidimensional upwind schemes based on fluctuation-splitting for systems of conservation laws [J]. Computational Mechanics, 1993, 11 (5-6): 323-340.
[7] 屈峰, 阎超, 于剑, 等. 高精度激波捕捉格式的性能分析[J]. 北京航空航天大学学报,2014,40(8):1085-1089.
Qu F, Yan C, Yu J, et al. Assessment of shock capturing methods for numerical simulations of compressible turbulence with shock waves[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014,40(8):1085-1089 (in Chinese).
[8] Kim K H, Kim C. Accurate, efficient and monotonic numerical methods for multi-dimensional compressible flows, Part II: multi-dimensional limiting process[J]. Journal of Computational Physics,2005,208(2):570-615.
[9] Noh S J, Lee K R, Park J H O, et al. An accurate and efficient calculation of high enthalpy flows using a high order new limiting process[J]. Journal of the Korean Society for Industrial and Applied Mathematics,2011,15(1):67-82.
[10] Kang H M, Kim K H, Lee D H. A new approach of a limiting process for multi-dimensional flows[J]. Journal of Computational Physics,2010,229(19):7102-7128.
[11] Harten A. High resolution schemes for hyperbolic conservation laws[J]. Journal of Computational Physics, 1983, 49 (3): 357-393.
[12] Roe P L. Approximate Riemann solvers, parameter vectors and difference schemes [J]. Journal of Computational Physics, 1981,43(2):357-372.
[13] 阎超. 计算流体力学方法及应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006:15-25.
Yan C. Computational fluid dynamic's methods and applications[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006: 15-25 (in Chinese).
[14] van Leer B. Toward the ultimate conservative difference scheme [J]. Journal of Computational Physics, 1997, 135 (2): 229-248.
[15] Hirsch C. Numerical computation of internal and external flows: Volume 2 [M]. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons Publish, 1990:121-156.
[16] Park J S, Chang T K, Kim C. Higher-order multi-dimensional limiting strategy for correction procedure via reconstruction [C]//52nd Aerospace Sciences Meeting. Maryland: AIAA, 2014:2014-0772.
[17] Knight D. RTO WG 10-Test cases for CFD validation of hypersonic flight, AIAA-2002-0433 [R]. Reston: AIAA, 2002.

Performance analysis of high accuracy multi-dimensional limiting process

SUN Di, YAN Chao^{*}, YU Jian, QU Feng, HUA Jun

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

Abstract: The conventional limiting process is mostly based on one-dimensional structure, which cannot keep monotonic features of quantities under conditions of multi-dimensional discontinuities, leading to non-physical oscillations. In order to overcome the structure defects of the conventional methods, multi-dimensional limiting process (MLP) is a high accuracy limiter whose basic idea is that the vertex values interpolated at a grid point should be within the maximum and minimum cell-average values of neighboring cells through multi-dimensional correction. The major advantage of MLP is to avoid multi-dimensional oscillatory effectively and ensure solving accuracy. According to a set of test cases including one-dimensional shock tube, non-viscous vortex flow and shock boundary-layer interaction, the performance of MLP with high accuracy was analyzed, it is verified that third-order MLP can avoid multi-dimensional oscillatory effectively both in continuous and discontinuous area. Compared with higher-order WENO (weighted essentially non-oscillatory) schemes, the third-order MLP maintains several desirable characteristics, such as simple algorithm, simple implementation, improving the solving accuracy, monotonicity and convergence. For these properties, MLP can be applied to study complicated flow in engineering and scientific research, and is expected to have a bright application future.

Key words: high accuracy multi-dimensional limiting process; multi-dimensional limiting process; monotonicity; shock boundary-layer interaction; WENO schemes

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0198

基于改进多目标遗传算法的舰尾紊流模拟方法



陶杨^{1,2}, 韩维^{*1}

(1. 海军航空工程学院 飞行器工程系, 烟台 264001; 2. 海军装备研究院, 上海 200436)

摘 要: 为提高舰尾紊流自由大气紊流分量仿真的可信度, 提出了一种紊流数值模拟的新方法. 首先, 使用带有修正系数的 Euler 前向差分格式表示各个方向的紊流序列, 同时结合智能算法的思想, 把紊流相关性检验中的均方差误差和相关函数误差作为待优化目标函数, 将修正系数的选择看成一个多目标优化问题, 并采用改进的多目标遗传算法进行求解. 最后, 通过仿真算例验证了本文方法的正确性与合理性, 计算结果表明该方法可以根据不同的采样步长灵活地生成所需紊流. 尤其在小步长情况下, 亦可得到很好符合理论值的紊流序列, 可以满足虚拟飞行实验的要求.

关键词: 舰尾流; 自由大气紊流; 多目标优化; 遗传算法; 误差函数

中图分类号: TP202.7

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0443-06

舰尾紊流的特性分析一直以来都是舰载机飞行仿真研究中的重点问题. 舰载机回收时, 最大着舰误差源自舰尾紊流对舰载机的扰动, 美军军用规范 MIL-F-8785C^[1] 通过对大量实验和实测数据的总结、统计和分析后, 把这种扰动视为 4 种成分的合成并对它们进行了定量描述, 本文将其中的一个分量——自由大气紊流分量作为研究对象.

目前多数紊流处理方法都是将 Gauss 白噪声作为输入信号, 经过紊流频谱函数分解成的传递函数滤波后得到相应的紊流序列^[2-4]. 这种方法使用简单方便, 但生成紊流序列的相关特性不能很好符合紊流模型相关函数的理论表达式, 且它们之间的误差与采样步长大小成反比, 采样步长越小误差越大.

针对这一问题, 本文基于文献[5-6]将所求大气紊流序列先离散化再通过数值方法求解的思想对舰尾紊流进行了研究, 提出了一种舰尾紊流数值模拟的新方法. 该方法将 3 个方向的舰尾紊流

离散成 Euler 前向差分格式进行求解, 同时针对上述方法存在计算精度低的问题, 引入了修正系数, 并将紊流相关性检验的准则看作待优化目标函数, 使用改进的多目标遗传算法进行修正系数求解, 进而实现在小步长情况下获得较精准的紊流序列.

1 自由大气紊流生成方法

式(1)所示为 MIL-F-8785C 根据统计学分析给出的自由大气紊流分量的频谱函数:

$$\begin{cases} \Phi_u(\Omega) = \frac{200}{1 + (100\Omega)^2} \\ \Phi_v(\Omega) = \frac{939[1 + (400\Omega)^2]}{[1 + (1000\Omega)^2][1 + (400\Omega/3)^2]} \\ \Phi_w(\Omega) = \frac{71.6}{1 + (100\Omega)^2} \end{cases} \quad (1)$$

式中 Ω 为角频率. 将式(1)的频谱函数根据分子

收稿日期: 2014-04-10; 录用日期: 2014-07-11; 网络出版时间: 2014-09-05 15:36

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0198.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61032001)

作者简介: 陶杨(1985—), 男, 江苏吴江人, 博士生, timothy1205@163.com

* 通讯作者: 韩维(1970—), 男, 湖南湘潭人, 教授, Luckydevilhan@163.com, 主要研究方向为飞行器动力学.

引用格式: 陶杨, 韩维. 基于改进多目标遗传算法的舰尾紊流模拟方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 443-448.

Tao Y, Han W. Carrier airwake simulation methods based on improved multi-objective genetic algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 443-448 (in Chinese).

分母的不同形式分为两类:第1类包括 $\Phi_u(\Omega)$ 和 $\Phi_w(\Omega)$;第2类为 $\Phi_v(\Omega)$. 两者的处理方法略有不同,下面分别进行讨论.

1.1 第1类频谱函数

因 $\Phi_u(\Omega)$ 和 $\Phi_w(\Omega)$ 之间存在线性关系,故以 $\Phi_w(\Omega)$ 为例说明进行. $\Phi_w(\Omega)$ 共轭分解后得到的传递函数 $G_w(s) = \frac{8.46}{1+100s}$, 由 Euler 前向差分格式可得紊流速度:

$$w_{i+1} = Pw_i + Qr_{i+1} \quad (2)$$

式中 $\{r\}$ 表示均值为 0、方差为 1 的 Gauss 白噪声序列. 这里借鉴文献[7]中的思想加入修正系数,差分方程变为

$$w_{i+1} = APw_i + BQr_{i+1} \quad (3)$$

式中 A, B 为待定修正系数. 由递推公式(3)可得

$$w_k = \sum_{i=1}^k (AP)^{k-i} BQr_i \quad (4)$$

因为 w 均值为 $0^{[5]}$, 所以其方差为

$$\sigma_w^2 = \lim_{k \rightarrow \infty} \langle w_k^2 \rangle =$$

$$(BQ)^2 \lim_{k \rightarrow \infty} \left\langle \sum_{i=1}^k [(AP)^{k-i} r_i]^2 + \sum_{i=1}^k \sum_{j=1}^k (AP)^{2k-i-j} r_i r_j \right\rangle \quad (5)$$

由白噪声特性, $\sum_{i=1}^k \sum_{j=1}^k (AP)^{2k-i-j} r_i r_j = 0, \sigma_r = 0$, 故

$$\sigma_w^2 = B^2 Q^2 \lim_{k \rightarrow \infty} \left\langle \sum_{i=1}^k [(AP)^{k-i}]^2 \right\rangle \quad (6)$$

根据文献[5], 可知 $AP < 1$, 则式(6)的等比级数和收敛:

$$\sigma_w^2 = B^2 Q^2 / (1 - A^2 P^2) \quad (7)$$

在随机过程中, 频谱函数与相关函数之间存在 Fourier 变换对的关系. 对 $\Phi_w(\Omega)$ 作 Fourier 逆变换可得到该方向紊流序列以距离差 ξ 为自变量的距离相关函数:

$$R_w(\xi) = \sigma_w^2 e^{-\xi/100} \quad (8)$$

取 $\xi = nh$, 有

$$R_w(\xi) = R_w(nh) = \sigma_w^2 e^{-nh/100} \quad (9)$$

根据相关函数的定义, 可知:

$$R_w(\xi) = \lim_{k \rightarrow \infty} \langle w_k w_{k+n} \rangle =$$

$$B^2 Q^2 (AP)^n \lim_{k \rightarrow \infty} \left\langle \sum_{i=1}^k [(AP)^{k-i}]^2 \right\rangle = \frac{B^2 Q^2}{1 - A^2 P^2} (AP)^n = \sigma_w^2 (AP)^n \quad (10)$$

对比式(9)和式(10)可得

$$P = e^{-h/100} / A \quad (11)$$

将式(11)代入紊流速度方差表达式(7)可得

$$Q = \frac{\sigma_w}{B} \sqrt{1 - e^{-h/50}} \quad (12)$$

1.2 第2类频谱函数

对于第2类频谱函数, 可将其因式分解表示为两个独立频谱函数和的形式, 之后采用同 1.1 节类似的方法分别处理.

$$\Phi_v(\Omega) = \Phi_1(\Omega) + \Phi_2(\Omega) \quad (13)$$

$$\text{式中 } \Phi_1(\Omega) = \frac{803}{[1 + (1000\Omega)^2]}$$

$$\Phi_2(\Omega) = \frac{136}{[1 + (400\Omega/3)^2]}$$

由此得到传递函数:

$$G_v(s) = \frac{\sqrt{803}}{1 + 1000s} + \frac{\sqrt{136}}{1 + 400s/3} \quad (14)$$

总的紊流序列 $\{v\}$ 可先分别求出各自紊流序列 $\{v_1\}, \{v_2\}$, 再求和得到 $\{v\} = \{v_1\} + \{v_2\}$. 类似式(3), 有

$$\begin{cases} v_{i+1,1} = A_1 P_1 v_{i,1} + B_1 Q_1 r_{i+1} \\ v_{i+1,2} = A_2 P_2 v_{i,2} + B_2 Q_2 r_{i+1} \end{cases} \quad (15)$$

式中, $P_1 = e^{-h/1000}/A_1; P_2 = e^{-3h/400}/A_2; A_1, B_1, A_2, B_2$ 为待定修正系数.

取 $\xi = nh$, 总的相关函数:

$$R(\xi) = R_1(nh) + R_2(nh) = \sigma_1^2 (A_1 P_1)^n + \sigma_2^2 (A_2 P_2)^n \quad (16)$$

$$\text{式中, } \sigma_1^2 = 2 \int_0^\infty \Phi_1(\Omega) d\Omega; \sigma_2^2 = 2 \int_0^\infty \Phi_2(\Omega) d\Omega.$$

紊流序列 $\{v\}$ 的方差:

$$\sigma^2 = \sigma_1^2 + \sigma_2^2 = \lim_{k \rightarrow \infty} \langle v_k^2 \rangle = \frac{(B_1 Q_1)^2}{1 - (A_1 P_1)^2} + \frac{(B_2 Q_2)^2}{1 - (A_2 P_2)^2} + \frac{2B_1 B_2 Q_1 Q_2}{1 - A_1 A_2 P_1 P_2} \quad (17)$$

该频谱函数的相关函数为

$$R(\xi) = \lim_{k \rightarrow \infty} \langle v_k v_{k+n} \rangle = \left(\frac{B_1^2 Q_1^2}{1 - A_1^2 P_1^2} + \frac{B_1 B_2 Q_1 Q_2}{1 - A_1 A_2 P_1 P_2} \right) (A_1 P_1)^n + \left(\frac{B_2^2 Q_2^2}{1 - A_2^2 P_2^2} + \frac{B_1 B_2 Q_1 Q_2}{1 - A_1 A_2 P_1 P_2} \right) (A_2 P_2)^n \quad (18)$$

若式(16)和式(18)两者表示同样的衰减率, 则比较可得

$$\begin{cases} \frac{B_1^2 Q_1^2}{1 - A_1^2 P_1^2} + \frac{B_1 B_2 Q_1 Q_2}{1 - A_1 A_2 P_1 P_2} = \sigma_1^2 \\ \frac{B_2^2 Q_2^2}{1 - A_2^2 P_2^2} + \frac{B_1 B_2 Q_1 Q_2}{1 - A_1 A_2 P_1 P_2} = \sigma_2^2 \end{cases} \quad (19)$$

式(19)必然满足:

$$\left(\frac{B_1^2 Q_1^2}{1 - A_1^2 P_1^2} + \frac{B_1 B_2 Q_1 Q_2}{1 - A_1 A_2 P_1 P_2} \right) \sigma_2^2 - \left(\frac{B_2^2 Q_2^2}{1 - A_2^2 P_2^2} + \frac{B_1 B_2 Q_1 Q_2}{1 - A_1 A_2 P_1 P_2} \right) \sigma_1^2 = 0 \quad (20)$$

令 $\eta = \frac{Q_1}{Q_2}$, $a = 1 - A_1^2 P_1^2$, $b = 1 - A_2^2 P_2^2$, $c = 1 - A_1 A_2 P_1 P_2$,
可解出

$$\eta = \frac{-abB_1B_2(\sigma_2^2 - \sigma_1^2) + \sqrt{\Delta}}{2bcB_1^2\sigma_2^2} \quad (21)$$

式中

$$\Delta = [abB_1B_2(\sigma_2^2 - \sigma_1^2)]^2 + 4abc^2B_1^2B_2^2\sigma_1^2\sigma_2^2$$

另外由式(17)可得

$$Q_2 = \sqrt{\frac{\sigma_1^2 + \sigma_2^2}{B_1^2\eta^2/a + B_2^2/b + 2B_1B_2\eta/c}} \quad (22)$$

这样,若待定修正系数确定,即可根据不同形式的紊流频谱函数不断递推生成所需的紊流序列。

2 待修正系数确定方法

舰尾紊流作为大气紊流的一种特殊存在形式,它拥有大气紊流的所有特征。相关性函数因为能够反映出紊流的全部性状,所以一直以来多用于检验和分析紊流的主要指标^[7-9]。

另外,舰尾紊流也是一个随机过程,需要用统计特性对其进行描述。而均方差作为随机过程重要的统计特性,它反映了随机过程的能量,同时也是反映数据离散程度最常用的一种量化形式,是检验仿真结果精确与否的重要指标。

因此,为检验生成的紊流序列 $\{x\}$ 是否正确,这里采取了两个验证准则:一是让 $\{x\}$ 的均方差 σ_x 趋近理论值 $\sigma_{x,th}$,即 $f_1(x) = \min |\sigma_x - \sigma_{x,th}|$;二是通过对 $\{x\}$ 进行相关性检验使相关函数 $R_x(\xi)$ 贴近理论相关函数 $R_{x,th}(\xi)$,即 $f_2(x) = \min [\max |R_x(\xi) - R_{x,th}(\xi)|]$ 。

在两个准则之间函数关系不明确的情况下,不能通过权重关系将之合并为一个待优化函数用常规的单目标优化寻得最优解,因此采用多目标寻优的思想进行求解。则问题可描述为 $f(x) = \min [f_1(x), f_2(x)]$,两个约束准则作为待优化的目标函数 $\begin{cases} f_1(x) = |\sigma_x - \sigma_{x,th}| \\ f_2(x) = \max |R_x(\xi) - R_{x,th}(\xi)| \end{cases}$,待修正系数为通过寻优最终得到的决策变量。

2.1 改进的 NSGA2 算法

遗传算法基于群体操作的特点使其能在一次运算后并行得到多个解,因此非常适合作为有多解的多目标优化问题^[10]。目前,比较有代表性的多目标遗传算法包括向量估计遗传算法 VEGA^[11]、多目标进化算法 MOGA^[12]、小生境 Pareto 遗传算法 NPGA^[13]、非劣排序遗传算法 NSGA^[14]、强度 Pareto 进化算法 SPEA^[15]、

NSGA2^[16]等,其中 NSGA2 算法因其低时间复杂性、高鲁棒性等特点应用较为广泛。本文采用的寻优方法就是一种改进的 NSGA2 算法,在此将改进的部分加以说明。

2.1.1 基于序值的交叉、变异操作

将支配关系引入遗传机制中,位于不同前端的个体,序值越小表明该个体越优秀,也越有希望能遗传到下一代。因此在进行个体之间的交叉操作时,希望能有更多的低序值个体的基因参与,而自身变异时则希望能更多地保留低序值个体的基因。基于以上论断,标准模拟二进制交叉操作和多项式变异操作^[17]可改进为以下形式。

交叉操作:

$$\begin{cases} y_A = \frac{\text{rank. } B}{\text{rank. } A + \text{rank. } B}(1 - \beta)x_A + \frac{\text{rank. } A}{\text{rank. } A + \text{rank. } B}(1 + \beta)x_B \\ y_B = \frac{\text{rank. } B}{\text{rank. } A + \text{rank. } B}(1 + \beta)x_A + \frac{\text{rank. } A}{\text{rank. } A + \text{rank. } B}(1 - \beta)x_B \end{cases} \quad (23)$$

式中 rank 为序值。

$$\beta(r) = \begin{cases} (2r)^{\frac{1}{\eta_c+1}} & r \leq 0.5 \\ \frac{1}{[2(1-r)]^{\frac{1}{\eta_c+1}}} & r > 0.5 \end{cases}$$

式中, r 为 $[0, 1]$ 之间均匀分布的随机数; η_c 为交叉分布指数。

变异操作:

$$y = 2 \left[\frac{1}{\text{rank} + 1} x + \frac{\text{rank}}{\text{rank} + 1} (x_{ub} - x_{lb}) \delta \right] \quad (24)$$

$$\delta(r) = \begin{cases} (2r)^{\frac{1}{\eta_m+1}} - 1 & r \leq 0.5 \\ 1 - [2(1-r)]^{\frac{1}{\eta_m+1}} & r > 0.5 \end{cases}$$

η_m 为变异分布指数。

2.1.2 基于拥挤距离的修剪方法

NSGA2 中,采用的是精英选择的策略,低序值的个体会被优先保留。这样做存在一定的不足,一旦算法陷入了局部最优,因为修剪掉的都是高序值的个体,而自身种群没有新个体更新,因此很难跳出。为了保持种群的多样性,避免算法早熟现象,这里对修剪方法进行改进。假设每一前端的个体由两部分构成,其中原前端按拥挤距离保留一定比例的个体,其余的由下一前端的个体补上,候补的个体同样遵循按拥挤距离从大到小的选取方法。

2.2 基于改进 NSGA2 算法的参数选择

算法流程如图 1 所示,具体步骤如下.

步骤 1 随机初始化种群,种群中每个个体由待修正系数 $x_i (i = 1, 2, \cdots, n)$ 和其对应的待优化目标函数值 $f_j (j = 1, 2)$ 两部分组成.

步骤 2 根据目标函数值 f_j 判断种群个体间的支配关系,通过非支配排序得到每个个体的序值和拥挤距离.

步骤 3 依据个体序值和拥挤距离,采用锦标赛选择方法得到父代种群.

步骤 4 保存父代种群到临时记忆库,同时开始遗传进化过程,对父代种群进行基于序值的交叉和变异操作,得到子代种群.

步骤 5 将临时记忆库中的父代与步骤 4 产生的子代合并为中间种群.

步骤 6 重复步骤 2 的操作,得到该中间种群个体的序值和拥挤距离.

步骤 7 采用改进的修剪方法整理中间种群并得到最终的种群.

步骤 8 判断是否达到最大遗传代数,若满足,结束优化,并根据需求选择修正系数;否则,返回步骤 2,同时清空临时记忆库.

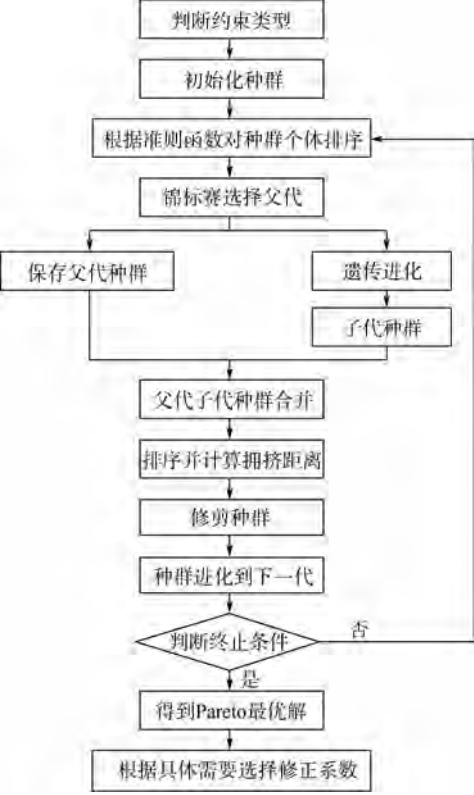


图 1 修正系数选择流程图

Fig. 1 Flow chart of correction coefficient selection

3 计算结果及分析

为方便比较,使用本文的改进 NSGA2 算法计

算时所取的各向紊流采样步长为 0.1 m,产生白噪声的随机数种子为 23 341,修正系数限定在 $[0.5, 2.5]$ 之间,优化前的原始修正系数均为 1. 通过上述方法求出的 Pareto 非劣解分布如图 2 所示,可以看出两个约束准则存在着此消彼长的关系,并不能同时达到最优,因此需根据实际工程需要选择其中的一个解作为该问题的最终解.

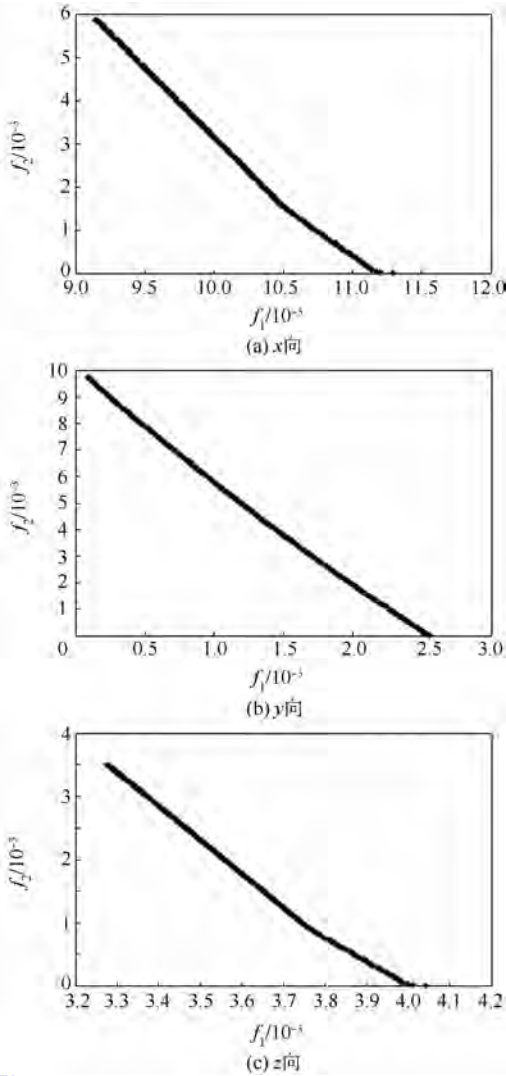


图 2 x, y, z 向 Pareto 解分布图

Fig. 2 Distribution image of Pareto solution in x, y, z direction

本文以相关性误差 f_2 为主需求同时兼顾紊流方差误差 f_1 为原则选取的优化值及对应的修正系数如表 1 所示,图 3 为相应的各向紊流相关性检验结果. 可见,优化后的目标函数值均比未优化的结果小一个数量级以上,并且优化后紊流相关性函数与理论值基本吻合,达到了良好的效果. 采用相应修正系数得出的各方向紊流速度如图 4 所示,因为 x 向和 z 向频谱函数存在线性关系,所以结果也较类似.

表 1 优化结果

Table 1 Optimization results

参数	原始目标函数误差	优化后目标函数误差	对应的修正系数
u	$(1.557 \times 10^{-1}, 7.216 \times 10^{-3})$	$(1.113 \times 10^{-2}, 7.433 \times 10^{-5})$	$(0.989, 1.974)$
v	$(3.031 \times 10^{-2}, 2.134 \times 10^{-1})$	$(1.012 \times 10^{-3}, 5.576 \times 10^{-3})$	$(1.002, 0.993, 0.982, 2.402)$
w	$(5.573 \times 10^{-2}, 4.318 \times 10^{-3})$	$(3.772 \times 10^{-3}, 2.613 \times 10^{-4})$	$(0.989, 1.958)$

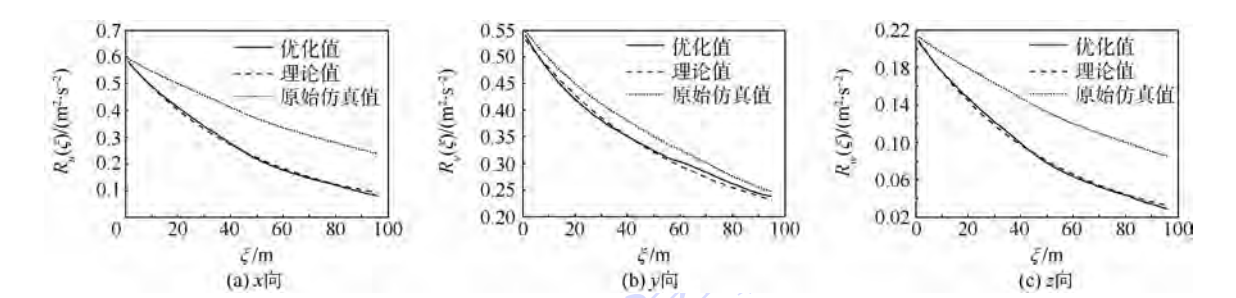


图 3 x, y, z 向相关性检验

Fig. 3 Correlation tests in x, y, z direction

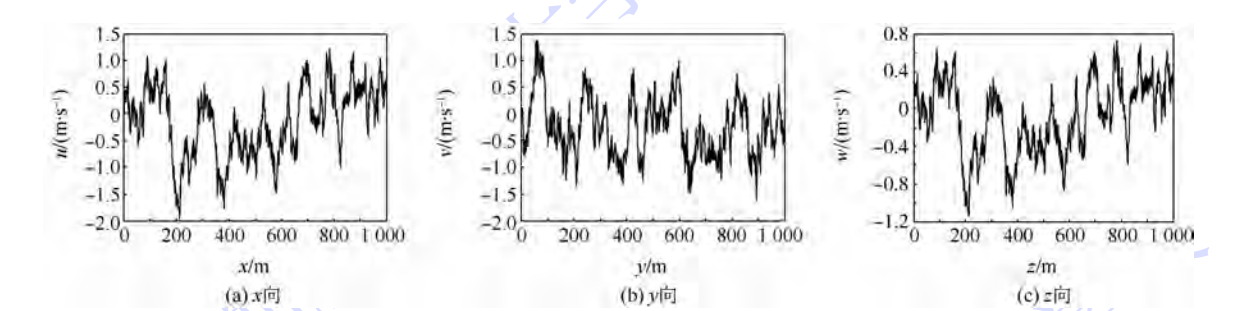


图 4 x, y, z 向紊流序列

Fig. 4 Turbulence sequence in x, y, z direction

4 结 论

本文对标准 NSGA2 算法进行改进,提出了一种基于改进 NSGA2 算法的舰尾紊流数值模拟方法,通过仿真实验,得到了以下结论:

1) 本文算法得到的 Pareto 非劣解集在解空间的分布均匀且连续,算法的分布性较好。

2) 仿真得到的舰尾紊流序列的均方差误差和相关函数误差均在要求误差范围之内,满足该模型频谱函数的理论表达式,表明通过该方法生成的舰尾流紊流序列的准确性高,而且在小步长情况下也能够得到较精确的修正系数,验证了本文方法的正确性和合理性。

参考文献 (References)

[1] Moorhouse D J, Woodcock R J. Background information and user guide for MIL-F-8785C, military specification-flying qualities of piloted airplanes, AD-A11942 [R]. 1982.

[2] 胡国才,王奇,刘湘一,等.舰尾流对舰载机着舰轨迹和动态响应的研究[J].飞行力学,2009,27(6):18-21.

Hu G C, Wang Q, Liu X Y, et al. Influence of carrier airwake on carrier-based aircraft landing trajectory and dynamic response

[J]. Flight Dynamics, 2009, 27(6): 18-21 (in Chinese).

[3] 蒋康博,刘超,袁东.近舰区风场建模与着舰仿真分析[J].飞行力学,2010,28(6):11-15.

Jiang K B, Liu C, Yuan D. Close-carrier-area wind field modeling and carrier-landing simulation analysis [J]. Flight Dynamics, 2010, 28(6): 11-15 (in Chinese).

[4] 吕开东,李新飞,姜迈,等.舰载机着舰过程的舰尾气流场数值仿真分析[J].飞行力学,2013,31(1):18-23.

Lü K D, Li X F, Jiang M, et al. Simulation analysis on carrier landing disturbance model [J]. Flight Dynamics, 2013, 31(1): 18-23 (in Chinese).

[5] 赵震炎,肖业伦,施毅坚. Dryden 大气紊流模型的数字仿真技术[J].航空学报,1986,7(5):433-443.

Zhao Z Y, Xiao Y L, Shi Y J. A digital simulation technique for Dryden atmospheric turbulence model [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1986, 7(5): 433-443 (in Chinese).

[6] 屈香菊,李勇.一种改进的紊流风模型及其仿真算法[J].系统仿真学报,2004,16(1):10-13.

Qu X J, Li Y. An improved model of atmospheric turbulence and its simulation algorithm [J]. Journal of System Simulation, 2004, 16(1): 10-13 (in Chinese).

[7] 马东立.大气紊流数字仿真的改进方法[J].北京航空航天大学学报,1990,16(3):57-63.

Ma D L. An improvement of the digital simulation method for atmospheric turbulence [J]. Journal of Beijing University of Aero-

- nautics and Astronautics, 1990, 16(3): 57-63 (in Chinese).
- [8] 吴扬, 姜守达. 非质点飞行器模型的大气紊流仿真[J]. 沈阳工业大学学报, 2010, 32(1): 22-26.
- Wu Y, Jiang S D. Simulation of atmospheric turbulence for non-particle aircraft model [J]. Journal of Shenyang University of Technology, 2010, 32(1): 22-26 (in Chinese).
- [9] Reid L D. Correlation model for turbulence along the glide path [J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(1): 13-20.
- [10] 申晓宁, 郭毓, 陈庆伟, 等. 一种保持群体多样性的多目标遗传算法[J]. 控制与决策, 2008, 23(12): 1435-1440.
- Shen X N, Guo Y, Chen Q W, et al. Multi objective optimization genetic algorithm keeping diversity of population [J]. Control and Decision, 2008, 23(12): 1435-1440 (in Chinese).
- [11] Schaffer J D. Multiple objective optimizations with vector evaluated genetic algorithms [C]//Proceedings of the 1st International Conference on Genetic Algorithms. New Jersey: Lawrence Erlbaum Associates, 1985: 93-100.
- [12] Fonseca C M. Multi-objective genetic algorithms with application to control engineering problems [D]. UK: The University of Sheffield, 1995.
- [13] Horn J, Nafpliotis N, Goldberg D E. A niched pareto genetic algorithm for multi-objective optimization [C]//Proceedings of the 1st IEEE Conference on Evolutionary Computation. New York: IEEE, 1994: 82-87.
- [14] Srinivas N, Deb K. Multi-objective function optimization using non-dominated sorting genetic algorithms [J]. Evolutionary Computation, 1995, 2(2): 221-248.
- [15] Zitzler E, Thiele L. Multi-objective evolutionary algorithms: a comparative case study and the strength Pareto approach [J]. IEEE Trans on Evolutionary Computation, 1999, 3(4): 257-271.
- [16] Deb K, Pratap A, Agarwal R B. A fast and elitist multi-objective genetic algorithms: NSGA2 [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197.
- [17] Deb K, Agrawal R B. Simulated binary crossover for continuous search space [J]. Complex Systems, 1995, 9(3): 1-15.

Carrier airwake simulation methods based on improved multi-objective genetic algorithm

TAO Yang^{1,2}, HAN Wei^{*1}

(1. Department of Airborne Vehicle Engineering, Naval Aeronautical and Astronautical University, Yantai 264001, China;

2. Naval Academy of Armament, Shanghai 200436, China)

Abstract: A new numerical turbulence simulation method to enhance the credibility of simulation of carrier airwake free-air turbulence components has been presented. At first, the turbulence sequence of each direction was presented as the Euler forward different format with correction factors. Meanwhile, associated with the thought of intelligence algorithm, the mean squared error and correlation function error in turbulence correlation test were regarded as the optimized objective functions. And the selection of correction factors was treated as a multi-objective optimization problem. The correction factors were determined by improving multi-objective genetic algorithm. At last, the validity and rationality of this method were verified by simulation cases. The calculation results show that the required turbulence sequences can be generated flexibly with different sampling steps. Especially in case of some small sampling step, the simulated turbulence sequences fit the theoretical values very well, and the method can meet the requirement of virtual flight test.

Key words: carrier airwake; free-air random turbulence; multi-objective optimization; genetic algorithm; error functions

基于响应面方法的印制电路板模型修正

徐飞, 李传日*, 姜同敏

(北京航空航天大学 可靠性与系统工程学院, 北京 100191)

摘 要: 近年来, 基于响应面的优化分析技术被用于有限元模型修正. 给出了基于响应面方法的印制电路板 (PCB, Printed Circuit Board) 模型修正过程. 首先利用 ANSYS 计算 PCB 的前 6 阶模态频率并与模态试验结果进行相关性分析; 然后分别利用有限元分析和模态试验的前 3 阶模态频率构造 3 个目标函数, 再利用前 6 阶共振频率的残差平方和构造第 4 个目标函数, 每个共振频率的权重相同; 最后利用多目标函数遗传算法进行优化分析, 使得 4 个目标函数最小化. 给出了一个案例对上述的修正过程进行了阐述. 分析结果表明, 基于响应面的模型修正技术可用于改善 PCB 的有限元模型, 且可利用已有的商业有限元软件直接进行分析, 易于工程应用.

关 键 词: 响应面; 印制电路板; 有限元分析; 模型修正; 优化分析

中图分类号: TP391.9

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0449-07

有限元方法现被广泛用于各领域的工程分析. 然而, 有限元方法是基于许多假设的, 当这些假设与实际情况不符时会导致有限元分析与试验结果之间存在较大误差. 这些误差常常由以下几方面的不确定性引起: 结构的材料属性, 几何特征以及边界条件等. 模型修正技术是利用试验结果改善有限元模型的质量, 尽可能减小有限元分析和试验结果之间的误差的技术. 模型修正技术的基本思想是通过分析输出变量和输入变量之间的关系, 结合有限元分析和试验结果构造目标函数, 利用优化算法对有限元模型中不确定的输入变量进行修正, 从而修正有限元模型. 早期的模型修正方法是直接修正法^[1-5]. 该方法的优点是不需要进行迭代计算, 计算量较小且不存在收敛性问题. 这类方法能够完全再现试验结果, 但修正后的质量和刚度矩阵没有确切的物理意义, 且常常在工程上不可实现. 为了保留模型的物理意义, 出现了

迭代修正法^[6-12]. 迭代修正法需要在每次迭代过程中计算输出变量对修正参数的敏感性, 利用 Taylor 展开式计算参数的修正量. 迭代修正法在每一次迭代过程中都要重新进行有限元计算, 因此当模型较大时, 会带来耗时和收敛性差等问题. 为了解决这样的问题, 近年来出现了基于替代模型的模型修正法. 这种方法利用替代模型来替代原有限元模型, 计算时不需要反复调用有限元模型进行迭代分析, 因此计算速度更快, 且收敛性较好. 基于响应面的模型修正法是一种常用的替代模型法. 该方法利用试验设计法 (DOE, Design of Experiment) 对修正参数进行采样并计算各采样点的输出, 利用这些采样点构造响应面来近似输出变量和输入参数之间的关系, 再利用有限元分析和试验结果构造目标函数, 利用优化算法对目标函数进行优化从而得到参数修正量. 基于响应面的模型修正方法常被用于大型结构分析中, 如

收稿日期: 2014-04-22; 录用日期: 2014-06-24; 网络出版时间: 2014-07-16 08:50

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0219.html

作者简介: 徐飞 (1987—), 男, 江苏盐城人, 博士生, luoyefei@163.com

* 通讯作者: 李传日 (1964—), 男, 福建邵武人, 教授, lichuanri@buaa.edu.cn, 主要研究方向为环境试验、振动与冲击试验.

引用格式: 徐飞, 李传日, 姜同敏. 基于响应面方法的印制电路板模型修正[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 449-455.

Xu F, Li C R, Jiang T M. Printed circuit board model updating based on response surface method [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 449-455 (in Chinese).

桥梁,建筑等^[13-15].

在航空航天以及汽车等领域,有限元方法被广泛用于印制电路板(PCB, Printed Circuit Board)的振动响应特性分析^[16-21]. 然而,PCB 采用的是复合材料,其材料属性在很大程度上取决于生产工艺. 不同的 PCB 生产商生产出来的 PCB 材料属性存在很大差异,且大部分情况下并不知道其确切值. 虽然有部分文献指出了 PCB 材料属性的不确定性对其有限元分析结果有很大影响^[22-24],但目前很少有文献给出详细的 PCB 有限元模型的修正过程.

本文将给出利用基于响应面的模型修正技术对 PCB 有限元模型进行修正的过程,目标是利用自由边界条件下的模态频率对不确定的材料属性(正交各向异性的弹性模量、主泊松比和剪切模量)进行估计. 该修正过程首先将材料属性作为输入变量并对各输入变量进行敏感性和重要度分析,确定出重要的输入参数;然后采用中心复合设计(CCD, Central Composite Design)进行试验设计,对重要输入参数进行采样并计算;接着利用二次多项式响应面估计 PCB 的模态频率和输入参数的关系;最后利用有限元分析和模态试验得到的模态频率构造多个目标函数,并采用遗传算法进行优化分析. 本文给出一个案例对上述的修正过程进行了阐述.

1 基于响应面方法的模型修正技术

基于响应面方法的模型修正技术是一种基于响应面对结构响应特性进行近似,进而对目标函数进行优化分析,最终对不确定的输入参数进行修正以提高有限元模型精度的技术. 基于响应面方法的模型修正技术流程图如图 1 所示. 主要过程包括:

- 1) 初步选择优化参数,确定其上下限,利用参数敏感性分析和重要度分析确定重要参数,从而确定最终的优化参数;
- 2) 利用 DOE 构造采样点并调用有限元模型计算输出参数;
- 3) 利用输入参数和输出参数构造响应面并对响应面进行回归误差分析;
- 4) 测试结构的振动响应特性,并利用有限元分析和试验结果构造目标函数;
- 5) 在响应面模型的范围内进行迭代分析,从而对目标函数进行优化,得到优化后的输入参数和优化后的有限元模型.

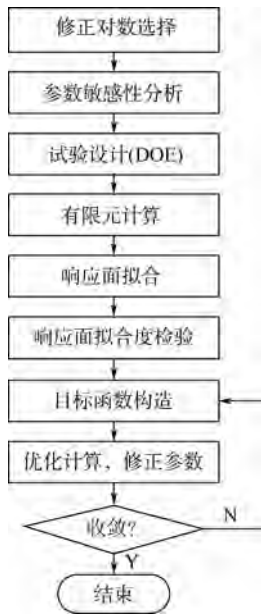


图 1 基于响应面方法的模型修正技术流程图

Fig. 1 Procedure of model updating technique based on response surface method

1.1 参数选择

修正参数必须满足两个条件:①具有不确定性;②结构响应对其敏感. 当修正参数太多时,尤其是超过了可测量的结构响应的数量时,优化过程中将出现病态矩阵问题. 因此,首先要对修正参数进行敏感性分析,确定少量的重要参数,提高计算精度和速度.

1.1.1 敏感性分析

敏感性分析能够给出输出变量对输入变量的全局敏感性. 正敏感性表示输出变量随着输入变量的增大而增大,负敏感性表示输出变量随着输入变量的增大而减小. 本文采用 Spearman 秩排序法计算相关性系数以确定参数敏感性,该方法同时考虑了输入参数和输出参数的变化范围.

1.1.2 重要度分析

重要度分析用来确定各输入参数对选定的输出参数的影响,从而确定各输入参数的重要程度. 假设输出变量与输入变量之间存在线性或二次关系,利用 R^2 准则来判定参数的重要度:

$$R^2 = 1 - \frac{\sum_{i=1}^N (y_i - \hat{y}_i)^2}{\sum_{i=1}^N (y_i - \bar{y})^2} \quad (1)$$

式中, i 为采样点; N 为总采样点个数; y_i 为在第 i 个采样点的输出变量值; $\hat{y}_i$ 为在第 i 个采样点的回归值; $\bar{y}$ 为所有 y_i 的算术平均值.

R^2 越接近 1, 表明选定的输入参数越重要, 越

接近 0,表明该参数可从修正参数集中去掉,在有限元计算时作为常数。

1.2 试验设计方法

响应面是对采样点的拟合,因此采样点的选择很大程度上决定了响应面的准确性和计算效率。采样点少则导致响应面准确性差,采样点多则导致计算效率低。在实际应用中,采样点是利用 DOE 确定的。本文采用的 DOE 方法是常用的中心复合设计法,该方法能够构造出简单的多项式型响应面。CCD 采用正交表进行试验设计以确定选定参数的采样点。常用的 CCD 方法有 3 种:外切中心复合设计、嵌套中心复合设计以及面心立方设计。经典的 CCD 方法包含 3 部分:①析因部分:一个立方体的 $2k$ 顶点或这些析因点的一部分;②带有参数 α 的 $2k$ 个星点;③中心点。该方法是一种 5 水平部分析因设计方法: $(-\alpha, -1, 0, 1, +\alpha)$ 或 $(-1, -1/\alpha, 0, 1/\alpha, 1)$ 。当星点处于设计空间每个面上时,CCD 从 5 水平退化为 3 水平: $(-1, 0, 1)$ 。

1.3 响应面回归分析

响应面的类型对分析结果影响重大。不同的响应面可用于不同的应用情况。在与结构动力学相关的模型修正中,多项式型响应面是常用的响应面类型,该类响应面计算简单且精度较高。本文采用二次多项式响应面,计算公式如下:

$$y = \beta_0 + \sum_{i=1}^k \beta_i x_i + \sum_{i=1}^k \sum_{j=1}^k \beta_{ij} x_i x_j \quad (2)$$

其中, $\beta_0, \beta_i, \beta_{ij}$ 为回归系数; y 为响应面; x 为输入变量。

采样点必须大于等于多项式的项数。当采样点大于多项式的项数时,式(2)为超定方程,需要利用回归技术对响应面进行拟合。在这种情况下,响应面通常不可能在每个样本点得到精确解。最小二乘拟合常被用于构造响应面。在利用响应面进行结果估计和模型修正之前,必须对响应面的拟合度进行检验。 R^2 准则再次用来检验响应面拟合度。 R^2 越接近于 1,表明响应面拟合度越高,利用响应面估计得到的计算结果也就越准确。

1.4 目标函数构造与优化分析

在进行与结构动力学相关的模型修正时,常常利用结构的振动响应特性来构造目标函数。本文利用结构的模态频率来构造目标函数,并利用多目标函数遗传优化算法(MOGA, Multiple Objective Genetic Algorithm)进行优化分析。MOGA 的流程图如图 2 所示,主要包括以下步骤:

- 1) 创建初始群体;
- 2) 利用交叉运算和变异运算创建新群体;

3) 利用新群体更新设计点,计算目标函数并检验其收敛性,若满足则修正完成,否则进入下一步;

4) 检查停止准则,若不满足则回到第 2) 步继续迭代,若满足则停止,迭代失败,重新定义目标函数,重新进行模型修正。

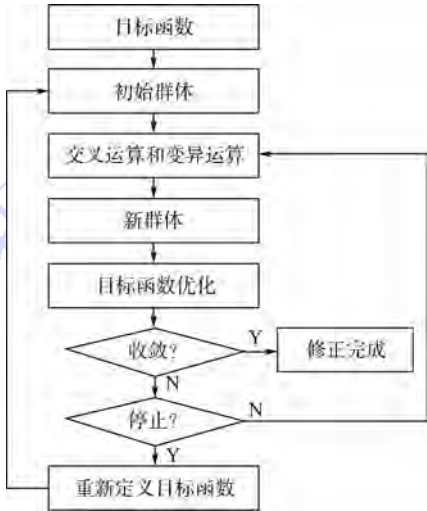


图 2 MOGA 流程图
Fig. 2 Procedure of MOGA

2 案例分析

案例分析对象为特制的菊花链电路 PCB,尺寸为 203 mm × 140 mm × 1.6 mm。初始的材料属性如表 1 所示。

表 1 PCB 初始材料属性

Table 1 Initial material properties of PCB

参数	初始值	参数	初始值
E_x/GPa	18.7	μ_{xz}	0.18
E_y/GPa	16.7	G_{xy}/GPa	3.28
E_z/GPa	7.4	G_{yz}/GPa	2.4
μ_{xy}	0.13	G_{xz}/GPa	2.4
μ_{yz}	0.42	$\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	1 836

2.1 模态试验

采用固定加速度传感器,移动力锤的方法对 PCB 进行自由模态试验,共 35 个测试点 (7×5) ,试验示意图和 PCB 测试点分布如图 3 所示。

将测得的加速度频响函数转换为速度频响函数,如图 4 所示。利用模态指示函数(MIF, Mode Indicate Function)、稳定图(stabilization diagram)和全局时域复指数法提取共振频率和振型。试验振型的 MAC(Modal Assurance Criterion)值如表 2 所示。从表 2 可以看出,测试点数量足够多,振型之间相互独立。试验模态频率的结果如表 3 所示。从表 3 可以看出,模型修正前的前 6 阶频率误差最大为 7.7%,最小为 3.3%。

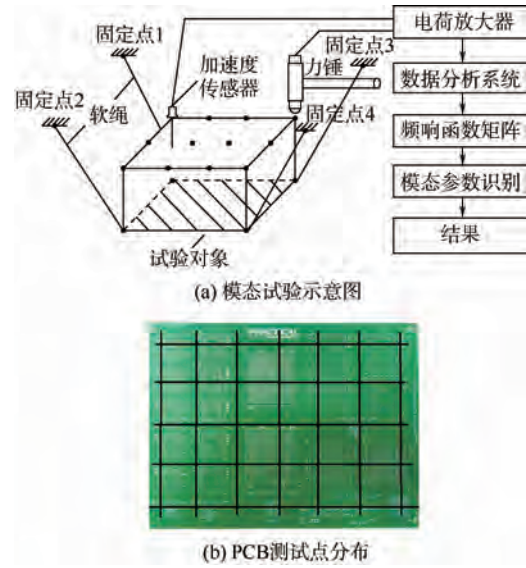


图3 试验设置
Fig.3 Test setup

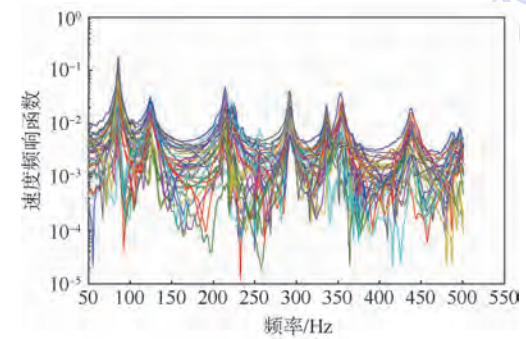


图4 速度频响函数
Fig.4 Mobility

表2 试验振型的MAC值

Table 2 MAC values of test modes

模态阶数	1	2	3	4	5	6
1	1	0	0.03	0	0	0.01
2	0	1	0	0	0	0.01
3	0.03	0	1	0	0	0.02
4	0	0	0	1	0	0
5	0	0	0	0	1	0.01
6	0.01	0.01	0.02	0	0.01	1

表3 修正前后前6阶共振频率对比

Table 3 Comparison of first six resonant frequencies before and after model updating

模态阶数	试验模态 频率/Hz	仿真结果			
		修正前		修正后	
		频率/Hz	误差/%	频率/Hz	误差/%
1	85.4	79.663	-6.7	85.208	-0.2
2	125.4	120.73	-3.7	125.52	0.0
3	214.9	202.58	-5.7	214.54	-0.2
4	291.6	273.25	-6.3	301.07	3.2
5	338.8	312.58	-7.7	337.85	-0.3
6	353.4	341.88	-3.3	359.4	1.7

2.2 有限元分析

利用 ANSYS 对 PCB 进行有限元建模,采用 200 个壳单元,边界条件为自由状态.有限元和试验振型的 MAC 值如表 4 所示.表 4 中第 1 行表示试验的前 6 阶模态,第 1 列表示有限元计算的前 6 阶模态.从表 4 可以看出,有限元和试验的模式振型相关性较好(对角项均大于 0.8),且不同阶振型的独立性较好(非对角项均接近 0).

表4 有限元仿真和试验振型的MAC值

Table 4 MAC values of finite element (FE) simulation and test modes

模态	1	2	3	4	5	6
FEA1	0.94	0.04	0.05	0	0	0.01
FEA2	0.01	0.93	0.02	0	0	0.03
FEA3	0	0	0.86	0.05	0	0.06
FEA4	0	0	0	0.91	0.02	0.05
FEA5	0	0	0	0	0.94	0
FEA6	0	0	0	0	0.03	0.80

PCB 的密度和几何尺寸比较容易测量,且相对变化很小,因此本文将 PCB 的正交各向异性材料属性(3 个弹性模量,3 个泊松比,3 个剪切模量)作为初始输入(修正)变量,前 6 阶共振频率和一个自定义变量作为输出变量,自定义变量为前 6 阶模态频率的残差平方和:

$$f_o = \sum_{i=1}^6 (f_{ai} - f_{ei})^2 \quad (3)$$

式中, f_{ai} 为有限元分析频率; f_{ei} 为试验频率; i 为模态阶数.

输入参数的敏感性分析如图 5 所示.

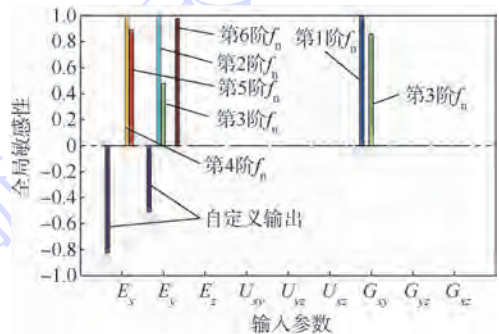


图5 参数敏感性分析

Fig.5 Parameter sensitivity analysis

由图 5 可以看出,输出变量只对 E_x , E_y 和 G_{xy} 敏感.利用这 3 个输入变量进行重要度检验,结果如图 6 所示.由图 6 可以看出,当选择这 3 个变量为重要参数时,前 6 阶模态频率和自定义输出变量的 R^2 均接近 1,因此将这 3 个输入参数作为最终的优化参数.利用 DOE 生成 15 个试验点(采样点),生成算法为 CCD.

利用 2 阶多项式拟合出响应面,目标函数和

E_x, E_y 的响应面如图 7 所示. 利用 R^2 准则进行响应面的拟合度检验, 结果如图 8 所示. 由图 8 可以看出, 前 6 阶共振频率的 R^2 均接近 1, 因此拟合度较高.

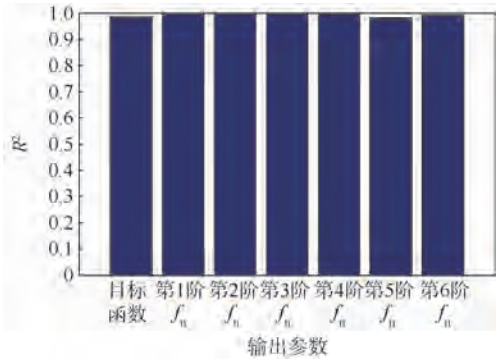


图 6 参数重要度分析
Fig. 6 Parameter importance analysis

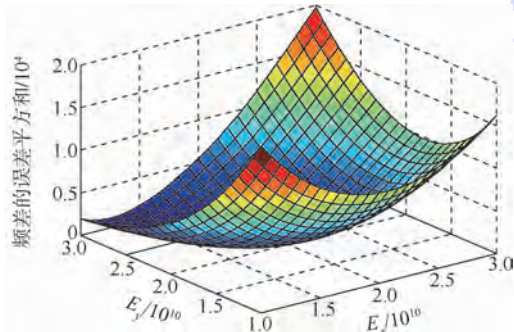


图 7 响应面示例
Fig. 7 Example of response surface

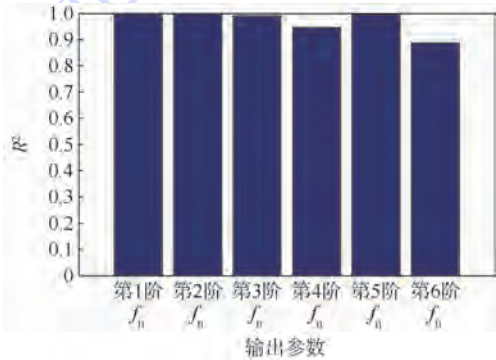


图 8 响应面拟合度检验
Fig. 8 Response surface fitness check

PCB 的前 3 阶模态频率常常是最重要的, 利用前 3 阶共振频率构造 3 个目标函数:

$$O_{bj}^i = \text{abs}(f_{ai} - f_{ei}) \quad i = 1, 2, 3 \quad (4)$$

再利用前 6 阶模态频率残差平方和构造第 4 个目标函数:

$$O_{bj}^4 = \sum_{i=1}^6 (f_{ai} - f_{ei})^2 \quad (5)$$

利用 MOGA 对多目标函数迭代计算, 目标是使得 4 个目标函数最小化. 初始样本数为 100, 每

一次迭代生成 100 组新的样本, 迭代算法采用的是遗传基因算法, 每一次的变异概率 (mutation probability) 为 0. 01, 每一次交叉概率 (crossover probability) 为 0. 98. 设置两种收敛准则: 最大允许 Pareto 比和收敛稳定比. 迭代过程如图 9 ~ 图 11 所示. 可以看出, 经过 6 次迭代后 4 个目标函数都达到了收敛值 (第 2 个目标函数收敛性相对较差), Pareto 百分比达到稳定值 70%, Stability 百分比达到稳定值 2%, 收敛速度较快.

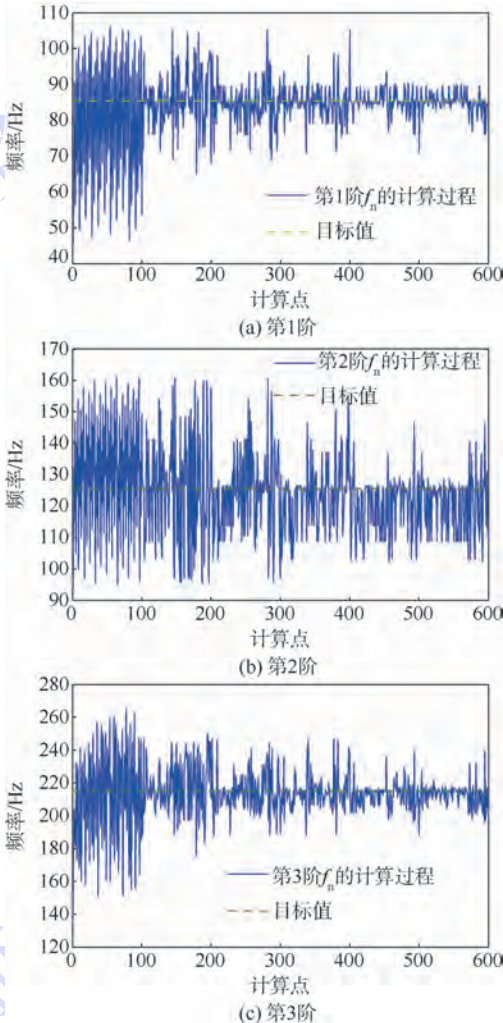


图 9 前 3 阶共振频率迭代过程
Fig. 9 Iteration processes of first three resonant frequencies

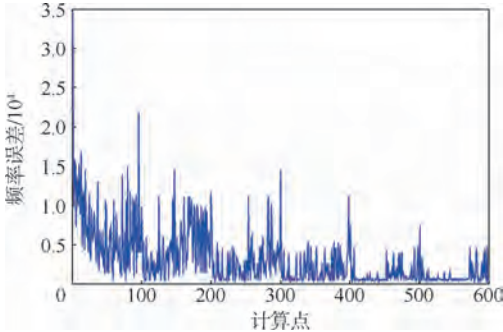


图 10 第 4 个目标函数迭代过程
Fig. 10 Iteration process of fourth objective function

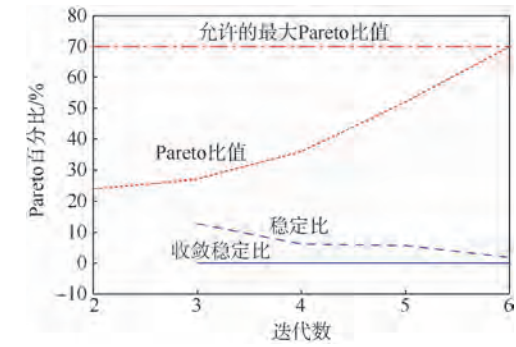


图 11 两种迭代判据下的收敛过程

Fig. 11 Convergence process with two different iterative criteria

修正前后 PCB 的材料属性如表 5 所示. 利用修正后的材料属性得到修正后的模态频率如表 3 所示. 由表 3 可以看出, 修正后 PCB 前 6 阶模态频率的误差最大为 3.2%, 最小为 0.

表 5 修正前后材料属性对比

Table 5 Comparison of material parameters before and after updating

修正状态	E_x/GPa	E_y/GPa	G_{xy}/GPa
修正前	18.7	16.7	3.28
修正后	22.7	18	3.76

3 结 论

本文提出了利用 DOE, 二次多项式响应面, 多目标函数和遗传优化算法对自由边界条件下的 PCB 进行模型修正的方法, 结论如下:

- 1) 在自由边界条件下, E_x , E_y 和 G_{xy} 对 PCB 的模态频率影响最大.
- 2) 修正后 PCB 前 6 阶模态频率的误差最大为 3.2%, 最小为 0, 达到了模型修正的目的.
- 3) 多目标函数修正过程收敛速度较快, 可利用已有商业有限元软件直接进行分析, 易于工程应用.

本文虽然只研究了自由边界条件下裸板的模型修正, 但只要选择好适当的修正参数, 本文提出的方法也可用于对真实使用条件下安装了元器件的 PCB 进行模型修正, 这也是作者下一步将要研究的内容.

参考文献 (References)

[1] Baruch M. Optimization procedure to correct stiffness and flexibility matrices using vibration tests [J]. AIAA Journal, 1978, 16(11): 1208-1210.

[2] Baruch M, Bar Itzhack I Y. Optimal weighted orthogonalization of measured modes[J]. AIAA Journal, 1978, 16(4): 346-351.

[3] Baruch M. Methods of reference basis for identification of linear dynamic structures[J]. AIAA Journal, 1984, 22(4): 561-564.

[4] Berman A. Optimal weighted orthogonalization of measured modes-comment[J]. AIAA Journal, 1979, 17(8): 927-928.

[5] Berman A, Nagy E J. Improvement of a large analytical model using test data[J]. AIAA Journal, 1983, 21(8): 1168-1173.

[6] Fox R, Kapoor M, Rate of change of eigenvalues and eigenvectors [J]. AIAA Journal, 1968, 6(12)2426-2429.

[7] Mottershead J E, Friswell M I. Model updating in structural dynamics: a survey [J]. Journal of Sound and Vibration, 1993, 167(2): 347-375.

[8] Friswell M I, Mottershead J E. Finite element model updating in structural dynamics[M]. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 1995: 158-256.

[9] Natke H G, Lallement G, Cottin N. Properties of various residuals within updating of mathematical models[J]. Inverse Problems in Engineering, 1995, 1(4)329-348.

[10] Khodaparast H H, Mottershead J E, Friswell M I. Perturbation methods for the estimation of parameter variability in stochastic model updating [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2008, 22(8): 1751-1773.

[11] Shahverdi H, Mares C, Wang W, et al. Clustering of parameter sensitivities: examples from a helicopter airframe model updating exercise[J]. Shock and Vibration, 2009, 16(1): 75-88.

[12] Mottershead J E, Link M, Friswell M I. The sensitivity method in finite element model updating: a tutorial [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2011, 25(7): 2275-2296.

[13] Ren W X, Fang S E, Deng M Y. Response surface-based finite-element-model updating using structural static responses [J]. Journal of Engineering Mechanics, 2010, 137(4): 248-257.

[14] Ren W X, Chen H B. Finite element model updating in structural dynamics by using the response surface method[J]. Engineering Structures, 2010, 32(8): 2455-2465.

[15] Zhou L R, Yan G R, Ou J P. Response surface method based on radial basis functions for modeling large-scale structures in model updating [J]. Computer-Aided Civil and Infrastructure Engineering, 2013, 28(3): 210-226.

[16] Pitarresi, J M. Modeling of printed circuit cards subject to vibration[C]//IEEE Proceedings of the Circuits and Systems Conference, Piscataway, NJ: IEEE, 1990, 3: 2104-2107.

[17] Pitarresi J M, Celetka D, Coldwel R, et al. The smeared properties approach to FE vibration modeling of printed circuit cards [J]. ASME Journal of Electronics Packaging, 1991, 113(3): 250-257.

[18] Pitarresi J M, Primavera A. Comparison of vibration modeling techniques for printed circuit cards [J]. Journal of Electronic Packaging, 1992, 114(4)378-383.

[19] Lim G, Ong J, Penny J. Effect of edge and internal point support of a printed circuit board under vibration[J]. ASME Journal of Electronic Packaging, 1999, 121(2)122-126.

[20] Deiter A, Baker M. Using analysis to design for drop or other shock environment [J]. Sound & Vibration, 2000, 36(10): 26-30.

[21] Li R S. A methodology for fatigue prediction of electronic components under random vibration load [J] Transactions of the ASME, 2001, 123(4)394-400.

[22] Amy R A, Aglietti G S, Richardson G. Sensitivity analysis of

- simplified printed circuit board finite element models[J]. Microelectronics reliability, 2009, 49(7): 791-799.
- [23] Amy R A, Aglietti G S, Richardson G. Accuracy of simplified printed circuit board finite element models[J]. Microelectronics Reliability, 2010, 50(1): 86-97.
- [24] 刘孝保, 杜平安, 夏汉良, 等. 一种面向动态分析的 PCB 板等效建模方法[J]. 仪器仪表学报, 2011, 32(4): 863-869.
- Liu X B, Du P A, Xia H L, et al. Dynamic property analysis-oriented PCB equivalent modeling method[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2011, 32(4): 863-869 (in Chinese).

Printed circuit board model updating based on response surface method

XU Fei, LI Chuanri*, JIANG Tongmin

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

Abstract: Optimization analysis based on response surface is used in finite element (FE) model updating in recent years. Printed circuit board (PCB) model updating process based on response surface was presented. First six modal frequencies of PCB were calculated using ANSYS and correlated with modal test results. Three objective functions were formed using the first three orders of FE analytical and measured modal frequencies. The fourth objective function was formed by the square of residuals between first six resonant frequencies. Each resonant frequency was given the same weight. A multi-objective genetic algorithm (MOGA) was used in optimized analysis to minimize the four objective functions. A case was presented to illustrate the proposed updating procedure. The results show that the model updating technique based on response surface can be used to improve the accuracy of PCB FE model, and can be analyzed directly by using commercial FE softwares now available, which is conducive to engineering application.

Key words: response surface; printed circuit board; finite element analysis; model updating; optimization analysis

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0232

轮盘概念设计中拓扑和形状同时优化方法

范俊^{1,2}, 尹泽勇^{*1,3}, 王建军¹, 米栋^{1,3}, 闫成¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191; 2. 陆航研究所, 北京 101121;

3. 中航工业 航空动力机械研究所, 株洲 412002)



摘 要: 为了减小人为选择参数对优化结果的影响, 针对航空发动机轮盘概念设计阶段的结构优化问题, 提出了拓扑和形状同时优化(STSO)法. 该方法是在变密度(SIMP)法的基础上, 通过分析优化目标和约束的灵敏度, 用序列二次规划优化(SQP)法进行求解. 接着, 以板壳结构为例, 对比分析了STSO法和分步优化法的结果, 说明了拓扑和形状同时优化方法的优点. 最后, 将同时优化方法应用于轮盘结构概念设计, 对比分析了使用拓扑和形状同时优化方法与单独拓扑优化方法进行轮盘结构优化的结果, 探讨了不同振型对应的频率约束对优化结果的影响. 结果表明, 不同振型对应的频率约束下优化结果的结构形式呈现多样性; 相较于单独拓扑优化方法, STSO法收敛速度较快、结果也更精确; 但是由于形状优化变量取值范围选取不当, 有可能会使网格畸变过大, 而导致STSO法所得的结果无效.

关 键 词: 航空发动机; 轮盘; 拓扑和形状同时优化法; 变密度法; 频率约束

中图分类号: V231.91

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0456-10

结构优化包括拓扑、形状和尺寸优化3个阶段, 对于前2个优化阶段, 通常的优化顺序是, 先进行拓扑优化, 在拓扑优化结果的基础上, 再进行形状优化. 在这种分步进行的优化过程中, 需要人为设定一个大小一定的不可调的初始设计区域用于拓扑优化; 并且在基于变密度法(即SIMP法)的拓扑优化过程结束后, 还需要人为设定一个用于删除中间密度单元的相对密度阈值. 然而, 假如这两种人为设定参数选择不恰当, 就有可能使得优化结果并不是最优解.

为了减小上述两类人为选择参数对优化结果的影响, 本文提出了一种拓扑和形状同时优化(STSO)的方法. 国外学者Deaton等^[1]认为从拓扑优化结果到形状优化初始设计模型的转化, 是未来连续体多学科拓扑优化研究重点之一.

Ansola等^[2]论述了一个形状和拓扑组合优化的方法, 在该方法中, 交替进行形状和拓扑优化步骤, 而在每一个步骤中, 先进行形状优化再进行拓扑优化; 这些步骤不断重复, 直到得到一个收敛的全局解. Hassani等^[3]论述了一个板壳结构形状和拓扑同时优化的方法, 在该方法中, 形状和拓扑优化不是分开进行的, 而是并行的. 上述两篇文献除了优化流程不一致之外, 在优化算法上也是不一样的, Ansola采取的是单纯形法, Hassani采取的是移动渐进线法. 国内学者张卫红等^[4]为了解决压力载荷作用下的结构轻量化设计问题, 直接采用B样条曲线描述压力加载面, 通过拓扑和形状变量的联合优化满足了工程实际对结构轻量化与边界的功能性与光滑性设计要求. 虽然本文中的拓扑和形状优化也是并行的, 但与上述文献只考虑

收稿日期: 2014-04-29; 录用日期: 2014-09-22; 网络出版时间: 2014-10-22 19:11

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0232.html

基金项目: 国家863计划资助项目(2006AA04Z418)

作者简介: 范俊(1982—), 男, 江西丰城人, 博士生, fanjun93404@126.com

* 通讯作者: 尹泽勇(1945—), 男, 重庆人, 院士, yinzy@cae.cn, 主要研究方向为航空发动机多学科优化设计技术.

引用格式: 范俊, 尹泽勇, 王建军, 等. 轮盘概念设计中拓扑和形状同时优化方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 456-465. Fan J, Yin Z Y, Wang J J, et al. Simultaneous topology and shape optimization method in conceptual design of disk[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 456-465 (in Chinese).

应变能和应力优化响应不同,本文的优化模型中还考虑了以频率为约束的三维实体结构(轮盘)动力学优化,采用的优化算法是序列二次规划优化算法(SQP法)。

轮盘是航空发动机中关键部件,已有文献对轮盘进行了拓扑优化设计研究.文献[5]以体积刚度比为目标,应力、破裂转速、低循环疲劳寿命为约束建立拓扑优化数学模型,采用基于随机抽样敏度分析的双向渐进结构拓扑优化方法,得到了航空发动机双辐板形式的涡轮盘结构.文献[6]以体积刚度比为目标、应力为约束建立了拓扑优化数学模型,采用基于自适应随机抽样策略的周期结构拓扑优化方法得到了多辐板风扇盘.文献[7]以最小体积为目标、应力为约束建立了典型风扇盘子午面结构优化设计模型,得到了一个多辐板盘结构.从国外先进的发动机来看,许多高性能发动机宽弦风扇盘经过拓扑优化设计,选用了多辐板的盘毂混合式轮盘结构^[6],如CFM56-7, RB211-535E4等采用了双辐板轮盘结构.但是,上述文献一般只考虑了静力学目标和约束,且拓扑和形状优化都是分步进行的.为了设计出既轻且刚性适当又安全可靠的轮盘,有必要研究轮盘的模态特性,进行与实体轮盘频率等有关的动力学优化设计。

本文首先建立了基于SIMP法的拓扑和形状同时优化(STSO)数学模型,分析了相应的灵敏度,使用SQP法进行求解.然后,以板壳结构为例,进行了拓扑和形状同时优化,将其结果与分步优化进行对比,探讨了相对密度门槛值的选取和两种优化变量之间的相互作用对最终优化结果的影响,说明拓扑和形状同时优化的优点.最后,本文将同时优化的方法应用于轮盘概念设计中,对比分析了不同振型所对应的频率约束时实体轮盘拓扑和形状同时优化方法与单独拓扑优化方法的不同结果。

1 STSO方法数学模型

SIMP法是拓扑优化方法的一种,由于其数学论证严密、便于实施等优点而得到广泛应用^[8-9].本文的STSO方法将基于SIMP法来展开研究。

SIMP法建立在结构有限元模型的基础上,设计变量是各单元的相对密度,是在 $[0,1]$ 区间的连续变量,第 i 个单元的相对密度用 ρ_i 来表示($i=1,2,\dots,N$), N 指单元总数.设单元的原始密

度是 ρ ,优化后密度是 ρ_e ,则存在关系式 $\rho_i = \rho_e / \rho$; SIMP法中,单元材料属性是单元相对密度的指数函数,设第 i 个单元初始和优化后的弹性模量分别是 $E_0, E_i(\rho_i)$,第 i 个单元初始和优化后的刚度矩阵分别是 $K_i^0, K_i(\rho_i)$,则存在关系式:

$$\begin{cases} E_i(\rho_i) = \rho_i^P E_0 \\ K_i(\rho_i) = \rho_i^P K_i^0 \end{cases} \quad (1)$$

式中 P 为惩罚因子,其作用是对中间相对密度进行惩罚,使结构单元相对密度尽可能趋于0或者1.用于航空发动机轮盘拓扑和形状优化的数学模型是以体积、应力和频率为约束,以最小化结构应变能为目标。

$$\begin{cases} \text{Find } \rho = \{\rho_1, \rho_2, \dots, \rho_N\} \\ Y = \{y_1, y_2, \dots, y_S\} \\ \min C = \frac{1}{2} U^T F = \frac{1}{2} U^T K U \\ \text{s. t. } \sigma_{eq} \leq 0.6 \sigma_{0.1} \\ V = \sum_{i=1}^N V_i^0 \cdot \rho_i \leq 0.3 V^0 \\ g(f) \leq 0 \\ D_i \leq D \\ F = K(\rho) U \quad (\rho) \\ [K - \lambda M] \phi = 0 \\ 0 \leq \rho_i \leq 1 \quad i = 1, 2, \dots, N \\ \underline{y}_j \leq y_j \leq \bar{y}_j \quad j = 1, 2, \dots, S \end{cases} \quad (2)$$

式中, C 为应变能; F 为载荷; U 为位移; σ_{eq} 为当量应力; $\sigma_{0.1}$ 为0.1%屈服强度; V_i^0 为第 i 个单元的初始体积; V 为优化之后结构体积; V^0 为结构原始体积; $V_i^0 \rho_i$ 为优化后单元的等效体积; $g(f)$ 为频率 f 的函数; K 为全局刚度阵; M 为全局质量阵; λ 为特征值; ϕ 为对应的特征向量; D_i 为第 i 个节点的位移矢量; D 为一个位移常量; $\bar{y}_j$ 和 $\underline{y}_j$ 为形状优化变量 y_j 的上下限。

2 灵敏度分析

灵敏度分析包括拓扑优化变量和形状优化变量灵敏度分析两个部分,本文着重分析目标和约束对拓扑优化变量的灵敏度。

2.1 频率灵敏度

频率约束的灵敏度,是通过多自由度无阻尼系统自由振动的运动方程,利用特征值法求得.对式(2)中的运动方程,通过对特征向量用质量矩阵进行规格化^[10-11],则特征值对设计变量的导数可表示为

$$\frac{\partial \lambda_j}{\partial \rho_i} = \phi_j^T \frac{\partial \mathbf{K}}{\partial \rho_i} \phi_j - \lambda_j \phi_j^T \frac{\partial \mathbf{M}}{\partial \rho_i} \phi_j \quad (3)$$

式中, λ_j 为第 j 阶特征值; ϕ_j 为第 j 阶特征值对应的特征向量. 由于

$$\begin{cases} \mathbf{K} = \sum_{i=1}^N \mathbf{K}_i = \sum_{i=1}^N \rho_i^p \mathbf{K}_i^0 \\ \mathbf{M} = \sum_{i=1}^N \mathbf{M}_i = \sum_{i=1}^N \rho_i \mathbf{M}_i^0 \end{cases} \quad (4)$$

式中, $\mathbf{M}_i^0$ 为第 i 个单元的初始质量矩阵; $\mathbf{M}_i$ 为第 i 个单元优化后的质量矩阵, 所以

$$\begin{cases} \frac{\partial \mathbf{K}}{\partial \rho_i} = p \rho_i^{p-1} \mathbf{K}_i^0 \\ \frac{\partial \mathbf{M}}{\partial \rho_i} = \mathbf{M}_i^0 \end{cases} \quad (5)$$

将式(5)代入式(3), 可得

$$\frac{\partial \lambda_j}{\partial \rho_i} = \phi_j^T p \rho_i^{p-1} \mathbf{K}_i^0 \phi_j - \lambda_j \phi_j^T \mathbf{M}_i^0 \phi_j \quad (6)$$

由 $\lambda_j = f_j^2$, 可得

$$\frac{\partial f_j}{\partial \rho_i} = \frac{1}{2f_j} (\phi_j^T p \rho_i^{p-1} \mathbf{K}_i^0 \phi_j - f_j^2 \phi_j^T \mathbf{M}_i^0 \phi_j) \quad (7)$$

2.2 应变能、体积和位移灵敏度

由于式(2)中外力 $\mathbf{F}$ 是一个常量, 则有

$$\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \rho_i} = \frac{\partial \mathbf{K}}{\partial \rho_i} \mathbf{U} + \mathbf{K} \frac{\partial \mathbf{U}}{\partial \rho_i} = 0 \quad (8)$$

由于结构刚度矩阵的对称性, 并将式(8)代入可得应变能的灵敏度为

$$\begin{aligned} \frac{\partial \mathbf{C}}{\partial \rho_i} &= \frac{1}{2} \mathbf{U}^T \frac{\partial \mathbf{K}}{\partial \rho_i} \mathbf{U} + \mathbf{U}^T \mathbf{K} \frac{\partial \mathbf{U}}{\partial \rho_i} = \\ &= -\frac{1}{2} \mathbf{U}^T \frac{\partial \mathbf{K}}{\partial \rho_i} \mathbf{U} = -\frac{1}{2} \mathbf{U}_i^T p \rho_i^{p-1} \mathbf{K}_i^0 \mathbf{U}_i \end{aligned} \quad (9)$$

容易得到, 体积约束的灵敏度为

$$\frac{\partial V}{\partial \rho_i} = \frac{\partial \sum_{i=1}^N V_i^0 \cdot [\varepsilon + (1 - \varepsilon) \rho_i]}{\partial \rho_i} = (1 - \varepsilon) V_i^0 \quad (10)$$

由式(8)可得位移灵敏度为

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial \rho_i} = -\mathbf{K}^{-1} \frac{\partial \mathbf{K}}{\partial \rho_i} \mathbf{U} \quad (11)$$

2.3 应力灵敏度

现阶段应力相关的优化问题面临着诸多的难题^[12], 如优化过程中由于应力约束不连续导致的应力奇异现象、局部应力约束过多导致的超大计算规模等计算难题. 隋允康等^[13]等利用 Mises 强度理论, 提出了应力约束全局化策略, 将局部的应力约束问题转化为结构整体的应变能约束问题. 荣见华等^[14]在优化迭代循环的每一轮子循环迭代求解开始时, 通过形成和引进新的位移和应力

约束限, 自动构建设计变量移动限, 将结构应力约束归并为几个最可能的有效应力约束, 从而减少应力灵敏度的分析量. Paris 等^[15]总结了连续体拓扑优化中应力约束灵敏度分析的一般方法.

式(2)中第 i 号单元的 VonMises 应力近似地可以表示为

$$\sigma_i = \frac{1}{n_i} \left(\sum_{h=1}^{n_i} \mathbf{K}_i \mathbf{B}_i^h \right) \mathbf{U}_i \quad (12)$$

式中, $\mathbf{B}_i^h$ 为第 i 号单元的第 h 个高斯积分点的几何矩阵; n_i 为第 i 号单元的高斯积分点数; $\mathbf{U}_i$ 为仅与第 i 号单元所有自由度相应的 $\mathbf{U}$ 中元素构成的单元位移矢量. 则应力灵敏度为

$$\begin{aligned} \frac{\partial \sigma_i}{\partial \rho_i} &= \frac{1}{n_i} \left(\sum_{h=1}^{n_i} p \rho_i^{p-1} \mathbf{K}_i^0 \mathbf{B}_i^h \right) \mathbf{U}_i + \\ &= \frac{1}{n_i} \left(\sum_{h=1}^{n_i} \mathbf{K}_i \mathbf{B}_i^h \right) \frac{\partial \mathbf{U}_i}{\partial \rho_i} \end{aligned} \quad (13)$$

由式(11)可以求得 $\partial \mathbf{U}_i / \partial \rho_i$ 为 $\partial \mathbf{U} / \partial \rho_i$ 中与第 i 号单元所有自由度相应元素构成的矢量, 将其代入式(13), 则可以求得应力灵敏度.

对于形状优化变量的灵敏度, 并不能十分明确地列出^[3]. 在本文中, 采用一种半解析的办法, 这样, 形状优化变量的灵敏度一部分由解析解推出来, 一部分由有限差分近似推出来, 具体的推导见文献[16-18].

在求得目标和约束函数的灵敏度基础上, 运用 SQP 法进行求解, SQP 算法具体原理可参考文献[19-20].

3 分步优化和同时优化对比分析

以图 1 中的板壳结构为例来进行对比分析, 待优化的板长度为 100 mm, 宽度为 10 mm, 厚度为 1 mm, 划分成 1000 个 1×1 的单元.

板的左端受全约束, 板的右端上顶点处施加 100 N 的集中力. 材料的弹性模量是 2.1×10^5 MPa, 泊松比是 0.3. 优化的设计区域是整个黄色区域. 为了对比分步优化和同时优化结果, 相比于式(2), 减少了频率和应力约束, 将优化目标改为体积最小, 约束是板的右端下顶点的位移小于 3 mm, 建立数学模型见式(14).

$$\begin{cases} \text{Find } \rho = \{\rho_1, \rho_2, \dots, \rho_N\} \\ Y = \{y_1, y_2, \dots, y_s\} \\ \min V = \sum_{i=1}^N V_i^0 \cdot \rho_i \\ \text{s. t. } d_{101} \leq 3 \\ \mathbf{KU} = \mathbf{F} \\ 0 \leq \rho_i \leq 1 \quad i = 1, 2, \dots, N \\ y_j \leq y_j \leq \bar{y}_j \quad j = 1, 2, \dots, S \end{cases} \quad (14)$$

式中 d_{101} 为第 101 个节点的垂直位移,该节点位于板的右端下顶点.

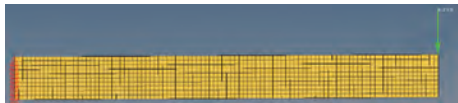


图 1 结构优化的初始有限元模型
Fig. 1 Original finite element model for structural optimization

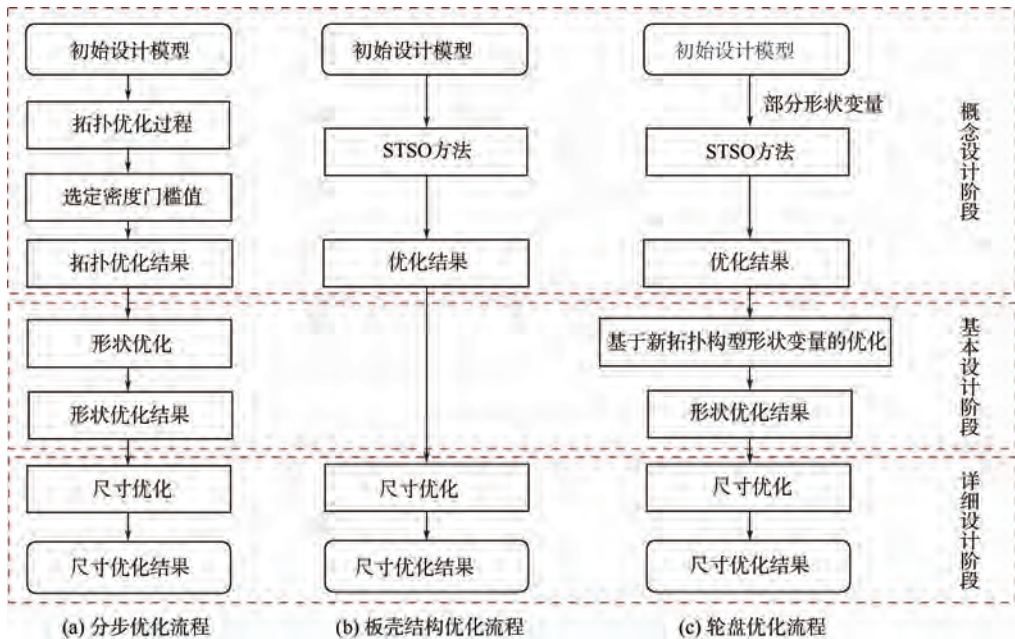


图 2 结构优化流程
Fig. 2 Flow of structure optimization

按照这个优化顺序,先对图 1 中的板壳结构进行拓扑优化,迭代 25 步收敛,取相对密度门槛值为 0.16,删除相对密度小于该值的单元,得到的拓扑优化结果如图 3(a)所示.然后,定义该结果中的形状优化变量.本文出于演示论证的目的,只定义了一个形状优化变量.设形状变量为图形上边界中点处节点的位置,该节点可上下移动.同样采用 SQP 算法,迭代 3 步后收敛,得到的结果如图 3(b)所示.从结果看出,在拓扑结构一定的情况下,进行形状优化,其拓扑构型并没有改变,只是形状的边界尺寸发生了变化,优化的效果不明显.

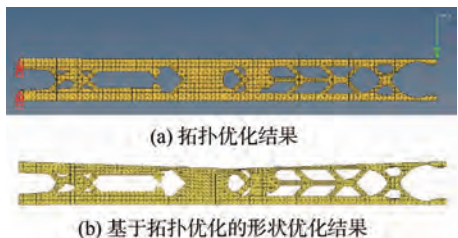


图 3 拓扑优化结果及基于拓扑优化的形状优化结果
Fig. 3 Topology optimization result and shape optimization result based on topology optimization

3.1 先拓扑后形状分步优化

图 2(a)描述了通常一般优化顺序:先进行拓扑优化,在拓扑优化结果的基础上,再进行形状优化.其中,在基于 SIMP 法的拓扑优化过程中,并不删除单元,而是通过改变单元的相对密度值来满足约束条件.在拓扑优化过程结束后,需要人为设定相对密度门槛值,删除低于该值的单元后,得到最终拓扑优化结果,用于形状优化.

因此,拓扑优化结果对于后续优化有着重要的作用,而人为选定的相对密度门槛值对拓扑优化结果有着重要的影响.为了减小这种主观选择参数对结果的影响,有必要拓扑和形状同时优化.

3.2 先形状后拓扑分步优化

不同的初始设计模型会产生不同的拓扑优化结果,为了得到较好的拓扑优化结果,文献[2]认为,应该先通过形状优化来确定初始设计模型,再进行拓扑优化.本文将以算例表明,先形状后拓扑的优化流程也并不一定能得到最优解.

对于图 1 所示模型,先进行形状优化,以确定用于拓扑优化的初始设计模型.定义两个形状优化变量:一是模型上边界右端顶点处节点的位置,该节点可以上下移动;二是模型上边界中间点处节点的位置,该节点可以上下移动.优化在迭代 5 步后收敛,得到的形状优化结果如图 4(a)所示.将该形状优化结果作为初始设计模型,再进行拓扑优化,迭代 5 步后收敛,得到的拓扑优化结果如图 4(b)所示.从图中可以看出,在形状优

化结果基础上再拓扑优化,发生的改变并不多.这也表明,经过形状优化确定的初始设计模型,不一定是最佳的用于拓扑优化的初始设计模型;同时从图 3(a)和图 4(b)的比对看出,不同的初始设计模型进行拓扑优化会产生不同的优化解.

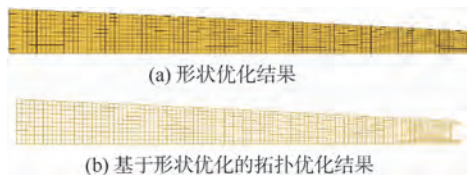


图 4 形状优化结果及基于形状优化的拓扑优化结果

Fig. 4 Shape optimization result and topology optimization result based on shape optimization

3.3 拓扑和形状同时优化

在分步优化过程中,人为设定的初始设计区域和相对密度门槛值,对最终优化结果有着重要的影响,为了减小这种人为设定参数的影响,本节使用拓扑和形状同时优化的方法对该板壳结构进行优化.

对图 1 中的初始设计模型,进行拓扑和形状同时优化,其中,形状优化变量与 3.2 节保持一致.优化的流程如图 2(b)所示,迭代 59 步后得到 STSO 优化结果如图 5(a)所示,优化结果类似于桁架结构.该结果的重量已经较小,可直接进入详细设计阶段对应的尺寸优化.

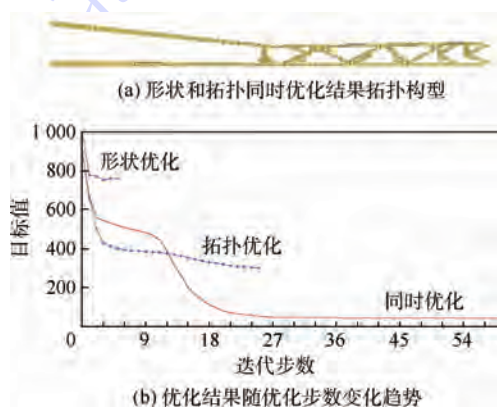


图 5 形状和拓扑同时优化结果

Fig. 5 Simultaneous shape and topology optimization result

因为 3.1 节和 3.2 节所述分步优化过程中,第 2 步优化的效果相比于第 1 步要小得多,图 5(b)中描述了两种分步优化方法的第 1 步优化结果(体积)和同时优化结果随优化步数变化趋势.从图中可以看出,相比于分步优化,同时优化后的结构体积要小得多,这说明同时优化方法的效果是最好的.

此外,从上述的优化结果对比分析看,形状和拓扑优化是一个整体,是相互作用的两个过程,割裂地进行优化有可能得不到全局最优解.

4 STSO 方法在轮盘概念设计阶段的应用

4.1 初始设计模型

使用 STSO 方法优化的轮盘是一个全三维模型,该模型所参考的航空发动机涡轮盘子午面如图 6(a)所示^[4].其中,中心孔半径 $R_b = 65$ mm,轮缘半径 $R_r = 278.6$ mm,轮缘宽度 $W_r = 44$ mm,轮缘高度 $H_r = 11.4$ mm,轮毂宽度 $W_b = 91$ mm;轮缘均布载荷 $P_r = 169.39$ MPa,工作转速 $N = 13\,333$ r/min;轮盘所用的材料为 GH4169,文中计算采用了 600°C 时该材料的性能参数.

图 6(b)是用于结构优化的初始设计模型,其中蓝色非设计区域与参考盘的轮缘部分是一致的;绿色设计区域宽度参考轮毂宽度,将其暂定为 $W_b = 160$ mm,绿色设计区域高度为 $R_r - R_b - H_r = 202.2$ mm.

STSO 方法在轮盘应用中的优化数学模型除了不考虑位移约束外,与式(2)所示相同.需要说明的是,本文目的主要是阐述 STSO 方法和概念,如图 2(c)所示,该方法应用于轮盘概念设计阶段,其优化结果距实际应用还有较长距离.因此,虽然轮盘不同的地方应有不同的应力约束条件,但是为了突出动力学优化以及对比 STSO 方法和单独拓扑优化方法的优劣,本文将各个地方的静力学要求简化为 0.1% 屈服极限的 $6/10$.

另外,在 STSO 方法中,形状优化设计变量为图 6(b)中 4 个角点(1,2,3,4 点)水平方向的位置,为了获取最佳的初始设计区域,将其变化范围设为 $[-80, 80]$;拓扑优化设计变量为绿色区域单元的相对密度值.

4.2 STSO 方法在轮盘概念设计阶段的应用

图 6 中初始设计模型的第 4 阶和第 5 阶频率是 679 Hz 和 1 060 Hz,其振型如图 7 所示,分别是节圆和节径振动.从第 3 节可知,分步优化中第 2 步优化的效果相比于第 1 步要小得多,并且同时优化方法所得的优化结果如有必要也可以用形状和尺寸优化方法进行进一步的细节设计,因此,本节将运用 STSO 方法和单独拓扑优化方法对该轮盘进行结构优化,对比分析两种不同方法下不同振型对应的频率约束对轮盘优化结果结构形式的影响.

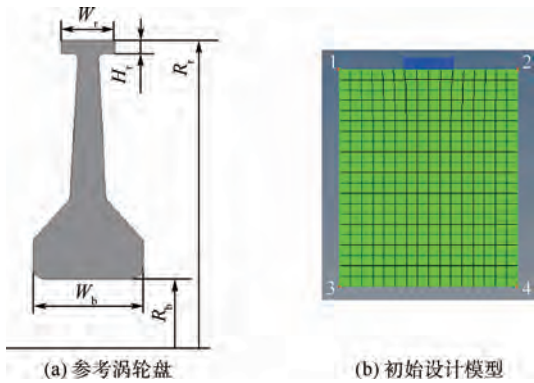


图 6 初始设计模型
Fig. 6 Initial design model

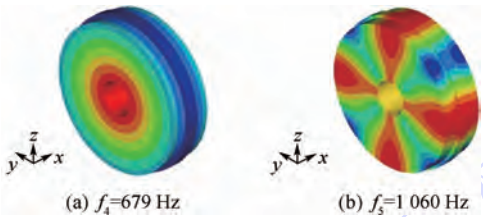


图 7 初始设计模型的第 4 和第 5 阶振型
Fig. 7 Fourth and fifth mode of vibration of initial design model

4.2.1 降低节径振动频率

将式(2)中的频率约束 $g(f) \leq 0$ 确定为降低节径振动频率约束为 $f_5 \leq 900$. 单独进行拓扑优化,得到的优化结果见图 8(a)所示;拓扑和形状同时优化的结果如图 8(b)所示.

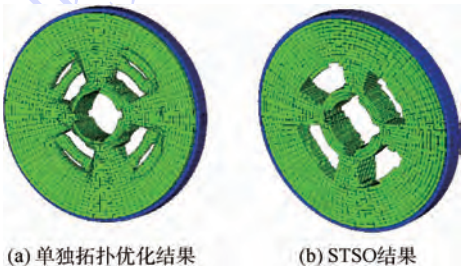


图 8 降低节径振动频率的优化结果对比
Fig. 8 Comparison of optimization results with lower frequency of nodal diameter vibration

从结果看,两种方法得到优化结果拓扑形式是不一样的,同时优化结果拓扑形式较单独拓扑优化结果更为简洁.

图 9 分别列出了拓扑和形状同时优化,以及单独拓扑优化的应变能、频率、体积分数(优化后的体积与初始体积的比值)随迭代步数变化情况.从图中可以看出,两种优化的频率和体积约束在最后迭代步均分别达到相应上限值,而优化的目标——应变能则不同,拓扑和形状同时优化结果的应变能较单独拓扑优化的应变能更小,减小了约2.4%,并且其收敛速度较快.

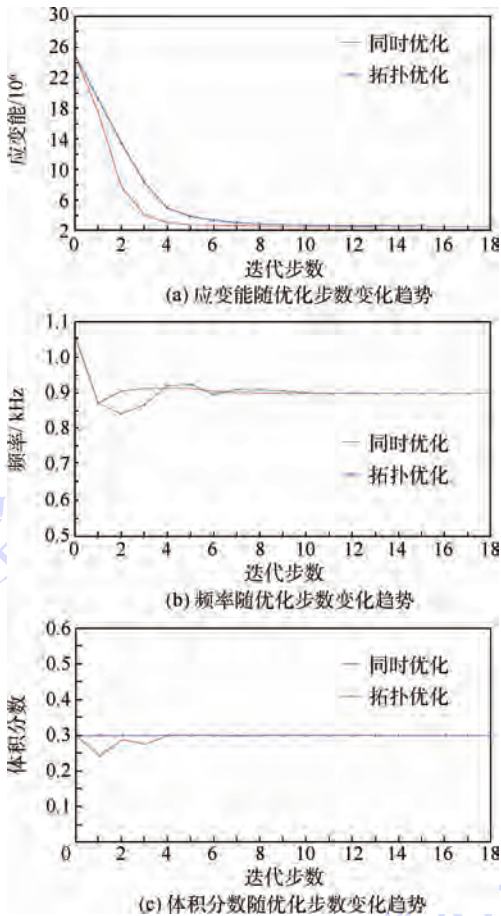


图 9 降低节径振动频率的优化结果随迭代步数变化趋势对比
Fig. 9 Variation tendency comparison of optimization results with lower frequency of nodal diameter vibration in different iteration steps

4.2.2 提高节径振动频率

明确式(2)中的频率约束,提高节径振动频率约束为 $f_5 \geq 1100$,优化结果如图 10 所示.图中给出的是优化后相对密度的分布情况(删除了较小相对密度单元的优化结果),红色表示优化后相对密度较高的单元颜色,蓝色表示优化后相对密度较低的单元颜色.

在图 10(a)和图 10(b)中,当使用单独拓扑优化方法时,优化结果出现了开孔现象.而在图 10(c)和图 10(d)中,当使用 STSO 方法时,优化结果与参考盘类似,是一个单幅板的轮盘,并未出现开孔现象.

相较于单独拓扑优化方法的结果,使用 STSO 方法得到的结果,更符合现役发动机少有开孔轮盘的现状.

图 11 也分别列出了拓扑和形状同时优化,以及单独拓扑优化的应变能、频率、体积随迭代步数变化情况.从图中可以看出,两种优化的体积约束在最后迭代步均达到相应上限值,而优化的目

标——应变能则不同,拓扑和形状同时优化结果的应变能较单独拓扑优化的应变能更小,减小了约8.5%,并且其收敛速度较快.

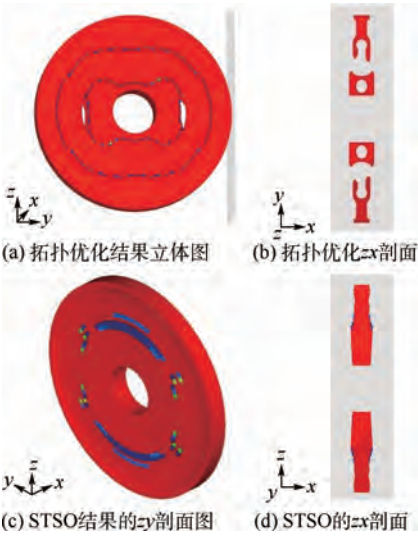


图 10 提高节径振动频率的优化结果对比
Fig. 10 Comparison of optimization results with higher frequency of nodal diameter vibration

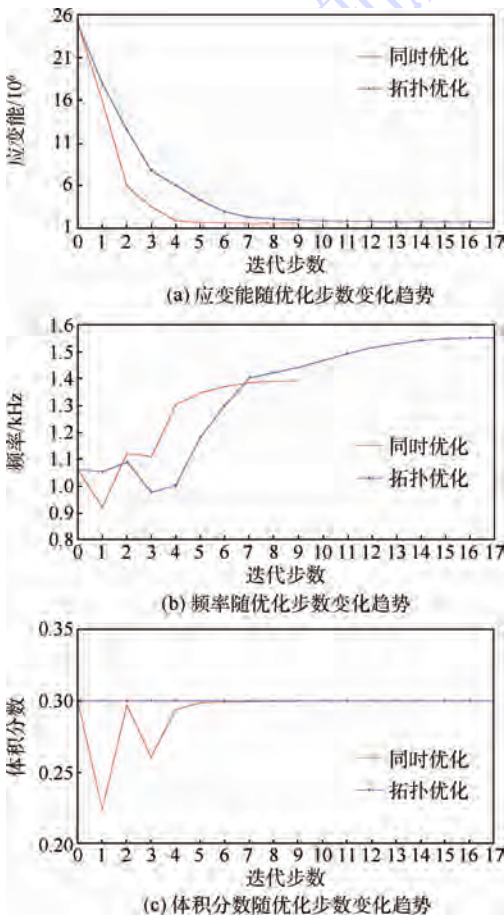


图 11 提高节径振动频率的优化结果随迭代步数变化趋势对比

Fig. 11 Variation tendency comparison of optimization results with higher frequency of nodal diameter vibration in different iteration steps

4.2.3 提高节圆振动频率

明确式(2)中的频率约束,提高节圆振动频率约束为 $f_4 \geq 700$,优化结果如图 12 所示.从图中可以看出,与单独拓扑优化结果类似,拓扑和形状同时优化得到了类似于双幅板形式的结构.二者不同的是,同时优化结果的幅板之间的间隔更小.

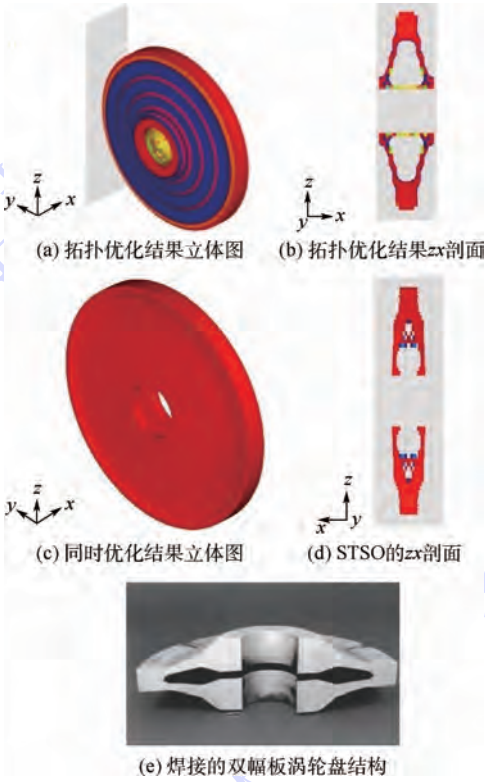


图 12 提高节圆振动频率的优化结果对比
Fig. 12 Comparison of optimization results with higher frequency of umbrella vibration

图 12(d)所示的双幅板涡轮盘拓扑形式,经过完善约束条件,以及在该优化结果基础上进一步的形状和尺寸优化,是能够应用于工程实践的.美国空军 CRRT 计划^[5]中采用了类似于图 12(d)(如图 12)的双幅板涡轮盘而取得了明显效果.

图 13 分别列出了拓扑和形状同时拓扑优化,以及单独拓扑优化的应变能、频率、体积随迭代步数变化情况.从图中可以看出,两种优化的体积约束在最后迭代步均达到相应上限值,而优化的目标——应变能则不同,拓扑和形状同时优化结果的应变能较单独拓扑优化的应变能更小,减小了约28.3%,并且其收敛速度较快.

4.2.4 降低节圆振动频率

明确式(2)中的频率约束,降低节圆振动频率约束为 $f_4 \leq 500$,优化结果如图 14 所示.

形状优化变量使得初始设计模型中轮盘中心

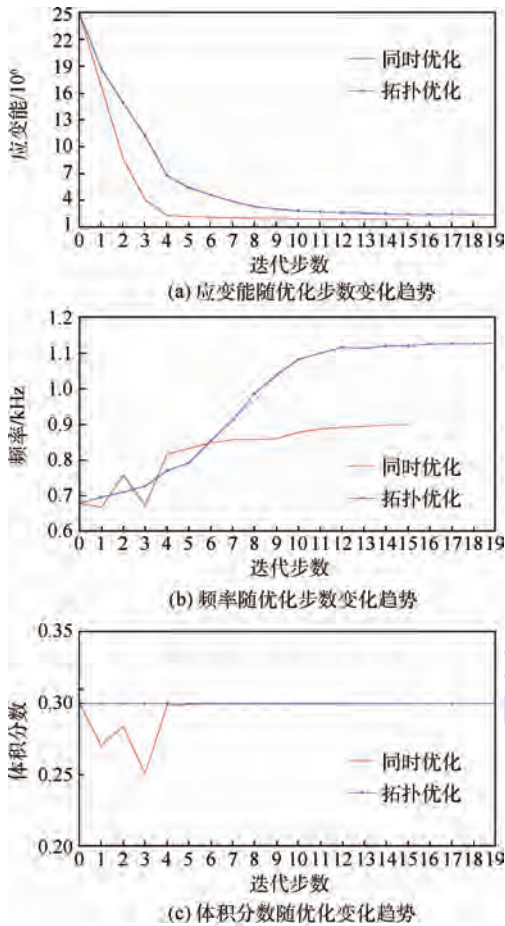


图 13 提高节圆振动频率的优化结果随迭代步数变化趋势对比

Fig. 13 Variation tendency comparison of optimization results with higher frequency of umbrella vibration in different iteration steps

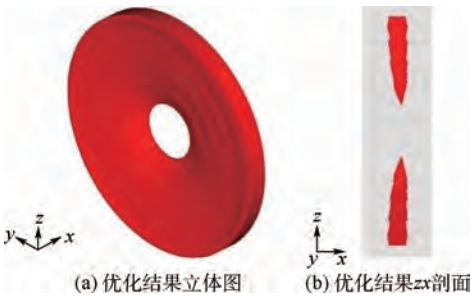


图 14 降低节圆振动频率的拓扑和形状同时拓扑优化结果

Fig. 14 Results of simultaneous topology and shape optimization with lower frequency of umbrella vibration

孔处的厚度不断变化,但是如果厚度过小,如图14(b)所示,会使该处单元的边长比过大,而导致在优化过程中由于网格畸变过大,使得优化过程提前终止,这样的优化结果是无效的.图15描述了此时中心孔处单元边长比达到117,超过了上限值(该值等于100).

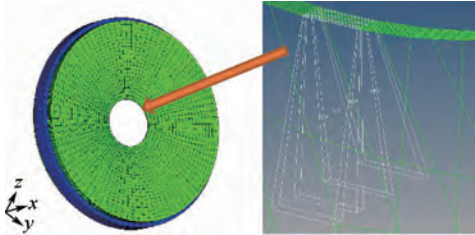


Fig. 15 Elements with overlarge aspect ratio

为了得到合适的优化结果,需修改形状优化设计变量的取值范围,由前述的 $[-80,80]$ 改为 $[-25,25]$,使用同时优化方法得到的结果如图16(c)、图16(d)所示.与单独拓扑优化方法所得结果类似,均为单幅板形式的拓扑.

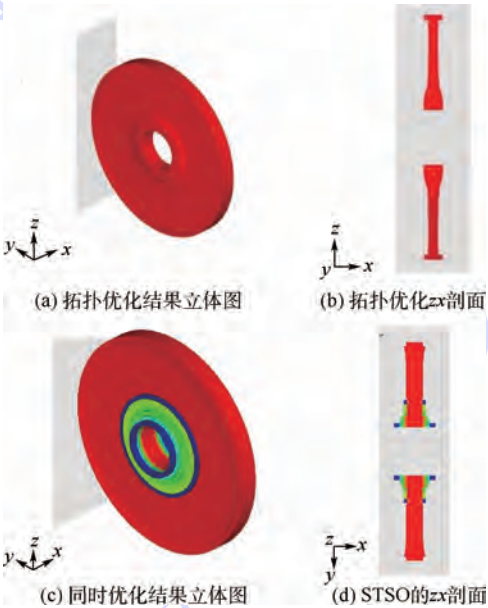


图 16 降低节圆振动频率的优化结果对比

Fig. 16 Comparison of optimization results with lower frequency of umbrella vibration

使用同时优化方法所得结构的应变能较单独拓扑优化方法所得结构,减小3.25%,如图17所示.

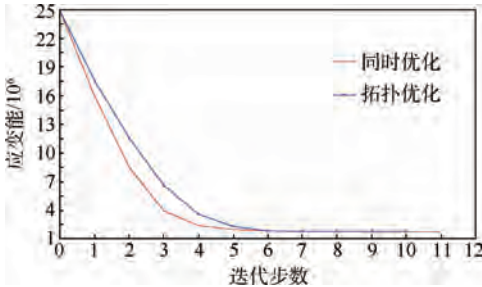


图 17 降低节圆振动频率优化结果的应变能随迭代步数变化趋势对比

Fig. 17 Variation tendency comparison of strain energy of optimization results with lower frequency of umbrella vibration in different iteration steps

总的来看,STSO 方法的优点是系统、准确、收敛快.它的局限性除了易引起网格畸变过大外,还在于将 STSO 方法应用于轮盘优化中时,并不能直接将优化结果应用于工程实践中.这是由于 STSO 方法只能包含初始设计模型中的形状优化变量,对于 STSO 方法的优化结果中新出现的拓扑构型,依然需要设置相应的形状优化变量,进行进一步的形状和尺寸优化等细化设计.因此,从这个方面看,STSO 方法只是对应于结构的概念设计阶段,如图 2(c)所示.

从概念设计阶段的结果到工程实际应用的轮盘,需要再考虑的因素较多,比如满足其他静力学约束,降低某阶次频率同时、提高另外阶次频率,热应力约束等.本文仅仅是运用 STSO 方法考虑了振型对应的频率约束对同时优化方法所得结果的影响,得到了几种概念设计方案,在本文所用 STSO 方法得到的优化结果的基础上,还需要进一步的形状和尺寸优化.

5 结 论

本文首先建立了 STSO 方法的数学模型,并推导了目标和约束函数的灵敏度,运用 SQP 算法进行求解.用板壳结构优化的例子对比分析了同时优化和分步优化结果.将同时优化的方法用于轮盘动力学优化,分析了不同振型时频率约束对同时优化方法所得结果的影响,并将之与单独拓扑优化结果进行比较,结果表明:

1) 拓扑和形状同时优化方法较分步优化减少了人为参与的环节,从优化过程看,更为客观科学.

2) 拓扑和形状同时优化考虑了形状优化变量和拓扑优化变量之间的相互作用,回避了文献中所提出的拓扑和形状优化先后顺序问题,从整体看,更为系统化.

3) 将拓扑和形状同时优化的方法应用于板壳结构优化和实体轮盘结构动力学优化时,结果表明,相较于分步拓扑优化和单独拓扑优化,同时优化方法的结果较分步优化效果更好,且收敛更快.

4) 相较于轮盘单独拓扑优化方法结果,使用 STSO 方法得到的结果开孔较少甚至不开孔,更加符合现役发动机少有开孔轮盘的现状.

5) 不同振型对应的频率约束不同时,得到了不同的优化结果.降低节径振动频率,均得到了辐条式拓扑;提高节圆振动频率,均得到了双幅板式拓扑;降低节圆振动频率,均得到了单幅板式

拓扑.

6) 由于形状优化变量取值范围选取不当,可能导致网格畸变过大而得到无效优化解,此时需要重新选择形状优化变量的取值范围.

参考文献 (References)

- [1] Deaton J D, Grandhi R V. A survey of structural and multidisciplinary continuum topology optimization: post 2000 [J]. Struct Multidisc Optim, 2014, 49(1): 1-38.
- [2] Ansola R, Canales J, Tarrago J A, et al. An integrated approach for shape and topology optimization of shell structures [J]. Computer & Structures, 2002, 80(5): 449-458.
- [3] Hassani B, Tavakkoli S M, Ghasemnejad H. Simultaneous shape and topology optimization of shell structures [J]. Struct Multidisc Optim, 2013, 48(1): 221-233.
- [4] 张卫红, 杨军刚, 朱继宏. 压力载荷下的结构拓扑-形状协同优化 [J]. 航空学报, 2009, 30(12): 2335-2341.
Zhang W H, Yang J G, Zhu J H. Simultaneous topology and shape optimization of pressure loaded structures [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(12): 2335-2341 (in Chinese).
- [5] 刘超. 涡轮盘结构拓扑与形状优化方法研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
Liu C. Topology and shape optimization method for turbine disk [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010 (in Chinese).
- [6] 宋健, 温卫东, 崔海涛, 等. 航空发动机多辐板风扇盘拓扑优化与形状优化设计技术 [J]. 推进技术, 2013, 34(9): 1188-1196.
Song J, Wen W D, Cui H T, et al. Topology and shape optimization method for multi-web fan disk in aero-engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(9): 1188-1196 (in Chinese).
- [7] 李伦未, 陆山. 基于 ANSYS 的多辐板风扇盘结构优化设计技术 [J]. 航空动力学报, 2011, 26(10): 2245-2250.
Li L W, Lu S. Structure optimum design techniques for multi-web fan disk based on ANSYS [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(10): 2245-2250 (in Chinese).
- [8] 荣见华, 唐国军, 罗银燕, 等. 考虑位移要求的大型三维连续体结构拓扑优化数值技术研究 [J]. 工程力学, 2007, 24(3): 20-27.
Rong J H, Tang G J, Luo Y Y, et al. A research on the numerical topology optimization technology of large three-dimensional continuum structures considering displacement requirements [J]. Engineering Mechanics, 2007, 24(3): 20-27 (in Chinese).
- [9] 左孔天, 陈立平, 钟毅芳, 等. 基于人工材料密度的新型拓扑优化理论和算法研究 [J]. 机械工程学报, 2004, 40(12): 31-37.
Zuo K T, Chen L P, Zhong Y F, et al. New theory and algorithm research about topology optimization based on artificial material density [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2004, 40(12): 31-37 (in Chinese).
- [10] 邹春江, 左孔天, 向宇, 等. 基于 SIMP 方法微电容加速度计结构固有频率拓扑优化 [J]. 科学技术与工程, 2011,

- 11(29):7086-7091.
- Zhou C J, Zuo K T, Xiang Y, et al. Natural frequency topology optimization for structure of micro-capacitive accelerometer based on SIMP method[J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(29):7086-7091 (in Chinese).
- [11] 叶红玲, 沈静娴, 隋允康. 频率约束的三维连续体结构动力拓扑优化设计[J]. 力学学报, 2012, 44(6):1037-1045.
- Ye H L, Shen J X, Sui Y K. Dynamic topological optimal design of three-dimensional continuum structures with frequencies constraints[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2012, 44(6):1037-1045 (in Chinese).
- [12] 张维声. 基于水平集方法的应力相关拓扑优化问题研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2013.
- Zhang W S. Studies on stress-related topology optimization problem via level set approach[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2013 (in Chinese).
- [13] 隋允康, 叶红玲, 彭细荣. 应力约束全局化策略下的连续体结构拓扑优化[J]. 力学学报, 2006, 38(3):364-370.
- Sui Y K, Ye H L, Peng X R. Topological optimization of continuum structure under the strategy of globalization of stress constraints[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2006, 38(3):364-370 (in Chinese).
- [14] 荣见华, 葛森, 邓果, 等. 基于位移和应力灵敏度的结构拓扑优化设计[J]. 力学学报, 2009, 41(4):518-529.
- Rong J H, Ge S, Deng G, et al. Structure topological optimization based on displacement and stress sensitivity analysis[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2009, 41(4):518-529 (in Chinese).
- [15] Paris J, Navarria F, Colominas I, et al. Stress constraints sensitivity analysis in structural topology optimization[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2010, 199(133):2110-2122.
- [16] Kai-Uwe B, Matthias F, Fernass D. Approximation of derivatives in semi-analytical structural optimization[J]. Computers & Structures, 2008, 86(13):1404-1416.
- [17] De Boer H, Van Keulen F. Refined semi-analytical design sensitivities[J]. International Journal of Solids and Structures, 2000, 37(46):6961-6980.
- [18] Van Keulen F, Haftka R T, Kim N H. Review of options for structural design sensitivity analysis. Part I linear systems[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2005, 194(30):3213-3243.
- [19] Fletcher R. Practical methods of optimization[M]. New York: John Wiley and Sons, 1987:304-319.
- [20] Nocedal J, Wright S J. Numerical optimization[M]. New York: Springer Series in Operations Research, 1999:529-561.

Simultaneous topology and shape optimization method in conceptual design of disk

FAN Jun^{1,2}, YIN Zeyong^{*1,3}, WANG Jianjun¹, MI Dong^{1,3}, YAN Cheng¹

(1. School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Aviation Research Institute, Beijing 101121, China;

3. Aviation Powerplant Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: To minimize the effects of artificially chosen variables on optimization results, simultaneous topology and shape optimization (STSO) method was proposed for structural optimization of aero-engine disk at the conceptual design phase. This method was based on solid isotropic material with penalization (SIMP) method, by analyzing the sensitivities of the optimized object and constraints, sequential quadratic programming (SQP) optimized method was used to solve the problem. Then, taking shell structure for instant, the results of STSO method and multi-step optimization method were comparatively analyzed, which confirmed the advantage of STSO method. At last, the STSO method was utilized to design a conceptual disk structure. Results of disk structural optimization of STSO method were compared to that of the sole topology optimization method. Influence of frequency constraints of different vibration modes on optimization results was discussed. The results show that the structural forms of optimization results of frequency constraints of different vibration modes vary a lot. Convergence rate of STSO method is faster than that of solo topology optimization, and the consequences of STSO method are more accurate. Meanwhile, the results of STSO method may be invalid for excessive mesh distortion caused by the wrong choice of the value range of shape optimization variables.

Key words: aero-engine; disk; simultaneous topology and shape optimization method; solid isotropic material with penalization (SIMP); frequency constraint

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0466

基于多通道投影系统的纹理表面实时绘制技术

陈锋^{1,2}, 刘越^{*1,2}, 王涌天^{1,2}

(1. 北京理工大学 光电学院, 北京 100081; 2. 北京市混合现实与新型显示工程技术研究中心, 北京 100081)

摘 要: 随着投影机硬件性能的提升与计算机图形图像技术的不断发展, 投影技术被应用于越来越多的物体表面以提供更为生动震撼的视觉效果. 提出了一种使用多通道投影系统和交互式平板设备对纹理表面进行实时绘制的方法. 在分析系统颜色模型的基础上, 提出了颜色参数恢复以及投影能量合理分配的算法. 通过高效的交互渲染方式保证系统可以实时稳定地将绘制图像无畸变地显示于物体表面. 实验结果表明, 提出的方法在提高系统补偿精度的同时也提高了系统的亮度范围, 在保证交互端与渲染端高度同步的前提下实时地对目标图像进行补偿.

关键词: 光照补偿; 颜色耦合; 移动交互; 多通道投影系统; 实时绘制

中图分类号: TP391.41

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0466-06

随着投影机硬件性能的提升与计算机图形图像技术的不断发展, 投影技术被应用到越来越多的领域中. 通过投影技术来改变物体表面的显示效果是近年来增强现实领域的一个热门研究课题. 基于投影系统的光照补偿技术可以消除投影表面的交叉反射、散射等现象对投影效果造成的影响, 让增强现实技术应用到更多的场合中, 用户可以更随意地与日常生活中的实际物体进行交互.

国内外学者对基于投影机-摄像机结构的光照补偿技术进行了大量的研究. 杨萍等^[1]提出了一种采用彩色数字相机在给定的照明及观测条件下对光谱反射率进行测量的方法. 通过奇异值分解将光谱反射率近似为若干基向量的线性组合, 结合相机的输出数据训练人工神经网络, 再将其与基向量结合, 由相机输出物体表面的光谱反射率. 该算法的提出使得光谱反射率的恢复更加简

单, 不需要使用昂贵的光学仪器进行相关测量. 汤一平等^[2]提出了基于双色反射模型的结构光颜色识别技术, 通过对摄像机、投影机的色度标定以及对物体表面反射率的估计来识别投影机出射光的颜色. 这些算法都基于严格的颜色测量方法, 采用标准色板对器件进行标定, 计算精确但却对系统要求严格且需要人工干预. 文献[3-6]提出了基于颜色混合矩阵的快速光照补偿算法, 通过少量的颜色标定图案来求取投影机-摄像机系统中的颜色混合矩阵, 在此基础上对目标图像进行补偿, 系统高度自动化, 无需人工干预即可高速求取系统参数并进行实时补偿. Wetzstein 和 Bimber^[7]提出了一种基于光线传输矩阵的光照补偿算法, 通过分析每个投影机像素对场景光照的贡献来对目标图像进行补偿, 此方法将环境中的交叉反射、镜面反射等因素考虑在内, 使得补偿系统可以应用于更多场合. 以上 2 种采用单台投影机的系统在

收稿日期: 2014-04-28; 录用日期: 2014-08-01; 网络出版时间: 2014-11-26 18:51

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0466.html

基金项目: 国家科技支撑计划项目(2012BAH64F02, 2013BAH48F01)

作者简介: 陈锋(1986—), 男, 福建宁德人, 博士生, chenfeng4036@163.com

* 通讯作者: 刘越(1968—), 男, 吉林长春人, 教授, liuyue@bit.edu.cn, 主要研究方向为虚拟现实与增强现实、微弱光电信号处理、摄像机位置和姿态的准确跟踪.

引用格式: 陈锋, 刘越, 王涌天. 基于多通道投影系统的纹理表面实时绘制技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 466-471. Chen F, Liu Y, Wang Y T. Real-time drawing technique for textured surface based on multi-projector system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 466-471 (in Chinese).

分辨率、亮度、投影角度等方面受到限制,采用多通道投影技术可以有效解决这些问题.国内外学者对应用于无纹理表面上的多通道投影技术有较长时间的研究^[8-9],应用于纹理表面则需要一些额外的处理.刘一然和杨旭波^[10]提出了一种采用多投影的光度补偿系统,将多通道投影与光照补偿技术结合到一起,提高了系统分辨率.但其边缘融合算法没有充分考虑到投影机的非线性响应问题. Aliaga 等^[11]提出了另外一种使用多通道投影系统对复杂表面进行光照补偿的算法,算法基于光线传输矩阵,通过带有平滑约束的最优化算法来计算每个投影像素的输入,该算法在提高补偿精度的同时提高了系统的亮度范围.但是,庞大的计算量使得系统无法实时对目标图像进行补偿.

本文提出了一种基于多通道投影系统的纹理表面实时绘制技术.通过分析投影机-摄像机系统中的颜色混合特性,以及投影机对投影表面的能量贡献比例来计算每个投影像素的补偿输入.系统还加入了实时绘制技术,通过在平板交互设备上绘制,可以实现对物体表面图案的实时修改.并分析了系统模型以及相关参数的求解方法.

1 系统颜色模型

1.1 单通道投影系统的颜色模型

在投影机-摄像机系统中,某个投影表面点反射的光能量可以描述为

$$I_K(\lambda) = s(\lambda)(e_K(\lambda, P_K) + a(\lambda)) \quad (1)$$

式中, $s(\lambda)$ 为投影表面点针对不同波段的反射系数; $a(\lambda)$ 为环境光的光谱分布函数; $e_K(\lambda, P_K)$ 为投影机第 K 个颜色通道的光谱分布函数,假设投影机与摄像机都具有线性的亮度响应(线性化方法将在 2.2 节介绍),则有

$$e_K(\lambda, P_K) = P_K w_K(\lambda) \quad (2)$$

式中 $w_K(\lambda)$ 为投影机 K 通道归一化的光谱分布函数. 如果摄像机 K 通道的光谱效率表示为 $q_K(\lambda)$, 摄像机 K 通道某个像素获取的能量为

$$C_K = \int q_K(\lambda) s(\lambda) (P_K w_K(\lambda) + a(\lambda)) d\lambda \quad (3)$$

可以将上式整理为

$$C = VP + F \quad (4)$$

式中

$$C = \begin{bmatrix} C_R \\ C_G \\ C_B \end{bmatrix} \quad P = \begin{bmatrix} P_R \\ P_G \\ P_B \end{bmatrix} \quad F = \begin{bmatrix} F_R \\ F_G \\ F_B \end{bmatrix}$$

$$V = \begin{bmatrix} V_{RR} & V_{GR} & V_{BR} \\ V_{RG} & V_{GG} & V_{BG} \\ V_{RB} & V_{GB} & V_{BB} \end{bmatrix}$$

$$V_{KL} = \int q_L(\lambda) s(\lambda) w_K(\lambda) d\lambda$$

$$F_K = \int q_K(\lambda) s(\lambda) a(\lambda) d\lambda$$

式中, F 为环境光的贡献; V 为颜色混合矩阵,描述了投影机-摄像机结构中不同通道的相互影响;下标 R, G, B 分别代表红色、绿色、蓝色通道.

1.2 多通道投影系统的颜色模型

对于多通道投影系统,式(4)将扩展为

$$C = \sum V_i P_i + F \quad (5)$$

式中

$$V_i P_i = w_i (C - F)$$

式中 w_i 为某台投影机的一个像素点在显示最终图像时所占的比重. 对于某个投影表面点,其接收到的投影亮度主要取决于投影机的能量以及入射角,可以用下式来估计:

$$l_i = e_i \cos \theta \quad (6)$$

式中, e_i 为投影机每个像素的能量大小; θ 为每个投影表面点的法线与入射光线间夹角. 对于表面点 i ,与之对应的某个投影像素的权重就可以通过下式计算得出:

$$w_i = \frac{l_i}{\sum_{i=1}^N l_i} \quad (7)$$

为了保证投影机能量的平滑过渡,算法对计算出的权重蒙版进行平滑处理,避免补偿效果中出现亮度的突变.

由此,每个投影像素的输入可以用下式求出:

$$P_i = w_i V_i^{-1} (C - F) \quad (8)$$

相关参数的求取方法将在第2节中介绍.

2 系统参数的恢复

为了对目标图像进行补偿,必须计算出环境光线的强弱、每台投影机的颜色混合矩阵以及每个投影像素的亮度权重. 在此之前,还必须求出投影机与摄像机间的几何映射关系.

2.1 几何模型的求取

系统使用格雷码结构光来获取物体表面三维模型以及投影机模型^[12-13],同时求出投影机-摄像机的几何映射关系. 为了排除环境光线及内部交叉反射的影响,每幅结构光分别投影正反两幅图案,每组图案相减的结果作为一层编码数据. 此外,系统引入了 RANSAC 算子来提高算法的准确

性.由此建立的系统三维模型可以用于式(7)来计算投影像素的权重.

2.2 摄像机、投影机亮度响应的线性化

在第1节的讨论中,投影机与摄像机的亮度响应被假设为线性,这个假设不符合实际的应用情形.系统需要求取投影机与摄像机的亮度响应曲线,通过建立对应于每个通道的查找表来将这些器件的响应线性化.

通过 Debevec 和 Malik^[14]提出的 HDR 成像算法可以求取摄像机的亮度响应曲线.获取到亮度响应函数之后,摄像机可以用于计算场景中的相对亮度,以此测量并拟合出投影机每个通道的亮度响应曲线.

2.3 颜色参数的求取

对于式(4),通过投影一定数量的标定图案即可求出 F 和 V .首先求解环境光照 F .当投影机各通道输入值均为 0 时,摄像机捕获到的图像亮度就是环境光照 F ,如下式所示:

$$C^{(0)} = V[0 \ 0 \ 0]^T + F \tag{9}$$

之后,再投影一幅输入值为 $(P_R, 0, 0)$ 的图像:

$$C^{(1)} = V[P_R \ 0 \ 0]^T + F \tag{10}$$

将两式相减并展开可得

$$V_{RR} = \frac{\Delta C_R}{P_R}, \quad V_{RG} = \frac{\Delta C_G}{P_R}, \quad V_{RB} = \frac{\Delta C_B}{P_R}$$

使用同样的方法投影另外 2 幅只含有绿色与蓝色值的图像,可以得出完整的 V 矩阵.

3 实时绘制系统

在建立几何与颜色映射关系之后,用户可以通过交互式的平板显示设备(如 IPAD 等)对投影表面进行实时绘制.

系统流程图如图 1 所示.系统分为交互端、渲染端两部分.渲染端首先根据几何映射信息生成绘制背景,再将此背景传输给交互端.交互端可以进行背景的选取及绘制操作.在绘制过程中,用户

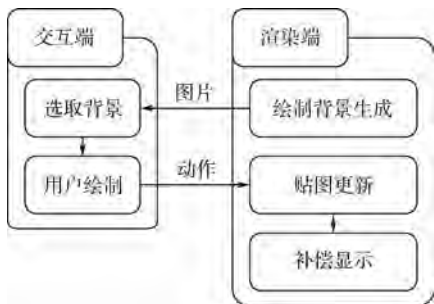


图 1 系统流程图

Fig.1 Flow chart of system

可以设置线条粗细和线条颜色,还可以放大某部分区域进行细节上的绘制.用户在交互端绘制时,用户的动作信息及画笔信息将被传输给渲染端,渲染端根据这些信息更新目标图像,并实时生成补偿图像传输给投影机用于显示.

3.1 绘制背景的生成

系统提供了摄像机与投影机等多个视角的图像作为绘制背景,用户可以根据实际应用情形选取更适合的视角.摄像机视角图像直接通过摄像机捕获.投影机视角的图像通过已经获取的几何映射关系来求取^[15].

摄像机与投影机视角生成的图像如图 2 所示.用户可以根据实际需要选取合适的角度进行绘制.

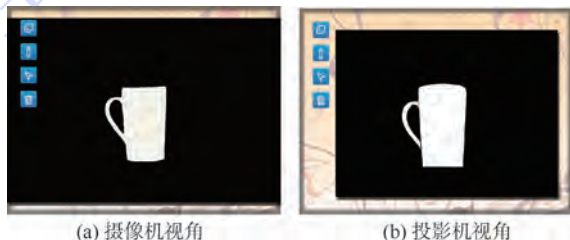


图 2 摄像机与投影机视角生成的图像

Fig.2 Images generated by camera and projector views

3.2 补偿图像的生成

为了保证系统运行的实时性,绘制过程中,交互端与渲染端传输的是用户的动作及画笔信息,渲染端在接收到这些绘制信息后实时更新系统的目标图像.

在渲染端,系统首先判断交互端使用的绘制背景,对于使用摄像机视角或者其他投影机视角进行绘制的图像,需要先通过几何映射关系将目标图像映射到当前投影机的视角;然后再根据每台投影机所占目标图像的权重计算对应于每台投影机的目标图像;最后根据反射率及颜色混合信息计算每台投影机的补偿图像.渲染流程图如图 3 所示.

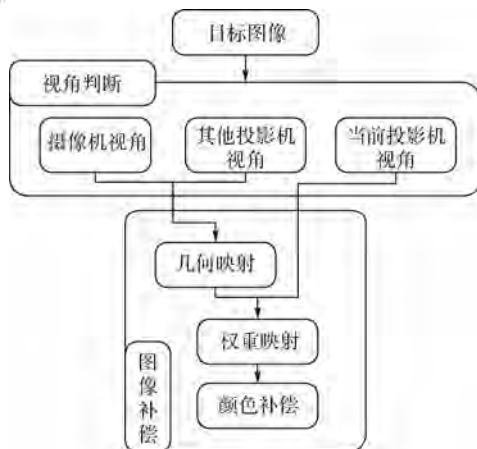


图 3 渲染流程图

Fig.3 Flow chart of rendering

4 结果及分析

系统采用 2 台投影机(三洋 XU1050C)进行投影,通过 Apple IPAD 进行实时绘制. 用于投影的物体为一个带有彩色方格图案的杯子. 采用佳能 450D 相机来捕获图像以计算各项参数.

获取几何模型与颜色模型需要耗费大约 10 min 的时间. 系统采用 Shader 语言设计图形渲染流水线,离线阶段求取出的相关参数全部被保存在显卡内存中,通过一维或者二维寻址的方式实时计算出目标图像. 在一个系统配置为 Intel 3G * 4, GeForce GTX 570, 1 280 M memory 的计算机上,可以实时地(30 帧/s)使用 2 台画面分辨率为 1 024 × 768 的投影机系统进行补偿.

图 4 所示为 450D 相机的亮度响应曲线,其中横坐标表示相机光学传感器接收到的相对能量值^[14],图 5 所示为投影机的亮度响应曲线.



图 6 系统的补偿结果

Fig. 6 Compensation results of system

4.1 补偿准确性

相比于传统的光照补偿系统,本文提出的系统采用多台投影机进行补偿. 采用多通道投影系统可以在某些情况下更为准确地对目标图像进行补偿,补偿效果对比通过图 7 可以看出. 其中图 7(a)为目标图像,图 7(b)、图 7(d)为分别使用 Fujii 与本文算法进行补偿的效果,图 7(c)、图 7(e)分别为这 2 种效果与目标图像的差值图像,图 7(f)为 2 幅差值图像的直方图对比,其中浅灰色区域表示图 7(c)中的直方图,黑色区域表示图 7(e)的直方图.

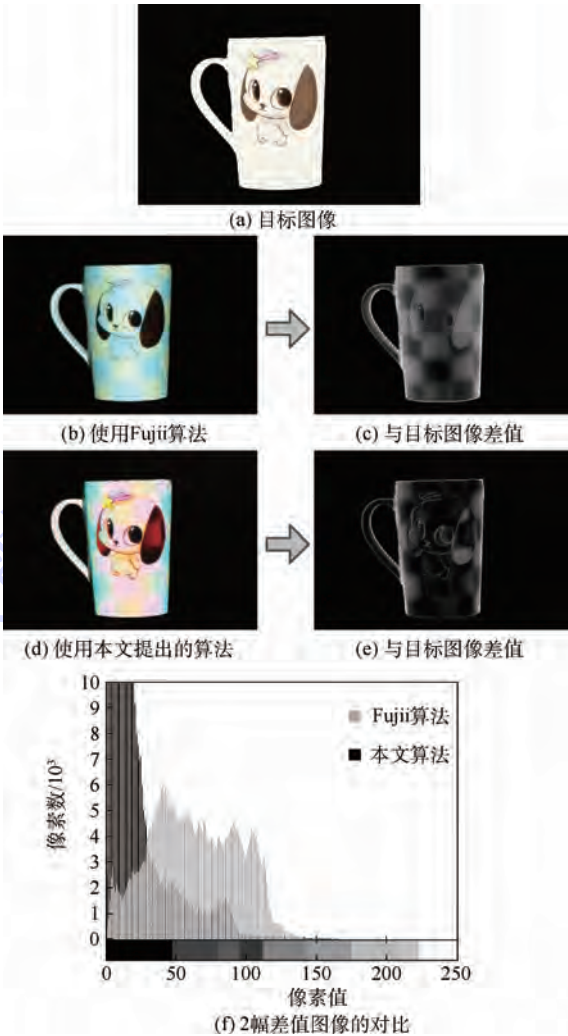


图 7 补偿效果对比

Fig. 7 Comparison of compensation effects

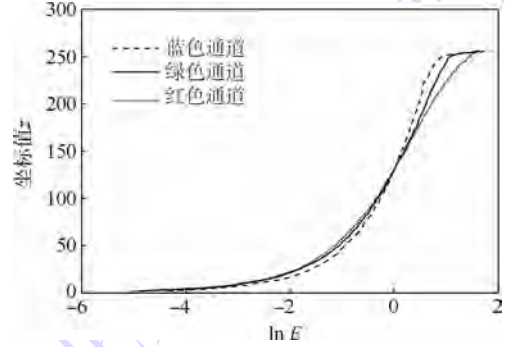


图 4 450D 相机的亮度响应曲线

Fig. 4 Intensity response curves of 450D camera

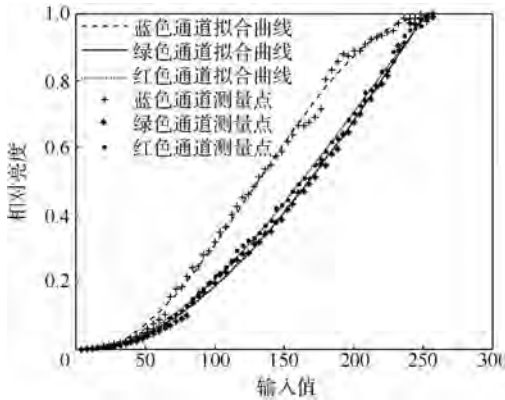


图 5 投影机的亮度响应曲线

Fig. 5 Intensity response curves of projector

图 6 所示为系统的补偿结果. 其中图 6(a)为通过 IPAD 从相机角度进行绘制的动物图案. 图 6(b)为实际的投影效果. 鉴于投影表面并非理想的朗伯表面,从不同角度观察时效果会有偏差. 系统的相关参数是在相机视角下测量的,所以摄像机位置是系统的最佳观察位置.

通过对比可以看出,对于反射率较小的投影表面,使用 1 台投影机进行补偿时,由于受到投影机亮度的限制,某些部分无法达到目标亮度,也就是通过补偿计算出的投影机输入已经超出投影机的最大值(255),而使用 2 台投影机进行补偿时,这部分亮度可以被补偿.从图 7 中也可以看出,入射角较大的部分无法很好地被补偿,这是因为随着入射角的增大,投影表面能反射回相机的能量随之减少,不足以将图像补偿到目标图像的亮度值.

4.2 亮度范围

图 8 所示为系统亮度范围对比,图 8(b)为对图 8(a)在蓝色通道的亮度范围内进行的分析(只分析黑色框线范围内的图像),其中 x,y 表示图像坐标, z 为归一化亮度,表示目标亮度值与图中最高亮度值的比例.上层的浅色曲面为使用 2 台投影机时能补偿到的最大蓝色值,下层深色曲面为使用一台投影机时能补偿到的最大蓝色值.可以看出,使用多通道投影可以有效提高系统的亮度范围,从而对更多反射率不同的表面进行补偿.

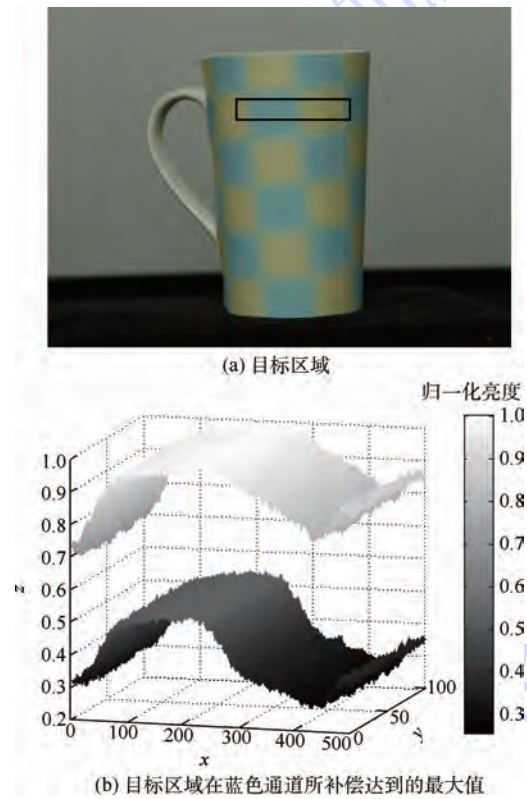


图 8 系统亮度范围对比

Fig. 8 Comparison of system intensity range

4.3 延迟分析

系统作为实时绘制系统,通过网络连接的绘制段与渲染端间的同步至关重要,由于投影机的响应及网络数据传递等因素,轻微的延迟无法避免,表 1 所示为系统中的延迟分析.

表 1 系统中的延迟分析

系统	延迟		
	最大	最小	平均
投影	78	0	15.6
绘制	106	0	17.4

投影延迟是系统用的投影机相对于液晶显示器的延迟,将 1 台电脑同时连接 1 台液晶显示器与 1 个投影机,让二者显示相同的时间,拍摄 20 组图像,记录时间差.绘制延迟通过在 IPAD 端显示时间,录制图像并查找 2 个显示端的时间差来记录.系统的平均延迟在一帧左右的时间,人眼很难察觉其差异.

5 结 论

本文提出了一种基于多通道投影系统的纹理表面实时绘制技术.通过对实验结果的分析,得出如下结论:

- 1) 系统可以在带有纹理、形状不规则表面上投影出目标图案,并可以根据用户的意愿进行实时修改.
- 2) 相对于单台投影系统,有效提高了系统亮度范围,可以对更多反射率不理想的表面进行补偿.
- 3) 合理的渲染及网络连接方式保证了系统的实时运行.

未来的工作将着眼于如何针对移动投影系统进行快速的反射率计算,使得这种表面绘制技术可以推广到更多的应用中.

参考文献 (References)

[1] 杨萍,廖宁放,宋宏.基于彩色数字相机的光谱反射率重建方法研究[J].光谱学与光谱分析,2009,29(5):1176-1180.
Yang P, Liao N F, Song H. Study of approaches to spectral reflectance reconstruction based on digital camera[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2009, 29(5): 1176-1180 (in Chinese).

[2] 汤一平,宗明理,吴丽娟.基于双色反射模型的彩色结构光颜色识别的研究[J].计算机学报,2013,36(9):1908-1916.
Tang Y P, Zong M L, Wu L J. Research on identification of color structured light based on dichromatic reflection model[J]. Chinese Journal of Computers, 2013, 36(9): 1908-1916 (in Chinese).

[3] Fujii K, Grossberg M D, Nayar S K. A projector-camera system with real-time photometric adaptation for dynamic environments [C]//Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Washington, D C: IEEE Computer Society Press, 2005, 1: 814-821.

[4] Nayar S K, Peri H, Grossberg M D, et al. A projection system with radiometric compensation for screen imperfections [C]//

- Proceedings of the IEEE International Workshop on Projector-Camera System. Washington, D C: IEEE Computer Society Press, 2003.
- [5] Lee M, Park H, Park J. Fast radiometric compensation accomplished by eliminating color mixing between projector and camera [J]. IEEE Transactions on Consumer Electronics, 2008, 54(3): 987-991.
- [6] Chen X L, Yang X B, Xiao S J, et al. Color mixing property of a projector-camera system [C]//Proceedings of the 5th ACM/IEEE International Workshop on Projector Camera Systems. New York: ACM Press, 2008.
- [7] Wetzstein G, Bimber O. Radiometric compensation through inverse light transport [C]//Proceedings of Pacific Conference on Computer Graphics and Applications. Washington, D C: IEEE Computer Society Press, 2007: 391-399.
- [8] 王修晖, 华炜, 林海, 等. 面向多投影显示墙的画面校正技术 [J]. 软件学报, 2007, 18(11): 2955-2964.
Wang X H, Hua W, Lin H, et al. Screen calibration techniques for multi-projector tiled display wall [J]. Journal of Software, 2007, 18(11): 2955-2964 (in Chinese).
- [9] 周艳霞, 秦开怀, 罗建利. 多投影仪自由立体显示的 GPU 几何及亮度校正技术 [J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2011, 23(4): 561-570.
Zhou Y X, Qin K H, Luo J L. GPU-based geometric and photometric corrections for multi-projector autostereoscopic display [J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2011, 23(4): 561-570 (in Chinese).
- [10] 刘一然, 杨旭波. 基于相机的多投影光度补偿系统 [J]. 中国图象图形学报, 2011, 16(3): 342-349.
Liu Y R, Yang X B. Camera-based multi-projector radiometric compensation system [J]. Journal of Image and Graphics, 2011, 16(3): 342-349 (in Chinese).
- [11] Aliaga D G, Yu H Y, Law A, et al. Fast high-resolution appearance editing using superimposed projections [J]. ACM Transactions on Graphics, 2012, 31(2): 13.
- [12] 肖朝, 杨红雨, 梁海军, 等. 多投影显示系统结构光几何校正算法 [J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2013, 25(6): 802-808.
Xiao C, Yang H Y, Liang H J, et al. Geometric calibration for multi-projector display system based on structured light [J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2013, 25(6): 802-808 (in Chinese).
- [13] 王俊, 朱利. 基于图像匹配-点云融合的建筑物立面三维重建 [J]. 计算机学报, 2012, 35(10): 2072-2079.
Wang J, Zhu L. 3D building facade reconstruction based on image matching-point cloud fusing [J]. Chinese Journal of Computers, 2012, 35(10): 2072-2079 (in Chinese).
- [14] Debevec P E, Malik J. Recovering high dynamic range radiance maps from photographs [C]//Proceedings of ACM Siggraph. New York: ACM Press, 1997: 369-378.
- [15] Sen P, Chen B, Garg G, et al. Dual photography [J]. ACM Transactions on Graphics, 2005, 24(3): 745-755.

Real-time drawing technique for textured surface based on multi-projector system

CHEN Feng^{1,2}, LIU Yue^{*1,2}, WANG Yongtian^{1,2}

(1. School of Optoelectronics, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Beijing Engineering Research Center for Mixed Reality and Advanced Display, Beijing 100081, China)

Abstract: With the development of the hardware performance of projectors and techniques on computer graphics, projections are used on more common surfaces so as to provide vivid and shocking visual effects. A new method that employed multi-projector system and interactive flat devices to modify the appearance of textured surface in real-time was introduced. On the basis of analyzing the color modeling of the system, an algorithm which recovered radiometric parameters and distributed the projection energy properly was presented. Efficient interactive-rendering pipelines were developed to insure that newly designed patterns could be projected on surface of objects without geometry and radiometric distortions. Experimental results show that the proposed method could improve the system accuracy of compensation while enlarging the system intensity range. Interaction, drawing and rendering modules of the system work synchronously to compensate the target appearances in real-time.

Key words: radiometric compensation; color coupling; mobile interaction; multi-projector system; real-time drawing

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0180

非晶带材磁性卷取辊吸附特性数值模拟



宋言明, 杨洋*

(北京航空航天大学 机械工程与自动化学院, 北京 100191)

摘 要: 卷取辊(TUR)是非晶带材自动化生产线中的一个关键部件,卷取辊的起卷效率决定带材质量及生产效率.由于起卷过程中非晶带材运行线速度较高且受到不同的阻力,卷取辊需要提供足够的吸附力用来满足不同的阻力条件.根据带材生产工艺需求,设计出钕铁硼(NdFeB)永磁吸附型磁性卷取辊结构.利用有限元方法对不同起卷卷取步骤中的磁吸附特性进行分析,得到了磁性卷取辊在不同气隙下各个方向上的磁吸附力变化趋势云图和磁场分布.计算结果表明,气隙小于30 mm时,在给定的空间范围内,磁性卷取辊磁吸附力能够克服各个阻力完成起卷卷取过程.最终,通过现场实验验证了不同气隙下的最大磁吸附力与仿真结果变化趋势一致.

关 键 词: 非晶带材; 永磁铁; 卷取辊; 吸附力; 气隙

中图分类号: V19; TF33

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0472-07

非晶带材以其优异的磁性能和物理特性被广泛地应用于电气行业和航空航天行业中^[1-3].非晶带材是由熔融状态的合金液通过快速冷却凝固的方法制成的,冷却速度可以达到 $10^6\text{ }^\circ\text{C/s}$ ^[4-5],其厚度为 $25\sim 35\text{ }\mu\text{m}$ ^[6].非晶带材自动生产线主要由合金熔炼部分、制带部分和自动卷取部分组成.卷取辊是自动卷取部分的核心部件,其主要作用是在高速运行状态下对非晶带材进行高速起卷和同步卷取,起卷成功率决定了生产线的生产效率.非晶带材工业化制取生产过程的线速度为 30 m/s 左右^[7],采用何种吸附方式达到高速起卷目的是卷取辊设计过程中的一个关键问题.

目前,非晶带材起卷方式为负压吸附方式,此吸附起卷方式噪声大、功耗高、成功率和生产效率较低.由于非晶带材是一种软磁金属材料^[8],可以采用磁力吸附方式实现卷取辊对非晶带材的吸附作用.近年来,磁力吸附方式被广泛地应用于爬

壁机器人和管道机器人中^[9-11],磁吸附力能够为机器人本体提供足够附着力.永磁电机^[12-13]及磁力轴承^[14-15]是利用磁场力支承载荷或悬浮转子的一种支承形式,在高速运行状态下具有较高的稳定性.由于磁场力具有较高的可靠性和稳定性,在非晶带材自动化生产线用卷取辊结构设计中,采用磁性卷取辊吸附实现非晶带材起卷的方式是可行的.

本文通过对非晶带材生产工艺及薄带起卷过程进行受力分析,设计出永磁型磁性卷取辊结构.利用有限元方法建立不同起卷卷取模型分析磁性卷取辊的吸附特性,得到卷取辊的磁吸附力变化及磁场分布状态.最终,通过实验对比验证数值模拟的可靠性.同时,模拟实验证明磁性卷取辊能够达到自动化起卷的要求.

1 非晶带材起卷卷取条件

图1所示为非晶带材制备及卷取过程示意

收稿日期: 2014-04-03; 录用日期: 2014-04-22; 网络出版时间: 2014-05-12 11:02

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0180.html

作者简介: 宋言明(1981—),男,山东招远人,博士生, sym0823@163.com

* 通讯作者: 杨洋(1962—),男,陕西岐山人,教授, yang_mech@buaa.edu.cn, 主要研究方向为自动机械装备设计与控制.

引用格式: 宋言明, 杨洋. 非晶带材磁性卷取辊吸附特性数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 472-478.

Song Y M, Yang Y. Numerical simulation of adsorption characteristics of magnetic take-up roll for amorphous ribbon[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 472-478 (in Chinese).

图,非晶带材的制备和自动卷取设备主要由中频炉、漏钢包、冷却铜辊、剥离喷嘴、卷取辊等组成。

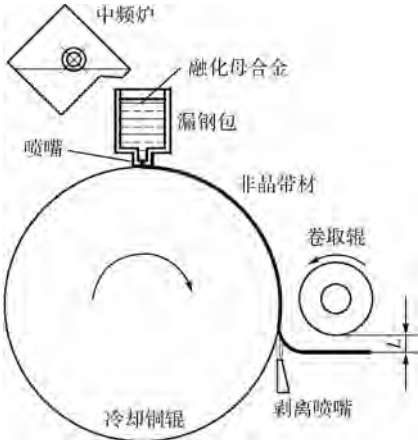


图 1 非晶带材制备及卷取过程示意图
Fig. 1 Schematic of preparation and take-up process of amorphous ribbon

融化状态的合金母液从中频炉倒入保温状态下的漏钢包;合金母液通过漏钢包底部的喷嘴喷射到高速旋转的冷却铜辊表面,瞬间凝固成固态非晶带材;成型的非晶带材与冷却铜辊同步旋转到剥离喷嘴位置时,剥离喷嘴喷射的高压气体将成型非晶带材从冷却铜辊表面剥离,非晶带材沿水平方向飞出,改变高压气体的压力可以改变非晶带材与卷取辊之间的间隙距离(L);同时,卷取辊需要瞬间将高速飞出的非晶带材起卷并同步卷取。

卷取辊需要提供足够的吸附力才能够达到瞬间起卷目的。非晶带材起卷卷取过程主要由两个步骤组成:①非晶带材与冷却铜辊分离后接近卷取辊,受卷取辊吸附过程;②非晶带材吸附到卷取辊表面并与卷取辊同步转动过程。

1.1 非晶带材受磁性卷取辊吸附条件

图 2 所示为第一吸附步骤受力分析图,其中 ω 为卷取辊转速。非晶带材在与冷却铜辊分离后,沿水平方向以速度 v 向前移动,取带材微元 dl 作为研究对象,其主要受到卷取辊的磁吸附力 dF_m ,重力 dG ,卷取辊转动产生的气流作用力 dF_p 。当

作用在非晶带材上的合力 F 满足式(1),非晶带材能够靠近卷取辊表面并吸附到其表面。

$$F = \int dF_m - \int dF_p - \int dG > 0 \quad (1)$$

1.2 非晶带材与卷取辊同步转动不分离条件

当非晶带材受力满足式(1)被吸附到卷取辊表面与卷取辊同步转动时,带材微元 $d\theta$ 在转动过程中主要受到卷取辊的磁吸附力 dF_m ,离心力 dF_c 和重力 dG 的影响,第二吸附步骤受力分析图如图 3 所示。

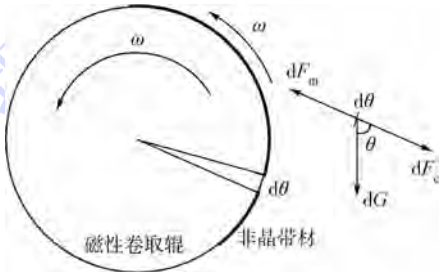


图 3 第二吸附步骤受力分析图
Fig. 3 Force analysis image of the second adsorption step

当作用在非晶带材上的合力 F 满足式(2)时,非晶带材与卷取辊能够实现同步转动而不被甩出脱离卷取辊。

$$F = \int dF_m - \int dF_c - \int \cos \theta dG > 0 \quad (2)$$

式中

$$F_c = \int_0^\theta \rho W t R^2 \omega^2 d\theta \quad (3)$$

其中, θ 为带材包覆圆周角度; ρ 为非晶带材密度; W 为非晶带材宽度; t 为非晶带材厚度; R 为卷取辊半径。

在磁性卷取辊的吸附起卷过程中,当磁吸附力满足式(1)和式(2)条件时,卷取辊才能够顺利实现高速起卷卷取的功能。

2 磁性卷取辊结构及参数

磁性卷取辊主要由卷辊本体、边压环、中压环、螺钉和永磁铁组成,磁性卷取辊结构示意图如图 4 所示。为便于装配,每 3 段弧形边压环共同组成一整圈边压环(与中压环结构相同),通过螺钉压紧边压环将永磁铁固定于卷辊本体的凹槽内。

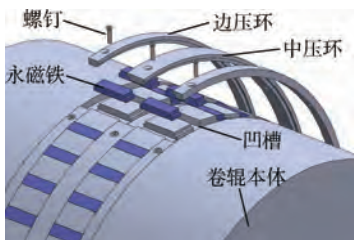


图 4 磁性卷取辊结构示意图
Fig. 4 Structure schematic of magnetic take-up roll

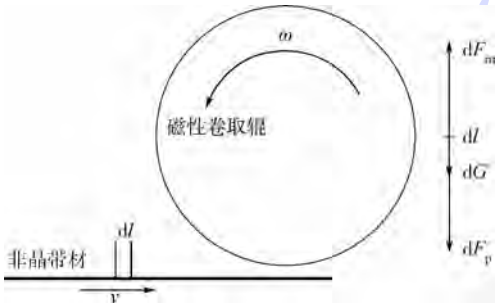


图 2 第一吸附步骤受力分析图
Fig. 2 Force analysis image of the first adsorption step

永磁铁采用具有高磁能积的钕铁硼 (NdFeB) 永磁材质;卷辊本体及边压环、中压环采用 20 碳素结构钢材质. 磁性卷取辊结构参数如表 1 所示.

表 1 磁性卷取辊结构参数

Table 1 Structure parameters of magnetic take-up roll	
参数	数值
磁性卷取辊外径	350
两排永磁铁中心面间距离	50
永磁铁长度	32
永磁铁宽度	10
永磁铁厚度	6

3 计算模型

根据所设计的磁性卷取辊结构,采用有限元分析方法,利用 Ansoft Maxwell 磁场分析软件对不同位置及气隙下非晶带材受到磁性卷取辊的吸附特性进行分析.

3.1 分析模型及参数

为了研究磁性卷取辊的吸附特性,选取非晶带材样品尺寸(长×宽×厚)为 150 mm×30 mm×0.03 mm,分别建立不同起卷卷取步骤的分析模型:

1) 通过初步实验验证,非晶带材主要受到磁性卷取辊下方 10 块永磁铁的吸附作用. 将磁性卷取辊简化,并假设非晶带材在吸附过程中不发生弯曲变形. 图 5 所示为第一吸附步骤简化模型示意图,在第一吸附步骤中,非晶带材与卷取辊相对运动,把非晶带材某时刻进入到卷取辊范围的位置作为坐标系原点 O ,简化卷辊本体绕 O_1O_2 轴转动,非晶带材沿 x 向行进. 非晶带材进入卷取辊范围时, z 向位置同样会影响卷取辊的吸附特性.

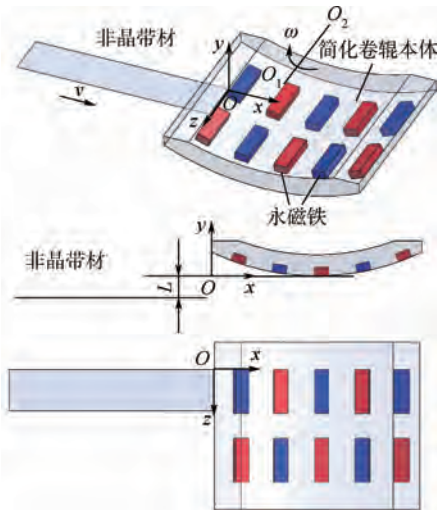


图 5 第一吸附步骤简化模型示意图

Fig.5 Simplified model schematic of the first adsorption step

2) 第二吸附步骤中,非晶带材吸附在卷取辊表面并与卷取辊以相同转速绕 O_1O_2 轴转动. 第二吸附步骤简化模型示意图如图 6 所示.

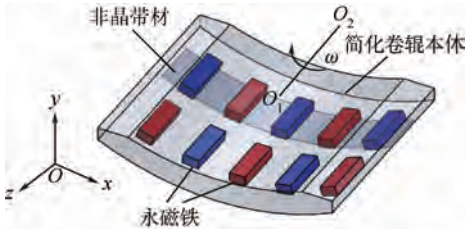


图 6 第二吸附步骤简化模型示意图

Fig.6 Simplified model schematic of the second adsorption step

3.2 边界条件及网格划分

非晶带材沿 x 向行进线速度 $v = 27 \text{ m/s}$;卷取辊角速度 $\omega = 154.4 \text{ rad/s}$;对不同位置的永磁体建立各自独立子坐标系,以便设置永磁体磁极方向指向或背离卷取辊轴线方向;永磁体矫顽力 $H_{cb} = -880 \text{ kA/m}$,剩磁 $B_r = 1.18 \text{ T}$;为减少计算量,添加距离卷取辊周边 500 mm 处为无穷远边界条件.

对指定物体边界内指定剖分规则划分各自网格并进行求解器设置,进行卷取辊磁吸附特性计算.

4 结果与分析

4.1 第一吸附步骤磁性卷取辊吸附特性

以气隙 $L = 1 \text{ mm}$ 为例,非晶带材沿 x 向行进所产生的 x, y, z 向磁吸附力变化情况,如图 7 所示. 不同气隙下的磁性吸附力分布除数值大小不同外,分布趋势与图 7 相同.

由图 7(a)可以看出,非晶带材以速度 v 经过磁性卷取辊时,由于磁感应强度及重合面积的增大,沿 x 向磁吸附力 (F_{mx}) 首先增大到达峰值;当卷取辊与非晶带材重合时,由于吸附结构对称效应, x 向磁吸附力减小并降为 0;当非晶带材远离磁性卷取辊时,由于磁场对非晶带材反向作用出现磁吸附力反向增大至峰值;由于重合面积进一步减小,磁吸附力随之减小直至非晶带材彻底离开磁场的作用范围吸附力降为 0.

图 7(b)为非晶带材受到 y 向的磁吸附力 (F_{my}) 曲面图. 可以看出,随着 x 向行进值的增大,磁吸附力总体呈现先增长后减小的趋势. 在 z 向位置不变的情况下,最大磁吸附力出现在非晶带材与简化卷辊重合的位置. 总体上,磁吸附力呈现出以对称面 ($z = 26 \text{ mm}$,与 zy 坐标面平行面) 对称分布.

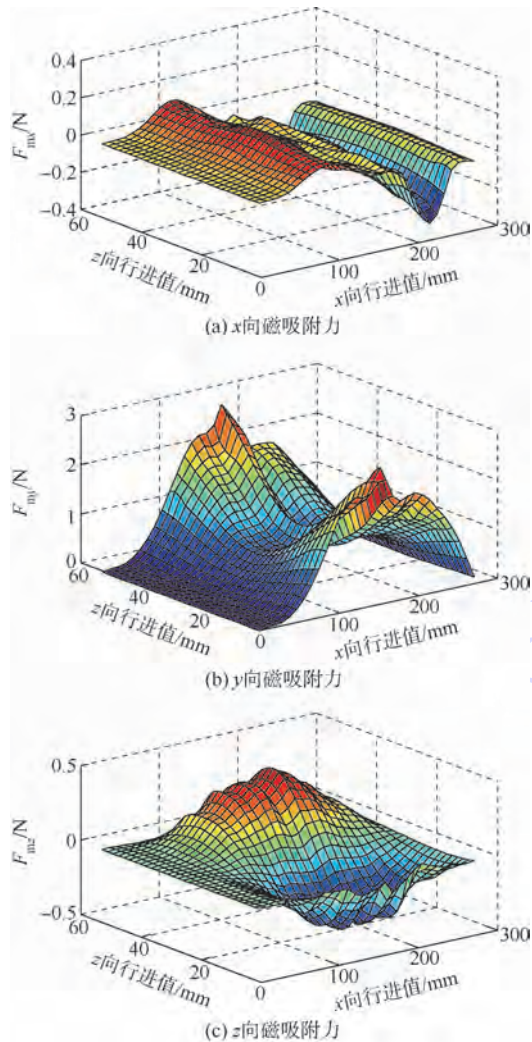


图7 非晶带材受磁吸附力变化图($L=1\text{ mm}$)
Fig. 7 Variation image of magnetic adsorption force on amorphous ribbon($L=1\text{ mm}$)

在不同位置下 z 向磁吸附力(F_{mz})如图7(c)所示,随着 z 值增大呈现出先增长后减小现象,到达对称面后,吸附力出现反向增长再减小的过程.这与所设计卷取辊结构的对称性有关.

由于靠近双排永磁铁中间位置处磁场强度较弱,此处 x,y,z 向磁吸附力较小.同时可以看出,在相同位置下 y 向的磁吸附力远大于 x,z 向的值, y 向吸附力在吸附过程中起到了主导作用.

图8所示为第一吸附过程磁感应场强度分布($L=1\text{ mm}$),离永磁体较近的非晶带材部位磁感应强度高于带材尾部的磁感应强度;永磁体附近的磁感应强度明显高于非晶带材表面的磁感应强度.

卷取辊高速旋转对周围的空气扰动产生对非晶带材的气流作用力,采用CFD(Computational Fluid Dynamics)方法^[16-17]对卷取辊周围流场进行计算(过程省略).图9为 $L=1\text{ mm}$ 时,不同 x 向

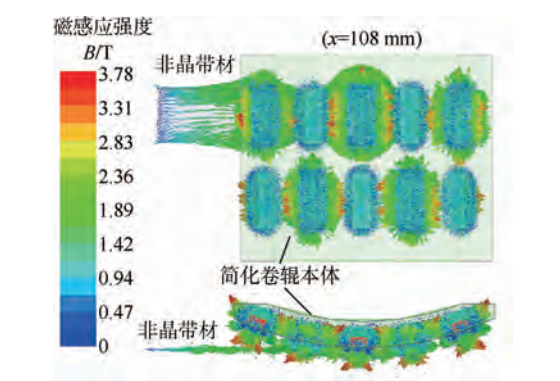


图8 第一吸附过程磁感应场强度分布($L=1\text{ mm}$)
Fig. 8 Magnetic flux density distribution of the first adsorption step($L=1\text{ mm}$)

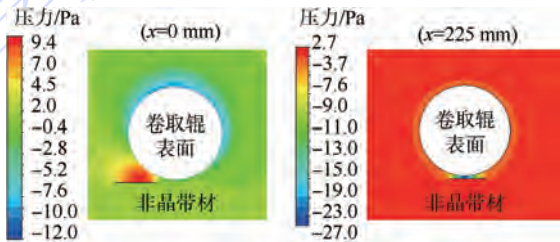


图9 不同 x 向行进距离下的流场压力场分布($L=1\text{ mm}$)
Fig. 9 Pressure field distribution of flow field under different x -direction distances($L=1\text{ mm}$)

行进距离下的流场压力场分布.可以看出,非晶带材进入卷取辊吸附范围初期时,带材上表面压力高于带材下表面压力从而产生向下的推力;当非晶带材行进到卷取辊正下方时,卷取辊与非晶带材之间产生负压力,从而对带材产生了向上的吸力,增大了卷取辊的吸附作用,利于起卷卷取.

通过卷取辊周围压力场分布情况可以计算出作用在非晶带材表面的气流作用力(F_p),图10所示为气隙 $L=1\text{ mm}$ 时,非晶带材表面气流作用力分布(正值为力方向向下,负值为力方向向上).

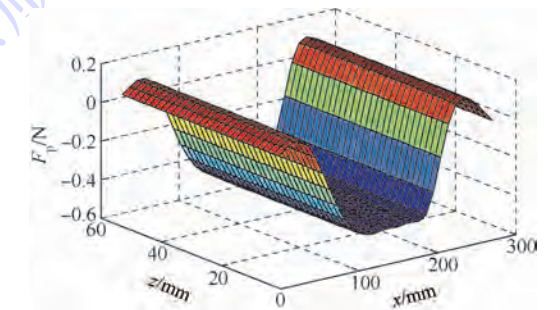


图10 非晶带材表面气流作用力分布($L=1\text{ mm}$)
Fig. 10 Air pressure force distribution on surface of amorphous ribbon($L=1\text{ mm}$)

根据式(1)可以计算出作用在非晶带材表面的合力 F .图11所示为气隙 $L=1\text{ mm}$ 时,非晶带

材的合力分布(其他气隙合力分布略),根据合力分布情况可以推断出磁性卷取辊在此气隙下的某区间范围内能否顺利地完成第一起卷步骤.

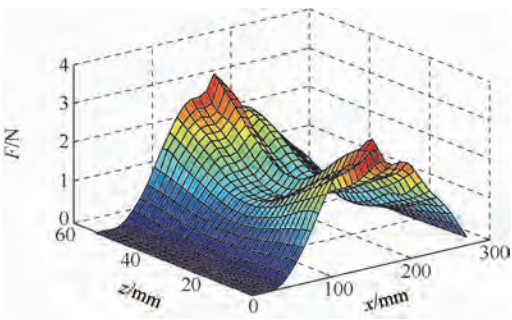


图 11 非晶带材合力分布 ($L = 1\text{ mm}$)
Fig. 11 Total force distribution on amorphous ribbon ($L = 1\text{ mm}$)

通过对各气隙下作用在非晶带材上的合力计算分析,结果表明:气隙小于 30 mm 时,在图 5 中给出的空间坐标中, x 向大于 25 mm , z 向 $0 \sim 52\text{ mm}$ 的区间范围内,磁性卷取辊对非晶带材的磁吸附力满足式(1)的要求.

4.2 第二吸附步骤磁性卷取辊吸附特性

第二吸附步骤磁感应强度分布如图 12 所示.可以看出,非晶带材在靠近永磁铁周围形成感应磁场,最大磁感应强度为 4.05 T .

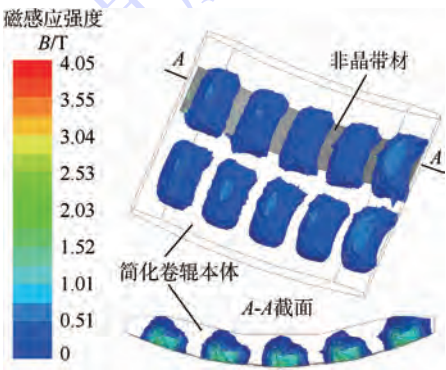


图 12 第二吸附步骤磁感应强度分布
Fig. 12 Magnetic flux density distribution of the second adsorption step

在此步骤中,不同 z 向位置下第二吸附步骤磁吸附力变化曲线如图 13 所示.可以看出,当 $z = 0$ 时,非晶带材覆盖在永磁铁表面,此时磁感应强度最大,磁吸附力最大为 10.1 N ;当 $z = 26\text{ mm}$ 时,此时磁感应强度较弱,磁吸附力最小为 4.85 N ;当 z 向值逐渐增加时,磁性卷取辊对薄带的吸附力逐渐增大.计算得到非晶带材在高速转动时产生的离心力为 4.41 N ,重力为 0.011 N .因此,在第二吸附步骤中,磁性卷取辊产生的磁吸附力能够满足式(2)的要求.

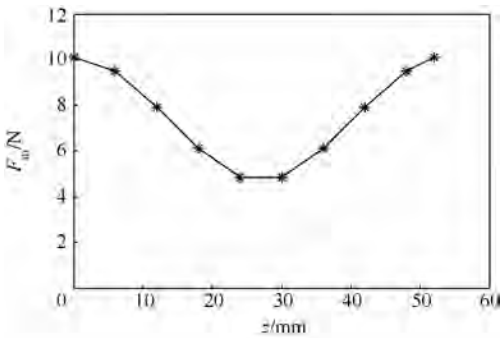


图 13 不同 z 向位置下第二吸附步骤磁吸附力变化曲线

Fig. 13 Magnetic adsorption force variation curves with different z -direction locations of the second adsorption step

通过模拟计算结果可以清楚地看出,卷取辊在给定的空间区间范围内能够达到起卷条件式(1)和式(2)的要求.

5 实验验证

由于非晶带材相对于卷取辊的位置点众多, x, z 向磁吸附力对带材的吸附影响较小,实验仅对 y 向磁吸附力进行实验验证.实验系统在非晶带材生产现场搭建,主要由磁性卷取辊、卷取机、力传感器、传感器支架、样品托板、PC 及 A/D 转换器组成,如图 14 所示.为了排除其他元器件对磁场的干扰,样品托板及力传感器采用铝合金及不锈钢制品.非晶样品通过厌氧结构胶粘贴在样品托板上.

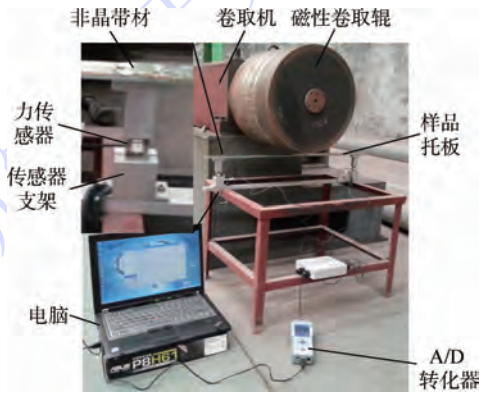


图 14 磁吸附力实验系统

Fig. 14 Magnetic adsorption force test system

实验过程中,样品托板及非晶样品固定,卷取机水平移动同时磁性卷取辊转动.改变样品托板与磁性卷取辊下方的距离即改变不同的气隙距离.实验测得 $z = 1\text{ mm}$ 时,不同气隙下的 y 向最大磁吸附力 (F_{ymax}) 如图 15 所示.可以看出, $z = 1\text{ mm}$ 时,由于受到气隙增大造成磁性卷取辊空间磁感应强度减小的影响,磁吸附力随气隙的增大

而减小;由于磁性卷取辊高速转动时产生扰动气流以及实际永磁铁与卷辊本体装配间隙产生漏磁效应,造成了实验值小于模拟值,但是总体趋势是相同的.实验值与模拟值的最大相对误差出现在气隙 $L = 1\text{ mm}$ 时,二者的相对误差为 10%.

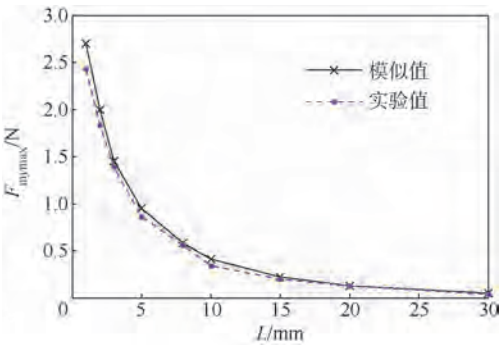


图 15 不同气隙下的 y 向最大磁吸附力 ($z = 1\text{ mm}$)

Fig. 15 Maximum magnetic adsorption force in y -direction with different air gaps ($z = 1\text{ mm}$)

为了验证所设计的磁性卷取辊符合生产工艺要求,进行起卷卷取成功率实验,磁性卷取辊成功率实验装置如图 16 所示.电机驱动两滚轮转动从而输送非晶带材向磁性卷取辊方向行进,带材输送速度为 27 m/s .辅助支撑板起到过渡及支撑作用并能够明显地提升起卷的成功率.通过效率实验,当气隙距离小于 20 mm 时,磁性卷取辊能够达到 100% 的起卷成功率;当气隙距离在 $20 \sim 30\text{ mm}$ 范围内,起卷成功率随气隙距离增大而急剧下降;当气隙距离大于 30 mm 时,磁性卷取辊无法实现起卷的功能.

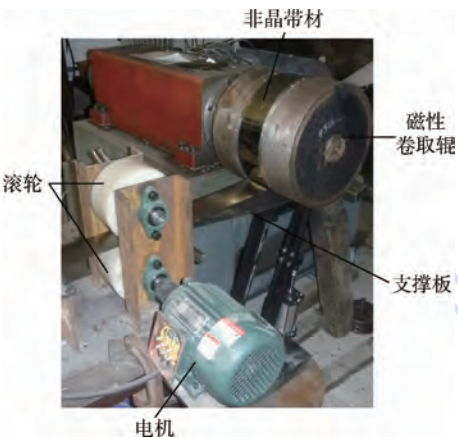


图 16 磁性卷取辊成功率实验装置

Fig. 16 Efficiency test facility of magnetic take-up roll

6 结 论

本文的研究为非晶带材高速卷取提供了重要的数值模拟和实验方法,通过对简化吸附模型进行有限元数值模拟和实验得到以下结论:

- 1) 当气隙范围小于 30 mm 时,在给定的空间坐标范围内,磁吸附力大于起卷过程中的阻力.
- 2) 在第二吸附步骤中产生的磁吸附力相对于卷取辊对称面呈对称分布.
- 3) 实验与数值模拟方法测得不同气隙下的 y 向最大磁吸附力的变化趋势相同,二者的最大相对误差为 10%.

参考文献 (References)

- [1] Ishikawa K, Seki Y, Kita K, et al. Hydrogen permeation in rapidly quenched amorphous and crystallized $\text{Nb}_{20}\text{Ti}_{40}\text{Ni}_{40}$ alloy ribbons [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2011, 36 (2): 1784-1792.
- [2] Satyajeet S. Amorphous phase formation in mechanically alloyed Fe-based systems [D]. Florida: University of Central Florida, 2008.
- [3] 王绪威,刘广玉.非晶态合金压力敏感元件和传感器[J].航空学报,1988,9(4):115-122.
Wang X W, Liu G Y. Amorphous alloy pressure sensors and transducers[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1988, 9(4): 115-122 (in Chinese).
- [4] Nicholas D. Amorphous metals in electric-power distribution applications[J]. Materials Research Society, 1998, 23(5): 50-56.
- [5] 刘峰,张晋渊,张珂,等. $\text{Fe}_{83}\text{B}_{17}$ 非晶带材冷却速率的量化与表征[J]. 西安工业大学学报, 2010, 30(1): 34-60.
Liu F, Zhang J Y, Zhang K, et al. The cooling rate quantification and characterization of $\text{Fe}_{83}\text{B}_{17}$ amorphous ribbon [J]. Journal of Xi'an Technological University, 2010, 30 (1): 34-60 (in Chinese).
- [6] Li D, Zhuang J, Liu T, et al. The pressure loss and ribbon thickness prediction in gap controlled planar-flow casting process[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2011, 211 (11): 1764-1767.
- [7] Zhang H W, Zhang W Y, Yan A, et al. The hard magnetic properties of nanocomposite $\text{Nd}_{3.6}\text{Pr}_{5.4}\text{Fe}_{83}\text{Co}_3\text{B}_5$ ribbons prepared by melt spinning [J]. Materials Science and Engineering A-Structural Materials Properties Microstructure and Processing, 2001, 304: 997-1000.
- [8] Keyvanaraa A, Gholamipour R, Mirdamadi S, et al. Effect of quenching wheel speed on the structure, magnetic properties and magnetoimpedance effect in $\text{Co}_{64}\text{Fe}_4\text{Ni}_2\text{B}_{19-x}\text{Si}_8\text{Cr}_3\text{Al}_x$ ($x = 0, 1$ and 2) melt-spun ribbons [J]. Journal of Magnetism and Magnetic Materials, 2010, 322 (18): 2680-2683.
- [9] 桂仲成,陈强,孙振国.多体柔性永磁吸附爬壁机器人[J].机械工程学报,2008,44(6):177-182.
Gui Z C, Chen Q, Sun Z G. Wall climbing robot employing multi-body flexible permanent magnetic adhesion system [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2008, 44(6): 177-182 (in Chinese).
- [10] Shen W M, Gu J, Shen Y J. Proposed wall climbing robot with permanent magnetic tracks for inspecting oil tanks [C]//IEEE-International Conference on Mechatronics & Automation, 2005, 4: 2072-2077.
- [11] Md R A M Z, Khairul S M S. Development of a low cost small

- sized in-pipe robot [J]. *Procedia Engineering*, 2012, 41: 1469-1475.
- [12] Guo H, Wang W, Xing W, et al. Design of electrical/mechanical hybrid 4-redundancy brushless DC torque motor [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2010, 23(2): 211-215.
- [13] Yan H S, Wang H, Liu J Y. Structural synthesis of novel integrated DC gear motors [J]. *Mechanism and Machine Theory*, 2006, 41(11): 1289-1305.
- [14] 房建成, 孙津济. 一种磁悬浮飞轮用新型永磁偏置径向磁轴承 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2006, 32(11): 1304-1307.
- Fang J C, Sun J J. New permanent magnet biased radial magnetic bearing in magnetic suspending fly wheel application [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2006, 32(11): 1304-1307 (in Chinese).
- [15] 刘虎, 房建成. 新型永磁偏置轴向磁轴承的磁力特性 [J]. *机械工程学报*, 2010, 46(8): 167-174.
- Liu H, Fang J C. Magnetic force characteristics of a novel permanent magnet biased axial magnetic bearing [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2010, 46(8): 167-174 (in Chinese).
- [16] 陈亮, 梁国柱, 邓新宇, 等. 贮箱内低温推进剂汽化过程的 CFD 数值仿真 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2013, 39(2): 264-268.
- Chen L, Liang G Z, Deng X Y, et al. CFD numerical simulation of cryogenic propellant vaporization in tank [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 39(2): 264-268 (in Chinese).
- [17] 冯德利, 招启军, 徐国华. 基于 CFD 方法的直升机前飞状态配平分析 [J]. *航空学报*, 2013, 34(10): 2256-2264.
- Feng D L, Zhao Q J, Xu G H. Trim analysis of helicopter in forward flight based on CFD method [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(10): 2256-2264 (in Chinese).

Numerical simulation of adsorption characteristics of magnetic take-up roll for amorphous ribbon

SONG Yanming, YANG Yang*

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

Abstract: Take-up roll (TUR) is a key component in amorphous ribbon automatic production line. Take-up rate of TUR determines the ribbon quality and production rate. Because the line speed of amorphous ribbon in the ribbon process is fast and the amorphous ribbon suffers from different resistance, TUR should generate enough adsorption force to overcome the different resistance conditions. According to the requirements of ribbon production process, the structure of magnetic TUR with NdFeB permanent magnet was proposed. The finite element method was used to analyze magnetic adsorption characteristics in different ribbon steps. The magnetic adsorption force contour and magnetic field distribution were obtained along different axes under different air gaps. The calculation results show that the magnetic TUR can supply enough adsorption force to take up the ribbon when air gap is smaller than 30 mm in specification range. Finally, the maximum magnetic adsorption force under different air gaps were measured by spot tests. It is verified that the test result is consistent with the simulation result.

Key words: amorphous ribbon; permanent magnet; take-up roll; adsorption force; air gap

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0206



刀具编码的激光自适应标刻技术

徐琅¹, 何卫平², 万敏^{*1}, 李卫东¹, 雷蕾²

(1. 北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100191; 2. 西北工业大学 机电学院, 西安 710072)

摘 要: 针对激光标刻刀具编码时出现的标刻效率低、标刻质量不稳定、危害工人身体等问题,提出了一种自适应标刻技术. 设计了特定结构的输送机和 V 型块,配合光电开关的检测功能实现自适应传送刀具;设计了使不同刀具在抓取后轴线处在同一位置的机械手爪,以保证不同刀具端面都能快速定位到激光头标刻区域;利用机械手的快速移动,采用了光电开关辅助对焦来提升对焦的速度和精度. 在这 3 项关键技术支持下,完成了整个方案的设计. 样机的测试结果表明,相比传统标刻方式,自适应标刻技术能将标刻效率提升 4 倍以上,保证标刻编码质量稳定可靠,实现无人化标刻.

关键词: 激光标刻; 刀具; 编码; 自适应; 无人化

中图分类号: TP273.2

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0479-06

刀具是制造企业生产中的核心资源,对刀具的追踪管理是企业信息化管理的重要环节. 为了实现刀具信息能自动准确进行采集,提高刀具管理效率,越来越多企业开始采用激光标刻的编码对刀具进行管理^[1-2]. 具体做法是,使用激光标刻机对每把刀具的端面和柱面分别标刻包含该刀具身份信息的二维码和明码,通过识读设备自动获取刀具二维码信息,并以明码信息辅助进而形成双保险,实现对刀具的全生命周期追踪管理^[3-4].

然而传统激光标刻方式存在诸多缺陷. 其过多的人为操作过程极大影响了刀具标刻效率,尤其在对焦阶段,工人必须不断调整刀具位置来进行打标试验以选择标刻时产生火花最大时的刀具位置作为刀具标刻面对焦位置,该过程需花费大量时间. 同时,由于是否对焦全凭人眼判断,对焦的不准确带来了标刻质量不稳定的问题. 此外,操作工人的身体特别是眼睛不可避免地受到了激光辐射伤害.

近年来,国内外学者在激光标刻机控制系统改进和标刻参数优化方面有很多研究成果^[5-13]. 其中,秦应雄等^[5]和杨泽光^[6]通过优化控制算法对激光标刻机的控制系统进行了改进,提高了激光标刻机的标刻效率. 邱化冬等^[11]、郭永强等^[12]和 Shidida 等^[13]通过试验研究的方法得到了一些材料激光标刻时的优化标刻参量. 这些研究对提高激光标刻机的标刻效率及标刻质量有一定帮助,但是它们都未考虑人为操作对标刻过程产生的负面影响,工人身体受到的激光辐射伤害也一直被忽视.

为克服人为操作对标刻过程的负面作用,保护工人身体,有研究者开发出了一种激光飞动标刻系统并开展了相关研究^[14-15]. 激光飞动标刻与激光静止标刻不同之处是工作台由原来的固定工作台变成了循环运动的传送带,多了一个用于检测工件运动的光电探测器. 当工件随着传送带传送到激光头下方时,探测器能够检测到工件并发

收稿日期: 2014-04-15; 录用日期: 2014-05-21; 网络出版时间: 2014-09-10 16:10

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0206.html

基金项目: 西北工业大学研究生创业种子基金资助项目(Z2011063)

作者简介: 徐琅(1988—),男,江西临川人,博士生,18310980159@163.com

* 通讯作者: 万敏(1962—),男,江西南昌人,教授,mwan@buaa.edu.cn,主要研究方向为板料塑性成形技术及应用.

引用格式: 徐琅, 何卫平, 万敏, 等. 刀具编码的激光自适应标刻技术[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 479-484.

Xu L, He W P, Wan M, et al. Self-adaptive laser marking technology for marking code on tool[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 479-484 (in Chinese).

送信号指示激光器进行标刻. 激光飞动标刻可实现对批量工件的自动标刻,效率较高,但是它无法自适应对焦,所以每次只能对同一型号的批量工件进行标刻. 此外,它只能对工件的一个工位进行标刻. 对需要进行刀具管理的企业而言,它们要标刻的刀具往往具有不同规格,且需要在刀具 2 个工位上进行标刻,所以激光飞动标刻还不能解决目前企业在刀具标刻中存在的问题.

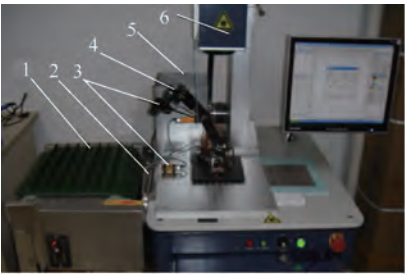
针对以上情况,本文提出了一种刀具编码的激光自适应标刻技术,以实现批量不同规格刀具 2 个工位编码的高效、高质量、无人化标刻.

1 基本装置及工作原理

为了提高标刻效率并实现无人化,首先确定使用机械手代替人手功能. 机械手可以夹持刀具到指定位置进行标刻,通过其手爪的转动,还能实现刀具端面 and 柱面 2 个标刻面的快速切换,所以机械手可以看作是一个智能夹具. 相对于传统标刻方式的两次装刀,机械手只需要一次装刀即可. 而对于对焦过程,考虑选用限位装置来辅助实现刀具标刻面的快速精确对焦.

企业中需要标刻的刀具往往是批量的,标刻时必须逐把标刻,如果刀具被摆放在不同位置等待机械手抓取,复杂性将很高. 因此,可将待标刻刀具依次运送到同一位置等待抓取.

最终,综合使用输送机、V 型块、光电开关、机械手和收刀箱等装置(装置示意图见图 1)来实现对刀具的自动传送、自动抓取、自动标刻和自动收集这一整套过程.



1—输送机; 2—V型块; 3—光电开关;
4—机械手; 5—收刀箱; 6—激光头.

图 1 装置示意图

Fig. 1 Schematic of device

整个系统的工作原理如下:首先由输送机向 V 型块传送刀具,当刀具传送至 V 型块上后,触发图 1 中靠下的光电开关发出信号,令输送机停止运动,同时指示空载的机械手进行取刀. 机械手取走刀具后,会再次触发该光电开关发出信号使输送机运动,将下一把刀具传送至 V 型块上. 取

走刀具的机械手将运动到激光头正下方,接着向上运动直至触发图 1 中靠上的辅助对焦的光电开关. 该光电开关发出信号指示机械手停止运动,同时激光器开启标刻,标刻结束后激光器发出标刻结束信号令机械手夹持刀具转动到另一个工位,随后机械手再次向上运动触发光电开关,和之前一样,机械手停止运动,激光器再次进行标刻. 第 2 次标刻结束后,标刻结束信号指示机械手开始下一步运动,即移动到收刀箱上方,并松开手爪将刀具放入收刀箱中,之后机械手沿固定路径返回初始位置. 此时,由于下一把刀具已装载,而机械手属于空载,光电开关的取刀信号将使机械手又重复取刀等一系列过程,直至将所有刀具标刻完为止.

2 关键技术

激光自适应标刻技术针对的刀具是制造企业中最常见的刀具,这类刀具的规格如下:直径 6 ~ 25 mm,长度 50 ~ 250 mm,质量 17 ~ 1 400 g.

激光自适应标刻技术由多项子技术组成,其中自适应送刀技术、刀具端面快速定位技术和刀具标刻面快速精确对焦技术最为关键.

2.1 自适应送刀技术

自适应送刀技术是指将刀具逐把自动传送到指定位置以等待机械手抓取的技术.

考虑到刀具需在指定位置处放置平稳且便于抓取,选取了 V 型块作为装载装置,并在其一侧设计了方形槽,使机械手能方便地伸入槽中抓取刀具. 根据刀具的大小规格,设计了 V 型块的尺寸,如图 2 所示. 所设计的 V 型块一方面保证了不同直径、不同长度的刀具均能平稳装载,另一方面确保了机械手具有足够的取刀空间.

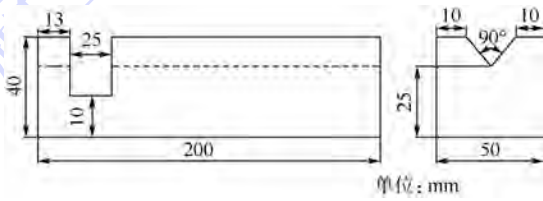


图 2 V 型块尺寸

Fig. 2 Dimension of V-block

为了让刀具能自动装载到 V 型块上,需选用一定的传送装置. 往传送装置上放置刀具时,单次可放置量越大,需要工人往其上放置刀具的次数就越少,整个系统效果就越好. 同时,刀具传送到 V 型块上的过程需足够平稳. 基于以上考虑,采用了输送机作为传送装置,并对其上的传送带设计了挡板结构以分离各刀具. 刀具传送原理如

图 3 所示,随着传送带的运动,刀具将顺着传送带上的挡板平稳地滚落到 V 型块上。

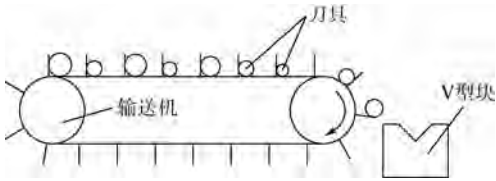


图 3 刀具传送原理
Fig. 3 Principle of tool delivery

根据刀具的规格,完成了对输送机机架、传送带和传动滚筒的尺寸设计,以及输送机驱动电机的选型。在完成装置机械部分的设计后,需要使装置满足一定控制功能。

由于每次标刻都是针对一把刀具,输送机向 V 型块传送刀具时必须单把传送。这就要求输送机具有一定自适应性,即当 V 型块上有刀具时,输送机停止,而 V 型块上没有刀具时,输送机运动。根据以上分析,V 型块上有无刀具这一信息必须进行检测并反馈给输送机。同时,该信息还需反馈给机械手,以指示其是否可以取刀。

对固定位置处物体进行检测常用的方法有接触式行程开关检测法和光电开关检测法^[16]。相比之下,光电开关检测是无接触检测,不会影响机械手取刀,故选用了光电开关检测法。光电开关能根据其发射头前方有无物体,输出高、低 2 种不同电平信号。根据该特点,安装时将光电开关发射头正对方形槽中刀具位置放置(如图 1 所示),以实现刀具检测。

光电开关产生输出信号后,需要控制器接收并由它根据信号对输送机和机械手进行控制。该控制需求简单,本文选用了单片机作为控制器。

自适应送刀工作流程如图 4 所示。



图 4 自适应送刀工作流程
Fig. 4 Workflow of self-adaptive tool delivery

2.2 刀具端面快速定位技术

由于激光标刻机的激光头标刻区域固定,所以机械手在 V 型块上取走刀具后,必须首先保证刀具标刻面能快速定位到激光头的标刻区域。相对柱面而言,刀具端面面积更小,实现其快速定位尤为关键。

考虑到激光头标刻区域的中心始终处在激光

头的中心线上。刀具端面快速定位原理如图 5 所示,所以只要使不同大小刀具的轴线都能快速定位到与激光头中心线共线的位置,就保证了刀具端面快速定位到激光头标刻范围内。

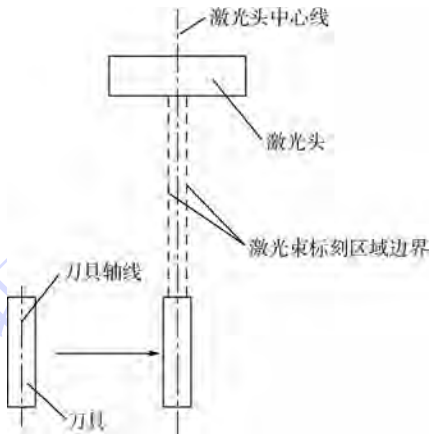


图 5 刀具端面快速定位原理
Fig. 5 Principle of tool end quick positioning

根据以上分析,只要保证机械手夹持不同刀具时刀具的轴线位置相对机械手保持固定,机械手便可以通过点到点的运动沿统一的路径将不同刀具快速移动到刀具轴线与激光头中心线共线位置。刀具被抓取后,其轴线与机械手的相对位置是由机械手的手爪结构决定的。传统的机械手爪结构如图 6(a)所示,手爪的张合是靠左右两爪分别绕固定点 A 和 A' 的转动实现,分析可知这类手爪夹持不同大小刀具时刀具轴心 O 点位置是在直线 PQ 上浮动的,对机械手而言并不是固定位置^[17]。为使不同刀具轴心 O 点相对机械手固定,必须将 O 点约束在直线 PQ 上某一固定点处。

为此,设计了图 6(b)所示机构形式的手爪。其中,手爪的左右两爪均关于直线 BB' 上下对称,手爪的张合靠左右两爪做相离或相向直线运动实现。只要保证两爪运动时速率相等,不同刀具的轴心 O 点都将处在直线 BB' 与 PQ 的交点上,而该点相对机械手固定。

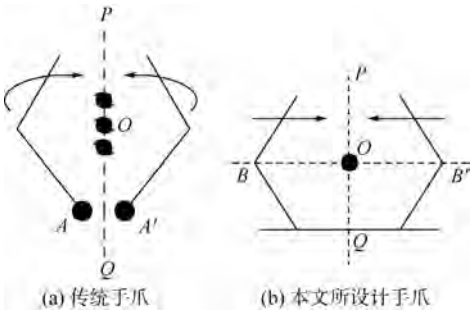


图 6 机械手爪对刀具轴心的定位原理
Fig. 6 Positioning principle of tool axis using mechanical gripper

为实现左右两爪以相同速率相向相离运动,采用了一种对称的曲柄滑块机构,图 7 所示为机械手爪运动机构.图 7 中的圆代表圆轮,线段 CD 和 $C'D'$ 分别代表长度相等的左右连杆,两连杆分别通过 D 点和 D' 点与圆轮相连.设计时,使 C 点、 C' 点与圆轮圆心 O' 点处于同一直线 EF 上.此外,使线段 DD' 的中点与 O' 点重合.这样,只要约束 C 点、 C' 点只能在直线 EF 上运动,随着圆轮的转动,由于两连杆的对称关系, C 点和 C' 点将以相等的速率相向或相离运动,图中 V_1 和 V_2 分别为 C 点和 C' 点的速度.

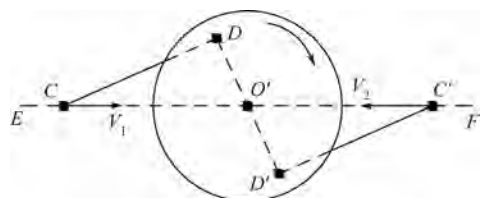


图 7 机械手爪运动机构

Fig. 7 Motion structure of gripper

根据以上考虑,设计了如图 8 所示的机械手爪结构,它由左右 V 型爪口、左右连杆、圆轮和平面导轨组成.其中,平面导轨起着对连杆端点 C 点、 C' 点的约束作用.

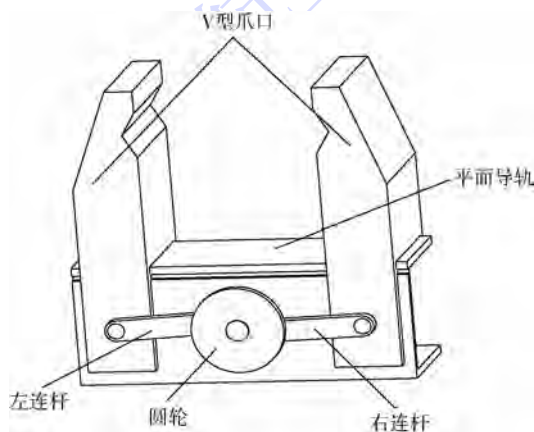


图 8 机械手爪结构

Fig. 8 Structure of mechanical gripper

2.3 刀具标刻面快速精确对焦技术

刀具标刻面在快速定位到标刻区域后,需在竖直方向向上移动去寻找对焦位置.而标刻面的快速精确对焦一直是激光标刻技术中的难点问题.采用机械手夹持刀具进行标刻的方式,在标刻前,利用机械手可使刀具在竖直方向上快速移动去寻找刀具标刻面的对焦位置,这种方式比传统的工人通过摇动工作台控制刀具升降去寻找焦点的方式要高效得多.在刀具的这种快速移动中,使其能快速准确地找到对焦位置非常关键.

考虑到激光头的位置固定不变,距离激光头

一倍焦距的对焦平面也是不变的.根据这个特点,只需在对焦平面的高度方向上设置限位装置,保证刀具标刻面触发限位装置后能立即停止,就能实现其快速精确对焦.

常见的限位装置包括限位开关和机械挡块.限位开关分为接触式和非接触式两种,接触式限位开关与机械挡块一样,需与物体接触才能对物体限位,非接触式限位开关则是利用各种不同效应达到非接触式信号,触发控制物体限位.采用接触式限位方式的限位精度很高,但必须占用刀具标刻面的一定区域与限位装置进行接触.对刀具端面而言,由于其本身面积较小,若使用接触式的限位方式,很可能导致其标刻区域的面积不足.为此,在保证限位精度的前提下,优先选用非接触式限位方式对刀具进行限位.

激光标刻所要求的对焦精度一般要达到 0.5 mm .在非接触式限位开关中,光电开关精度高且响应速度快、抗干扰能力强,理论上和机械手配合后能够保证刀具标刻面的对焦精度,最后选用了光电开关作为限位装置.按照要求,光电开关被安装在距激光头一倍焦距的位置(见图 1).

光电开关被触发生输出信号后,选用单片机对光电开关信号进行接收,当检测到信号变化时,单片机便控制机械手停止运动,这样刀具标刻面便停止在距激光头一倍焦距的位置,从而实现对焦.图 9 所示为刀具端面的对焦原理.同理,刀具柱面也采用该方式实现对焦.



图 9 刀具端面的对焦原理

Fig. 9 Principle of tool end focusing

3 样机的试验测试

依照设计方案制作了如图 1 所示的样机,以对激光自适应标刻方式的效果进行试验测试.

随机选取直径分别为 $7, 10, 12, 8, 14\text{ mm}$ 的 5 把刀具作为一批,共 6 批同样的刀具进行了测试.

测试时,使用传统标刻方式和自适应标刻方式分别对其中一批刀具按 $\phi 7, \phi 10, \phi 12, \phi 8, \phi 14$ mm 的顺序进行标刻,并对整个标刻过程花费的时间进行计时. 为了减小随机误差,试验重复进行了 3 组. 测试结果首先表明,自适应标刻方式稳定可靠,实现了无人化智能标刻的目标. 同时,2 种标刻方式所使用的时间被记录在表 1 中.

表 1 标刻使用时间

Table 1 Time taken by marking s				
标刻方式	第 1 组	第 2 组	第 3 组	平均值
传统方式	1 046	934	963	981
自适应方式	176	178	171	175

对比可知,自适应标刻方式在整个标刻过程中花费的时间只相当于传统标刻方式所花费时间的 18% 左右,标刻效率比传统标刻方式的效率提升了 4 倍多,实现了高效标刻.

此外,由于对焦的精度直接影响着标刻编码的质量,试验时还对 2 种方式下的对焦精度进行了测量和对比. 通过对 1 组试验中 2 种方式下各自对 5 把刀具对焦时的焦距进行测量,得到了如图 10 所示的对焦测试结果. 由于激光标刻机焦距为 182.0 mm,而理论上,对焦精度须保证在 ± 0.5 mm 以内,所以图中绘制的焦距上限和焦距下限分别为 182.5 mm 和 181.5 mm.

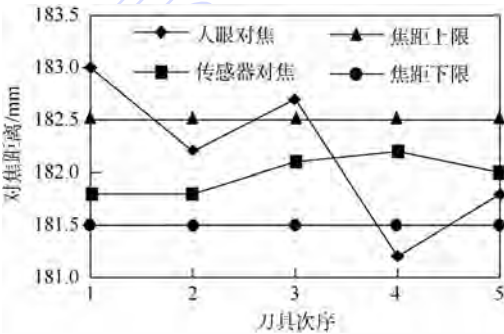


图 10 对焦测试结果

Fig. 10 Results of focusing test

分析可知,传统的人眼对焦方式稳定性差,且产生的误差较大,在随机选取的 5 次测试中就有 3 次没有达到理论对焦精度. 而自适应标刻方式的 5 次对焦稳定性良好,均能满足精度要求,这从一方面反映出自适应标刻方式标刻编码的质量会比传统标刻方式标刻编码的质量要好.

如图 11 所示为 2 种标刻方式标刻的二维码效果对比,所列样本为随机选取. 可以看出,自适应标刻方式所标刻二维码的质量更加稳定,且对比度更高.

进一步,对 2 种方式下标刻的全部二维码进

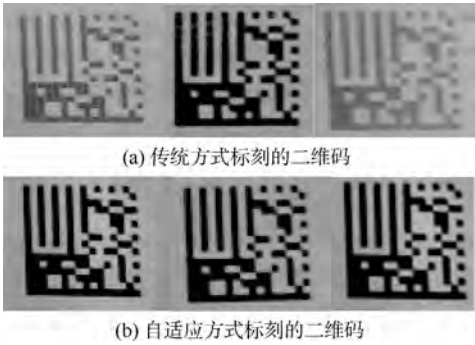


图 11 2 种标刻方式标刻的二维码效果对比

Fig. 11 Comparison of 2D barcode effects marked by two different marking methods

行了条码校验. 校验的结果表明:传统标刻方式标刻的 15 个二维条码中有 2 个条码的质量等级为不合格,而自适应标刻方式标刻的条码质量等级均为合格. 这证明了自适应标刻方式确实能有效地提高标刻编码的质量.

4 结 论

1) 本文提出的刀具编码的激光自适应标刻技术在理论上能够很好地克服传统激光标刻方式下人为操作造成的负面影响,所制作样机的测试结果验证了该技术的可行性和优越性.

2) 该技术实现了激光对刀具的高效、高质量、无人化标刻,其应用推广将大幅提高制造企业的刀具激光标刻效率和标刻质量,有效地保护工人身体.

随着刀具直接激光标识技术在中国的进一步推广,本技术将具有更加广泛的应用前景.

参考文献 (References)

[1] Miyashita K, Okazaki T. Simulation-based advanced WIP management and control in semiconductor manufacturing [C]//Proceedings of the 2004 Winter Simulation Conference. Washington, D C: ACM Press, 2004: 1943-1950.

[2] 王苏安,何卫平,张维,等. 刀具直接标刻与识别技术研究 [J]. 计算机集成制造系统, 2007, 13 (6) : 1169-1174.

Wang S A, He W P, Zhang W, et al. Direct tool marking & identification method [J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2007, 13 (6) : 1169-1174 (in Chinese).

[3] 吴小军. 基于激光字符标刻及识别技术的刀具全寿命管理系统研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.

Wu X J. Research on tool life cycle management system based on laser character marking and identification technology [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010 (in Chinese).

[4] 曹荣华. 激光直接标记二维条码的质量检测与评价技术研究 [D]. 济南: 山东大学, 2012.

- Cao R H. Research on quality assessment and evaluation technique of 2D-barcodes using laser direct part marking [D]. Jinan: Shandong University, 2012 (in Chinese).
- [5] 秦应雄, 唐霞辉, 钟如涛, 等. 激光标刻的复杂区域填充算法 [J]. 华中科技大学学报, 2006, 34(8): 59-61.
- Qin Y X, Tang X H, Zhong R T, et al. Filling algorithm for laser-marked complex region [J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology, 2006, 34(8): 59-61 (in Chinese).
- [6] 杨泽光. 激光标刻系统的硬件控制设计及实现 [D]. 成都: 电子科技大学, 2010.
- Yang Z G. The design and implementation of laser marking system hardware control [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology, 2010 (in Chinese).
- [7] 唐玉俊, 袁自钧, 赵永礼, 等. 基于 DSP 的激光打标控制器设计 [J]. 电子科技, 2010, 23(8): 97-99.
- Tang Y J, Yuan Z J, Zhao Y L, et al. Design of laser marking controller based on DSP [J]. Electronic Science and Technology, 2010, 23(8): 97-99 (in Chinese).
- [8] Yu Q W, Wang D Y, Fang Y, et al. Research on the trajectory control method for laser marking [J]. Key Engineering Materials, 2014, 579: 614-617.
- [9] Yasa E, Kruth J P. Investigation of laser and process parameters for selective laser erosion [J]. Precision Engineering, 2010, 34(1): 101-112.
- [10] 解志锋, 张维, 雷蕾, 等. 零件表面激光直接标刻二维条码的工艺参数优化研究 [J]. 中国机械工程, 2011, 22(5): 592-596.
- Xie Z F, Zhang W, Lei L, et al. Optimization of laser marking process parameters on 2D barcode in part surface [J]. China Mechanical Engineering, 2011, 22(5): 592-596 (in Chinese).
- [11] 邱化冬, 路长厚, 肖如镜. 激光参量对铝合金直接标识条码的影响 [J]. 中国激光, 2011, 38(8): 95-99.
- Qiu H D, Lu C H, Xiao R J. Laser parameters influence in direct part marking barcodes on aluminum alloy [J]. Chinese Journal of Lasers, 2011, 38(8): 95-99 (in Chinese).
- [12] 郭永强, 吴磊, 徐阳熠, 等. 基于 VIS 打标系统的二维码标刻工艺研究 [J]. 应用激光, 2013, 33(3): 285-289.
- Guo Y Q, Wu L, Xu Y Y, et al. Research on the process of marking two-dimensional codes by VIS marking machine [J]. Applied Laser, 2013, 33(3): 285-289 (in Chinese).
- [13] Shidida D P, Mahdavian M, Brandt M. Study of effect of process parameters on titanium sheet metal bending using Nd:YAG laser [J]. Optics & Laser Technology, 2013, 47: 242-247.
- [14] 陈敏, 胡兵, 郭飞, 等. 激光飞动标刻软件研究 [J]. 激光杂志, 2003, 24(3): 64-65.
- Chen M, Hu B, Guo F, et al. Research of laser flying-marking software [J]. Laser Journal, 2003, 24(3): 64-65 (in Chinese).
- [15] 蔡兵, 刘晓东, 童博, 等. 基于 DSP 和 CPLD 的激光飞动标刻研究 [J]. 激光技术, 2007, 31(4): 387-390.
- Cai B, Liu X D, Tong B, et al. Study on laser flying marking systems based on DSP and CPLD [J]. Laser Technology, 2007, 31(4): 387-390 (in Chinese).
- [16] 王俊杰. 传感器与检测技术 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2011: 126.
- Wang J J. Sensors and detection technology [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2011: 126 (in Chinese).
- [17] 李云江. 机器人概论 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2011: 67-68.
- Li Y J. Introduction to robot [M]. Beijing: China Machine Press, 2011: 67-68 (in Chinese).

Self-adaptive laser marking technology for marking code on tool

XU Lang¹, HE Weiping², WAN Min^{*1}, LI Weidong¹, LEI Lei²

(1. School of Mechanical Engineering and Automation, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. School of Mechatronics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In view of the recent situation that several defects of traditional laser marking code on tool appear such as marking inefficiency, marking quality instability and the harm to workers, a self-adaptive laser marking technology was put forward. The conveyor and V-block of specific structure were designed with photoelectric switch detection function to realize self-adaptive tool delivery. Besides, a kind of gripper was developed that made the different tool axes stand in the same position after grasping, which ensured that all of the different tool ends could quickly locate to laser marking area. Moreover, using the rapid moving of gripper, a photoelectric switch was adopted auxiliary focus to improve the speed and precision of focusing. Under the support of the three key technologies above, the whole design of project was completed. The test results of prototype prove that the self-adaptive laser marking technology increases the marking efficiency of more than four times compared with that of the traditional way and ensures the marking quality reliably. This technology achieves the goal of unmanned marking.

Key words: laser marking; tool; code; self-adaptive; unmanned

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0218

基于数字滤波器的伺服系统谐振抑制方法

王建敏^{1,2}, 吴云洁^{*1,2}, 刘佑民³, 张武龙⁴

(1. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191;

2. 北京航空航天大学 飞行器控制一体化技术重点实验室, 北京 100191;

3. 北京航天发射技术研究所, 北京 100076; 4. 北京仿真中心 导弹控制系统仿真国防科技重点实验室, 北京 100854)

摘 要: 针对飞行仿真伺服系统(转台)中存在的机械谐振问题,在分析传统陷波器及二阶低通滤波器谐振抑制原理的基础上,提出了一种双二次谐振抑制数字滤波器.该双二次型数字滤波器结合了传统陷波器和二阶低通滤波器的特点,能够将谐振点和反谐振点同时抑制.通过理论分析与仿真验证相结合的方式,阐述了该双二次型数字滤波器能够同时抑制正反谐振点的原理,并将该滤波器加入到了转台系统中进行实验.实验结果表明,所设计的滤波器在提高跟踪精度的同时有效拓宽了系统的带宽.

关 键 词: 伺服系统; 机械谐振; 谐振抑制; 陷波器; 数字滤波器; 双二次滤波器

中图分类号: V416.8

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0485-07

在实际的机械伺服系统中,机械谐振模态普遍存在.原因是伺服系统的传动部分,比如传动轴、连接轴等,并非是完全刚性的,在受力后会发生弹性形变.机械谐振不仅会影响伺服系统的稳定性和跟踪精度,还会严重损害机械部件,降低其寿命.因此,在伺服系统中,机械谐振的抑制一直是控制研究的重要问题,对此已有大量研究.

机械谐振的产生原因复杂多样并且难以避免,因此只能针对已存在的机械谐振进行抑制或消除的研究.在众多对机械谐振抑制的研究中,大致可以将机械谐振抑制方法分为以下几类:

1) 通过改进硬件方法进行谐振抑制.文献[1]利用传感器直接测量电机端与负载端的位置和速度信号,根据两端信号估算出机械谐振的状态,然后进行抑制;而文献[2]是通过设计硬件陷波器电路并加入到伺服系统中来补偿机构谐振的

幅频特性,进而消除机械谐振的.

2) 通过设计控制器,采用不同的控制方法实现谐振抑制.Slobodan 和 Milic^[3]利用速度环反馈控制方式设计了伺服系统的谐振抑制方案;Krzysztof 和 Teresa^[4]在反馈控制的基础上加入增益-积分速度控制器在双质量体系统中实现了谐振的抑制;杨晓霞等^[5]利用加速度反馈方法设计了控制器,从而将谐振抑制到一定范围内;于晶等^[6]在加速度反馈的前提下设计了高阶滑模控制器,有效抑制了机械谐振,在保证动态响应性能的同时,增强了系统对于负载扰动的鲁棒性;文献[7-8]则利用扰动观测器和反馈补偿器对系统中的机械谐振进行了估计和补偿,达到了谐振抑制的效果.

3) 通过设计数字滤波器来抑制或消除机械谐振的影响.在此类谐振抑制方法中,应用陷波器实现机械谐振抑制的研究是最多的^[9-12]. Xu

收稿日期: 2014-04-21; 录用日期: 2014-05-30; 网络出版时间: 2014-06-09 15:20

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0218.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(91216304)

作者简介: 王建敏(1986—),男,河北石家庄人,博士生, wjm123121@126.com

* 通讯作者: 吴云洁(1969—),女,河北保定人,教授, wyjmip@buaa.edu.cn, 主要研究方向为伺服控制、飞行器制导控制、系统仿真及评估等.

引用格式: 王建敏, 吴云洁, 刘佑民, 等. 基于数字滤波器的伺服系统谐振抑制方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 485-491. Wang J M, Wu Y J, Liu Y M, et al. Resonance suppression method based on digital filter for servo system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 485-491 (in Chinese).

等^[13]将自适应的低通滤波器加入到速度反馈回路中实现了对机械谐振的抑制。

以上 3 种对机械谐振的抑制方法研究中,通过硬件改进的抑制方法花费的时间和成本相对比较多,实现难度也比较大,不易广泛推广;通过改善控制策略实现谐振抑制的方法虽然可以从整体系统上达到较好的控制效果,但控制器的设计过程相对繁琐,对系统的功能需要有较强的把握才能保证设计的控制器可用;通过加入数字滤波器消除机械谐振的方法相对简单、容易实现,但现有文献均只是针对谐振点频率抑制的研究.而在出现机械谐振时往往是谐振点和反谐振点成对出现的,利用陷波器只抵消了谐振点,反谐振点同样会影响伺服系统的跟踪精度和带宽。

基于以上原因,本文针对陷波器、低通滤波器进行了研究,并提出了一种双二次型滤波器,能够解决同时抑制谐振点和反谐振点的问题,在提高跟踪精度的同时增大了系统的带宽.并利用伺服转台系统进行了实验验证。

1 问题描述

1.1 数学模型

对于直流电机直接驱动的伺服系统,当考虑机械谐振模态时,一般采用双质量体模型来描述系统动态^[14],即

$$R_a i + L_a \frac{di}{dt} + K_e \dot{\theta}_m = u_m \tag{1}$$

$$T_m = K_t i \tag{2}$$

$$J_m \ddot{\theta}_m + B_m \dot{\theta}_m = T_m - T_l \tag{3}$$

$$T_l = K_s (\theta_m - \theta_l) \tag{4}$$

$$J_l \ddot{\theta}_l + B_l \dot{\theta}_l = T_l - T_d \tag{5}$$

式中, R_a 为电枢电阻; L_a 为电枢电感; i 为电枢电流; K_e 为反电动势系数; θ_m 为电机转角; u_m 为电枢电压; T_m 为电机输出力矩; K_t 为电磁转矩常数; J_m 为电机转动惯量; B_m 为电机端黏性阻尼系数; T_l 为扭转力矩; θ_l 为负载转角; K_s 为转轴的机械刚度; J_l 为负载转动惯量; B_l 为负载端黏性阻尼系数; T_d 为扰动力矩,包括摩擦力矩、耦合力矩及外部干扰力矩。

伺服系统中的机械谐振模态主要是由各传动轴之间的柔性引起的.将式(1)~式(5)化简,可得电机输出转角与电机力矩之间的关系为

$$\frac{\theta_m(s)}{T_m(s)} = \frac{J_l s^2 + B_l s + K_s}{s(K_1 s^3 + K_2 s^2 + K_3 s + K_4)} \tag{6}$$

式中, s 为拉普拉斯算子; $K_1 = J_m J_l$; $K_2 = J_m B_l +$

$$J_l B_m ; K_3 = J_m K_s + J_l K_s + B_m B_l ; K_4 = B_m K_s + B_l K_s.$$

1.2 谐振问题

本文所研究的伺服系统采用干扰观测器(DOB)加零相差前馈控制器(ZPETC)的综合控制结构^[15-16].当存在机械谐振时,系统的模型辨识就不准确,这样将影响 DOB 的设计,进而影响系统的跟踪精度和系统带宽。

对式(6)做进一步的分析可知,该系统存在谐振极点和谐振零点.这些零极点引起了伺服系统的机械谐振.通过对该伺服系统加白噪声测试,获得了系统伯德图如图 1 所示。

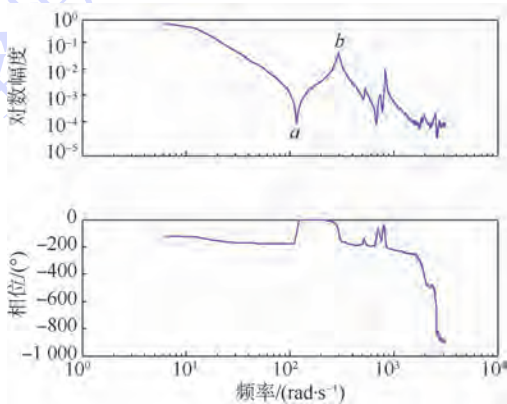


图 1 系统伯德图

Fig. 1 System Bode diagram

从图 1 的幅频特性曲线上明显看到系统有较大的谐振,其中波峰 b 点为谐振点,波谷 a 点为反谐振点.式(6)的谐振极点使其产生谐振点,谐振零点使其产生反谐振点.由幅频特性曲线可知,系统的谐振频率比较低而谐振峰值比较高,这为 DOB 的设计带来了一定的困难.因为谐振点附近,名义模型和实际模型的误差增大,系统的鲁棒稳定性很难满足;若要满足系统的稳定性条件,则需要减小滤波器的带宽,系统频带要求就不一定能满足.因此,需要设计滤波器对机械谐振进行抑制,进而设计符合条件的 DOB 和 ZPETC,满足系统的控制要求。

2 数字滤波器的设计

对于机械谐振问题,采用数字滤波器是一种简单有效的方法,即设计滤波器来分别抵消系统中的谐振极点和谐振零点.在控制输入和被控对象之间串联一个滤波器,其结构图如图 2 所示。

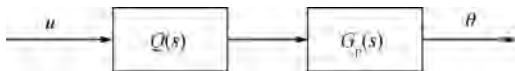


图 2 串联滤波器结构图

Fig. 2 Structure image of connected filter

则串联滤波器后的系统传递函数表示为

$$\frac{\theta(s)}{u(s)} = G_p(s) \cdot Q(s) \tag{7}$$

式中, $\theta(s)$ 为电机输出转角; $u(s)$ 为输入电压; $G_p(s)$ 为被控对象; $Q(s)$ 为所设计的数字滤波器.

2.1 陷波器

常用的陷波器为改进型双 T 网络陷波器, 因其能够方便地实现作用频率、陷波带宽和陷波深度的调节, 因此被广泛使用. 其传递函数^[10]为

$$Q_1(s) = \frac{as^2 + cs + 1}{as^2 + bs + 1} \tag{8}$$

式中, $a = 1/\omega_0^2$; $b = k_1/\omega_0$; $c = k_2/\omega_0$, ω_0 为陷波器的作用频率; k_1, k_2 分别为陷波器的陷波带宽参数和陷波深度参数.

由于陷波器是带阻滤波器, 其幅频特性曲线中段是向下弯曲的, 因此可以将图 1 中的 b 点抑制掉. 将 ω_0 设置为 b 点的频率值, 同时根据谐振频率选择合适的参数 k_1 和 k_2 即可设计好陷波器. 将设计好的陷波器加入到式 (7) 所示的传递函数中, 可获得新的被控对象频率响应. 图 3 所示为加入陷波器后系统的伯德图.

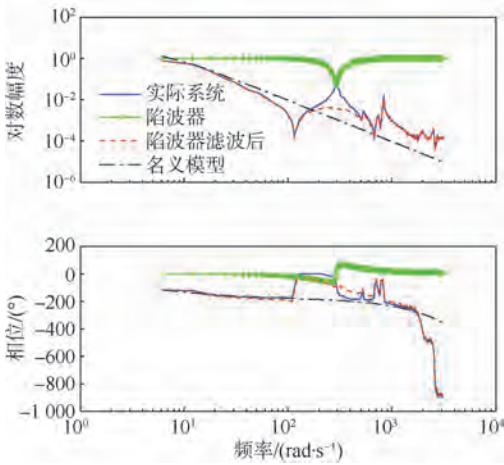


图3 加入陷波器后系统的伯德图

Fig. 3 Bode diagram of system added notch filter

由图 3 的幅频特性曲线可见, 陷波器的凹陷点与系统谐振点 b 的峰值点正好相互抵消, 得到了较为光滑的幅频特性曲线, 如图中虚线所示. 在较多数的文献中采用的是上述方法进行谐振抑制的, 能达到一定的效果, 在本文第 3 节将通过实验进行验证. 但是由于反谐振点 a (即幅频特性曲线中向下凹陷的点) 的存在, 对系统的建模仍然会产生较大误差. 图中的点划线 ($G_n(s)$) 是根据实际曲线拟合的名义模型, 它与滤波后的系统幅频特性曲线 ($G_p(s)Q_1(s)$) 相比, 在中频段的差距还是比较大的.

对图 3 进行深入的分析计算可知, 加入陷波器后系统的幅值稳定裕度为 38.8 dB. 而系统带宽通过分析估计约为 11.8 rad/s (由于闭环系统无法准确获得, 因此只能是估计, 下同).

2.2 二阶低通滤波器

从图 1 的幅频特性曲线中可知, 反谐振点 a 的出现将系统的幅值压了下来, 致使幅频特性曲线的斜率值增大. 而一般情况下将转台伺服系统视为二阶系统, 因此在模型辨识时以二阶系统参数辨识为主. 则斜率值的增大不利于对系统参数的辨识, 并且导致辨识模型与实际模型的差值增大, 进一步影响控制器的设计. 考虑到二阶低通滤波器 (又称振荡环节) 幅频特性的特点, 因此设计二阶低通滤波器对反谐振点 a 进行抑制. 二阶低通滤波器的传递函数^[17]为

$$Q_2(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2} \tag{9}$$

式中, ξ 为阻尼比; ω_n 为自然频率.

二阶低通滤波器的谐振频率与自然频率的关系为

$$\omega_r = \omega_n \sqrt{1 - 2\xi^2} \quad 0 < \xi \leq \sqrt{2}/2 \tag{10}$$

式中 ω_r 为滤波器的谐振频率.

将 ω_r 取为 a 点的频率值, 根据式 (10) 可计算得到自然频率, 并选取合适的阻尼比 ξ 即可得到具有抑制 a 点谐振能力的二阶低通滤波器. 将该滤波器加入到式 (7) 的传递函数中可得到新的传递函数的频率特性, 加入低通滤波器后系统的伯德图如图 4 所示.

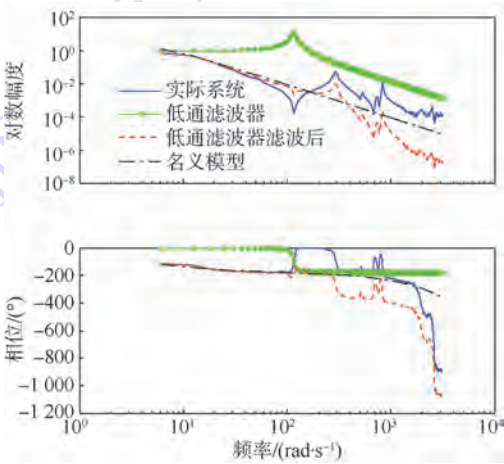


图4 加入低通滤波器后系统的伯德图

Fig. 4 Bode diagram of system added low-pass filter

由图 4 的幅频特性曲线可知, 加入低通滤波器后系统的反谐振点 a 被抑制了, 系统的幅频特性曲线的低频段变得比较平滑, 斜率值也有了一定程度的减小. 拟合的名义模型曲线 ($G_n(s)$) 与

滤波后的系统幅频特性曲线($G_p(s)Q_2(s)$)在中频段的吻合度还是很高的.第3节中将通过实验证明该滤波器使得系统的频带提高了.但是该低通滤波器使得系统的相移增大了,从图4的相频特性曲线中可以看到,中频段以后系统的相移增大了将近 180° .并且由于谐振点 b 依然存在,对整个系统的控制器设计仍然会产生影响.

通过进一步的分析计算,加入该滤波器后系统的幅值稳定裕度为31.3 dB,闭环系统带宽约为11.9 rad/s.

2.3 双二次滤波器

为了同时抑制谐振点和反谐振点,在结合2.1节和2.2节所述陷波器和二阶低通滤波器特性的基础上,设计了双二次型滤波器.设

$$Q_a(s) = \frac{\omega_a^2}{s^2 + 2\xi_a\omega_a s + \omega_a^2} \quad (11)$$

$$Q_b(s) = \frac{\omega_b^2}{s^2 + 2\xi_b\omega_b s + \omega_b^2} \quad (12)$$

则双二次滤波器设计为

$$Q_3(s) = \frac{Q_a(s)}{Q_b(s)} = \frac{\omega_a^2 s^2 + 2\xi_b\omega_b s + \omega_b^2}{\omega_b^2 s^2 + 2\xi_a\omega_a s + \omega_a^2} \quad (13)$$

式中, ω_a 为对应 a 点的频率; ω_b 为对应 b 点的频率.

该双二次型滤波器的物理意义很直观,可以理解 $Q_a(s)$ 和 $Q_b(s)$ 均是二阶低通滤波器,其幅频特性曲线具有向上的谐振峰.现将 $Q_b(s)$ 取倒数,则其幅频特性曲线变成了向下的谐振峰.它与 $Q_a(s)$ 串联后,由 $Q_a(s)$ 抵消系统幅频特性曲线中的谐振点 a , $1/Q_b(s)$ 抵消反谐振点 b ,这样系统幅频特性曲线中的正、反谐振点均得到了抑制.

将式(13)的双二次滤波器与式(8)的陷波器相比较可发现,当 $\omega_a = \omega_b$ 时,式(13)与式(8)具有相同的形式,可见陷波器是所设计的双二次滤波器的一种特例形式.

将式(13)及式(6)代入式(7),可得新的被控对象的表达式为

$$G_{\text{new}}(s) = G_p(s) \cdot Q_3(s) = G'_p(s) \cdot \frac{\omega_a^2}{\omega_b^2} \cdot \frac{J_1^2 + B_1 s + K_s}{K_5 s^2 + K_6 s + K_7} \cdot \frac{s^2 + 2\xi_b\omega_b s + \omega_b^2}{s^2 + 2\xi_a\omega_a s + \omega_a^2} \quad (14)$$

式中, $G'_p(s)$ 为去除了谐振零极点的被控对象; K_5, K_6, K_7 为耦合常数.

由式(14)可见,所设计的双二次型滤波器将抵消原被控对象中的谐振极点和谐振零点,进而消除机械谐振.

根据式(10)可分别计算得到 ω_a 和 ω_b 的值,

再选择合适的阻尼比 ξ_a 和 ξ_b 即可设计完成双二次滤波器.将该双二次滤波器串入式(7)的传递函数中,得到如式(14)所示的新系统,进而得到加入双二次滤波器后系统的伯德图如图5所示.

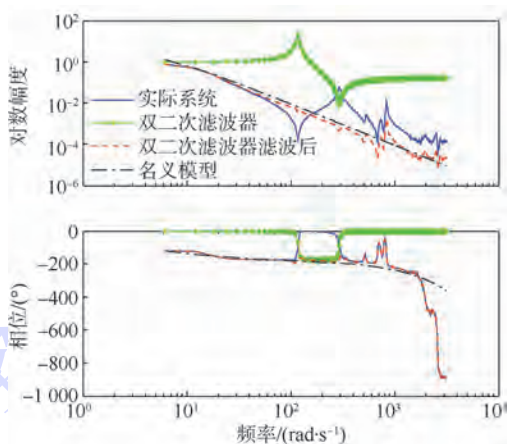


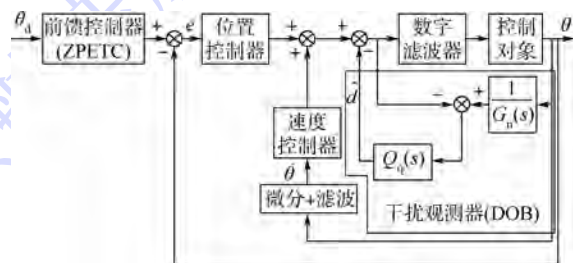
图5 加入双二次滤波器后系统的伯德图

Fig. 5 Bode diagram of system added two-second filter

从图5的幅频特性曲线中可看到,系统的谐振已经被完全抑制,系统的幅频特性曲线(虚线)在中频段以下已经变成光滑的直线.而且辨识得到的名义模型(点划线)也能与系统幅频特性曲线完美吻合.从相频特性曲线来看,串联双二次滤波器后系统的相移很小,基本与原曲线相重合.因此从仿真来看,所设计的双二次型滤波器能够达到理想的谐振抑制效果.

从定量的角度来分析,加入该双二次型滤波器后系统的幅值稳定裕度达到43.4 dB,并且系统的带宽约可达12.3 rad/s.

将设计的数字滤波器加入到转台伺服控制系统中,得到如图6所示的结构.其中, $e = \theta_d - e$.



$\hat{d}$ —干扰观测器对干扰的观测值; θ_d —转角输入指示;
 θ —转角的输出; $\dot{\theta}$ —转角速度; $Q_q(s)$ —DOB中的低通滤波器.

图6 加入数字滤波器后的转台伺服控制系统结构
Fig. 6 Structure of turntable servo control system added digital filter

图6中转台伺服系统采用速度环和位置环双环控制^[14]结构,在双环控制之前加入前馈控制,以消除相位滞后问题.对系统中的等效干扰,采用干扰观测器进行抵消.速度信号是通过位置信

号微分获得的,考虑到位置测量量化噪声的影响,因此将位置信号微分之后经过低通滤波器以获取速度信号.由图 6 的控制系统可见,设计的数字滤波器与控制对象串联后被作为新的被控对象.在干扰观测器设计中只要名义模型 $G_n(s)$ 选取合适,系统中的其他等效干扰就会被观测出并被抵消掉,进而提高控制器的性能^[18].将所设计的数字滤波器与被控对象串联后可以抵消原系统中的谐振极点和共振零点,使得系统消除机械谐振,并且不会改变原系统的可控性能.因此加入数字滤波器后整个系统的稳定性是由之后设计的控制器决定的,数字滤波器对控制系统的稳定性是没有直接影响的.

为了实现滤波器的计算机应用,需将其离散化.采用双线性变换,将

$$s=\frac{2}{T}\frac{1-z^{-1}}{1+z^{-1}}$$

(15)

代入式(13)可得

$$Q_3(z)=\frac{\omega_a^2}{\omega_b^2}\cdot\frac{\left(\frac{2}{T}\frac{1-z^{-1}}{1+z^{-1}}\right)^2+2\xi_b\omega_b\left(\frac{2}{T}\frac{1-z^{-1}}{1+z^{-1}}\right)+\omega_b^2}{\left(\frac{2}{T}\frac{1-z^{-1}}{1+z^{-1}}\right)^2+2\xi_a\omega_a\left(\frac{2}{T}\frac{1-z^{-1}}{1+z^{-1}}\right)+\omega_a^2}=\\K\cdot\frac{N_1+N_2\cdot z^{-1}+N_3\cdot z^{-2}}{D_1+D_2\cdot z^{-1}+D_3\cdot z^{-2}}\quad(16)$$

式中, $K=\omega_a^2/\omega_b^2$; $N_1=4+4T\xi_b\omega_b+\omega_b^2T^2$; $N_2=2\omega_b^2T^2-8$; $N_3=4-4T\xi_b\omega_b+\omega_b^2T^2$; $D_1=4+4T\xi_a\omega_a+\omega_a^2T^2$; $D_2=2\omega_a^2T^2-8$; $D_3=4-4T\xi_a\omega_a+\omega_a^2T^2$; T 为采样周期.

3 实验结果

以某三轴飞行仿真转台为例进行实验验证.该仿真转台测角元件为光电编码器,细分分辨率达 0.0007° .控制算法以台湾研华 610 工业控制计算机为核心,采用 C++ 语言编程实现,人机交互界面由 MFC 编程建立.工控机通过 ISA 总线上 16 位 D/A 转换卡与电机驱动器相连.系统的控制周期为 1 ms ,控制系统采用如图 6 所示的控制结构.该三轴转台实物图如图 7 所示.

本文使用的是该仿真转台的外框轴.外框由于机械尺寸较大,力臂较长,在转动过程中存在伺服弹性,因此会有较大的机械谐振.将设计的数字滤波器分别加入控制系统中,重新进行白噪声测试,然后根据转台响应结果进行频谱特性分析并对系统进行辨识,得到了系统的频率特性和名义模型,3 种数字滤波器实验结果如图 8 所示.



图 7 三轴转台实物图

Fig. 7 Physical map of three-axis turntable

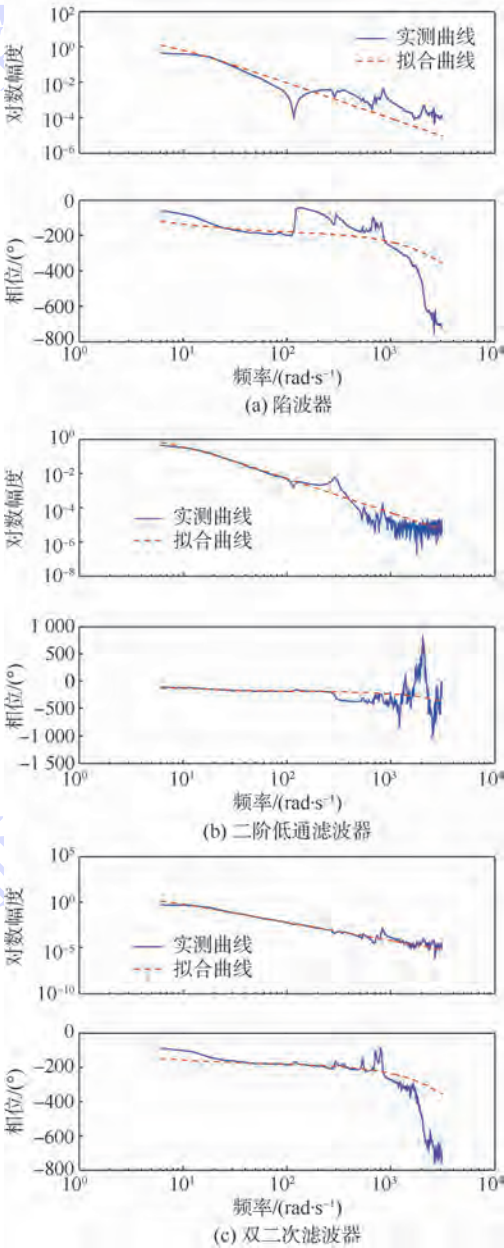


图 8 3 种数字滤波器实验结果

Fig. 8 Experimental results of three kinds of digital filters

从图 8 的 3 种滤波器实验结果对比来看,实验结果与仿真结果相一致.所提出的双二次滤波

器的实测曲线和拟合曲线吻合度最高,二阶低通滤波器次之,陷波器最差.由图 8(c)的幅频特性曲线可见,加入双二次滤波器之后转台的模型被校正为比较标准的二阶系统.因此用二阶名义模型来代替转台实际模型设计 DOB 还是很准确的.这样系统中的等效干扰能尽可能被消除,进而伺服系统的跟踪精度和系统频带才均能提高.

在图 8 所示的名义模型的基础上,设计 DOB 和 ZPETC,并加入到控制系统中进行系统测试.如图 9 所示为加入双二次滤波器后系统的跟踪曲线.

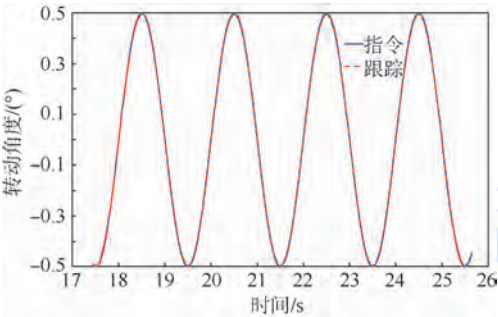


图 9 加入双二次滤波器后系统的跟踪曲线
Fig.9 System tracking curve added two-second filter

由图 9 可见系统能够很好地跟踪指令的变化,说明系统具有良好的动态性能.为了进一步说明本文所设计的双二次滤波器能够使得系统在跟踪精度方面优于另外两个滤波器,对 3 种数字滤波器作用下系统的跟踪精度做了对比,结果如图 10 所示.可见,应用陷波器的系统跟踪误差是最大的,达到 0.009° ,而加入本文提出的双二次滤波器的系统跟踪误差是最小的,只有 0.0054° .由此可知,应用双二次滤波器能够很好地抑制机械谐振,使得系统模型更容易辨识,控制器设计更加方便、有效,控制精度也更加满足指标.

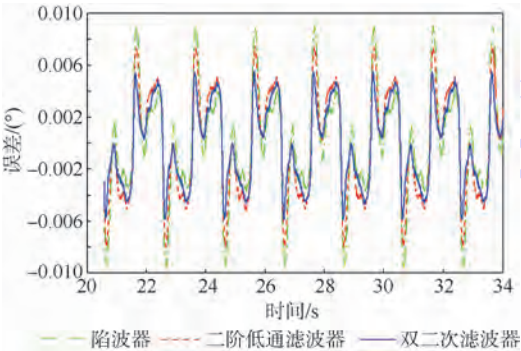


图 10 跟踪精度对比
Fig.10 Contrast of tracking accuracy

应用数字滤波器后,除了系统跟踪精度提高以外,系统的频带也增大了.如表 1 所示为加入不同数字滤波器后系统的频带范围.

表 1 系统频带范围

Table 1 System bandwidth scope	
滤波器类型	频带宽度/Hz
无滤波器	1.0
陷波器	2.5
二阶低通滤波器	3.0
双二次滤波器	4.0

加入双二次滤波器的系统频带在“双三”指标下达到了 4 Hz,满足了指标和精度的要求(“双三”指标指的是幅度误差在 $\pm 3\%$ 以内,相位误差在 $\pm 3^{\circ}$ 以内).综合以上实验结果,本文提出的双二次型数字滤波器能够很好地抑制机械谐振,使得校正后的系统模型更加趋近二阶系统,有利于系统模型的辨识及 DOB 的设计.同时该拟合度较高的数学模型为控制器、ZPETC 的设计提供了方便,进而有助于控制系统跟踪精度的提高和频带宽度的增大,最终达到系统动态性能指标.

4 结 论

- 1) 该双二次型滤波器能够同时抑制谐振中的正、反谐振点,进而将系统模型校正为光滑的二阶系统形式,有利于系统模型的辨识和控制系统的
- 2) 在理论分析和仿真的基础上进行了实验验证.实验结果表明:所提出的双二次型滤波器能够很好地抑制谐振,相比于其他 2 种滤波器,在提高系统跟踪精度的同时增大了系统带宽,满足了系统的动态性能指标.

参考文献 (References)

[1] John Y H. Control of industrial robots that have transmission elasticity[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics,1991, 38(6):421-427.

[2] 赵桂军,许美健,吴雄君,等.陷波器在导引头伺服系统中的应用[J].制导与引信,2013,34(2):1-3.
Zhao G J,Xu M J,Wu X J,et al. The application of notch filter for the servo system in seeker[J]. Guidance & Fuze, 2013, 34(2):1-3 (in Chinese).

[3] Slobodan N V,Milic R S. Suppression of torsional oscillations in a high performance speed servo drive[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics,1998,45(1):108-117.

[4] Krzysztof S,Teresa O K. Vibration suppression in a two-mass drive system using PI speed controller and additional feed backs-comparative study[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics,2007,54(2):1193-1206.

[5] 杨晓霞,阴玉梅,孟浩然,等.利用加速度反馈的大型光电设备主轴控制技术[J].中国惯性技术学报,2013,21(4):421-424.
Yang X X,Yin Y M,Meng H R,et al. Mount control for large optoelectronic equipment by using acceleration feedback[J]. Jour-

- nal of Chinese Inertial Technology, 2013, 21 (4): 421-424 (in Chinese).
- [6] 于晶,冯勇,郑剑飞. 基于高阶滑模和加速度反馈的机械谐振抑制方法[J]. 控制理论与应用, 2009, 26(10): 1133-1136. Yu J, Feng Y, Zheng J F. Suppression of mechanical resonance based on higher-order sliding mode and acceleration feedback [J]. Control Theory & Applications, 2009, 26 (10): 1133-1136 (in Chinese).
- [7] Carl J K, Seiichi K. Disturbance observer and feed-forward design for a high speed direct-drive positioning table [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 1999, 7 (5): 513-526.
- [8] Abdullah A M, Ehsan K, Charanjit S B, et al. Integral resonant control for suppression of resonance in piezoelectric micro-actuator used in precision servomechanism [J]. Mechatronics, 2013, 23(1): 1-9.
- [9] 张卫国,曹永刚,陈涛. 用数字滤波器改善光电经纬仪机械谐振频率的方法[J]. 光学精密工程, 1999, 7(2): 77-82. Zhang W G, Cao Y G, Chen T. Digital filter approach to improving the resonance frequency of photoelectric theodolite [J]. Optics and Precision Engineering, 1999, 7 (2): 77-82 (in Chinese).
- [10] 杨明,胡浩,徐殿国. 永磁交流伺服系统机械谐振成因及其抑制[J]. 电机与控制学报, 2012, 16(1): 79-84. Yang M, Hu H, Xu D G. Cause and suppression of mechanical resonance in PMSM servo system [J]. Electric Machines and Control, 2012, 16(1): 79-84 (in Chinese).
- [11] 李献斌,王跃科,杨俊. 级联陷波器抗窄带干扰设计与实现[J]. 电子测量与仪器学报, 2013, 27(6): 492-497. Li X B, Wang Y K, Yang J. Design and implementation of cascade IIR notch filters for narrow-band interferences suppression [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrument, 2013, 27(6): 492-497 (in Chinese).
- [12] 马跃,黄宾,王志成. 基于陷波器的伺服系统共振抑制的研究[J]. 计算机工程与设计, 2013, 34(5): 1624-1629. Ma Y, Huang B, Wang Z C. Research on resonance vibration in servo system based on notch filter [J]. Computer Engineering and Design, 2013, 34(5): 1624-1629 (in Chinese).
- [13] Xu J B, Wang W Y, Shen A W, et al. Detection and reduction of middle frequency resonance for an industrial servo [J]. Control Engineering Practice, 2013, 21 (7): 899-907.
- [14] 刘强. 现代高精度数字伺服系统运动控制理论及应用研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2002. Liu Q. Motion control theory and application research on modern high precision digital servo system [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002 (in Chinese).
- [15] 刘强,尔联洁. 飞行仿真转台基于干扰观测器的鲁棒跟踪控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2003, 29(2): 181-184. Liu Q, Er L J. Disturbance observer based robust tracking control of high precision flight simulator [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 29 (2): 181-184 (in Chinese).
- [16] Wu Y J, Liu X D, Tian D P. Research of compound controller for flight simulator with disturbance observer [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(5): 613-621.
- [17] 胡寿松. 自动控制原理[M]. 4版. 北京:科学出版社, 2001: 77-83. Hu S S. Automatic control theory [M]. 4th ed. Beijing: Science Press, 2001: 77-83 (in Chinese).
- [18] 刘晓东,吴云洁,田大鹏,等. 基于干扰观测器的飞行仿真转台滑模控制器[J]. 上海交通大学学报, 2011, 45(3): 393-397. Liu X D, Wu Y J, Tian D P, et al. Research of sliding mode controller for flight simulator based on disturbance observer [J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2011, 45 (3): 393-397 (in Chinese).

Resonance suppression method based on digital filter for servo system

WANG Jianmin^{1,2}, WU Yunjie^{*1,2}, LIU Youmin³, ZHANG Wulong⁴

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

3. Beijing Institute of Space Launch Technology, Beijing 100076, China;

4. National Defense Science and Technology Key Laboratory of Missile, Beijing Simulation Center, Beijing 100854, China)

Abstract: According to mechanical resonance problem in flight simulation servo system (turntable system), the principles of resonance suppression about traditional notch filter and second-order low-pass filter were analyzed. Afterwards the two-second resonance suppression digital filter was proposed. The two-second digital filter combines the characteristics of traditional notch filter and second-order low-pass filter, and it can suppress the resonance point and the anti-resonance point at the same time. Through theoretical analysis and simulation combination, the principle of the two-second digital filter restraining the resonance point and the anti-resonance point simultaneously was explained. The experiments were also conducted, in which above all filters were joined into the turntable system respectively. Experimental results show that, the proposed filter ensures high tracking precision meanwhile effectively widens the bandwidth of the servo system.

Key words: servo system; mechanical resonance; resonance suppression; notch filter; digital filter; two-second filter

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0223

近前视弹载 SAR 的改进后向投影成像算法



叶晓明¹, 张国峰¹, 胡晓光^{*1}, 陈瑞国², 孙艳鹤³

(1. 北京航空航天大学 虚拟现实技术与系统国家重点实验室, 北京 100191;

2. 国网辽宁省电力有限公司, 沈阳 110006; 3. 国网辽宁省电力有限公司检修分公司, 沈阳 110003)

摘 要: 针对现有的弹载合成孔径雷达(SAR)大斜视算法所处理的斜视角度受限, 传统的后向投影(BP)算法运算量大以及已有的快速后向投影算法不能进行并行处理等问题, 提出了一种适于并行处理的近前视弹载 SAR 的改进后向投影算法. 首先根据近前视弹载 SAR 的几何关系, 建立回波信号模型, 然后在距离方向上对弹载 SAR 扫描场景进行等间隔分割, 在合并子孔径的同时分裂图像, 达到所需图像精度时停止合并和分裂, 再相干叠加反向投影到扫描场景的分割小区域内的回波, 这样就会得到扫描区域的弹载 SAR 图像. 对于各个条带可以采取并行处理来分别成像, 可以进一步提高成像速度. 最后利用仿真回波数据和实测回波数据对本文改进算法进行验证, 通过与其他算法的比较, 证明了本文改进算法可以处理高达 86° 的近前视场景, 并且处理速度大大快于传统 BP 算法的处理速度, 再配合并行处理划分的条带, 处理速度会快于现有的改进 BP 算法的处理速度.

关 键 词: 弹载; 合成孔径雷达; 近前视; 后向投影; 并行处理

中图分类号: TN958

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0492-10

弹载合成孔径雷达(SAR)导引头具有成像的功能, 可以用来增加中远程攻击武器如巡航导弹的末制导精度^[1-2]. 在弹道的末制导阶段, 采用弹载 SAR 可以得到攻击物体或者其周围标志性建筑外貌信息特征的实时图, 通过与弹上计算机中的预存基准图进行匹配, 得出导引头相对于目标物体或者预设弹道的横向和纵向数据偏差, 从而修正导引头弹道并将导弹精确地导向打击目标. 为了提高攻击的概率, 在末制导阶段巡航导弹需要作高速机动的飞行. 为了减小导弹攻击时的转弯率, 弹载 SAR 需要尽早发现攻击目标, 这样可以给导弹的高机动飞行留有充足的时间, 从而避免导弹在高机动、大转弯时出现成像失效问题^[3-4]. 现有的弹载 SAR 侧视和普通斜视模式已

经很难满足日益增长的末制导阶段成像需求, 要求弹载 SAR 具有大斜视甚至近前视的成像能力^[5-6].

近年来, 很多学者对大斜视弹载 SAR 从理论仿真和实际应用等方面都进行了深入的研究, 相关研究主要从提高瞬时斜距模型近似处理的精度和距离走动校正(RCMC, Range Cell Migration Correction)的精度着手, 对距离多普勒(RD, Range Doppler)、线调频变标(CS, Chirp Scaling)或者频谱分析(SPECAN, Spectral Analysis)类算法进行改进, 取得了不少研究成果. 2008年, 李悦丽^[7]针对弹载 SAR 大斜视角成像时距离走动的空变特性, 提出了一种改进的方位向非线性 CS 大斜视角成像算法, 可以处理 50° 的斜视角.

收稿日期: 2014-04-23; 录用日期: 2014-07-25; 网络出版时间: 2014-12-01 18:42

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0223.html

基金项目: 虚拟现实技术与系统国家重点实验室开放基金资助项目(27064808)

作者简介: 叶晓明(1985—), 男, 安徽舒城人, 博士生, yexm2008@126.com

* 通讯作者: 胡晓光(1961—), 女, 黑龙江哈尔滨人, 教授, xiaoguang@buaa.edu.cn, 主要研究方向为故障诊断和弹载合成孔径雷达算法.

引用格式: 叶晓明, 张国峰, 胡晓光, 等. 近前视弹载 SAR 的改进后向投影成像算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 492-501. Ye X M, Zhang G F, Hu X G, et al. Improved back-projection imaging algorithm for approximate forward looking missile-borne SAR[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 492-501 (in Chinese).

2009年,易予生^[8]针对 SAR 斜视角较大时,分辨率要求较高和大测绘带成像的特点,结合了 CS 算法的优点,提出了一种改进的大斜视 CS 成像算法,可以处理 70° 的斜视角. 2011年,彭岁阳^[9]采用时域距离走动校正的改进 RD 算法,可以处理 50° 的斜视角. 2012年,张刚等^[10]针对大斜视状态下回波数据方位向和距离向严重耦合、弹载 SAR 平台实时性要求高的特点,提出了一种基于 SPECAN 算法的弹载 SAR 大斜视成像算法,可以处理 60° 的斜视角. 现有的这些改进算法所处理的斜视角度有限,不能达到 $80^\circ \sim 86^\circ$ 的近前视成像,而且由于这些算法在成像处理中都存在各种近似,这些近似导致的误差会随着导弹运动状态的改变而改变,所以高机动的弹载 SAR 平台近前视成像的图像分辨率难以得到保证.

由此考虑到由 Mccorkle 和 Rofheart^[11]最早引入到 SAR 成像处理中的后向投影 (BP) 算法,它是一种精确的时域成像算法,没有直线运动的假设,不但适用于线性或者非线性弹道,而且得到的 SAR 图像没有波前弯曲和几何形变,因此非常适合高机动弹载 SAR 近前视成像. 然而由于传统的 BP 算法在成像过程中需要进行大量的插值运算等操作,这会对实际中采用弹载 SAR 进行实时成像造成很大的影响. 传统 BP 算法由于运算量巨大,影响实时成像,国内外学者对其进行了一系列的改进,Ulander 等^[12]提出了基于因式分解的后向投影成像算法,李杨寰等^[13]提出了多级多分辨率快速后向投影成像算法,李浩林等^[14]提出了改进的快速分解后向投影 SAR 成像算法. 这些算法在很大程度上解决了传统 BP 算法计算效率低的瓶颈问题. 然而,在末制导阶段当要求弹载 SAR 的斜视角度达到近乎前视的 $80^\circ \sim 86^\circ$ 时,相同分辨率下成像积累的脉冲点数会多很多. 由于现有的改进 BP 算法都是基于类似快速傅里叶变换蝶形分解模式,难以进行并行处理.

为了最大程度地提高 BP 算法的运算效率,使其能够满足高机动近前视弹载 SAR 成像的问题,本文引入文献[15]中的子孔径合并和图像分裂思想,提出一种改进的 BP 并行处理算法. 该算法结合了已有的改进 BP 算法的快速性和精确聚焦性,并采用并行处理的方法,极大地降低了 BP 算法的运算量,提高了运算效率. 最后的仿真实验证实了本文所提的算法不仅能满足高机动弹载 SAR 平台 $80^\circ \sim 86^\circ$ 近前视成像分辨率的要求,还能够实时地输出弹载 SAR 图像.

1 近前视弹载 SAR 回波信号模型

弹载 SAR 末制导阶段近前视成像场景如图 1 所示. 导弹沿 ABC 弹道进行匀加速曲线运动,投影到地面上的 xy 平面,航向速度、侧向速度、天向速度分别为 V_x, V_y 和 V_z , 航向加速度、侧向加速度、天向加速度分别为 a_x, a_y 和 a_z . 方位向慢时间为 t_a , 距离向快时间为 t_r , 弹载 SAR 平台在 $t_a = 0$ 时刻的位置是 B 点, 此时距离地面的高度为 H . 设成像区域内任意一个目标为 P 点, 其坐标为 $P(x_0, y_0, 0)$, 导弹在 B 点时到 P 点的最小斜距 $R_c = \sqrt{y_0^2 + H^2}$, 若弹载 SAR 近前视的斜视角为 θ , 那么 $R_0 = \frac{R_c}{\cos \theta}$.

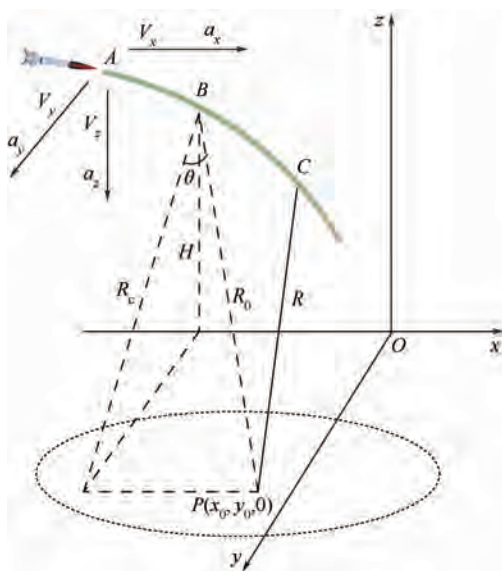


图1 弹载 SAR 末制导阶段近前视成像场景
Fig.1 Imaging scene of approximate forward looking missile-borne SAR in terminal guidance stage

当导弹飞行到任意的 t_a 时刻时,弹载 SAR 到攻击目标 P 之间的瞬时斜距可表示为 $R(t_a)$, 根据图 1 中的几何关系可知:

$$R(t_a) = \sqrt{(x_p - v_x t_a)^2 + (y_p - v_y t_a)^2 + (z_p - v_z t_a)^2}$$

从而可以推导出:

$$R(t_a) = \left[R_0^2 + \left(V_x t_a + \frac{1}{2} a_x t_a^2 - x_0 \right)^2 - 2R_c \left(V_x t_a + \frac{1}{2} a_x t_a^2 - x_0 \right) \sin \theta + \left(V_z t_a + \frac{1}{2} a_z t_a^2 \right)^2 + 2H \left(V_z t_a + \frac{1}{2} a_z t_a^2 \right) \right]^{1/2} \quad (1)$$

假设弹载 SAR 发射线性调频信号,则接收端经过相干检波处理后的基带信号可以表示为

$$s_r(t_r, t_a) = A_r \left[\frac{t_r - 2R(t_a)/c}{T_p} \right] A_a \frac{t_a}{T_a}.$$

$$\exp \left[-j \frac{4\pi K_r}{c} \left(t_r - \frac{2R_{\text{ref}}}{c} \right) \Delta R(t_a) \right] \cdot \exp \left[-j \frac{4\pi}{\lambda} \Delta R(t_a) \right] \exp \left[j \frac{4\pi K_r}{c^2} \Delta R(t_a)^2 \right] \quad (2)$$

式中, A_r 为矩形窗口, A_a 为窗口波形, A_r 与 A_a 共同组成回波的方位向和距离向的窗口函数; c 为电磁波传播速度; T_a 为弹载平台合成孔径时间; T_p 为调频信号脉冲宽度; λ 为载波波长; K_r 为发射信号的距离向调频斜率; R_{ref} 为导弹与场景中心点的参考斜距; $\Delta R(t_a) = R(t_a) - R_{\text{ref}}$. 距离压缩时会用到式(2)中的单频信号 $\exp \left[-j \frac{4\pi K_r}{c} \left(t_r - \frac{2R_{\text{ref}}}{c} \right) \Delta R(t_a) \right]$, 方位位压缩时会用到方位向调频信号 $\exp \left[-j \frac{4\pi}{\lambda} \Delta R(t_a) \right]$, 那么在成像过程中需要消除剩余视频相位项(RVP) $\exp \left[j \frac{4\pi K_r}{c^2} \Delta R(t_a)^2 \right]$.

2 传统后向投影算法分析

后向投影算法最早用在计算机层析成像领域, McCorkle 和 Rofheart^[11] 首先介绍了“时控阵”这个术语, 详细地解释了 BP 算法, 先求得回波的延迟时间, 再相干累加回波, 以此满足方位向的分辨率要求.

在 BP 算法之前要先对回波数据进行距离向的压缩, 经过处理后的各个分割区域回波变成一个叠加曲线. 当信号的时宽带宽积 $B_r T_p \gg 1$ 时, 式(2)变为

$$s_{r1}(t_r, t_a) = A_r \left[\frac{t_r - 2R(t_a)/c}{T_p} \right] A_a \frac{t_a}{T_a} \cdot \exp \left[-j \frac{4\pi K_r}{c} \left(t_r - \frac{2R_{\text{ref}}}{c} \right) \Delta R(t_a) \right] \cdot \exp \left[-j \frac{4\pi}{\lambda} \Delta R(t_a) \right] \otimes_{t_r} \exp \left[-j \pi K_r t_r^2 \right] \quad (3)$$

在距离频域对式(3)进行傅里叶变换, 可得

$$s_{r2}(f_r, t_a) = T_p A_a \frac{t_a}{T_a} \cdot \text{sinc} \left[\pi T_p \left(f + \frac{2K_r}{c} \Delta R(t_a) \right) \right] \cdot \exp \left[-j \frac{4\pi}{\lambda} \Delta R(t_a) \right] \exp \left[j \frac{\pi}{K_r} f_r^2 \right] \quad (4)$$

式中, f_r 为距离向频率; $\otimes_{t_r}$ 代表卷积相乘.

根据式(4), 可以得到 RVP 校正因子表达式

$$H_{\text{RVP}} = \exp \left[-j \frac{\pi}{K_r} f_r^2 \right] \quad (5)$$

将式(4)和式(5)相乘就可以消除 RVP 项, 并且完成距离向压缩, 这样式(4)变为

$$s_{r3}(f_r, t_a) = T_p A_a \frac{t_a}{T_a} \cdot \text{sinc} \left[\pi T_p \left(f + \frac{2K_r}{c} \Delta R(t_a) \right) \right] \cdot \exp \left[-j \frac{4\pi}{\lambda} \Delta R(t_a) \right] \quad (6)$$

其次对方位向进行压缩, 先将弹载 SAR 的扫描场景细化为一个点阵, 找到点阵内每个点的累积回波曲线, 然后对其上的值采取相干叠加, 即可达到方位向压缩的目的, 最终获得弹载 SAR 图像, 可以表示为如下公式:

$$f(x_i, y_i) = \int_{t_a} s_{r3} \left[\frac{2R(t_a, x_i, y_i)}{c}, t_a \right] dt_a = \int_{t_a} s_{r3} [t_{ij}(t_a), t_a] dt_a \quad (7)$$

传统 BP 算法流程图如图 2 所示.

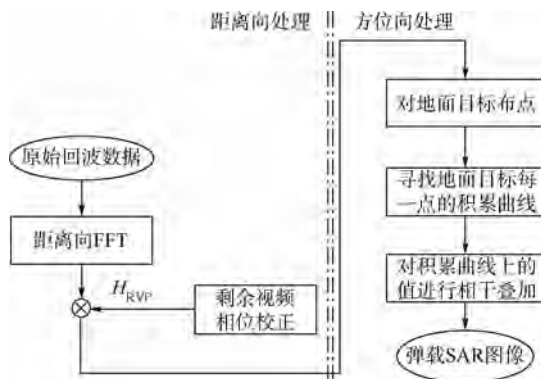


图2 传统 BP 算法流程图

Fig. 2 Flow chart of traditional BP algorithm

3 改进后向投影算法

本节提出的近前视弹载改进 BP 算法在距离向对回波数据的处理与传统 BP 算法是一样的, 不同的是方位向的处理. 首先在距离方向上对弹载 SAR 扫描场景进行等间隔分割, 在合并子孔径的同时分裂图像, 达到所需图像精度时停止合并和分裂, 再相干叠加反向投影到扫描场景的分割小区域内的回波, 这样就会得到扫描区域的弹载 SAR 图像. 图 3 所示为弹载 SAR 扫描场景按条带划分示意图, 正方形大区域的每一列表示弹载 SAR 扫描场景被分割后的一个小区域条. 分割后的小区域条可以单独成像, 因此比较适合并行处理.

在实际操作中, 不用把所有天线扫描过的场

由于每个区域条内的成像算法一致,因此可以选取单个区域条为例进行算法描述. 首先计算初始孔径到初始图像中心间的距离 $d[n_i^{(0)}, p_k^{(0)}]$, 其中 $n_i^{(0)}$ 为第 1 级的第 i 个子孔径, $p_k^{(0)}$ 为第 1 级的第 k 个子图像中心, 并从距离向聚焦后的图像中寻找成像数据 $s_{i3}(d[n_i^{(0)}, p_k^{(0)}])$. 每一级的孔径到对应的图像的距离为 $d[n_i^{(s-1)}, p_k^{(s)}]$, 通过上一级的成像数据得出当前级的成像数据 $s_{i3}(d[n_i^{(s)}, p_k^{(s)}])$, 其中

$$s_{i3}(d[n_i^{(s)}, p_k^{(s)}]) = \sum_{n_i \in n_j} s_{i3}(d[n_i^{(s-1)}, p_k^{(s)}]) \approx \sum_{n_i \in n_j} s_{i3}(d[n_i^{(s-1)}, p_{k/2}^{(s-1)}]) \quad (13)$$

继续进行下一级的子孔径合并和图像细分, 当图像分辨率达到所要求时, 不再往下合并和细分. 累加每一级的成像数据就可以得这个区域条的图像. 最后把所有区域条的图像整合到一起就成为完整的 SAR 图像.

近前视弹载 SAR 改进 BP 算法流程图如图 6 所示.

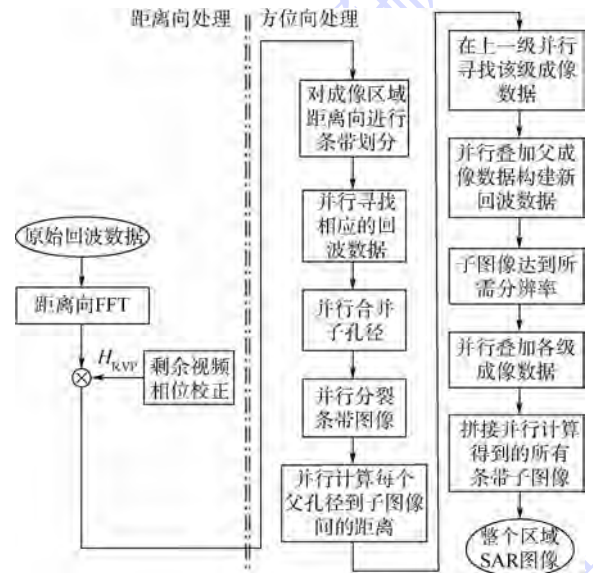


图 6 近前视弹载 SAR 改进 BP 算法流程图

Fig. 6 Flowchart of improved BP algorithm of approximate forward looking missile-borne SAR

4 运算量分析

在对改进 BP 算法进行性能分析时, 考虑最简单的例子, 即子孔径合并和图像细分都只需两级. 孔径距离向长为 L , 首先将其划分成 I 个子孔径, 长为 L_I , 在这个过程中同时把 $M \times N$ 的扫描场景切割成 K 个区域条, 大小为 $M \times N_k$, 其中 M 表示方位向长度, N 表示距离向长度. 其次将子孔径的回波数据投影到对应的区域条上, 再将子孔径

回波数据投影到区域条上的小区域块上. 最后要对回波数据采取插值等操作, 这样使得回波数据得以相干累加. 令插值因子为 η , 则整个操作的运算量为 $\eta L_I(I \times N + N \times M)$.

再考虑通用的情况, 可以将后向投影算法分成 P 步完成. 若 $L > N = M = K^n$, n 为运算的步骤数, 随着分级数的增加, 孔径长度会变大, 同时图像分辨率也会提高, 直到最后获取达到分辨率要求的弹载 SAR 图像. 每一次分级的运算量为 $\eta \times (K - 1) \times N \times M$, 改进算法需要的总运算量为 $\eta \times n \times (K - 1) \times N \times M$.

对孔径和图像处理可以得到任意分解的算法, 如 $L = L_1 L_2 \cdots L_I$. 当 $I = 1$ 和 $L = L_I$ 时, 就是传统的 BP 算法, 传统 BP 算法所需的运算量为 $L \times N \times M$.

与传统的 BP 算法相比, 本文改进 BP 算法获得的加速比为 $\frac{N}{\eta \times (K - 1) \times n}$. 当 $K = 2$ 时, 加速比为 $\frac{N}{\eta \times \lg N}$.

对于高分辨 SAR, 8 倍插值时能满足成像精度的要求, 即取 $\eta = 8$, 这样加速比为 $\frac{N}{8 \times \lg N}$.

当 $N > 64$ 时, $\frac{N}{8 \times \lg N} > 1$, 即改进 BP 算法的运算量小于传统 BP 算法的运算量, N 和加速比的变化方向一致. N 取 4 096 的时候, 改进 BP 算法的速度是传统 BP 算法速度的近 43 倍, 改进 BP 算法与传统 BP 算法相比的加速比如图 7 所示.

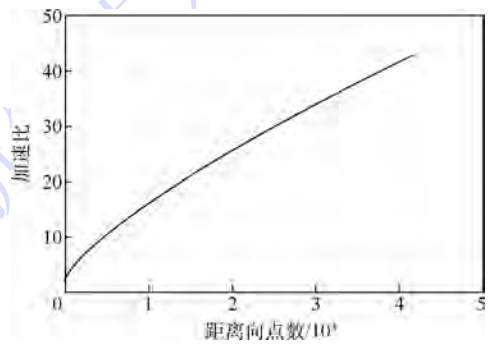


图 7 改进 BP 算法与传统 BP 算法相比的加速比

Fig. 7 Speed-up ratio of improved BP algorithm and traditional BP algorithm

此外, 由于每个条带之间的成像是相互独立的, 因此可以采用并行处理的方法, 改进算法的运算速度可以得到进一步提高.

5 仿真实验

为了验证算法的有效性, 从仿真回波数据和

实测回波数据 2 个方面进行实验. 所有实验在同一计算机上的 MATLAB(R2014a 版本) 环境下运行, 计算机处理器核为 Intel Ivy Bridge Core(TM) i7-3770S CPU, 内存为 16 GB, 主频为 3.10 GHz.

5.1 仿真数据实验

为了验证改进 BP 算法的有效性, 对地面的一重型坦克目标进行 86°近前视弹载 SAR 成像仿真, 仿真参数如表 1 所示. 本实验在采用 Matlab 进行仿真实验时, 未采用处理器的并行处理功能, 只做线性算法处理.

表 1 近前视弹载 SAR 仿真参数

Table 1 Simulation parameters of approximate forward looking missile-borne SAR			
参数	数据	参数	数据
载频/GHz	16	方位向采样点数	1024
斜视角/(°)	86	航向速度/(m·s ⁻¹)	900
信号带宽/MHz	200	航向加速度/(m·s ⁻²)	-12
平台高度/m	10000	侧向速度/(m·s ⁻¹)	100
脉冲宽度/μs	21	侧向加速度/(m·s ⁻²)	8
脉冲重复频率/kHz	25	天向速度/(m·s ⁻¹)	-600
距离向采样点数	2048	天向加速度/(m·s ⁻²)	-25

在末制导阶段的初始时刻, 设定导弹的位置坐标为(-400, -550, 16000). 弹载 SAR 天线扫描区域内有一重型坦克目标, 重型坦克目标强散射点分布示意图如图 8 所示, 它有 20 个比较强的散射中心, 标号 1~20 的散射中心点的位置坐标(单位为 m)分别为 1(-3, 18, 0), 2(3, 18, 0), 3(-6, 12, 0), 4(-3, 12, 0), 5(3, 12, 0), 6(6, 12, 0), 7(-6, 6, 0), 8(0, 6, 0), 9(6, 6, 0), 10(-6, 0, 0), 11(0, 0, 0), 12(6, 0, 0), 13(-6, -6, 0), 14(0, -6, 0), 15(6, -6, 0), 16(0, -9, 0), 17(-6, -12, 0), 18(-3, -12, 0), 19(3, 12, 0), 20(6, 12, 0).

分别利用传统 BP 算法和本文改进 BP 算法对该坦克目标进行成像, 仿真坦克数据成像结果如图 9 所示, 其中图 9(a)为传统 BP 算法的成像结果, 图 9(b)为本文改进 BP 算法的成像结果.

由图 9(a)和图 9(b)可以看出, 传统 BP 算法和本文改进 BP 算法都可以对仿真坦克数据精确成像, 成像结果和坦克的 20 个强散射中心的坐标值基本一致.

下面对强散射中心点的脉冲响应进行成像质量评价. 如图 10 与图 11 所示分别为传统 BP 算法和本文改进 BP 算法的强散射中心成像等高线图.

对比图 10 和图 11 可以看出, 强散射中心点 1, 3, 9, 11, 13 和 20 的成像效果差不多, 都在可接

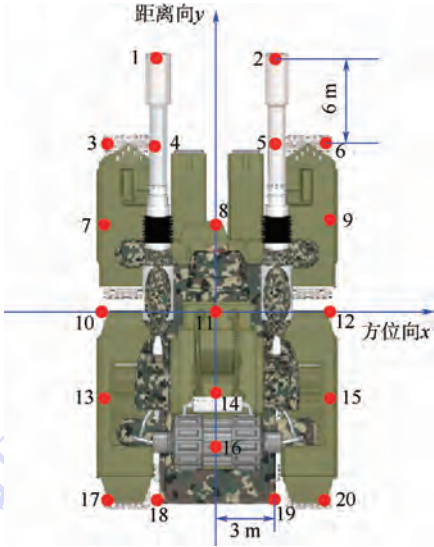


图 8 重型坦克目标强散射点分布示意图
Fig. 8 Distribution schematic of strong scattering target points of male tank

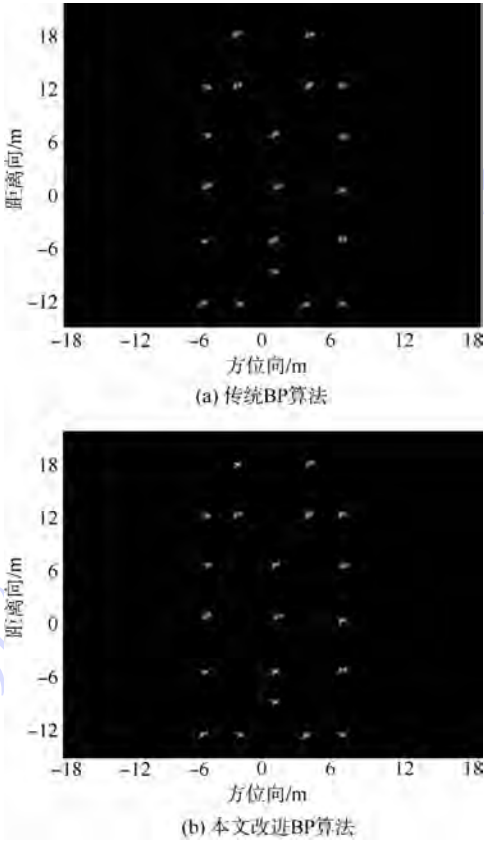


图 9 仿真坦克数据成像结果
Fig. 9 Imaging results of simulation tank data

受的范围内. 这是因为 BP 算法不用进行距离徙动校正也可以获取高精度的 SAR 图像, 不像现有的其他算法还需要解决深度聚焦问题.

为了同其他改进算法比较成像质量指标性能, 将坦克强散射中心成像结果评价指标列于表 2 中.

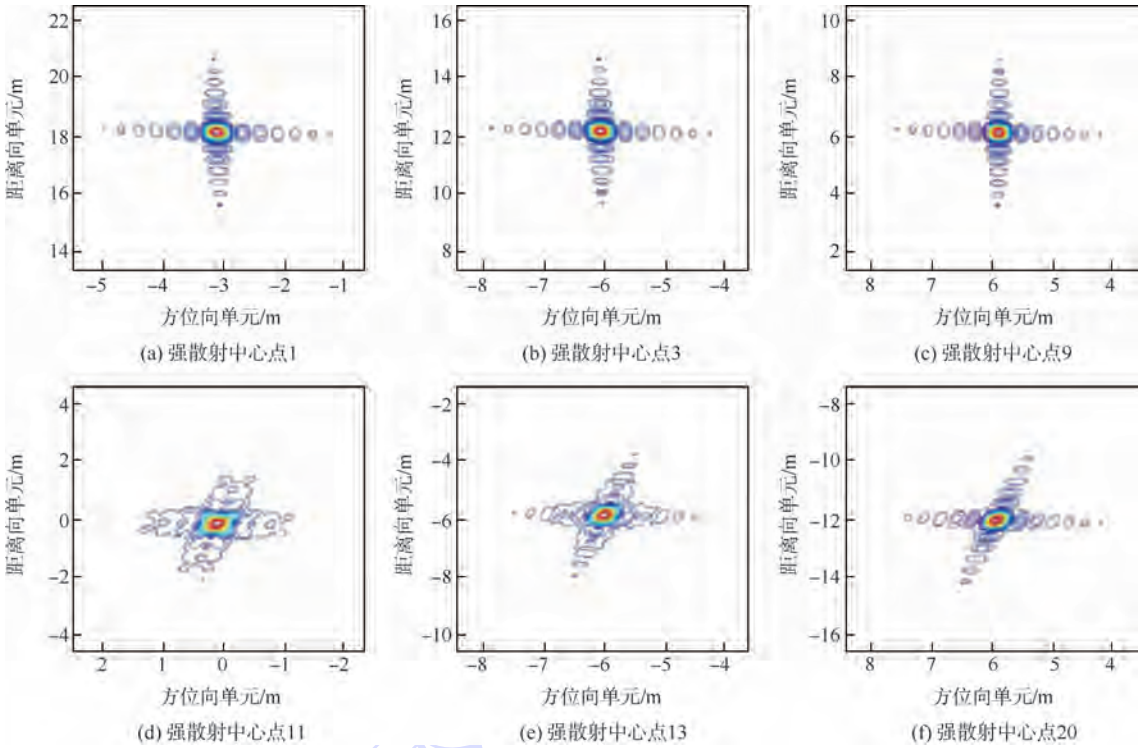


图 10 传统 BP 算法强散射中心成像等高线图

Fig. 10 Contour maps of strong scattering center imaging in traditional BP algorithm

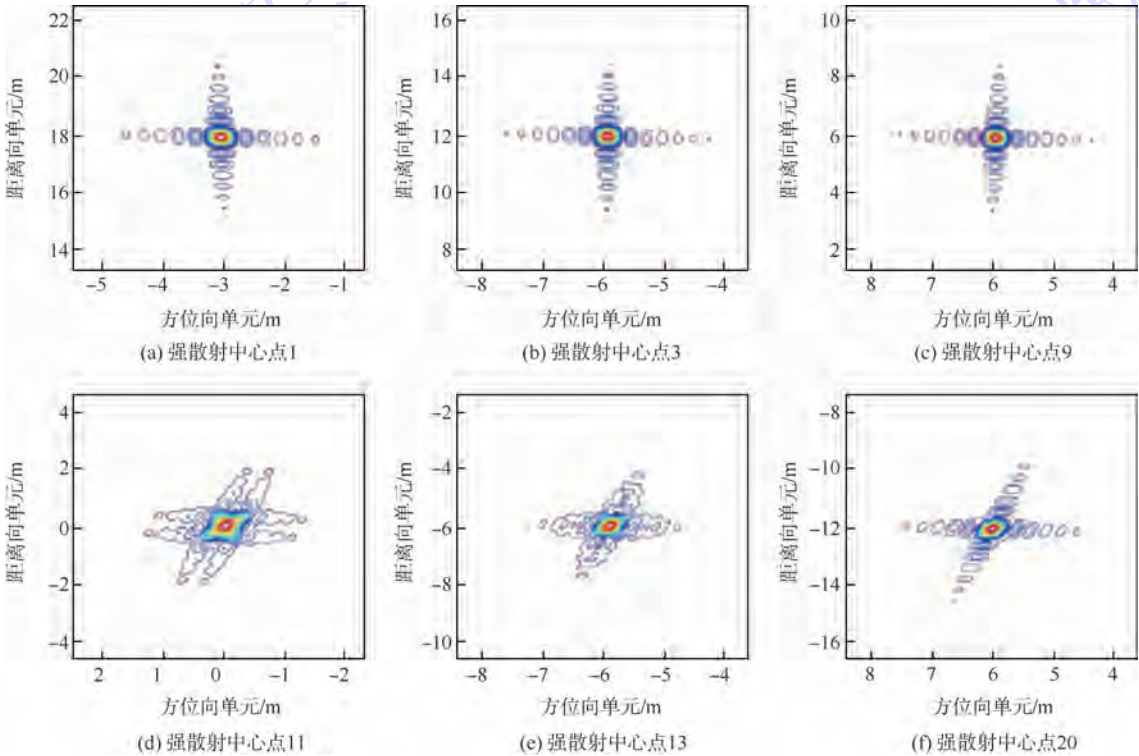


图 11 本文改进 BP 算法强散射中心成像等高线图

Fig. 11 Contour maps of strong scattering center imaging in improved BP algorithm of this paper

由表 2 的结果可以分析出,本文改进 BP 算法的各性能指标数据与所列文献的改进算法的各性能指标数据差不多,峰值旁瓣比 (PSLR)、积分旁瓣比 (ISLR) 及分辨率这 3 个指标都稍差于传

统 BP 算法的,但这并不影响导弹获得正确的 SAR 图像信息. 从运算时间上来看,仿真实验中传统 BP 算法需要 26.4 s 的时间,而本文改进的 BP 算法仅需要 2.6 s,与表 2 中其他的改进 BP 算

表 2 坦克强散射中心成像结果评价指标

Table 2 Evaluating indicator of strong scattering center imaging results of tank

成像算法	目标位置	方位向			距离向			运算时间/s
		PSLR/dB	ISLR/dB	分辨率/m	PSLR/dB	ISLR/dB	分辨率/m	
文献[11]传统BP算法	1	13.26	9.98	1.00	13.23	9.99	0.91	26.4
	3	13.24	9.99	1.00	13.25	10	0.93	
	9	13.25	10.00	1.00	13.26	9.98	0.94	
	11	13.24	9.99	1.00	13.24	9.99	0.91	
	13	13.23	9.98	1.00	13.25	10	0.92	
	20	13.25	10.00	1.00	13.23	9.98	0.94	
文献[12]算法	1	13.12	9.92	1.24	13.09	9.90	1.18	2.7
	3	13.08	9.91	1.22	13.08	9.91	1.16	
	9	13.11	9.94	1.25	13.11	9.91	1.19	
	11	13.09	9.92	1.23	13.07	9.92	1.16	
	13	13.07	9.93	1.22	13.14	9.90	1.17	
	20	13.14	9.95	1.24	13.10	9.91	1.18	
文献[13]算法	1	13.10	9.87	1.20	12.98	9.76	1.15	2.6
	3	13.12	9.89	1.21	12.94	9.78	1.14	
	9	13.10	9.91	1.22	12.95	9.76	1.17	
	11	13.11	9.86	1.20	12.97	9.79	1.16	
	13	13.12	9.88	1.24	12.99	9.75	1.15	
	20	13.10	9.91	1.22	12.96	9.79	1.18	
文献[14]算法	1	13.09	9.87	1.21	12.87	9.72	1.16	2.7
	3	13.02	9.85	1.22	12.90	9.78	1.17	
	9	13.05	9.82	1.21	12.89	9.76	1.18	
	11	13.02	9.87	1.22	12.93	9.79	1.14	
	13	13.04	9.86	1.23	12.91	9.75	1.16	
	20	13.03	9.84	1.21	12.92	9.76	1.15	
本文改进BP算法	1	13.20	9.97	1.20	13.10	9.90	1.12	2.6
	3	13.18	9.96	1.19	13.09	9.91	1.12	
	9	13.16	9.94	1.19	13.11	9.92	1.14	
	11	13.19	9.96	1.18	13.08	9.91	1.13	
	13	13.16	9.93	1.20	13.12	9.92	1.15	
	20	13.18	9.95	1.21	13.07	9.90	1.13	

法的速度相当.通过实验还得知,当不包括算法的预处理以及输出等处理时间时,核心算法的处理时间基本上能够达到理论加速比.

为了进一步体现本文算法在硬件实现上的运算时间优势,将文献[12-14]以及本文的算法移植到自主研发的以 TMS320C6713 为核心处理器的 8 片 DSP 并行高速信号处理板上,各算法在多 DSP 处理器上的运算时间如表 3 所示.

表 3 各算法在多 DSP 处理器上的运算时间

Table 3 Run time of each algorithm on multi-DSP processor			s
成像算法	运算时间	成像延迟	
文献[11]传统 BP 算法	2.30	0.42	
文献[12]算法	0.28	0.06	
文献[13]算法	0.25	0.05	
文献[14]算法	0.27	0.06	
本文改进 BP 算法	0.04	0.01	

由于本文改进的 BP 算法是按条带进行独立成像的,可以对回波数据进行并行处理,配合目前多核并行处理的 DSP 芯片,成像时间可以得到进

一步缩短,从而在运算时间上也会优于现有的其他改进 BP 算法.这样,本文改进的 BP 算法更加符合近前视弹载 SAR 成像的高实时性要求.

5.2 实测回波数据实验

采用传统 BP 算法和本文改进 BP 算法对实测的回波数据进行成像实验,以做更进一步的验证.弹载 SAR 相关参数如下:载频为 16.5 GHz,信号带宽为 200 MHz,脉冲重复频率为 13.653 kHz,脉冲宽度为 26.67 μ s,高度为 15 km,斜视角为 86°,航向速度为 900 m/s,侧向速度为 100 m/s,天向速度为 600 m/s,采样率为 120 MHz,参考距离为 3 652 m.传统 BP 算法对实测回波数据的成像结果如图 12(a)所示,成像耗时 5 786 s,本文改进 BP 算法对实测回波数据的成像结果如图 12(b)所示,成像耗时 613 s.

从图 12 中可以看出,本文改进 BP 算法获取的近前视弹载 SAR 图像基本上能达到传统 BP 算法的成像效果,但是传统 BP 算法的运算时间是本文改进算法的 9.4 倍,这与 5.1 节的仿真结果



(a) 传统BP算法



(b) 本文改进BP算法

图 12 对实测回波数据的成像结果

Fig. 12 Imaging results of measured echo data

类似.在此基础上,若再对本文改进 BP 算法采用并行处理,那么成像速度亦会得到大幅度的提高.

6 结 论

本文在对近前视弹载 SAR 几何关系和传统 BP 算法详细分析的基础上,提出了一种适于并行处理的改进 BP 算法.得到的结论如下:

1) 本文通过对斜视角为 86° 的扫描场景进行成像,通过与现有的各种典型的改进 BP 算法比较,结果验证了本文改进算法的有效性和可行性, SAR 图像评价指标结果说明了本文算法的高精度性和快速性.

2) 在运算时间和成像延迟方面,由于本文改进算法适于并行处理,若配合多核高性能 DSP 芯片,其成像速度也会高于现有其他算法的成像速度.

3) 通过对 86° 斜视角实测回波数据进行成像,所得的 SAR 图像进一步证实了本文改进算法在精确制导领域的实用性.

参考文献 (References)

[1] 保铮,邢孟道,王彤.雷达成像技术[M].北京:电子工业出版社,2005:146-151.
Bao Z, Xing M D, Wang T. Radar imaging technique[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2005:146-151 (in Chinese).

[2] 彭岁阳,胡卫东,杜小勇.一种基于合成带宽技术提高 SAR 分辨率的新方法[J].信号处理,2010,26(1):12-16.
Peng S Y, Hu W D, Du X Y. A new method for improving SAR resolution based on synthesized bandwidth technique[J]. Signal Processing, 2010, 26(1):12-16 (in Chinese).

[3] 吴勇,宋红军,彭靳.基于时域去走动的 SAR 大斜视 CS 成像算法[J].电子与信息学报,2010,32(3):593-598.
Wu Y, Song H J, Peng J. Chirp scaling imaging algorithm of SAR in high squint mode based on range walk removal[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2010, 32(3):593-598 (in Chinese).

[4] Sun X, Yeo T S, Zhang C, et al. Time-varying step-transform algorithm for high squint SAR imaging[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1999, 37(6):2668-2677.

[5] 俞根苗,邓海涛,张长耀,等.弹载侧视 SAR 成像及几何校正研究[J].系统工程与电子技术,2006,28(7):997-1001.
Yu G M, Deng H T, Zhang C Y, et al. Study of imaging processing and geometric correction of missile-borne side-looking SAR[J]. Systems Engineering and Electronics, 2006, 28(7):997-1001 (in Chinese).

[6] 张泽云,赵宏生,徐朝阳.基于 ADSP-TS201S 的雷达信号处理研究[J].舰船电子对抗,2011,34(3):46-48.
Zhang Z Y, Zhao H S, Xu C Y. Research into radar signal processing based on ADSP-TS201S[J]. Shipboard Electronic Countermeasure, 2011, 34(3):46-48 (in Chinese).

[7] 李悦丽.弹载合成孔径雷达成像技术研究[D].湖南:国防科学技术大学,2008.
Li Y L. The imaging techniques of missile-borne synthetic aperture radar[D]. Hunan: National University of Defense Technology, 2008 (in Chinese).

[8] 易予生.弹载合成孔径雷达成像算法研究[D].西安:西安电子科技大学,2009.
Yi Y S. Research on imaging algorithm for the missile-borne synthetic aperture radar[D]. Xi'an: Xidian University, 2009 (in Chinese).

[9] 彭岁阳.弹载合成孔径雷达成像关键技术研究[D].长沙:国防科学技术大学,2011.
Peng S Y. Research on key technologies of missile-borne synthetic aperture radar imaging[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011 (in Chinese).

[10] 张刚,杨立波,祝明波,等.弹载 SAR 大斜视 SPECAN 成像算法[J].无线电工程,2012,42(11):10-13.
Zhang G, Yang L B, Zhu M B, et al. SPECAN imaging algorithm for missile-borne SAR with high squint angle[J]. Radio Engineering, 2012, 42(11):10-13 (in Chinese).

[11] McCorkle J W, Rofheart M. An order $N^2 \log_2(N)$ back projector algorithm for focusing wide-angle wide-bandwidth arbitrary motion synthetic aperture radar[J]. Proceedings of SPIE on Radar Sensor Technology, 1996(2747):25-36.

[12] Ulander L M H, Hellsten H, Stenström G. Synthetic aperture radar processing using fast factorized back-projection[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2003, 39(3):760-776.

[13] 李杨寰,宋千,王鹏宇,等.多级多分辨快速后向投影成像算法[J].电子学报,2011,39(3):518-524.

Li Y H, Song Q, Wang P Y, et al. Multi-stage multi-resolution fast back-projection imaging algorithm [J]. Acta Electronica Sinica, 2011, 39(3): 518-524 (in Chinese).

[14] 李浩林, 张磊, 杨磊, 等. 一种改进的快速分解后向投影 SAR 成像算法 [J]. 电子与信息学报, 2013, 35(6): 1435-1441.

Li H L, Zhang L, Yang L, et al. A novel fast factorized back-

projection algorithm for synthetic aperture radar imaging [J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2013, 35(6): 1435-1441 (in Chinese).

[15] Kaplan L M, McClellan J H, Seung M O. Prescreening during image formation for ultrawideband radar [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2002, 38(1): 74-88.

Improved back-projection imaging algorithm for approximate forward looking missile-borne SAR

YE Xiaoming¹, ZHANG Guofeng¹, HU Xiaoguang^{*1}, CHEN Ruiguo², SUN Yanhe³

- (1. State Key Laboratory of Virtual Reality Technology and Systems, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. The State Grid Liaoning Power Co. Ltd., Shenyang 110006, China;
3. The Maintenance Branch of State Grid Liaoning Power Co. Ltd., Shenyang 110003, China)

Abstract: In order to solve the problems that the existing high squint missile-borne synthetic aperture radar (SAR) algorithm can not deal with too high squint angle, and that the calculated amount of traditional back-projection (BP) imaging algorithm is too large, as well as that the current fast BP algorithm can not process the echo data in parallel, an improved approximate forward looking missile-borne SAR back-projection imaging algorithm which can process echo data in parallel was proposed. According to geometrical relationship of approximate forward looking missile-borne SAR, an echo signal model was established. And the imaging area was divided to equidistance strip in range along the distance direction. The image was split when merging sub aperture, and the splitting and merging did not stop until the accuracy of image met the requirements. Next the raw echo data was back projected to each strip for coherent integration, and then the missile-borne SAR image was obtained. If these strips were processed for imaging in parallel, the imaging speed would be further improved. Finally, results of simulation echo data and real echo data validate that the improved algorithm can deal with approximate forward looking scene with 86° squint angle, and it can greatly improve the computation speed compared with that of traditional BP algorithm. Moreover, the computation speed is faster than that of other improved BP algorithms by processing those strips in parallel.

Key words: missile-borne; synthetic aperture radar; approximate forward looking; back-projection; process in parallel

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0227

信息提供下的公交管制策略

刘大龙, 田琼*

(北京航空航天大学 经济管理学院, 北京 100191)



摘 要: 研究在提供公共交通服务信息情况下不同的管制策略对公交企业在设定价格、发车时间间隔的影响. 公交管制策略主要包括完全无管制(垄断)策略、完全管制(社会最优)策略、收益率管制策略和数量控制策略. 模型假设到站台的乘客流是随机分布的, 乘客根据公交公司的服务频率和信息质量来决定是否事先计划行程以最小化自己的期望出行成本. 研究表明, 不同管制下的信息质量与乘车人数、信息质量与发车时间间隔有类似的对应关系, 社会最优时提供信息质量好于垄断最优, 且乘车人数是垄断最优的2倍, 其他外生变量对4种管制下的决策也具有显著影响.

关 键 词: 公共交通运输管理; 信息提供; 管制策略; 收益率管制; 数量管制

中图分类号: U49

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0502-07

随着 IT 技术的快速发展, 公共交通运行的实时信息往往能够帮助乘客更好地规划出行, 这些信息包括时刻表、车次计划的变更、预计的延迟等. 但由于个体的差异, 每位乘客获取公交信息的能力是不同的, 有的乘客能够利用信息计划出行, 降低站台等待时间成本, 使得总成本降低, 而有的乘客则因为不擅于利用信息, 使计划成本超过计划能够降低的等待时间成本, 反而增加了总成本. 除此之外, 及时地提供准确的信息也会给公交公司带来额外成本, 信息服务质量越高, 乘客规划成本越小则公交公司的成本越高^[1-2]. 已有文献对公交价格和服务频率进行了大量的研究, 有关公交信息方面的研究主要侧重于公交信息系统及其相关技术的研究^[3-4], 有关公交信息对乘客出行行为的分析相对较少. 2012 年 De Borger 和 Fosgerau 对公交管制策略下的信息提供进行了研究, 他们考虑了乘客获取信息能力的差异, 在并不能

都依据信息计划出行下, 比较了用户均衡和系统最优的状态, 但他们只考虑了价格帽 (price-cap) 的管制策略, 没有研究应用更为普遍的收益率 (rate-of-return) 管制策略和数量控制 (quantity-control) 管制策略^[5].

在公交市场上, 公交公司受政府管制, 其提供运输服务的目的是最大化自身利益, 而政府作为委托人, 他们选择不同的管制策略, 目的是提高社会福利, 两者目的不完全一致, 存在博弈^[6]. Tian 等对公交管制策略进行了研究, 得出了不同交通管制策略下社会最优与垄断最优的帕累托有效边界, 但没有对公交信息服务进行研究^[7]. 本文主要研究如何在信息提供背景下对公交公司进行管制.

1 基本模型

本节主要描述了模型的基本结构, 重点是信息提供的质量, 并且只考虑单一的公交线或地铁

收稿日期: 2014-04-25; 录用日期: 2014-07-25; 网络出版时间: 2014-08-06 15:39

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0227.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(71071011, 71271017); 国家 973 重大基础研究计划项目(2012CB725401); 中央基本科研业务费资助项目(YMF-2014-JGXY-002)

作者简介: 刘大龙(1988—), 男, 江苏盐城人, 硕士生, ldlfriend@163.com

* 通讯作者: 田琼(1981—), 男, 河北廊坊人, 副教授, tianqiong@buaa.edu.cn, 主要研究方向为城市运输经济学、运输管理等研究.

引用格式: 刘大龙, 田琼. 信息提供下的公交管制策略[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 502-508.

Liu D L, Tian Q. Regulation strategies on the public transit system with information provision[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 502-508 (in Chinese).

线而不考虑其他诸如公共汽车尺寸、其他车辆对乘坐公交人数的影响等内容。

1.1 乘坐公交的一般成本

考虑一条公交线路,乘客提前依据信息计划行程或随机去公交站台出行.乘坐公交的成本包括:公交车票、等待时间成本^[8],延误时间成本^[9-10],车内拥挤成本和计划行程的成本^[11-14].在信息作用下,还包括获取公交信息的成本.计划行程与不计划行程都需要支付公交票价 p .设途中时间为常数 T ,乘客单位时间成本为 α ,则途中时间成本为 αT .如果乘客计划行程,则到站台后就没有等待时间成本,如果乘客不计划行程,则有等待时间.假设公交车发车的间隔稳定为 h ,如果乘客不计划行程,期望等待时间为 $h/2$.如果计划行程,则计划成本为 $\alpha\psi(I)$, $\psi(I)$ 表示信息质量为 I 时乘客计划行程所消耗的信息查找时间, $\psi(I)$ 是关于 I 的单调递减函数($\psi'(I) < 0$),即信息质量越好,计划行程的查找时间越短,计划成本也就越少.所以乘客乘坐公交计划行程的一般成本为

$$G_1(p, h, I) = p + \alpha T + \alpha\psi(I) \quad (1)$$

乘客不计划行程的一般成本为

$$G_2(p, h, I) = p + \alpha T + \alpha h/2 \quad (2)$$

由式(1)和式(2)可知,计划行程与否主要取决于 $\alpha\psi(I)$ 与 $\alpha h/2$ 之间的大小关系,令 $\alpha\psi(I) = \alpha h/2$ 的解为

$$I_\omega = \psi^{-1}(h/2) \quad (3)$$

其中 I_ω 为使乘客进行计划行程的最差信息质量,是关于 h 的函数.式(3)两边对 h 求导,得

$$\frac{dI_\omega}{dh} = \frac{d\psi^{-1}(h/2)}{dh} = \frac{1}{2}\psi^{-1}(h/2)' < 0 \quad (4)$$

所以两公交车之间的时间间隔越大,即服务频率越小,乘客计划行程的最差信息质量越小.

假设 $I \in (I^-, I^+)$,若 $I_\omega > I^+$,则没有人计划行程;若 $I_\omega < I^-$,则所有的人都计划行程,计划行程人数的比例可以表示为

$$\Phi(I_\omega) = \int_{I_\omega}^{I^+} \phi(I) dI \quad (5)$$

其中 $\phi(I)$ 是关于 I 的密度函数,上式两边分别对 h 求导,得

$$\frac{d\Phi(I_\omega)}{dh} = -\phi(I_\omega) \frac{dI_\omega}{dh} > 0 \quad (6)$$

所以增加公交车之间的发车时间间隔,即降低服务频率可以增加计划行程的人数比例.

则不计划行程人数的比例为

$$1 - \Phi(I_\omega) = 1 - \int_{I_\omega}^{I^+} \phi(I) dI \quad (7)$$

所以乘坐公交的期望一般成本为

$$G(p, h, I) = p + \alpha T + \alpha\psi(I) \int_{I_\omega}^{I^+} \phi(I) dI + \frac{\alpha h}{2} (1 - \int_{I_\omega}^{I^+} \phi(I) dI) \quad (8)$$

1.2 消费者剩余、公交公司收入和社会福利

$D(N)$ 为当乘车人数为 N 时乘坐公交的一般成本,是反需求函数, $D'(N) < 0$,即乘坐公交一般成本的减少会造成乘客数量的增加; N 为乘车人数.

由均衡条件

$$D(N) = G(p, h, I) \quad (9)$$

得

$$p(N, h, I) = D(N) - \alpha T - \alpha\psi(I) \int_{I_\omega}^{I^+} \phi(I) dI - \frac{\alpha h}{2} \left(1 - \int_{I_\omega}^{I^+} \phi(I) dI \right) \quad (10)$$

消费者剩余为

$$\pi(N) = \int_0^N D(n) dn - D(N) \cdot N \quad (11)$$

其中 $n \in (0, N)$.

公交公司收入为

$$R(N, h, I) = p(N, h, I) \cdot N \quad (12)$$

公交公司成本为

$$C(N, h, I) = \frac{h_1}{h} + \kappa \cdot N + g(I) \quad (13)$$

其中, h_1 为运行一辆公交车的系统固定成本,如司机费用等,为一常数; κ 为乘客的平均变动成本,包括油耗费用、电费等,为一常数; $g(I)$ 为公交公司提供信息的成本.故公交公司的利润为

$$F(N, h, I) = R(N, h, I) - C(N, h, I) \quad (14)$$

社会福利为

$$W(N, h, I) = \pi(N) + F(N, h, I) \quad (15)$$

2 垄断最优与社会最优

本节分析公司利润最大化与社会福利最大化2种情况下乘车人数、发车时间间隔和信息质量之间的关系以及公交价格的确定.

2.1 垄断最优

如果政府对公交不进行管制,那么公交公司将寻找最优的 (N, h, I) 使其自身利润最大化,即

$$\max_{N, h, I} F(N, h, I) \quad (16)$$

该数学规划的一阶条件为

$$\begin{cases} \frac{\partial F}{\partial N} = 0 \\ \frac{\partial F}{\partial h} = 0 \\ \frac{\partial F}{\partial I} = 0 \end{cases} \quad (17)$$

由 $\frac{\partial F}{\partial N} = 0$ 得

$$D'(N^F) \cdot N^F + D(N^F) = \alpha T + \alpha \psi(I^F) \int_{I_w^F}^{I^+} \phi(I) dI + \frac{\alpha h^F}{2} \left(1 - \int_{I_w^F}^{I^+} \phi(I) dI \right) + \kappa \quad (18)$$

其中,上标 F 为利润最大化情况下变量的解;等号左边为公交公司的边际收入,第 1 部分反应了公交公司的市场垄断能力;等号右边为乘客的期望边际成本.

由式(18)得

$$p^F = -D'(N^F) \cdot N^F + \kappa \quad (19)$$

因为 $D'(N) < 0$, 所以式(19)第 1 项为正. 这说明垄断情况下, 公交公司为了最大化其利润, 将设定比平均乘客变动成本 κ 更大的公交价格, 与经典的微观经济学市场结构理论中的垄断定价理论一致.

2.2 社会最优

政府的目的是使社会福利最大, 即

$$\max_{N, h, I} W(N, h, I) \quad (20)$$

该数学规划的一阶条件为

$$\begin{cases} \frac{\partial W}{\partial N} = 0 \\ \frac{\partial W}{\partial h} = 0 \\ \frac{\partial W}{\partial I} = 0 \end{cases} \quad (21)$$

社会最优的目标函数比垄断最优的目标函数多了一个消费者剩余部分, 即式(11), 而式(11)是一个关于 N 的函数, 因此, 除了第 1 个一阶条件不同之外, 另外 2 个一阶条件与垄断最优相等.

由 $\frac{\partial W(N, h, I)}{\partial N} = 0$, 得

$$D(N^W) = \alpha T + \alpha \psi(I^W) \int_{I_w^W}^{I^+} \phi(I) dI + \frac{\alpha h^W}{2} \left(1 - \int_{I_w^W}^{I^+} \phi(I) dI \right) + \kappa \quad (22)$$

其中, 上标 W 为社会最优情况下各个变量的解; 等号左边为整个社会的边际收入; 等号右边为整个社会系统的边际成本. 由式(22)得

$$p^W = \kappa \quad (23)$$

该价格的制定只弥补了乘客的平均变动成本, 没有剥夺消费者的剩余, 整个社会最优.

3 管制策略

本节主要分析在不同的管制策略下信息为整

个公交系统的优化所产生的作用. 管制策略主要包括收益率管制策略和数量管制策略.

3.1 收益率管制策略

在收益率管制策略下, 公交公司可以自由改变其输入, 即发车的频率和提供信息的质量, 也可以改变自己的输出水平, 即乘客数, 但公交公司的经济利润是有一定的约束的, 经济利润平摊到每位乘客时不能超过政府规定的每单位输出收益, 用 $\varepsilon (\varepsilon > 0)$ 表示, 那么收益率约束就是 $F(N, h, I)/N \leq \varepsilon$.

该优化问题为

$$\begin{aligned} \max_{N, h, I} & F(N, h, I) \\ \text{s. t.} & F(N, h, I) \leq \varepsilon \cdot N \end{aligned} \quad (24)$$

其一阶条件为

$$\begin{cases} (\rho - 1) \frac{\partial F(N, h, I)}{\partial N} = \varepsilon \cdot \rho \\ (\rho - 1) \frac{\partial F(N, h, I)}{\partial h} = 0 \\ (\rho - 1) \frac{\partial F(N, h, I)}{\partial I} = 0 \end{cases} \quad (25)$$

其中, $\rho \geq 0$, 且 ρ 是收益率约束的拉格朗日乘子.

由式(25)得, $\rho \left(\frac{\partial F(N, h, I)}{\partial N} - \varepsilon \right) = \frac{\partial F(N, h, I)}{\partial N}$.

当 $\frac{\partial F(N, h, I)}{\partial N} = \varepsilon$ 时, 则 $\frac{\partial F(N, h, I)}{\partial N} = 0$, 矛盾, 故

$$\rho = \frac{\partial F(N, h, I)}{\partial N} / \left(\frac{\partial F(N, h, I)}{\partial N} - \varepsilon \right).$$

当边际利润大于约束收益率, 且均大于 0 时, 收益率约束为紧约束, 此时 $\rho > 1$; 当边际利润小于 0, 且小于约束收益率时, 收益率约束为紧约束, 此时 $0 < \rho < 1$; 当边际利润为 0 时, 则收益率约束为松约束, 不起作用, 此时 $\rho = 0$.

3.2 数量管制策略

数量控制管制策略是为了保证整个公交系统有一定的输出能力, 因此, 政府会制定一个最小输出量 $\underline{N}$, 那么数量约束就可以表示为 $N \geq \underline{N}$, 则该优化问题为

$$\begin{aligned} \max_{N, h, I} & F(N, h, I) \\ \text{s. t.} & N \geq \underline{N} \end{aligned} \quad (26)$$

该优化问题的一阶条件为

$$\begin{cases} \frac{\partial F(N, h, I)}{\partial N} = -\mu \\ \frac{\partial F(N, h, I)}{\partial h} = 0 \\ \frac{\partial F(N, h, I)}{\partial I} = 0 \end{cases} \quad (27)$$

其中, $\mu \geq 0$, 且 μ 是数量约束的拉格朗日乘子, 其

经济含义是对乘车人数边际利润的负数. 与垄断最优相比较, 惟一不同的是 $\partial F(N, h, I)/\partial N = -\mu$. 若边际利润为 0, 即 $\mu = 0$, 此时数量约束为松约束, 不起作用, 其最优解与垄断最优解相同; 若边际利润小于 0, 即 $\mu > 0$, 此时数量约束是紧约束, 即 $N = \underline{N}$, 就相当于求解优化问题:

$$\max_{h, I} F(\underline{N}, h, I) \quad (28)$$

$$\text{由一阶条件} \frac{\partial F(\underline{N}, h, I)}{\partial h} = 0 \text{ 和 } \frac{\partial F(\underline{N}, h, I)}{\partial I} =$$

0 所求得解为最优解; 不存在边际利润大于 0 的情况, 因为即使存在边际利润大于 0 时的情况, 也可以通过增加乘客人数提高利润, 而且不用违背数量约束.

3.3 公交管制策略的比较

在不影响研究结论的前提下, 为了方便解析推导, 本文采用线性函数的形式来描述乘客需求和相关信息成本. 假设反需求函数为 $D(N) = b - a \cdot N$, 乘客查找信息的时间函数为 $\psi(I) = c/I$, 公交公司提供信息的成本函数为 $g(I) = d \cdot I$. 信息质量 $I \sim U(0, 1)$, 则 $\phi(I) = 1, I \in (0, 1)$. 其中, a, b, c, d 为参数, 则收益率管制和数量管制策略起作用情况下优化的求解条件分别为

$$\begin{cases} F(N, h, I) = \varepsilon \cdot N \\ (\rho - 1) \frac{\partial F(N, h, I)}{\partial N} = \varepsilon \cdot \rho \\ (\rho - 1) \frac{\partial F(N, h, I)}{\partial h} = 0 \\ (\rho - 1) \frac{\partial F(N, h, I)}{\partial I} = 0 \end{cases} \quad (29)$$

和

$$\begin{cases} N = \underline{N} \\ \frac{\partial F(N, h, I)}{\partial N} = -\mu \\ \frac{\partial F(N, h, I)}{\partial h} = 0 \\ \frac{\partial F(N, h, I)}{\partial I} = 0 \end{cases} \quad (30)$$

求得相应的收益率管制的解为

$$\begin{cases} \rho_\varepsilon = \frac{A - (ah_1 I_\varepsilon / \alpha c^2)}{A - (ah_1 I_\varepsilon / \alpha c^2) - \varepsilon} \\ N_\varepsilon = \frac{h_1 I_\varepsilon}{2\alpha c^2} \\ h_\varepsilon = \frac{2ch_1}{h_1 - 2cdI_\varepsilon} \\ I_\varepsilon = \frac{A - \varepsilon \pm \sqrt{(A - \varepsilon)^2 - 2ah_1/c}}{ah_1/\alpha c^2} \end{cases} \quad (31)$$

数量管制的解为

$$\begin{cases} \mu_\underline{N} = 2a\underline{N} - A \\ N_\underline{N} = \underline{N} \\ h_\underline{N} = \frac{2ch_1^2}{h_1^2 - 4\alpha c^3 d \underline{N}} \\ I_\underline{N} = \frac{2\alpha c^2 \underline{N}}{h_1} \end{cases} \quad (32)$$

而完全无管制的垄断最优解为

$$\begin{cases} N^F = \frac{h_1}{2\alpha c^2} \cdot I^F \\ h^F = \frac{2ch_1}{h_1 - 2cd \cdot I^F} \\ I^F = \frac{\alpha c^2}{ah_1} \cdot A \end{cases} \quad (33)$$

完全管制, 即社会最优解为

$$\begin{cases} N^W = \frac{h_1}{2\alpha c^2} \cdot I^W \\ h^W = \frac{2ch_1}{h_1 - 2cd \cdot I^W} \\ I^W = \frac{2\alpha c^2}{ah_1} \cdot A \end{cases} \quad (34)$$

其中, $A = b - \alpha T - \frac{2\alpha c^2 d}{h_1} - \alpha c - \kappa$, h_1 为分交车的系统固定成本.

以上结果表明, 任何情况下最优解的乘车人数 N 与信息质量 I , 发车时间间隔 h 与信息质量 I 都具有相同的关系, 因为 4 种情况的最优解都有等价的 2 个一阶条件, 即都有 $\frac{\partial F}{\partial h} = \frac{\partial W}{\partial h} = 0$ 和 $\frac{\partial F}{\partial I} =$

$\frac{\partial W}{\partial I} = 0$. 收益率管制可能存在 2 个解, 公交公司将选择利润大的方案. 数量管制能够有效保证乘车人数的下限. 完全管制所提供的信息质量和乘车人数是完全无管制的 2 倍, 这是因为假设的公交信息成本函数和反需求函数都是线性函数, 信息质量也服从简单的均匀分布, 实际中信息成本 $g(I)$ 应该是关于 I 的凸函数. 所以这里的 $I^W = 2I^F$ 只是在需求函数线性、信息成本函数线性时得出的结果, 而 $N^F = N^W, h^F = h^W$ 是由垄断最优与社会最优 2 个分别相同的一阶条件所得, 虽然函数假设的局限性, 但是这里反映了完全管制比完全无管制更能使资源合理分配.

4 算 例

4.1 垄断最优与社会最优

令 $a = 1, b = 30, c = 2, d = 10, h_1 = 100$ 元,

$\alpha = 0.25$ 元/min, $T = 30$ min.

将乘车时间 T 作为自变量,则垄断最优解与社会最优解的信息质量、乘车人数、发车时间间隔、公交公司利润或社会福利都随着乘客乘车时间的增加而降低,如图 1 所示.

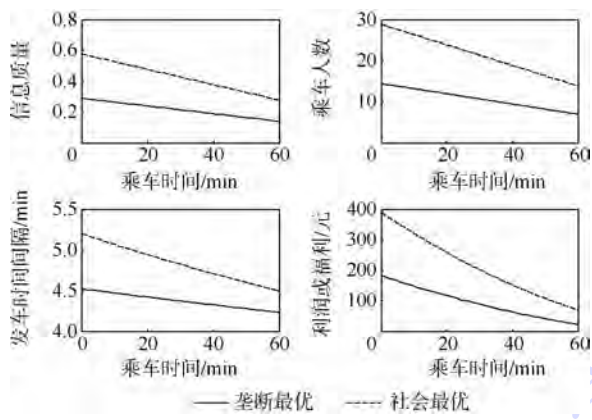


图 1 乘车时间对社会最优与垄断最优的影响
Fig.1 Trip duration on social and monopoly optima

将乘客单位时间成本 α 作为自变量,当 α 从 0 开始增大时,垄断最优解与社会最优解的信息质量与发车时间间隔先增大后减小,乘车人数则一直减小,公交公司的利润或社会福利先减小后增大,如图 2 所示.

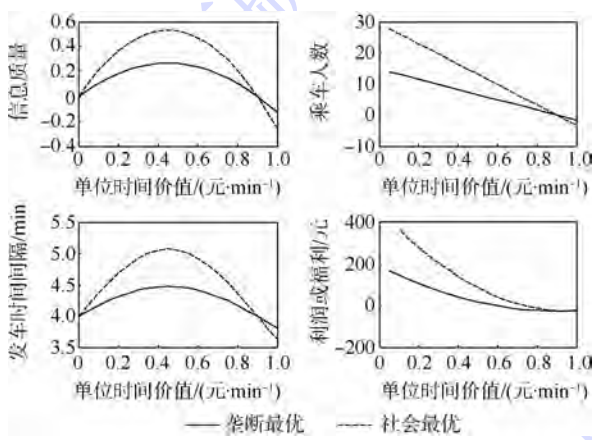


图 2 单位时间价值对社会最优与垄断最优的影响
Fig.2 Unit time cost on social and monopoly optima

将 h_1 作为自变量,当 h_1 从 0 开始增大时,垄断最优解与社会最优解的信息质量减少,且减少的速度越来越慢,最后趋于一个稳定值;乘车人数逐渐增加,最后趋于一个稳定值;发车时间间隔先增加,后减小,最后趋于一个稳定值;公交公司利润或者社会福利先稍微增加,后一直减小,如图 3 所示.

将平摊到乘车人身上的变动成本 κ 作为自变量,随着变动成本的增加,垄断最优解与社会最优解的信息质量、乘车人数、发车时间间隔、公交公司利润或者社会福利都减小,如图 4 所示.

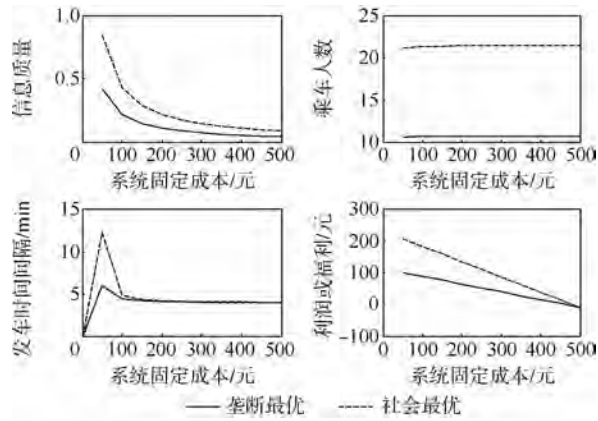


图 3 系统固定成本对社会最优与垄断最优的影响
Fig.3 System fixed cost on social and monopoly optima

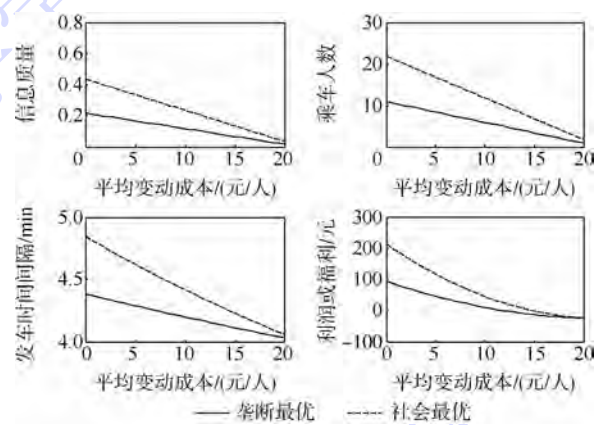


图 4 平均变动成本对社会最优与垄断最优的影响
Fig.4 Average variable cost on social and monopoly optima

4.2 收益率管制与数量管制

4.2.1 收益率管制

将收益率 ε 作为自变量,最优解的信息质量、乘车人数、发车时间间隔以及公交公司利润的变化如图 5 所示.

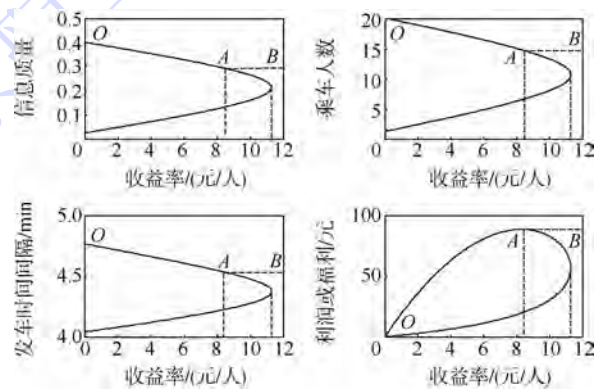


图 5 收益率管制的影响
Fig.5 The effects of rate-of-return regulation

由图 5 可知,当给定的收益率 $\varepsilon < 11.3$ 元/人时,满足该约束下的解有 2 个,根据利润最大原

则,公交公司会选择利润大的解,即曲线 OAB 段,利润最大点为 A 点,此时收益率为 8.3026 元/人,所以当 $\varepsilon \geq 8.3$ 元/人时,约束不起作用,为垄断最优.因此,图5中利润最大情况下会选择图形的 OAB 段.随着收益率的增加,信息质量、乘车人数、发车时间间隔均减小,公交公司利润增大,最后与垄断最优解相同.

4.2.2 数量管制

因为在无约束条件下的垄断最优解 $N^F = 10.65$,所以当 $\underline{N} < N^F$ 时,数量约束为松约束,没有作用,最优解就是垄断最优解;当 $\underline{N} \geq N^F$ 时,数量约束为紧约束,此时数量约束才会起作用.将 $\underline{N}$ 作为自变量,相关关系如图6所示.

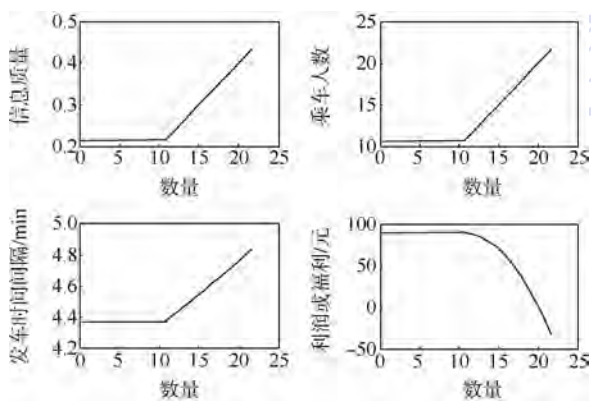


图6 数量管制的影响

Fig. 6 The effects of quantity-control regulation

由图6可知,当数量约束 $\underline{N} \leq 10.65$ 时,此时数量约束无作用,最优解为垄断最优解.当 $\underline{N} > 10.65$ 时,随着 $\underline{N}$ 的增加,公交公司利润在减小,信息质量在增加,发车时间间隔也在增加.此时的数量约束才是有效约束.

5 结论

在考虑公交公司提供信息服务和乘客获取信息存在差异的条件下,将乘客分为计划行程与不计划行程2类,分析了公交公司在不同的公交管制策略下公交价格、发车时间间隔和信息提供之间的相互关系,并考察了3种主要的管制策略的影响,分别推导出在完全无管制、完全管制、收益率管制和数量管制下,公交公司所制定的发车时间间隔和所提供的信息质量的关系.研究发现:

1) 完全管制情况下的信息质量和乘车人数是完全无管制情况下的2倍,具有更有效的资源配置.

2) 在收益率管制下,随着约束收益率的增

加,信息质量、乘车人数和发车时间间隔都在减小,公交公司利润则是在增加,直到约束约束收益率不起作用后达到垄断最优的情况.

3) 在数量管制下,约束数量较小时,数量管制没有作用,此时与完全无管制结果相同;当约束数量达到一定的临界值之后,随着约束数量的增加,信息质量和发车时间间隔都在增加,但公交公司利润则一直在降低.

参考文献 (References)

- [1] 黄海军,吴文祥.交通信息对交通行为影响的评价模型[J].系统工程理论与实践,2002,10(3):81-84.
Huang H J, Wu W X. Models for evaluating impacts by travel information system on travel behavior[J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2002, 10(3): 81-84 (in Chinese).
- [2] 杨晓光,安健,刘好德,等.公交运行服务质量评价指标体系探讨[J].交通运输系统工程与信息,2010,10(4):13-21.
Yang X G, An J, Liu H D, et al. Evaluation architecture discussion of route-level transit service quality[J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2010, 10(4): 13-21 (in Chinese).
- [3] 胡金星,刘允才.公交信息智能化管理系统框架及其关键技术研究[J].交通运输系统工程与信息,2005,5(4):14-17.
Hu J X, Liu Y C. Architecture and key technique of intelligent public transportation information management system[J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2005, 5(4): 14-17 (in Chinese).
- [4] 杨兆升,胡坚明.中国智能公共交通系统框架与实施方案研究[J].交通运输系统工程与信息,2001,1(1):39-43.
Yang Z S, Hu J M. Research on the architecture and implementary scheme of intelligent public transportation system in China [J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2001, 1(1): 39-43 (in Chinese).
- [5] De Borger B, Fosgerau M. Information provision by regulated public transport companies[J]. Transportation Research Part B: Methodological, 2012, 46(4): 492-510.
- [6] 孙连菊,高自友.城市公交管理的Stackelberg博弈模型[J].交通运输系统工程与信息,2009,9(3):121-127.
Sun L J, Gao Z Y. Stackelberg game management model of public transit [J]. Journal of Transportation Systems Engineering and Information Technology, 2009, 9(3): 121-127 (in Chinese).
- [7] Tian Q, Huang H J, Yang H. Pareto efficient strategies for regulating public transit operations [J]. Public Transport, 2011, 11(3): 199-212.
- [8] Mohring H. Optimization and scale economics in urban bus transportation[J]. American Economic Review, 1972, 62(4): 591-604.
- [9] Small K. The scheduling of consumer activities: work trips[J]. American Economic Review, 1982, 72(3): 467-479.
- [10] Arnott R, De Palma A, Lindsey R. A structural model of peak-period congestion: a traffic bottleneck with elastic demand[J].

American Economic Review,1993,83(1):161-179.

[11] Jansson K. Optimal public transport price and service frequency [J]. Journal of Transport Economics and Policy,1993,27(1):33-50.

[12] De Palma A,Lindsey R. Optimal timetables for public transportation [J]. Transportation Research Part B: Methodological, 2001,35(8):789-813.

[13] Fosgerau M. The marginal social cost of headway[J]. Transportation Research Part B: Methodological, 2009, 43 (8-9): 813-820.

[14] 黄海军,田琼,杨海,等. 高峰期内公交车均衡乘车行为与制度安排[J]. 管理科学学报,2005,6(8):1-9.

Huang H J,Tian Q,Yang H,et al. Equilibrium bus riding behavior in rush hours and system configuration for providing bus services[J]. Journal of Management Sciences in China,2005,6(8):1-9(in Chinese).

Regulation strategies on the public transit system with information provision

LIU Dalong, TIAN Qiong*

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

Abstract: The effects of various regulation strategies on the transit fare and frequency in public transit system with information provision was studied. Besides two extreme strategies, namely monopoly optimum and social optimum, the rate-of-return strategy and quantity control strategy were also investigated as two more realistic regulation policies. The model assumes that the arriving passengers follow poisson process and the percentages of passengers who plan their trips are endogenous and depend on the frequency of service and on the quality of information provided. There is a certain relationship between monopoly optimal and social optimal under the above model. In addition, the problem of profit maximization by public transport company under transit regulations was also analyzed. The results of the study found that the information provided under social optimum is better than monopoly optimal, and the number of passengers under social optimum is two times than monopoly optimal, other exogenous variables also have a significant effect of the four kinds of regulation strategies.

Key words: public transport management; information provision; regulation strategy; rate-of-return regulation; quantity control regulation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0245

箱式动力结构的振动传递特性分析

高维金, 王亮*, 刘永光

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)



摘 要: 针对箱式动力结构大型化、柔性化的特点, 结合有限元法, 以二级减速箱为对象研究不同激励条件下齿轮轴-轴承-箱体的振动传递特性. 箱体采用 Craig-Bampton 动力缩减法缩聚到轴承孔中心处作为柔性子结构, 啮合传递误差和输入轴扭矩波动分别作为激励源, 考虑齿轮的时变啮合刚度、啮合错位、齿侧间隙、轴向重合度等非线性因素, 计及轴段、齿轮的重力效应, 基于轴段节点的思想分析了箱体缩聚节点处及轴承内圈处的动态加速度响应. 最后基于 Block Lanczos 法提取箱体的固有特征频率. 数值分析结果表明, 输出轴轴承在动响应传递过程中没有起到衰减作用, 应该替换以防影响整个系统的性能; 减速箱的箱体设计保守, 可以根据箱体缩聚节点处的动态响应为激励条件进行优化.

关 键 词: Craig-Bampton 缩减法; 啮合时变刚度; 啮合传递误差; 轴段节点; Block Lanczos 法

中图分类号: TH132.46

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2015)03-0509-08

在节能减材和领域特殊需求的背景下, 多领域的装备朝着大型化、高速化、轻量化的方向发展, 其装备构件呈现出了柔性大、结构阻尼小的特点. 对于本身内部含有动力源的箱式动力结构, 如舰船减速器、风电齿轮箱及直升机齿轮箱^[1]等, 在实际工作过程中, 由于工况的频繁改变, 柔性较大的构件可能产生振动, 甚至损坏. 为了能有效地抑制结构振动, 进行如结构动力学优化^[2]、基于磁致伸缩作动器的主动控制^[3-7]等, 需要对箱式动力结构振动传递机理进行研究. 文献[8-11]建立齿轮轴-轴承-箱体的完整有限元模型, 并赋予初始边界条件进行有限元仿真, 分析系统的动力学传递特性. 此外, 则是通过集中质量法对啮合齿轮副建立质量-弹簧-阻尼的数学模型, 采用传递矩阵法计算得到箱体的轴承座处的动载荷, 以此

作为有限元箱体模型的激励条件, 研究箱体的振动特性^[12-14]. 从文献来看, 有限元法和集总模型传递矩阵法是主要的研究方法. 相比而言, 有限元法计算精度较高且可以避免传递矩阵法中可能出现的数值不稳定现象^[15].

因此, 考虑齿轮啮合错位、齿侧间隙等因素建立减速器的三维传动模型, 采用 Craig-Bampton 缩减法将箱体缩聚为 6 个轴承孔中心处节点的柔性体, 分析啮合副的啮合时变刚度、啮合线性传递误差及轴向重合度. 在此基础上, 从输入轴扭矩波动和线性传递误差分别为激励条件的两方面, 对传动系统基于轴段节点的思想进行了计算, 得到箱体轴承处的加速度频率关系, 为后续的箱体优化及基于超磁致伸缩作动器的主动振动控制提供了边界条件及相关数据.

收稿日期: 2014-05-05; 录用日期: 2014-09-05; 网络出版时间: 2014-09-24 11:31

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0245.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11272026)

作者简介: 高维金(1984—), 男, 河北张家口人, 博士生, gwj_008@126.com

* 通讯作者: 王亮(1962—), 男, 河北昌黎人, 教授, wangliang@buaa.edu.cn, 主要研究方向为流体传动与控制.

引用格式: 高维金, 王亮, 刘永光. 箱式动力结构的振动传递特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 509-516.

Gao W J, Wang L, Liu Y G. Analysis on vibration transmission characteristics of box-like power structure[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 509-516 (in Chinese).

1 研究对象及模型

1.1 研究对象

图 1 为某二级减速箱的传动机制, Z_1 和 Z_2 分别为安装在输入轴和中间轴上的主、从动斜齿轮, Z_3 和 Z_4 分别为安装在中间轴和输出轴上的主、从动直齿轮. 各啮合副的相关参数见表 1.

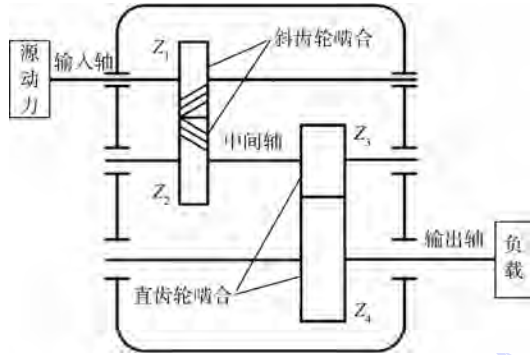


图 1 某二级减速箱的传动机制
Fig. 1 Transmission mechanism of two-stage reducer

表 1 啮合齿轮的基本参数

参数	输入轴	中间轴		输出轴
	小斜齿轮	大斜齿轮	直齿轮	大直齿轮
模数	2	2	3	3
齿数	25	88	27	81
压力角/(°)	20	20	20	20
螺旋角/(°)	15	15	0	0
齿宽/mm	65	60	85	80
齿侧间隙/mm	0.3		0.35	

1.2 研究模型

为了研究箱体的振动特性以及箱体的柔性变形对传动的影响, 将箱体作柔性化处理. 从提高计算效率及所关心的个别节点变形或响应的角度来看, 需要根据实际情况将模型缩聚到所要求解的自由度. 在减速箱系统中箱体视为子结构, 采用 Craig-Bampton^[16]子结构固定界面模态综合法将箱体的弹性变形用模态坐标的形式表达出来. Craig-Bampton 子结构固定界面模态法可描述为

$$X = \begin{Bmatrix} X_b \\ X_{in} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} I & 0 \\ \Phi_{ic} & \Phi_{in} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} q_c \\ q_n \end{Bmatrix} = \Phi q \quad (1)$$

式中, X_b 和 X_{in} 分别为界面节点与内部自由度的位移; Φ_{ic} 为界面坐标依次产生单位位移引起的内部静模态; Φ_{in} 为固定界面分支正则化主模态; q_c 为约束模态的坐标; q_n 为固定界面正则化模态坐标.

为了能够反映边界作用效应及高阶模态, 引入正则模态 N , 则原有模态坐标可以表述为

$$q = Nq^* \quad (2)$$

式中 q^* 为 Craig-Bampton 模态坐标

将式(2)代入式(1)中可得

$$X = \Phi q = \Phi N q^* = \Phi^* q^* \quad (3)$$

式中 Φ^* 为具有原系统主模态和约束模态所有特性的正交 Craig-Bampton 模态.

图 2 为箱体、齿轮、传动轴的三维模型. 将箱体视为子结构, 基于 Craig-Bampton 缩减法作柔性化处理, 缩聚节点为 6 个轴承孔中心处, 节点用于将来自齿轮传动的力传递到箱体. 缩聚节点的编号见图 3.

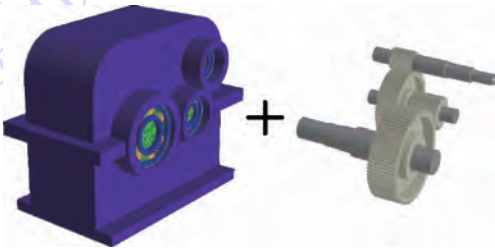


图 2 减速箱的三维模型
Fig. 2 Three-dimensional model of reducer

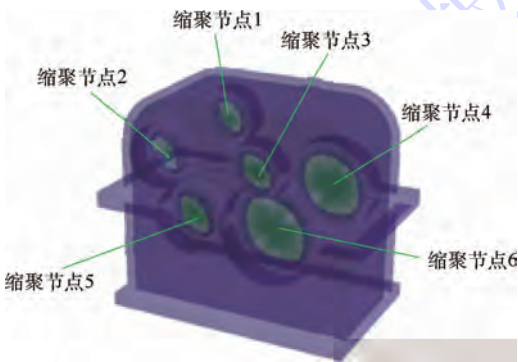


图 3 箱体缩聚节点编号
Fig. 3 Reduction nodes number of gearbox

2 箱式动力结构振动激励分析

2.1 齿轮啮合时变刚度

齿轮啮合刚度对于齿轮振动来说是一个很重要且复杂的参量, 它是研究齿轮动态性能的基础. 齿轮的啮合刚度受传递载荷、轮齿弹性变形、啮合位置等诸多因素影响, 建立其啮合刚度模型是很复杂的问题. 考虑二级减速箱的啮合错位因素, 分析齿轮啮合时变刚度. 啮合错位正负的定义如图 4 所示. 在模型中, 若错位是沿着局部坐标系 z 轴的正方向, 其值为正(图 4(a)); 若错位值沿着局部坐标系 z 轴的负方向, 其值为负(图 4(b)). 通过轴、轴承的变形以及工作载荷状况计算的齿轮啮合错位如图 5 所示.

斜齿轮的法截面单位接触啮合刚度和端截面单位接触刚度的关系为^[17]

$$K_n = K_e \cdot \cos^2 \beta = f(\theta) \cdot \cos^2 \beta \tag{4}$$

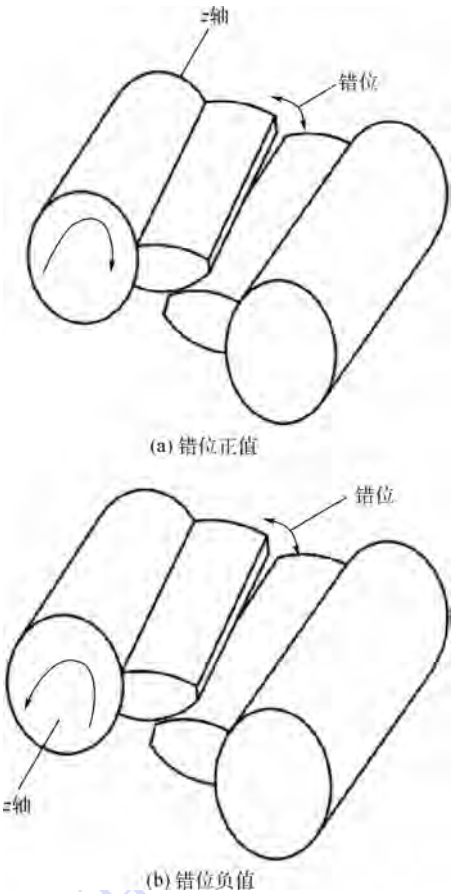


图 4 啮合错位值正负的定义

Fig. 4 Definition of plus and minus symbol for meshing misalignment

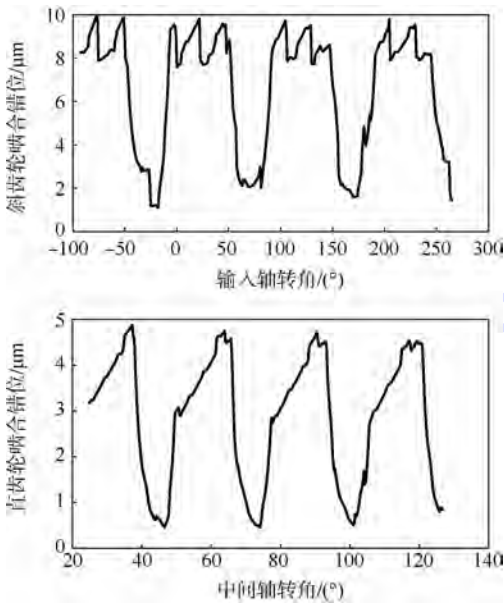


图 5 斜齿轮和直齿轮的啮合错位

Fig. 5 Meshing misalignments of helical gears and spur gears

式中, K_n 为法截面单位接触啮合刚度; K_e 为端截面单位接触啮合刚度; β 为斜齿轮螺旋角; $f(\theta)$ 为端截面单位接触啮合刚度关于齿轮转角的函数.

斜齿轮单对齿啮合时变刚度的表达式为^[18]

$$K = \int_{\theta_1}^{\theta_2} f(\theta) \cdot \frac{W \cdot \cos^2 \beta}{\varepsilon_a \cdot \theta_m \cdot \cos \beta_b} d\theta \tag{5}$$

式中, K 为斜齿轮副的啮合时变刚度; θ 为输入轴的转角; W 为斜齿的有效宽度; θ_m 为输入轴斜齿轮的每齿平均转角; ε_a 为轴向重合度; β_b 为基圆螺旋角; θ_1 和 θ_2 为齿轮啮合接触线的最小和最大滚动角.

直齿轮的啮合时变刚度求解相对简单, 只需将单位接触刚度乘以有效工作齿宽, 再考虑重合度即可.

根据模拟计算可得, 斜齿轮的轴向重合度最小为 1.608, 最大为 1.739, 可知斜齿轮的传动较为平稳. 直齿轮的传动比最小为 1, 最大为 2, 齿轮单双对齿交替啮合, 易造成冲击.

计及啮合错位的影响, 运用齿轮啮合刚度的计算公式得到斜齿轮副和直齿轮副的单对齿啮合时变刚度, 如图 6 所示.

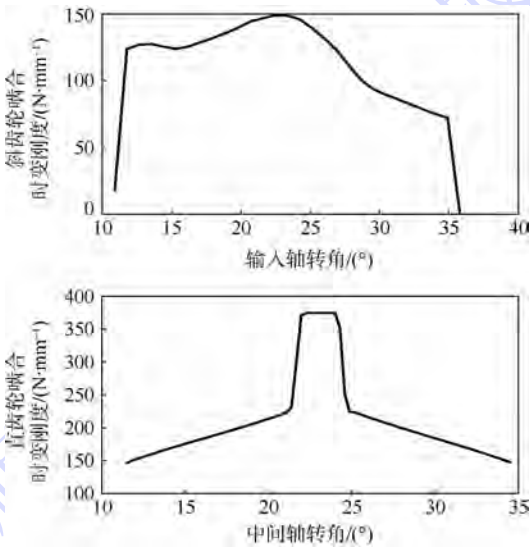


图 6 斜齿轮和直齿轮的啮合时变刚度

Fig. 6 Time-varying meshing stiffness of helical gears and spur gears

2.2 齿轮啮合传递误差

在没有制造及安装误差且啮合刚度很大的理想情况下, 系统可按固定的传动比进行工作, 不存在传递误差. 然而实际中齿轮的制造及装配误差、啮合错位、啮合时变刚度等因素导致齿轮在啮合线方向产生传递误差, 进而这些误差对系统产生激励力^[19-20]. 传递误差 (TE, Transmission Error) 就是沿啮合线方向被动齿轮上的齿廓在实际啮合位

置同理想条件下啮合位置的偏差,其波动直接反映了被动齿轮的不均匀性,对传动系统的振动及噪音有着重要影响.图 7 为传递误差示意,其中 A 为理论啮合位置, A' 为主动轮转过一定角度与从动轮啮合位置.

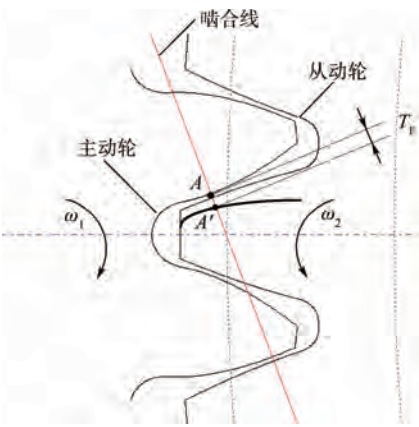


图 7 齿轮传递误差示意

Fig.7 Transmission error definition of gears

设主动轮转角为 θ_a ,基圆半径为 R_{b1} ;从动轮转角为 θ_p ,基圆半径为 R_{b2} .则沿啮合线方向的传递误差表达为

$$T_E = R_{b2} \cdot \theta_p - R_{b1} \cdot \theta_a \tag{6}$$

在考虑啮合错位、啮合时变刚度及齿侧间隙的情况下,斜齿轮副和直齿轮副间的传递误差如图 8 所示.

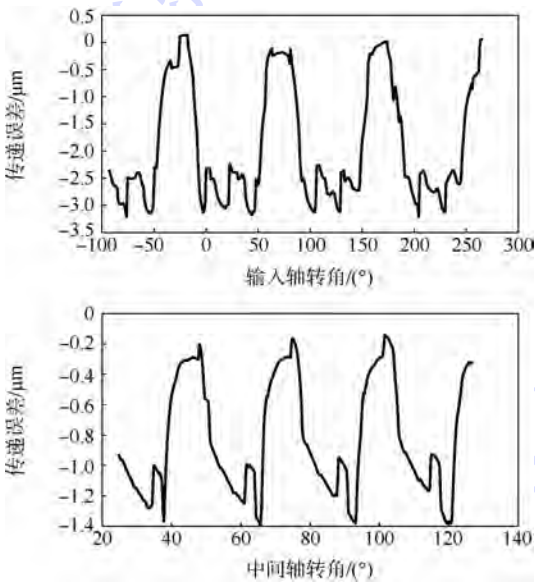


图 8 斜齿轮副间和直齿轮副间的传递误差

Fig.8 Transmission error of helical gears and spur gears

3 振动传递机理及振动评估

3.1 振动传递机理

在箱式动力结构系统中,往往会产生一些扰动因素,如传动齿轮的啮合冲击、错位滑动旋转不

平衡等.由于这些因素的长期作用,系统中的某个部件就可能产生未变形,然后以弹性波的形式沿着系统装配连接的路径关系进行传递或者以固体噪声发射到周围环境^[21].当弹性波通过这些弹性部件(轴、齿轮、轴承及箱体)时,可能激发部件的自然频率发生共振,结果扰动振动加剧,形成恶性循环.图 9 为振动弹性波能量传递的示意图.图中实线表示振动的传递路径,虚线表示内部固体声辐射到箱体形成二次噪声.

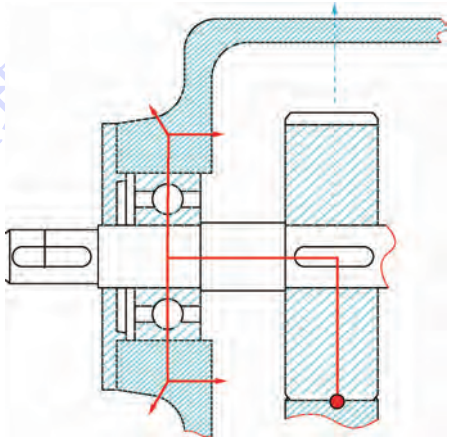


图 9 振动传递示意图

Fig.9 Schematic diagram of vibration transmission

3.2 不同激励的振动特性及振动评估

根据 3.1 节中的振动传递机理,从输入端扭矩波动及齿轮传动误差两方面来研究振动在系统中的传递特性.

3.2.1 齿轮传递误差激励的振动特性

由于齿轮啮合时变刚度具有明显的周期性,故可将传递误差以齿轮啮合频率进行傅里叶级数展开为

$$T_E = T_a + \sum_{i=1}^{\infty} T_i \cos(\omega t + \Phi_i) \tag{7}$$

式中, T_a 为平均传递误差; T_i 为谐波幅值, i 为谐波阶数; ω 为齿轮啮合频率; Φ_i 为谐波相位.

以斜齿轮啮合传递误差谐波为激励,基于节点的思想分析各轴段及缩聚节点处的响应.图 10

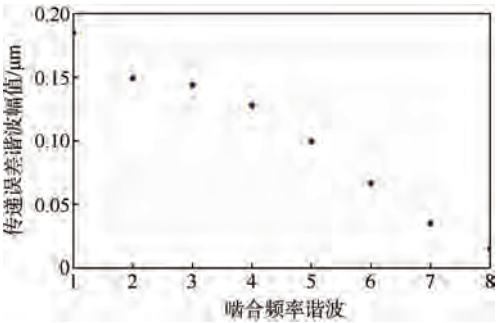


图 10 传递误差的谐波幅值

Fig.10 Harmonic value of transmission error

为传递误差的谐波幅值图,表 2 为相关的传递误差谐波数据.

表 2 传递误差的谐波数据

Table 2 Harmonic data of transmission error

谐波	频率/Hz	线性幅值/ μm	相位/ $(^\circ)$
0	0	0.040 38	180
1	416.7	0.184 68	80.140
2	833.3	0.149 06	31.359
3	1 250.0	0.143 95	1.149
4	1 666.7	0.127 93	-24.542
5	2 083.3	0.099 54	-50.025
6	2 500.0	0.066 67	-73.672
7	2 916.7	0.035 12	-101.496
8	3 333.3	0.015 18	180

输入轴、中间轴、输出轴的节点划分示意图 11. 节点的划分是根据部件连接位置、轴肩位置确定的. 输入轴的节点从左到右依次是 Node1 ~ Node12,中间轴的依次为 Node1 ~ Node9,输出轴的依次为 Node1 ~ Node11.

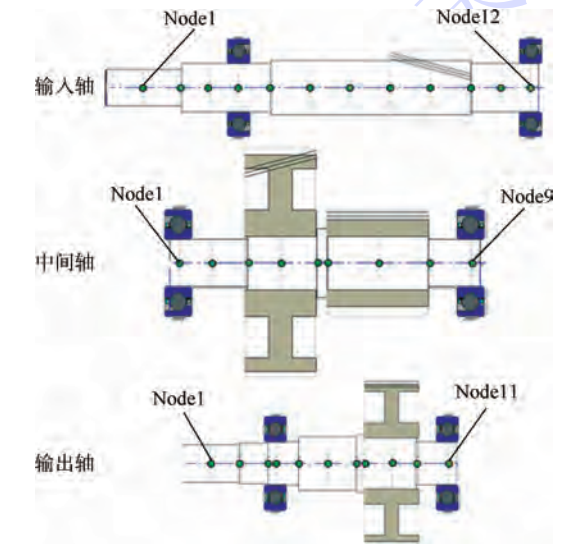


图 11 各轴段的节点划分
Fig. 11 Node division of each shaft section

限于篇幅,仅给出传递误差一次谐波激励下轴段轴承处节点的响应,若进行后续的轴段优化,则需求取其他节点处的响应. 输入轴的速度为 1 000 rad/min,输入功率为 0.6 kW. 考虑齿轮啮合传递误差激励,振动通过齿轮轴-轴承的路径传递给箱体. 图 12 给出了输入轴、中间轴、输出轴箱体缩聚节点处在 0 ~ 5 kHz 频率范围内的加速度响应.

理想情况下,同一轴两侧轴承处的动态响应一致,这样系统运行比较平稳,不会产生额外的扰动,也便于振动的控制. 从图 12 中可以看出,在 0 ~ 1.5 kHz 频段输入轴轴承的缩聚节点处动态

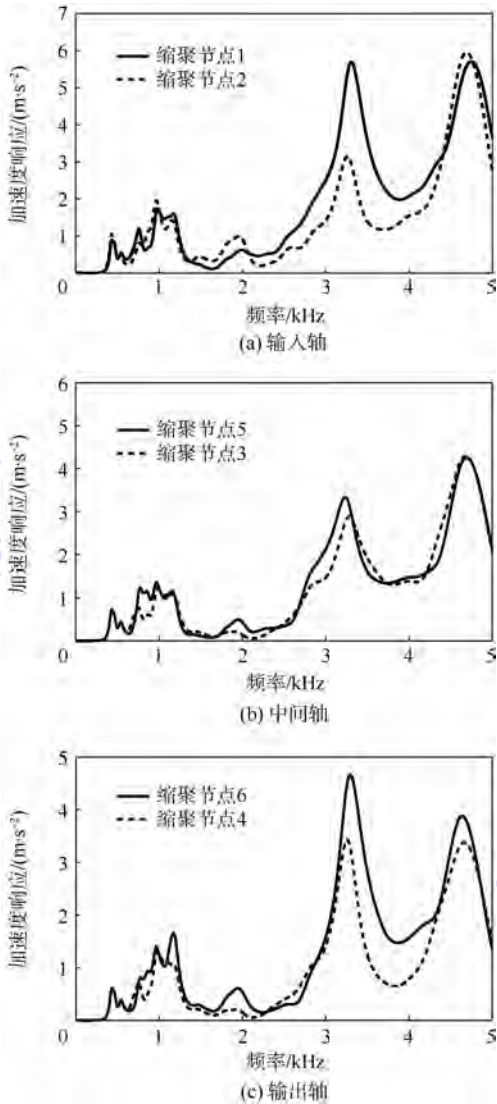


图 12 缩聚节点处的加速度响应
Fig. 12 Accelerated speed response of reduction nodes

特性几乎一致,1.5 ~ 4.5 kHz 频段动态特性相差较大,4.5 ~ 5.0 kHz 频段的动态特性几乎趋于一致. 对于中间轴轴承处的缩聚节点,可以看出缩聚节点 3 和 5 的动态加速度响应在 0 ~ 5 kHz 频段内几乎趋于一致. 对于输出轴轴承处的缩聚节点 4 和 6 来说,在 0 ~ 3 kHz 频段内动态加速度响应趋势比较一致,3 ~ 5 kHz 频段内,两节点的加速度响应不一致.

图 13 给出了输入、中间、输出轴三者轴承内外圈处的动态加速度响应. 从图 13 中可以看出,输入轴和中间轴处的轴承内圈动响应经过滚动体传递到外圈时,缩聚节点动响应得到衰减,轴承起到了隔振的作用. 而在输出轴轴承外圈处的响应在 0 ~ 4 kHz 频段内几乎没有被衰减,在 4 ~ 5 kHz 频段内才在一定程度上衰减,轴承没有起到隔振作用,可能的原因是轴承选择不当,承受载荷的能力不足.

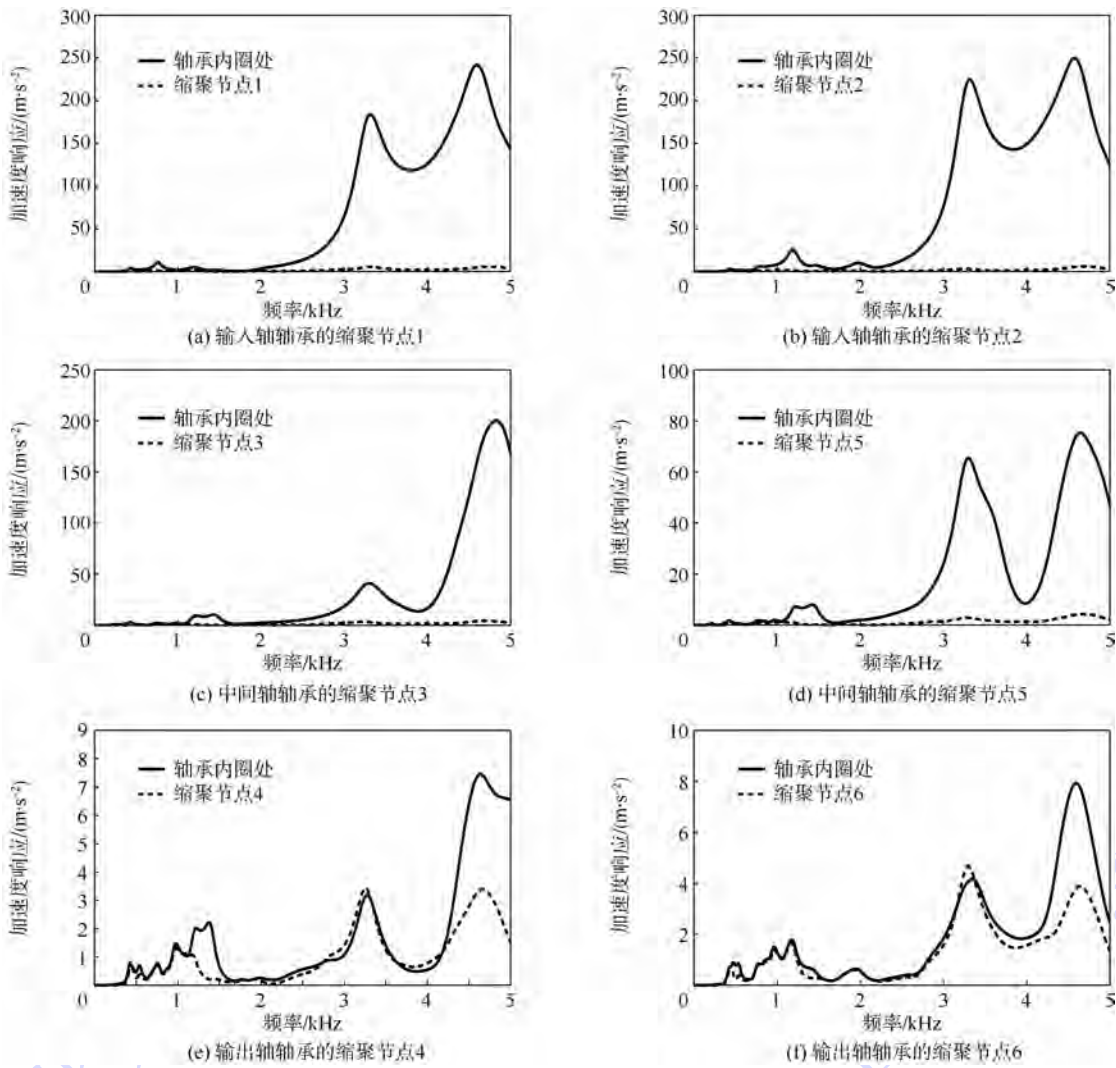


图 13 输入、中间及输出轴轴承内外圈响应

Fig. 13 Dynamic response of inner and outer rings of the bearing at input shaft, middle shaft and output shaft

3.2.2 输入扭矩波动的振动特性

由于动力源的输出存在一定的转速波动,导致减速箱输入轴产生扭矩波动,使得非工作齿轮副中的齿轮不能及时和相应啮合的齿轮进行啮合,而是在与其啮合齿轮的两啮合面之间单面敲打或双面敲打,从而产生出齿轮的敲击噪声.图 14给出了在输入轴扭矩波动的条件下,输入轴、

中间轴、输出轴三者轴承处缩聚节点在频率 0 ~ 10 kHz 的动态加速度响应.

从图 14 中可以看出,输入轴扭矩波动的情况下,两轴承处的缩聚节点加速度响应在 1 kHz 和 2 kHz 处有偏差,其余频段基本趋于一致.对于中间轴和输出轴,在 0.8 ~ 4 kHz 频段内缩聚节点加速度响应有偏差,其余频段响应趋势基本一致.

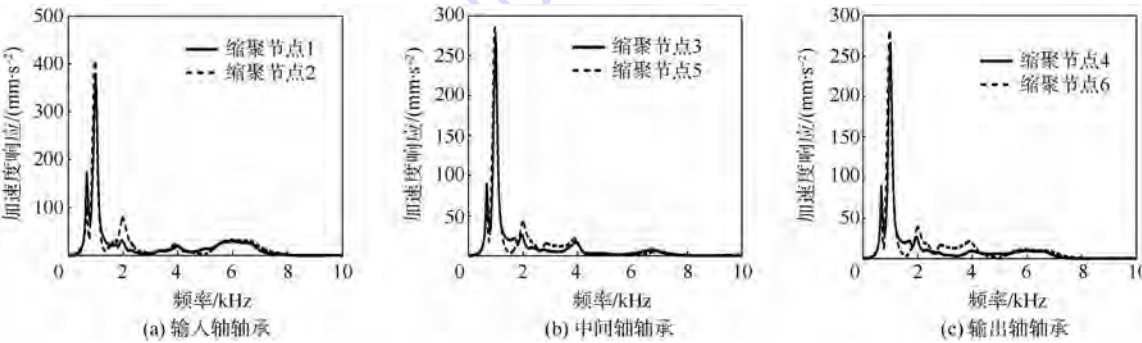


图 14 输入、中间及输出轴轴承处缩聚节点响应

Fig. 14 Response of reduction nodes of bearings at input shaft, middle shaft and output shaft

3.2.3 箱体振动评估

采用四面体单元划分箱体,单元划分如图 15 所示,单元总计为 77 225 个,节点数为 22 940. 单元材料为铸铁,弹性模量为 1.68×10^5 MPa,密度为 7.1×10^3 kg/m³,泊松比为 0.27. 箱体底部全部节点 6 个自由度约束,作为模型求解的边界条件. 质量矩阵归一化处理,基于 Block Lanczos 方法提取箱体的前 6 阶固有频率如表 3 所示.



图 15 箱体有限元模型

Fig. 15 Finite element model of gearbox

表 3 箱体前 6 阶固有频率

Table 3 The first six natural frequencies of gearbox

阶数	1	2	3	4	5	6
频率/kHz	39.0	39.5	59.7	61.9	62.3	65.1

对于啮合误差传递激励而言,箱体设计根据实际工况要求避开其共振频率点;对于输入轴扭矩波动激励来说,输入轴、中间轴、输出轴三者轴承处缩聚节点的加速度响应在 8 kHz 以后几乎趋于零,说明对于扭矩波动带来的振动能量在高频段以后经过齿轮-轴-轴承就已衰减了,而且该减速器箱体的最低固有频率为 39.0392 kHz,不可能引起共振,可见该减速器箱体设计保守,有进一步优化的空间.

4 结 论

通过对减速箱三维建模,考虑啮合时变刚度、啮合错位等非线性因素,进行振动传递特性的分析,得出以下结论:

- 1) 采用 Craig-Bampton 缩聚法将箱体进行缩聚作为柔性子结构,提高了计算效率,基于轴段节点思想计算得到缩聚节点处的动态响应,根据相关数据评估了箱体的振动特性,箱体设计保守,有进一步优化的空间. 缩聚节点的动态响应为后续的箱体优化提供了激励条件.
- 2) 由于结构模型所选参数不同,在文中所用

方法基础上得到的轴承处响应与文献[19-20]中的结果不具有直接相比性,但数据变化的趋势一致,可以作为一种评估动力结构振动特性的方法. 进一步的验证会在后续的试验研究中进行.

参考文献 (References)

[1] Mucchi E,Vecchio A. Acoustical signature analysis of a helicopter cabin in steady-state and run up operational conditions[J]. Measurement,2010,43(2):283-293.

[2] 顾松年,徐斌,荣见华,等. 结构动力学设计优化方法的新进展[J]. 机械强度,2005,27(2):156-162.
Gu S N,Xu B,Rong J H,et al. Recent progresses on structural dynamic design methods[J]. Journal of Mechanical Strength, 2005,27(2):156-162(in Chinese).

[3] Yamamoto Y,Eda H,Shimizu J. Application of giant magnetostrictive materials to positioning actuators[C]//Advanced Intelligent Mechatronics Proceedings. Atlanta:IEEE,1999:215-220.

[4] 柳萍,毛剑琴,张伟,等. 基于 Hammerstein-like 模型的超磁致伸缩作动器建模与控制[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(7):917-921.
Liu P,Mao J Q,Zhang W,et al. Modeling and control of giant magnetostrictive actuators based on Hammerstein-like model[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013,39(7):917-921(in Chinese).

[5] 郭咏新,毛剑琴. 超磁致伸缩作动器的率相关建模与跟踪控制[J]. 北京航空航天大学学报,2013,39(10):1360-1365.
Guo Y X,Mao J Q. Rate-dependent modeling and tracking control of giant magnetostrictive actuators[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2013,39(10):1360-1365(in Chinese).

[6] 张旭辉,刘永光,付永领. 一种新颖超磁致伸缩作动器的隔振模型[J]. 北京航空航天大学学报,2007,33(11):1317-1320.
Zhang X H,Liu Y G,Fu Y L. Novel model of active vibration isolation based on giant magnetostrictive actuator[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007,33(11):1317-1320(in Chinese).

[7] 李超,李琳. 磁致伸缩材料作动器用于主动振动控制的实验研究[J]. 航空动力学报,2003,18(1):134-139.
Li C,Li L. Active vibration control using magnetostrictive material[J]. Journal of Aerospace Power,2003,18(1):134-139(in Chinese).

[8] 余光伟. 多平行轴齿轮-轴承-转子系统耦合振动的有限元分析[D]. 上海:上海大学,1999.
Yu G W. Analysis of coupling vibration of multi-stage gear-bearing-rotor systems with finite element method[D]. Shanghai: Shanghai University,1999(in Chinese).

[9] Parker R G,Guo Y,Eritenel T,et al. Vibration propagation of gear dynamics in a gear-bearing-housing system using mathematical modeling and finite element analysis, NASA/CR-2012-217664[R]. Cleveland:NASA,2012.

[10] Li R F,Yang C Y,Lin T J. Finite element simulation of the dynamical behavior of a speed-increase gearbox[J]. Journal of

- Materials Processing Technology, 2004, 150(1): 170-174.
- [11] Rook T E. Mobility analysis of structure-borne noise power flow through bearing in gearbox-like structures [J]. Noise Control Engineering Journal, 1996, 44(2): 69-77.
- [12] 吴文光. 人字齿轮传动系统的建模及其动力学特性的有限元分析研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- Wu W G. Parametric modeling of herringbone gear drive system and finite element analysis of its dynamic characteristics [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010 (in Chinese).
- [13] Tordion G V, Gauvin R. Dynamic stability of a two-stage gear train under the influence of variable meshing stiffness [J]. ASME Journal of Engineering for Industry, 1977, 99(3): 785-791.
- [14] 秦大同, 杨军, 周志刚, 等. 变载荷激励下风电行星齿轮系统动力学特性[J]. 中国机械工程, 2013, 24(3): 295-300.
- Qin D T, Yang J, Zhou Z G, et al. Dynamics characteristic of planetary gear system of wind turbines under varying load [J]. China Mechanical Engineering, 2013, 24(3): 295-300 (in Chinese).
- [15] 钟一谔, 何衍宗, 王正, 等. 转子动力学[M]. 北京: 清华大学出版社, 1987: 143-174.
- Zhong Y E, He Y Z, Wang Z, et al. Rotor dynamics [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1987: 143-174 (in Chinese).
- [16] Craig R R, Bampton M C C. Coupling of substructures for dynamics analyses [J]. AIAA Journal, 1968, 6(7): 1313-1319.
- [17] 唐增宝, 钟毅芳, 戴玉堂. 斜齿圆柱齿轮传动的静态啮合刚度和动态啮合刚度[J]. 机械设计, 1993, 10(6): 10-13.
- Tang Z B, Zhong Y F, Dai Y T. Static meshing stiffness and dynamic meshing stiffness of helical cylindrical gear drive [J]. Journal of Machine Design, 1993, 10(6): 10-13 (in Chinese).
- [18] 彭国民, 余波, 马小英. 动力总成 NVH 分析中齿轮啮合特性研究[J]. 振动工程学报, 2010, 23(6): 681-686.
- Peng G M, Yu B, Ma X Y. Gear meshing characteristics of powertrain NVH analysis [J]. Journal of Vibration Engineering, 2010, 23(6): 681-686 (in Chinese).
- [19] Kahraman A, Singh R. Non-linear dynamics of a spur gear pair [J]. Journal of Sound and Vibration, 1990, 142(1): 49-75.
- [20] Kahraman A. Effect of axial vibrations on the dynamics of a helical gear pair [J]. Journal of Vibration and Acoustics, 1993, 115(1): 33-39.
- [21] Ognjanović M, Kostić S Ć. Gear unit housing effect on the noise generation caused by gear teeth impacts [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2012, 58(5): 327-337.

Analysis on vibration transmission characteristics of box-like power structure

GAO Weijin, WANG Liang*, LIU Yongguang

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

Abstract: Box-like dynamic structures are proceeding at the direction of maximization and flexibility. Vibration transmission characteristics of geared shaft-bearing-housing were studied by finite element method under different excitation conditions for two-stage reducer. Gearbox was used as a flexible substructure reduced to the center of bearing hole by Craig-Bampton dynamic reduction technique. When mesh transmission error and torque fluctuations of input shaft served as excitation source respectively, meanwhile nonlinear factors such as time-varying meshing stiffness, meshing misalignment, gear tooth backlash, axial contact ratio, and the gravity effect of shafts and gears were taken into consideration, dynamic acceleration response at gearbox reduction nodes and bearing inner ring were analyzed based on the thought of shaft section node. Finally, the natural frequencies of gearbox were extracted based on Block Lanczos method. Numerical analysis results show that the bearings of output shaft do not play an attenuation effect in the process of dynamic response transmission, and should be replaced to prevent the influence on the performance of whole system. Gearbox is conservatively designed that needs to be optimized according to the dynamic response of gearbox reduction nodes.

Key words: Craig-Bampton reduction; time-varying meshing stiffness; meshing transmission error; shaft section nodes; Block Lanczos method

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0197

利用气动的大气制动过程中近心点高度控制



季英良, 朱宏玉*, 杨博

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 针对大气制动轨道转移过程中出现的近心点下降问题, 给出了一种利用气动力实现近心点高度控制的方法. 设计了以倾侧角为控制变量的大气内飞行控制律, 并参考相关星际探测任务进行了仿真验证. 通过改变倾侧角调整气动力在高度方向上的分量来实现对制动轨道近心点高度的控制, 并根据当前近心点高度与预定近心点高度自动调整反馈增益. 在整个大气制动过程中本方法无需燃料消耗即可有效地限制近心点下降并最终减少下降量, 同时使飞行过程中的最大动压和最大热流密度逐渐降低, 保证了航天器的安全.

关键词: 航天器轨道; 轨道转移; 大气制动; 近心点控制; 倾侧角控制

中图分类号: V412.4⁺1

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0517-06

利用大气阻力实现制动变轨可以节省燃料. 已有多次星际探测任务用到了大气制动技术, 如 Magellan, Mars Global Surveyor, Mars Odyssey 及 Mars Reconnaissance Orbiter^[1-3]. 从实际探测任务来看, 大气制动技术的确可以节省可观的燃料.

随着航天技术的发展, 大气制动中的控制问题得到了国内外学者关注^[4-9]. 文献[4]研究了单次穿越大气的控制问题. 文献[5]给出了一种用于大气辅助变轨的显式制导方程. 实际大气制动过程中, 随着航天器穿越大气的次数增加, 轨道的远心点和近心点不断降低^[6]. 近心点降低会带来负面影响: 一是近心点过快降低会导致热流密度增加、动压增大等一系列危及航天器安全的问题; 二是增加了退出大气制动时提升近心点所需的燃料消耗. 对于这一问题, 已有的解决方案大体分为两种: 一种是通过提高大气制动开始时的近心点高度来保证制动末期近心点高度满足要求, 其代价是延长了大气制动所需的时间; 另一种是通过

对近心点高度预测, 必要时在远心点实施额外的轨道调整动作, 其代价是增加了燃料消耗^[10-13].

笔者针对大气制动过程中近心点降低的问题, 给出一种无需燃料消耗即可控制轨道近心点高度的方法. 该方法通过改变倾侧角调整气动力在高度方向上的分量来实现对近心点高度的控制, 并且根据当前近心点高度与预定高度的差值自动调整反馈增益. 仿真结果显示, 此方法可以在整个制动过程中限制轨道近心点下降, 并最终减少降低量, 不但解决了近心点下降引起的额外燃料消耗问题, 还保证了航天器的飞行安全.

1 航天器质心运动方程

无推力且不考虑大气随中心天体运动的情况下, 航天器在大气中的运动方程可解耦为横向运动方程和纵向运动方程^[4]. 以倾侧角作为控制变量, 横向运动和纵向运动可分开控制. 由于近心点下降与纵向运动有关, 因此只讨论纵向运动方程:

收稿日期: 2014-04-09; 录用日期: 2014-05-08; 网络出版时间: 2014-06-27 17:33

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0197.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11272028)

作者简介: 季英良(1990—), 男, 山东莒县人, 硕士生, jyingliang369@126.com

* 通讯作者: 朱宏玉(1976—), 男, 河北定州人, 讲师, 09190@buaa.edu.cn, 主要研究方向为航天器动力学与控制.

引用格式: 季英良, 朱宏玉, 杨博. 利用气动的大气制动过程中近心点高度控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 517-522. Ji Y L, Zhu H Y, Yang B. Perigee altitude control using aerodynamic force during aerobraking[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 517-522 (in Chinese).

$$\begin{cases} \dot{r} = v \sin \gamma \\ \dot{v} = -\frac{D}{m} - g \sin \gamma \\ \dot{\gamma} = \frac{L \cos \sigma}{mv} + \left(\frac{v}{r} - \frac{g}{v} \right) \cos \gamma \end{cases} \quad (1)$$

式中, r 为航天器轨道矢径; v 为航天器飞行速度; γ 为轨迹倾角; D 为气动阻力; L 为气动升力; σ 为倾侧角; m 为航天器质量; g 为重力加速度, 满足 $g = \mu/r^2$, μ 为中心天体引力常量.

气动满足

$$\begin{cases} D = \frac{1}{2} C_D \rho S v^2 \\ L = \frac{1}{2} C_L \rho S v^2 \end{cases} \quad (2)$$

式中, C_D , C_L 分别为阻力系数和升力系数; S 为航天器有效面积; ρ 为大气密度.

采用以下变量:

$$g = g_s \left(\frac{r_s^2}{r^2} \right) \quad u = \frac{v^2}{g_s r_s} \quad h = \frac{r - r_s}{r_s}$$

并引入时间量 $\tau = V_s t / r_s$, 对式(1)无量纲化. 其中, $V_s = \sqrt{g_s r_s}$; t 为时间; 下标 s 表示参考轨道的相关参数.

h, u, γ 分别对 τ 求导可得

$$\begin{cases} \frac{dh}{d\tau} = \sqrt{u} \sin \gamma \\ \frac{du}{d\tau} = -\frac{2\tilde{D}\sqrt{u}}{mg_s} - \frac{2\sqrt{u}}{(1+h)^2} \sin \gamma \\ \frac{d\gamma}{d\tau} = \frac{\tilde{L} \cos \sigma}{mg_s \sqrt{u}} + \left(\frac{\sqrt{u}}{1+h} - \frac{1}{\sqrt{u}(1+h)^2} \right) \cos \gamma \end{cases} \quad (3)$$

式中, $\tilde{D} = C_D \rho S u V_s^2 / 2$; $\tilde{L} = C_L \rho S u V_s^2 / 2$. 式(3)即为无量纲的纵向运动方程.

2 大气内飞行控制律

以倾侧角 σ 作为控制变量. 由式(3)可导出 h 对 τ 的二阶导数:

$$\frac{d^2 h}{d\tau^2} = \frac{\tilde{L} \cos \sigma \cos \gamma - \tilde{D} \sin \gamma}{mg_s} + \frac{u \cos^2 \gamma}{1+h} - \frac{1}{(1+h)^2} \quad (4)$$

令

$$\eta_c = \frac{\tilde{L} \cos \sigma \cos \gamma - \tilde{D} \sin \gamma}{mg_s} \quad (5)$$

考虑常飞行高度变化率 $d^2 h / d\tau^2 = 0$, 并将实际飞行高度与参考高度的差、实际飞行高度变化

律与参考高度变化律的差作为反馈, 可得:

$$\eta_c = \frac{1}{(1+h)^2} - \frac{u \cos^2 \gamma}{1+h} - K_h (\dot{h} - \dot{h}_{\text{ref}}) - K_h (h - h_{\text{ref}}) \quad (6)$$

式中, K_h 为高度差反馈增益; $K_{\dot{h}}$ 为高度变化率差反馈增益; h_{ref} 为参考高度; $\dot{h}_{\text{ref}}$ 为参考高度变化率.

由式(5)可解得

$$\cos \sigma = \frac{\eta_c mg_s + \tilde{D} \sin \gamma}{\tilde{L} \cos \gamma} \quad (7)$$

式中 g_s 和 m 为常量.

仅考虑近心点附近的短时间飞行时, 飞行速度 v 变化小, 可视为常量; 轨道高度变化小, 大气密度 ρ 可视为常量. 假设航天器以平衡攻角飞行, 则升力系数 C_L 和有效面积 S 可视为常量. 基于以上假设, 根据式(3), 可将式(7)中的 $\tilde{L}$ 视为常量.

再注意到在近心点附近, 轨迹倾角 $\gamma \rightarrow 0$, 故 $\sin \gamma \rightarrow 0$, $\cos \gamma \rightarrow 1$, 式(7)可写成

$$\cos \sigma = K \eta_c \quad (8)$$

式中 K 为常系数.

考虑到 $\cos \sigma \in [-1, 1]$, 故实际倾侧角为

$$\sigma = \begin{cases} 0 & K \eta_c \geq 1 \\ \arccos(K \eta_c) & -1 < K \eta_c < 1 \\ \pi & K \eta_c \leq -1 \end{cases} \quad (9)$$

式中 $\sigma \in [0, \pi]$.

至此, 得到了以倾侧角为控制变量的大气内飞行控制律.

3 倾侧角机动与控制律反馈增益

假设已知制动轨道近心点参考高度 h_{ref} , 当 h_{ref} 未知时需另作讨论. 令 $\dot{h}_{\text{ref}} = 0$, 即大气内参照恒定高度飞行. 设大气内飞行时测量 t_i ($i = 1, 2, \dots$) 时刻的参考高度为 h_i , 参考高度变化率为 $\dot{h}_i$, 轨迹倾角为 γ_i , 航天器飞行速度为 v_i , 由式(6)和式(9)可得到 t_i 时刻的目标倾侧角 σ_i .

航天器在大气中以零侧滑角飞行时倾侧角与滚转角可视为等同, 因此得到 σ_i 后可通过控制滚转角实现对倾侧角的机动操作.

随着穿越大气次数增加, 航天器的飞行状态会发生很大变化. 受飞行状态影响, 多次穿越大气后需重新整定控制律反馈增益. 这里可依据飞行状态变化量进行整定, 也可以依据实际近心点高度的变化来整定. 采用何种整定方法需依据实际飞行任务选取.

令 $e_i = (h_{p(i-1)} - h_{ref})/h_{ref}$ ($i = 2, 3, \dots$), 其中, $h_{p(i-1)}$ 为第 $i-1$ 次穿越大气时的实际近心点高度, 则

$$\begin{cases} K_{hi} = K_{h0} + K_1 e_i \\ K_{hi} = K_{h0} + K_2 e_i \end{cases} \quad (10)$$

式中, K_{h0} 和 K_{h0} 为初始增益; K_{hi} 和 K_{hi} 为第 i 次穿越大气时的增益; $K_1 < 0, K_2 > 0$, 均为常数.

至此给出了一种计算控制律反馈增益的方法.

4 仿真算例

为验证控制律的正确性与可行性, 参考文献 [13] 给出的仿真算例 (仿真用到的数据如表 1 所示), 并以文献 [14] 介绍的姿态控制律为参考给出对反作用轮性能要求的仿真估计.

表 1 仿真中用到的参数

参数	初始轨道					航天器			
	远心点/km	近心点/km	轨道倾角/rad	偏心率	轨道周期/h	质量/kg	有效面积/m ²	C_L	C_D
数值	30 000	3 499.5	0	0.791	18.28	1 000	10	0.5	2.0

参数	控制律				其他			
	K	K_1	K_2	K_{h0}	大气边界/km	火星半径/km	h_{ref} /km	
数值	3	-5.5×10^3	3.0×10^3	10	200	3 389.5	110	

仿真中选取火星半径圆轨道为参考轨道. 火星大气密度满足 $\rho = \rho_0 e^{(-h/h_0)}$, 其中, h 为距离火星表面的高度; ρ_0 为参考密度, 取为 $1.474 \times 10^{-2} \text{ kg/m}^3$; h_0 为参考高度, 取为 8.8057 km [6].

仿真中动压计算公式为 $P = \rho v^2/2$ [12]; 热流密度经验公式为 $\dot{Q} = 3.08 \times 10^{-4} v^{3.08} \sqrt{\rho}$ [15].

首先, 对倾侧角分别为固定值 ($\sigma = 0, \pi$) 和受控两种飞行状态进行仿真比较.

图 1 给出了开普勒轨道近心点高度和实际近心点高度随穿越大气次数的变化曲线. 从图中可以看出, σ 为固定值时, 进入大气的开普勒轨道近心点随穿越大气次数增加而逐渐降低, 且下降速率逐渐增大; σ 受控时, 控制律通过改变倾侧角调整飞行状态, 将再次进入大气的开普勒近心点维持在预定值附近. 从图中还可以看出, 两种飞行状态下实际近心点高度与开普勒近心点高度具有相同的变化趋势, 只是变化量有微小的差别.

图 2 给出了实际近心点与开普勒近心点高度差随穿越大气次数的变化曲线. 从图中可以看出: σ 受控时, 实际近心点与开普勒近心点高度差较小且保持稳定; $\sigma = \pi$ 时, 随着穿越大气次数增加, 实际近心点与开普勒近心点间距逐渐增大; $\sigma = 0$ 时, 实际近心点较开普勒近心点呈先缓慢升高后降低的变化趋势, 高度差相对较小.

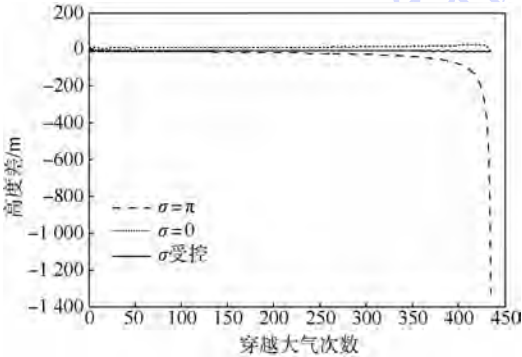


图 2 近心点高度差随穿越大气次数的变化
Fig. 2 Variation of perigee-height-difference verses the time of atmosphere traversing

图 3 给出了穿越大气时最大热流密度、最大动压随穿越大气次数的变化曲线. 从图中可以看出, σ 固定时, 最大热流密度呈先降低后升高的趋势, 最大动压持续升高且制动后期上升速率快速增大; σ 受控时, 最大热流密度一直保持下降趋势, 最大动压同样保持缓慢下降趋势. 因此, σ 受控时, 只要初始制动飞行是安全的, 那么接下来的制动飞行中可充分保证航天器的安全.

图 4 给出了远心点随穿越大气次数的变化曲线. 从图中可以看出, 两种飞行状态以相同初始轨道进行制动飞行时, σ 受控时远心点下降速度较缓慢. 这与 σ 受控时近心点下降受到限制有关.

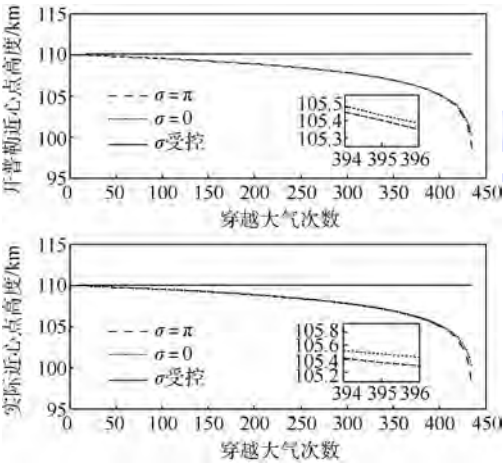


图 1 近心点高度随穿越大气次数的变化
Fig. 1 Variation of perigee altitude verses the time of atmosphere traversing

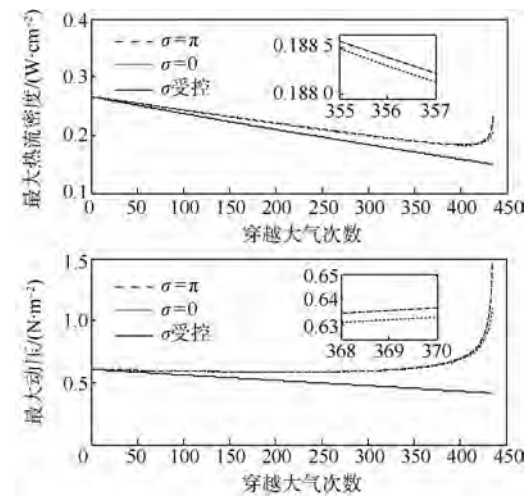


图3 最大热流密度、动压随穿越大气次数的变化

Fig.3 Variation of max-heating-rate and max-dynamic-pressure verses the time of atmosphere traversing

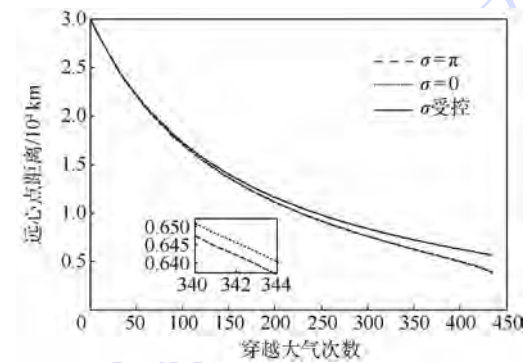


图4 远心点随穿越大气次数的变化

Fig.4 Variation of apogee verses the time of atmosphere traversing

因为近心点下降得到了控制,所以在保证制动安全的条件下,可以通过降低 σ 受控时初始制动轨道的近心点来提高制动效率.

表2给出了经过435次穿越大气后的相关轨道参数值.由表中数据可知, σ 受控时实际近心点高度几乎未发生变化.从表中还可以看出,相同初始制动轨道条件情况下,经过435次穿越大气后, σ 受控时的远心点较 $\sigma=0$ 时高出约1800 km,较 $\sigma=\pi$ 时高出约1900 km.

表2 435次穿越大气后轨道参数值

Table 2 Orbit parameters after 435th atmosphere traversing

参数	$\sigma=\pi$	$\sigma=0$	σ 受控
开普勒近心点/m	3 488 185.91	3 489 656.82	3 499 559.61
实际近心点/m	3 486 852.14	3 489 634.64	3 499 548.46
近心点改变量/m	-12 647.86	-9 865.36	48.46
远心点/m	3 732 417.43	3 879 484.82	5 634 390.27
偏心率	0.034	0.053	0.234
周期/h	1.83	1.88	2.60

其次,对 σ 受控时的制动效率进行仿真验证.延长 σ 受控时穿越大气的次数,使制动结束时的轨道达到与 $\sigma=0$ 时近似的状态,结果如表3所示.

表3 σ 受控,完成制动后的轨道参数值

Table 3 Orbit parameters after finished aerobraking, σ controlled

参数	σ 受控
开普勒近心点/m	3 499 146.27
实际近心点/m	3 499 127.10
近心点改变量/m	-372.90
远心点/m	3 931 759.61
偏心率	0.058
周期/h	1.90
穿越大气次数	545

从表3中可以看出,相同初始制动轨道下, σ 受控时达到与 $\sigma=0$ 时近似的制动状态需要545次穿越大气,较 $\sigma=0$ 时增加了110次.比较表2与表3中的数据可知,制动完成时, σ 受控时的实际近心点比 $\sigma=0$ 时高出约9.5 km,近心点下降得到有效的限制.

图5给出了延长制动次数后的开普勒近心点和实际近心点的变化曲线.从图中可以看出,前470次穿越大气时轨道近心点维持在 h_{ref} 附近,第470次穿越大气后轨道近心点出现下降趋势.导致该现象的原因是制动后期飞行状态变化量较大,仅靠气动力不能有效地限制近心点下降.完成制动时近心点仅降低了约400 m,与近心点高度相比可忽略.

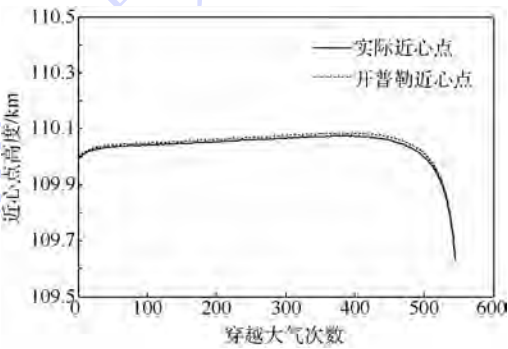


图5 σ 受控,近心点高度随穿越大气次数的变化

Fig.5 Variation of perigee verses the time of atmosphere traversing, σ controlled

图6给出了第100,200,300和400次穿越大气时的倾侧角变化曲线.从图中可以看出,倾侧角在航天器刚进入大气时为0 rad,经过一段时间的飞行后逐渐变化到 π rad,直到逸出大气;随着飞行状态的变化,穿越大气所用的时间逐渐延长.

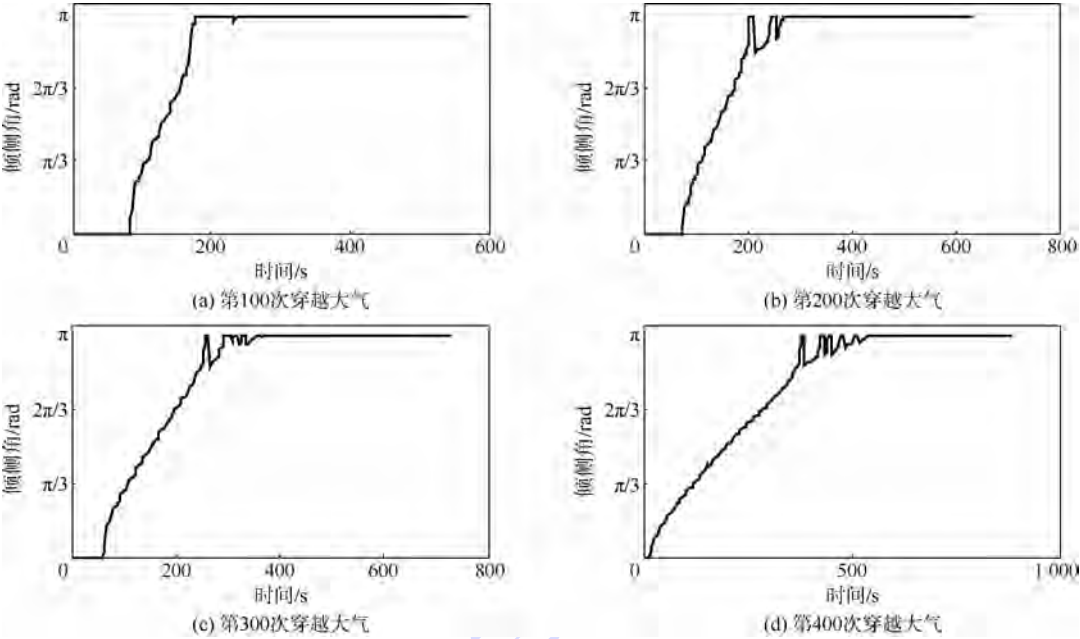


图6 单次大气穿越过程中倾侧角的变化
Fig. 6 Variation of bank angle during single-pass aerobraking

图7给出了 K_h 和 K_h 随穿越大气次数的变化曲线.从图中可以看出制动后期反馈增益变化迅速.由于气动力达到控制能力上限,反馈增益的快速变化也不能有效改变近心点下降的趋势.

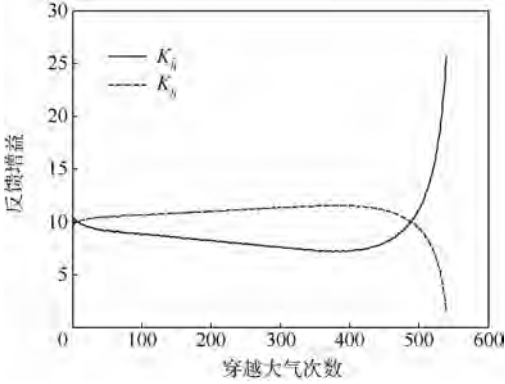


图7 反馈增益随穿越大气次数的变化
Fig. 7 Variation of feedback gain verses the time of atmosphere traversing

为利用反作用轮实现对倾侧角的机动,最后对反作用轮的性能要求进行仿真估计.参照图6中单次穿越大气时倾侧角的变化曲线,这里直接将倾侧角由0 rad机动到 π rad.

假设单次穿越大气需600 s,100 s前保持倾侧角为0 rad,100 s开始机动到 π rad并保持稳定;在整个大气过程中不受外界滚转力矩干扰;航天器转动惯量为 $I_x = 492, I_y = 516, I_z = 183 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$;反作用轮转动惯量为 $0.2 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$.

控制律中采用指数反馈增益,仿真如图8所示.从图中可以看出,在 $[0, 100) \text{ s}$ 范围内倾侧角

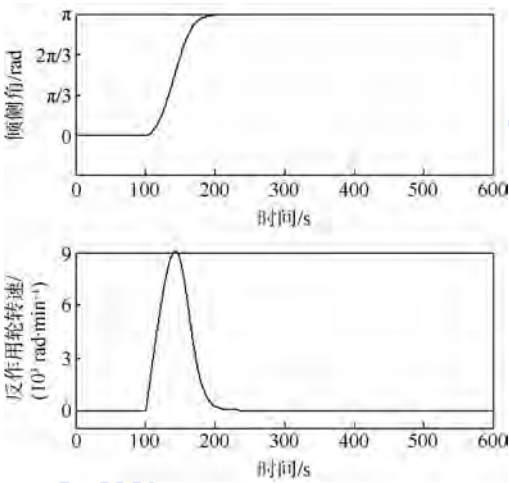


图8 倾侧角与反作用轮转速变化
Fig. 8 Variation of bank angle and reaction-wheel speed
稳定在0 rad,100 s开始机动,经过大约90 s到达 π rad.这近似达到了姿态机动对时间的要求.从图中可以看出,满足以上机动要求需要反作用轮的最高转速约为9000 rad/min.

5 结 论

针对大气制动过程中存在的近心点降低问题,给出了一种无需燃料消耗即可控制轨道近心点高度的方法.整个大气制动过程中,该方法可以有效地限制近心点降低并最终减少近心点的降低量.这可以节省退出大气制动时提升近心点所用的燃料.因为近心点下降得到了控制,所以在保证安全的条件下,可以通过降低初始制动轨道近心点高度来提高制动效率.该方法的另一个优点是

整个制动过程中最大热流密度及最大动压一直呈下降趋势,无需在制动过程中提升轨道近心点,这同样可以节省燃料。

参考文献 (References)

- [1] Spencer D A, Tolson R. Aerobraking cost and risk decisions[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(6): 1285-1293.
- [2] 韩波, 张文普. 行星探测中的大气制动技术研究进展[J]. *力学进展*, 2010, 40(6): 642-651.
Han B, Zhang W P. Advances of aerobraking technology in the planetary mission[J]. *Advance in Mechanics*, 2010, 40(6): 642-651 (in Chinese).
- [3] 艾远行, 乔栋. 火星探测气动捕获技术研究进展[C]//中国宇航学会深空探测技术专业委员会第九届学术年会论文集(上册). 北京: 中国宇航学会深空探测技术专业委员会, 2012: 58-63.
Ai Y X, Qiao D. The research progress of pneumatic capture technology in Mars detection[C]//*Proceedings of the 9th Committee of Deep Space Exploration Technology, Chinese Society of Astronautics* (Vol. 1). Beijing: Committee of Deep Space Exploration Technology, Chinese Society of Astronautics, 2012: 58-63 (in Chinese).
- [4] Miele A, Wang T. Robust predictor-corrector guidance for aeroassisted orbital transfer[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1996, 19(5): 1134-1141.
- [5] Kuo Z S, Liu K C. Explicit guidance of aeroassisted orbital transfer using matched asymptotic expansions[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2002, 25(1): 80-87.
- [6] 陈统, 徐世杰. 火星轨道大气制动策略研究[C]//全国第 14 届空间及运动体控制技术学术会议论文集, 2010: 129-134.
Chen T, Xu S J. Research on Mars orbit aerobraking strategy [C]//*Proceedings of the 14th National Academic Conference on Space and Moving-body Control Technology*, 2010: 129-134 (in Chinese).
- [7] Rozanov M, Guelman M. Aeroassisted orbital maneuvering with variable structure control[J]. *Acta Astronautica*, 2008, 62(1): 9-17.
- [8] 张海联, 吴德隆. 热流限制下的最优气动辅助变轨[J]. *上海航天*, 1999, 16(4): 6-11.
Zhang H L, Wu D L. Aeroassisted optimal orbital transfer problem with heat-flow constraint[J]. *Aerospace Shanghai*, 1999, 16(4): 6-11 (in Chinese).
- [9] 南英, 肖业伦, 陈士橹. 同一平面气动辅助变轨的近似解及分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 1998, 24(1): 120-123.
Nan Y, Xiao Y L, Chen S L. Approximate solutions of the optimal aeroassisted coplanar transfer of space vehicle[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 1998, 24(1): 120-123 (in Chinese).
- [10] Long S M, You T H, Halsell C A, et al. Mars reconnaissance orbiter aerobraking navigation operation [C]//*SpaceOps 2008 Conference*. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2008: 3394.
- [11] Chapel J D, Johnson M A, Sidney W P, et al. Aerodynamic sailing approach for the 2001 Mars odyssey spacecraft during aerobraking[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2005, 42(3): 416-422.
- [12] Lyons D T, Beerer J G, Esposito P, et al. Mars global surveyor: aerobraking mission overview [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1999, 36(3): 307-313.
- [13] Smith J C, Bell J L. 2001 Mars odyssey aerobraking[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2005, 42(3): 406-415.
- [14] 徐世杰. 基于 Lyapunov 方法的空间飞行器大角度姿态机动控制[J]. *宇航学报*, 2001, 22(4): 95-99.
Xu S J. Large angle attitude maneuver control of spacecraft based on Lyapunov approach [J]. *Journal of Astronautics*, 2001, 22(4): 95-99 (in Chinese).
- [15] Mease K D, Vinh N X. Minimum-fuel aeroassisted coplanar orbit transfer using lift-modulation[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1985, 8(1): 134-141.

Perigee altitude control using aerodynamic force during aerobraking

JI Yingliang, ZHU Hongyu*, YANG Bo

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

Abstract: An approach of perigee altitude control using aerodynamic force was provided to deal with the decline of perigee during the orbital transfer process of aerobraking. The atmospheric flight control law considering the bank angle as control variable was investigated, and the computer simulation which referred to the relevant interplanetary exploration mission was performed for demonstration. The perigee altitude was controlled by changing the bank angle to adjust the aerodynamic force component along altitude direction. And the feedback gains were automatically adjusted according to the currently actual altitude and the desired altitude of perigee. The present control law effectively limited the decline of perigee altitude and reduced the quantity of decline finally during whole aerobraking without fuel consumption. Meanwhile, the max dynamic pressure and the max heat flux were decreased gradually, which ensure the security of spacecraft.

Key words: spacecraft orbit; orbit transfer; aerobraking; perigee control; bank angle control

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0174



薄板的后屈曲损伤分析与疲劳寿命预估

肖浩¹, 胡伟平^{*1}, 张森², 孟庆春¹

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191; 2. 中国空间技术研究院, 北京 100094)

摘 要: 针对薄板在面内压缩载荷作用下的后屈曲损伤问题进行了研究, 并进一步考虑屈曲与疲劳损伤的耦合作用, 预估了薄板的疲劳寿命. 首先建立了薄板的有限元模型, 通过线性屈曲分析得到屈曲临界载荷和屈曲模态, 进而采用大变形理论, 将线性屈曲的一阶屈曲模态作为初始位移扰动, 进行薄板的非线性屈曲分析, 得到屈曲临界载荷. 其次, 根据损伤力学理论与方法建立了薄板材料在单次加载过程中的损伤演化方程, 并根据材料疲劳试验结果进行参数识别, 获取损伤演化参数. 根据非线性屈曲分析结果和损伤演化方程进行了后屈曲损伤分析. 最后, 考虑疲劳载荷的作用, 基于损伤力学理论, 采用有限元数值方法求解, 考虑每次加载引起的损伤与后屈曲应力应变场分析的耦合作用, 通过反复迭代计算, 给出了结构疲劳寿命. 本研究为工程结构的后屈曲损伤分析以及考虑后屈曲损伤的疲劳寿命分析提供了一种新方法和实现手段.

关 键 词: 板; 后屈曲; 损伤; 疲劳寿命; 非线性理论

中图分类号: O346.5

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0523-07

在航空航天、管道运输等工程领域, 结构的稳定性问题一直受到重点关注. 结构的屈曲问题早在 18 世纪由 Euler 和 Lagrange 提出, 在这之后, Duncan^[1] 对不均匀柱进行了研究, 为屈曲临界载荷推导了封闭形式的表达式. 此后, 对于封闭解的研究较少. 1999 年, Elishakoff 和 Rollot^[2] 发现了新的封闭解. 但工程结构的实际屈曲载荷明显要低于由理论解给出的屈曲临界载荷, 当时的理论无法解释这一现象.

1941 年, von Kármán 和 Tsien^[3] 根据非线性大挠度理论, 提出了板壳后屈曲分析的一般方法以及非线性屈曲理论. Donnell 和 Wan^[4] 于 1950 年将非线性大挠度分析推广到非完善圆柱薄壳. Koiter^[5] 用摄动法研究了弹性结构的初始后屈曲状态, 导出了临界压力与缺陷参数之间的关系, 并提出了初始

缺陷敏感度的概念. 1968 年, Stein^[6] 提出了非线性前屈曲一致理论, 解释了经典线性理论与实验之间差异的原因. 非线性屈曲分析考虑了结构屈曲前的变形, 计算结果更符合实际情况.

以 von Kármán 大挠度理论为依据, 对于单一的屈曲和后屈曲问题已有大量的研究成果, 但在实际工程应用中, 当薄壁构件受到循环载荷作用时, 可能会出现屈曲问题与疲劳问题的耦合^[7-8], 即结构可能在反复进入后屈曲状态下发生疲劳破坏, 或是在产生一定的疲劳损伤累积后发生屈曲或后屈曲破坏.

目前, 国内外很多学者主要研究构件在循环载荷下屈曲后屈曲过程中模态的改变^[9-10], 以及临界载荷和极限载荷随着循环次数的增加而产生的变化^[11-12], 很少有研究将屈曲分析与疲劳损伤

收稿日期: 2014-04-03; 录用日期: 2014-05-09; 网络出版时间: 2014-05-27 15:10

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0174.html

作者简介: 肖浩(1990—), 男, 湖北天门人, 硕士生, hotboyhao@gmail.com

* 通讯作者: 胡伟平(1975—), 男, 湖南常德人, 副教授, huweiping@buaa.edu.cn, 主要研究方向为疲劳断裂、损伤力学.

引用格式: 肖浩, 胡伟平, 张森, 等. 薄板的后屈曲损伤分析与疲劳寿命预估[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 523-529.
Xiao H, Hu W P, Zhang M, et al. Post-buckling damage analysis and fatigue life prediction of thin plate[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 523-529 (in Chinese).

分析进行耦合,并进一步预估构件的疲劳寿命.

本文基于连续损伤力学理论与方法,研究结构在后屈曲情况下的损伤以及在疲劳载荷作用下屈曲与疲劳损伤的耦合特性.首先采用有限元方法,通过线性屈曲分析得到屈曲临界载荷和屈曲模态,进而采用大挠度理论,将线性屈曲的一阶屈曲模态作为初始扰动,进行薄板的非线性屈曲分析,得到屈曲临界载荷.其次,根据损伤力学理论与方法建立薄板材料在单次加载过程中的损伤演化方程以及参数识别方法,并根据非线性屈曲分析结果进行后屈曲损伤分析.最后,考虑疲劳载荷的作用,基于损伤力学理论,采用有限元数值方法进行求解,考虑每次加载引起的疲劳损伤与后屈曲应力应变场的耦合作用,通过反复迭代计算,给出结构疲劳寿命.本研究为结构在后屈曲情况下的疲劳特性分析提供了一种新的分析方法和实现途径,可以应用于飞行器中某些特殊受力状态下薄壁构件的疲劳寿命分析.

1 薄板的线性屈曲分析

板的线性屈曲分析是一种最常规的分析方法,可以给出结构的各阶屈曲临界载荷以及相应的屈曲模态.

1.1 薄板的有限元模型

考虑一四边简支且在某两对边受均匀压力的方形薄板,板边长 $a = 40 \text{ mm}$,板厚 $h = 0.6 \text{ mm}$,材料为 LC9CgS1^[13],其几何形状及载荷如图 1 所示.

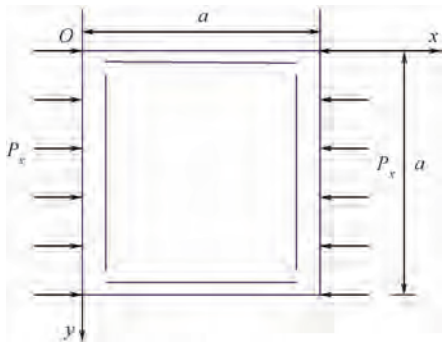


图 1 结构几何模型

Fig. 1 Geometry model of the structure

载荷大小为 $P_x = 40 \text{ N/mm}$,四边简支板的边界条件为

$$\begin{cases} x=0, a & w=0, \frac{\partial^2 w}{\partial x^2}=0 \\ y=0, a & w=0, \frac{\partial^2 w}{\partial y^2}=0 \end{cases} \quad (1)$$

式中 w 为结构变形挠度.

在 ANSYS 中建立薄板的有限元模型.选择

Shell181 单元,该单元适用于薄到中等厚度的壳结构,单元有 4 个节点,每个节点有 6 个自由度,适用于结构的几何非线性分析.

1.2 特征值屈曲分析

建立有限元模型后,在 ANSYS 软件中进行特征值屈曲分析.计算得到薄板的一阶屈曲临界载荷为 34.6 N/mm .

通过特征值屈曲分析能够给出结构屈曲模态,能为结构设计提供参考,并为后续的非线性屈曲分析提供初始扰动.

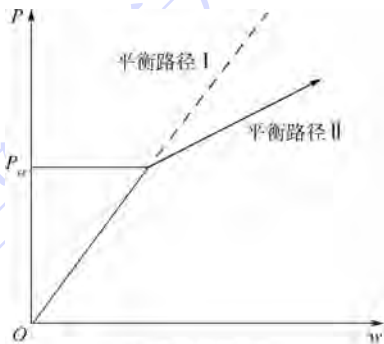
2 板结构的非线性后屈曲分析

在工程实际中,由于线性屈曲分析忽略了屈曲前变形的影响,导致过高地估计了结构的临界载荷.因此,为了提高分析的精度,更多地采取非线性屈曲分析方法进行结构稳定性分析.

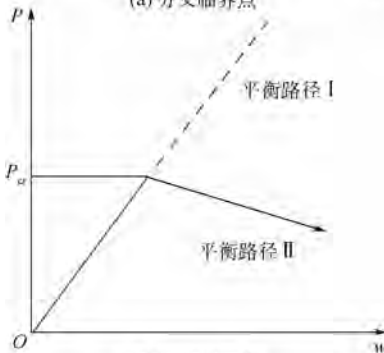
2.1 非线性屈曲分析方法

非线性屈曲分析的目的是求解结构从稳定平衡过渡到不稳定平衡的临界载荷,结构的载荷临界点可以分为两种类型:分叉临界点和极值临界点^[14].

分叉临界点的特征是:结构在基本载荷-位移平衡路径 I 的附近还存在另一分叉平衡路径 II.当载荷达到临界值 P_{cr} 时,如果结构或载荷受到一微小扰动,载荷-位移曲线将沿分叉平衡路径发展,其载荷-位移曲线如图 2(a) 所示.



(a) 分叉临界点



(b) 极值临界点

图 2 屈曲载荷临界点

Fig. 2 Critical point of buckling load

极值临界点的特征是:当载荷达到临界值时,如果载荷位移有微小变化,将分别发生位移的跳跃和载荷的快速下降,其载荷-位移曲线如图2(b)所示。

利用有限元软件进行结构的非线性屈曲分析,需要在施加沿板面内压缩载荷的同时,对结构施加一横向小扰动,通过失稳点的载荷-位移曲线计算屈曲临界载荷。

2.2 非线性屈曲分析结果

以特征值屈曲分析得到的第一阶屈曲模态作为初始几何扰动进行非线性屈曲分析,得到失稳点的离面位移随外载荷的变化曲线,如图3所示。从该曲线可以判断出非线性屈曲的临界载荷为31.5 N/mm。当外载荷达到非线性屈曲临界载荷时,结构进入后屈曲,屈曲前和屈曲后对应结构的两个不同的平衡路径,平衡路径的转换也是因为结构上微小扰动的缘故。图4为结构失稳部位的 von Mises 应力随外载荷的变化曲线,可以看出,微小扰动在前屈曲阶段对结构的应力影响很小,当外载荷达到屈曲临界载荷后,结构发生屈曲并进入另一个平衡状态,此时结构的应力随外载荷增加而显著增大。

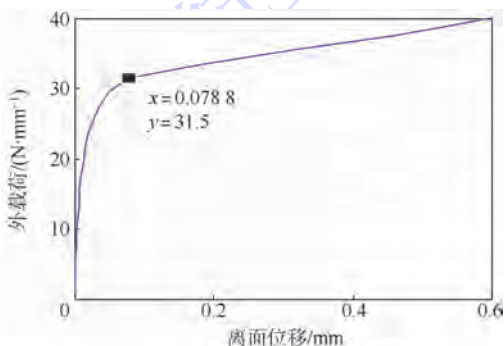


图3 失稳点离面位移随外载的变化曲线

Fig.3 Variation curve of deflection of instability point with external load

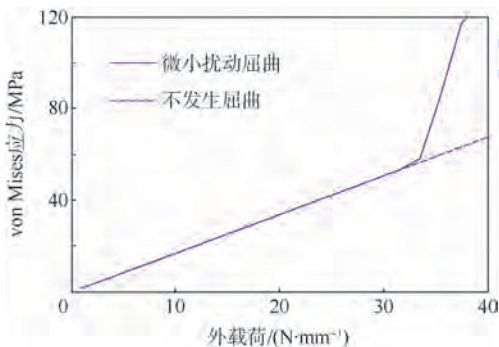


图4 失稳点的 von Mises 应力变化曲线

Fig.4 Variation curve of von Mises stress of instability point

3 板结构的后屈曲损伤分析

通过板的后屈曲分析可知,当板所受载荷超过屈曲临界载荷时,板进入后屈曲状态,此时结构失稳部位的应力迅速增加。当板承受最大载荷超过屈曲临界载荷的循环载荷时,板在每一次载荷循环中都将经历一次后屈曲,因此为了预估板的疲劳寿命,首先需要进行板在后屈曲状态下的损伤分析。下面拟采用连续损伤力学理论与方法,建立结构在后屈曲状态下的损伤分析模型。

3.1 损伤演化模型

根据连续损伤力学理论,在疲劳载荷作用下,材料的损伤将引起材料有效承载面积的下降。在各向同性损伤的情况下,引入损伤度 D 描述这一物理过程^[15],令

$$D = \frac{\delta S_D}{\delta S} = \frac{\delta S - \delta \bar{S}}{\delta S} \quad (2)$$

式中, $\bar{S}$ 为有损伤材料单元的有效承载面积; S 为无损伤材料单元的承载面积。

在单向受力状态下,建立材料单元的力平衡方程:

$$\bar{\sigma} \delta \bar{S} = \sigma \delta S \quad (3)$$

式中, $\bar{\sigma}$ 为作用在有损伤材料单元上的应力,简称为有效应力; σ 为作用在无损伤材料单元的应力。从而有

$$\bar{\sigma} = \frac{\sigma}{1 - D} \quad (4)$$

对于受损伤的材料单元,其真实应变为

$$\varepsilon = \frac{\bar{\sigma}}{E} = \frac{\sigma}{E(1 - D)} = \frac{\sigma}{\bar{E}} \quad (5)$$

式中, E 为材料的弹性模量; $\bar{E}$ 为有损伤材料单元的等效弹性模量。故有

$$D = 1 - \frac{\bar{E}}{E} \quad (6)$$

在三维受力情况下,对于各向同性材料,根据应变等价原理,得到含损伤线弹性体本构关系为

$$\sigma_{ij} = (1 - D)(\lambda \delta_{ij} \varepsilon_{kk} + 2\mu \varepsilon_{ij}) \quad (7)$$

式中, λ 和 μ 为拉梅常数; σ_{ij} 和 ε_{ij} 分别为应力张量和应变张量分量。

单轴受力情况下,以应变为基本变量,含损伤材料应变能密度为

$$W = \frac{1}{2} \sigma \varepsilon = \frac{1}{2} E (1 - D) \varepsilon^2 \quad (8)$$

根据热力学原理,引入损伤驱动力^[16]:

$$Y = - \frac{\partial W}{\partial D} \tag{9}$$

单轴受力情况下,有

$$Y = \frac{1}{2} E \varepsilon^2 \tag{10}$$

对处于复杂受力状态下的结构而言,引入损伤力学等效应变:

$$\varepsilon = \sqrt{\frac{1}{E} (9 \lambda \varepsilon_m^2 + 2 \mu \varepsilon_{ij} \varepsilon_{ij})} \tag{11}$$

式中 ε_m 为平均应变.

采用如下形式的损伤演化方程^[17]:

$$\frac{dD}{dN} = \alpha \frac{(Y_{\max}^{1/2} - Y_{\text{th}}^{1/2})^{m_k}}{(1 - D)^{m_k}} \tag{12}$$

式中, $Y_{\max}$ 为损伤力学驱动力峰值; Y_{th} 为损伤力学驱动门限值; N 为载荷循环次数; m_k 为材质参数. 式(12)可以写成如下应变形式的表达式:

$$\frac{dD}{dN} = \beta \frac{(\varepsilon_{\max} - \varepsilon_{\text{th}})^{m_k}}{(1 - D)^{m_k}} \tag{13}$$

式中, β 和 ε_{th} 为材质参数; $\varepsilon_{\max}$ 为最大损伤力学等效应变. 式(13)需要通过材料标准件疲劳试验结果识别.

3.2 参数识别

3.1 节已经建立了材料在疲劳载荷作用下的损伤演化方程,方程中包含有 $\beta, m_k, \varepsilon_{\text{th}}$ 等材质参数,这些参数需要根据材料标准件的疲劳试验结果来确定.

对于光滑试样,根据单轴受力的本构关系可得

$$\begin{cases} \varepsilon_{\max} = \frac{1}{E(1 - D_{0,1})} \sigma_{0,\max} \\ \varepsilon_{\text{th}} = \frac{1}{E(1 - D_{0,1})} \sigma_{1,\text{th}} \end{cases} \tag{14}$$

式中, $D_{0,1}$ 为应力集中系数 $K_T = 1$ 试件的初始损伤; $\sigma_{0,\max}$ 为交变载荷引起的最大应力; $\sigma_{1,\text{th}}$ 为 $K_T = 1$ 时材料发生疲劳损伤的应力门限值.

对损伤演化方程积分,可得

$$\begin{aligned} \int_0^{N_f} (\sigma_{0,\max} - \sigma_{1,\text{th}})^m dN &= \int_{D_{0,1}}^1 \frac{E^m}{\beta} (1 - D_{0,1})^m (1 - D)^m dD \cdot \\ &(\sigma_{0,\max} - \sigma_{1,\text{th}})^m N_f = \\ &\frac{E^m}{\beta(m + 1)} (1 - D_{0,1})^{2m+1} \end{aligned} \tag{15}$$

式中, N_f 为裂纹萌生寿命; m 为材质参数. 式(15)可以写为

$$\lg N_f = \lg \left[\frac{E^m}{\beta(m + 1)} (1 - D_{0,1})^{2m+1} \right] - m \lg (\sigma_{0,\max} - \sigma_{1,\text{th}}) \tag{16}$$

式(16)即为 $K_T = 1$ 时材料的裂纹萌生寿命和最大应力之间的关系. 根据这一应力-寿命表达式,结合材料的疲劳试验结果,就可以确定式(16)中的材质参数 $\beta, m_k, D_{0,1}$ 及 $\sigma_{1,\text{th}}$. LC9CgS1 材料的静力力学性能如表 1 所示. 当 $K_T = 1$, 应力比 $R = 0.1$ 时, LC9CgS1 材料标准件的疲劳寿命如表 2 所示.

表 1 LC9CgS1 材料的静力力学性能参数
Table 1 Static mechanical properties of LC9CgS1

参数	泊松比	E/GPa	$\sigma_{p0.2}/\text{MPa}$	σ_b/MPa
数值	0.3	68	395	474

注: $\sigma_{p0.2}$ —屈服应力; σ_b —极限应力.

表 2 $K_T = 1, R = 0.1$ 时 LC9CgS1 材料的
疲劳试验结果

Table 2 Fatigue test results of LC9CgS1 when
 $K_T = 1, R = 0.1$

应力水平/MPa	196	221	270
中值疲劳寿命/次	326 500	19 900	99 900

根据以上疲劳试验结果并假设实验结果中离中值寿命曲线最远点的实验点对应的材料初始损伤度为 0,可以得到损伤演化方程中的材质参数如表 3 所示.

表 3 $K_T = 1, R = 0.1$ 时 LC9CgS1 的材质参数
Table 3 Material parameters of LC9CgS1 when
 $K_T = 1, R = 0.1$

参数	m_k	$\sigma_{\text{th}}/\text{MPa}$	β	$D_{0,1}$
数值	1.758	119	0.000 3	0.237

计算结果与实验点的对比如图 5 所示.

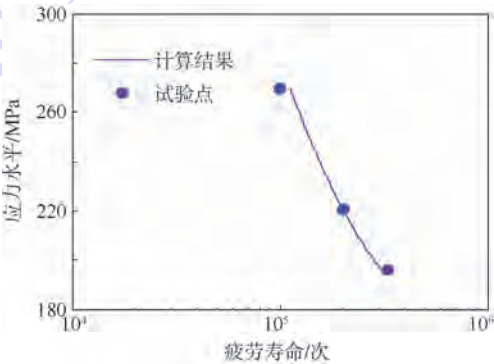


图 5 $K_T = 1, R = 0.1$ 时计算结果与实验点对比曲线
Fig. 5 Comparison of experimental points and calculation results when $K_T = 1, R = 0.1$

从图 5 可以看出 $K_T = 1, R = 0.1$ 时拟合的材质参数是合理的.

4 板结构疲劳寿命预估

当板受到的最大载荷超过屈曲临界载荷的疲劳载荷作用时,每一次载荷循环中,板都要进入后屈曲状态,造成局部材料的损伤,这一损伤又会降低下一次加载时板的屈曲临界载荷,这种屈曲与疲劳损伤的耦合特性难以用闭合形式的方程描述.因此,基于损伤力学理论,采用有限元数值解法,通过反复迭代的后屈曲分析和疲劳损伤分析来预估板的疲劳寿命.

4.1 损伤力学-有限元数值解法

利用 ANSYS 软件中的 APDL 语言控制求解过程,将 ANSYS 软件计算得到的应力场代入损伤演化方程,计算结构的损伤场,给出各单元损伤度;根据单元损伤度计算各单元的等效弹性模量,在 ANSYS 软件中给各单元重新赋值,再次计算下一个载荷作用下的应力场.如此迭代计算,在 ANSYS 平台中,基于损伤力学理论,采用有限元数值解法对构件进行疲劳寿命预估.

具体做法如下:

- 1) 利用 ANSYS 软件计算结构在某一载荷循环下的应力应变场.
- 2) 根据上一步计算得到的应力应变场,通过 APDL 语言对 ANSYS 软件进行二次开发,计算每个单元的损伤力学等效应力.
- 3) 利用 APDL 语言,在 ANSYS 软件中计算每个单元在 ΔN 次载荷循环之后,损伤度的增量:

$$\Delta D_e = \beta_k \frac{(\varepsilon_{e,e,max} - \varepsilon_{k,th})^{m_k}}{(1 - D)^{2m_k}} \Delta N \tag{17}$$

式中, β_k 为材质参数; $\varepsilon_{e,e,max}$ 为单元的最大损伤力学等效应变; $\varepsilon_{k,th}$ 为损伤力学应变门槛值.

那么,可以得到当前各个单元的损伤度:

$$D_{e,N+\Delta N} = D_{e,N} + \beta_k \frac{(\varepsilon_{e,e,max}^N - \varepsilon_{k,th})^{m_k}}{(1 - D)^{2m_k}} \Delta N \tag{18}$$

式中, $\varepsilon_{e,e,max}^N$ 和 $D_{e,N}$ 分别为第 N 次循环的单元最大损伤力学等效应变和损伤度; $D_{e,N+\Delta N}$ 为第 $N + \Delta N$ 次循环单元的损伤度.当 ΔN 给定时, $D_{e,N+\Delta N}$ 即可通过上式计算出.

4) 由上述计算得到的各个单元的损伤度可知每个单元的等效弹性模量的变化量,在 ANSYS 软件中重新赋予各个单元弹性模量,在上次计算结果基础上,进行下一个加载循环的应力应变分析.

5) 重复步骤 2) ~ 步骤 4) 的过程,直到某一单元损伤度达到或超过 1,此时的 ΔN 的累积值即

为疲劳裂纹萌生寿命.
需要说明的是,载荷循环次数步长 ΔN 需通过不断减小 ΔN 的值来进行收敛性验证.
损伤力学有限元法计算流程如图 6 所示.

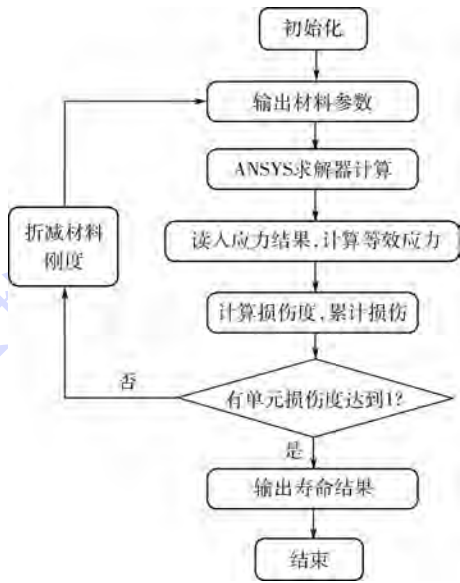


图 6 损伤力学有限元法计算流程图

Fig. 6 Calculation flow chart of damage mechanics with finite element method

4.2 计算结果

给定板受到的疲劳载荷为:最大载荷为 40 N/mm,载荷比 $R = 0.1$. 由于最大载荷大于板的屈曲临界载荷 31.5 N/mm,因此每一次加载循环中板都将进入后屈曲阶段.

薄板在后屈曲状态下,失稳部位局部发生损伤,这一损伤会导致板的总体刚度矩阵发生变化,从而影响下一次加载时的屈曲临界载荷以及结构位移.图 7 显示了不同损伤阶段失稳部位的载荷位移曲线的变化.从图 7 可以看出,板的屈曲临界载荷随着损伤的增加而减小,失稳点的离面位移随着损伤的增加而增大.

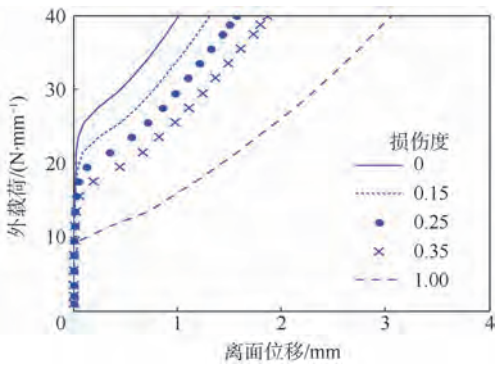


图 7 不同损伤度下结构失稳点位移变化曲线对比
Fig. 7 Comparisons of deflection changing curves of instability points in different damage degrees

通过计算,板在上述疲劳载荷作用下的疲劳寿命为 6×10^5 次,失效的单元位于失稳点,失稳点周围的区域是损伤比较大的区域,因为随着损伤的增大,结构的屈曲临界载荷会逐渐变小,失稳区域会扩大,这一部分区域损伤也会因此而变大.

4.3 初始几何缺陷对结构裂纹萌生寿命的影响

在前面考虑后屈曲的疲劳寿命分析中,为了模拟屈曲这一物理过程,在每一次屈曲分析时都对结构施加了扰动.

采用的施加扰动方法是引入初始几何缺陷,即将第一阶线性屈曲位移模态作为初始缺陷施加在板上.然而这里存在一个问题,即作为初始缺陷的一阶线性屈曲位移模态的幅值如何选取,不同幅值对板的疲劳寿命的影响程度如何.

因此计算了不同缺陷幅值比(幅值比=几何缺陷幅值/板厚,无量纲)情况下板的疲劳寿命,如图 8 所示.

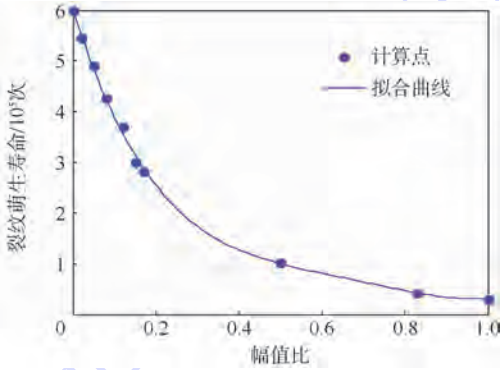


图 8 裂纹萌生寿命随几何缺陷幅值比的变化曲线

Fig. 8 Changing curve of crack initiation life with different geometric imperfection amplitude ratios

从图 8 中可以看出,初始几何缺陷的大小对板的疲劳寿命影响很大,因此在预估实际结构疲劳寿命时,应首先测量结构的几何外形,根据测量结果尽量准确估计结构的初始几何缺陷,以便得到更加准确的疲劳寿命分析结果.

5 结 论

基于损伤力学理论构建了薄板后屈曲状态下的裂纹萌生寿命预估方法,为工程结构考虑后屈曲损伤的疲劳寿命分析提供了一种新的研究方法和手段.

1) 首先对板进行了线性屈曲分析,得到了屈曲临界载荷以及屈曲位移模态,为后续的非线性屈曲分析提供了位移扰动形式.

2) 以线性屈曲分析得到的一阶屈曲位移模态作为板的初始几何缺陷,对板进行非线性屈曲

分析,得到了板的非线性屈曲载荷,其值要低于特征值屈曲分析得到的屈曲临界载荷.

3) 建立了板后屈曲损伤分析模型,并根据板材料的标准件疲劳试验结果确定损伤演化方程中的各材质参数.

4) 建立了考虑后屈曲过程的板的疲劳寿命分析方法,通过损伤力学-有限元数值解法,可以考虑加载循环过程中板的后屈曲与疲劳损伤的耦合作用.

5) 分析初始几何缺陷的大小对板裂纹萌生寿命的影响,结果表明,初始几何缺陷对结构的疲劳寿命有很明显影响,因此,一方面在制造过程中应尽量提高加工精度,减小几何缺陷;另一方面,在预估结构疲劳寿命时应根据实际测量结果正确估计几何缺陷的大小,以便给出更符合实际情况的寿命预估结果.

参考文献 (References)

[1] Duncan W J. Galerkin's method in mechanics and differential equations, ADA951862 [R]. London: Aeronautical Research Council, 1937.

[2] Elishakoff I, Rollot O. New closed-form solutions for buckling of a variable stiffness column by Mathematica[J]. Journal of Sound and Vibration, 1999, 224(1): 172-182.

[3] von Kármán T, Tsien H. The buckling of thin cylindrical shells under axial compression[J]. Journal of the Aeronautics Science, 1941, 8(6): 303-312.

[4] Donnell L H, Wan C C. Effect of imperfections on buckling of thin cylinders and columns under axial compression[J]. Journal of Applied Mechanics-transactions of the ASME, 1950, 17(1): 73-83.

[5] Koiter W T. The stability of elastic equilibrium, AD0704124[R]. Stanford: Department of Aeronautics and Astronautics of Stanford University, 1970.

[6] Stein M. Some recent advances in the investigation of shell buckling[J]. AIAA Journal, 1968, 6(12): 2339-2345.

[7] Kong C, Bang J, Sugiyama Y. Structural investigation of composite wind turbine blade considering various load cases and fatigue life[J]. Energy, 2005, 30(11): 2101-2114.

[8] Rhead A T, Butler R, Hunt G W. Post-buckled propagation model for compressive fatigue of impact damaged laminates[J]. International Journal of Solids and Structures, 2008, 45(16): 4349-4361.

[9] 李世荣, 刘平. 弹性地基上 Euler-Bernoulli 梁的热屈曲模态跃迁特性[J]. 应用力学学报, 2011, 28(1): 90-94.

Li S R, Liu P. Thermal buckling mode transition characteristics of Euler-Bernoulli beam on the elastic foundation[J]. Journal of Applied Mechanics, 2011, 28(1): 90-94 (in Chinese).

[10] 贺尔铭, 张钊, 胡亚琪, 等. 单轴压缩载荷下夹层梁结构屈曲及皱曲模拟研究[J]. 西北工业大学学报, 2012, 30(5): 668-674.

- He E M, Zhang Z, Hu Y Q, et al. Buckling and wrinkling study of sandwich beam under uniaxial compression load [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2012, 30 (5): 668-674 (in Chinese).
- [11] 左志亮, 蔡健, 朱昌宏. 带约束拉杆 L 形钢管混凝土短柱的偏压试验研究 [J]. 东南大学学报: 自然科学版, 2010, 40(2): 346-351.
- Zuo Z L, Cai J, Zhu C H. Bias experimental study on the binding L-shaped concrete bars filled with steel tubes [J]. Journal of Southeast University: Natural Sciences, 2010, 40 (2): 346-351 (in Chinese).
- [12] 夏盛来, 何景武, 海尔瀚. 大展弦比机翼屈曲及后屈曲分析 [J]. 机械强度, 2012, 33 (6): 907-912.
- Xia S L, He J W, Hai E H. Buckling and post-buckling analysis of the high aspect ration wing [J]. Mechanics Strength, 2012, 33 (6): 907-912 (in Chinese).
- [13] 吴学仁. 飞机结构金属材料力学性能手册: 静强度疲劳/耐久性 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1996: 225-353.
- Wu X R. Manual of metal material mechanics performance of the plane structure: static fatigue strength/durability [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996: 225-353 (in Chinese).
- [14] 王勖成. 有限单元法 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2003: 649-651.
- Wang X C. The finite element method [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2003: 649-651 (in Chinese).
- [15] Lemaitre J, Desmorat R. Engineering damage mechanics: ductile, creep, fatigue and brittle failures [M]. Berlin: Springer, 2005: 3-6.
- [16] 张行, 崔德渝, 孟庆春. 断裂与损伤力学 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 329-331.
- Zhang X, Cui D Y, Meng Q C. Fracture and damage mechanics [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2006: 329-331 (in Chinese).
- [17] 张森. 构件疲劳寿命预估的多变量损伤力学方法 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2009.
- Zhang M. Multivariate fatigue damage mechanics methods of fatigue life prediction of the structure [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009 (in Chinese).

Post-buckling damage analysis and fatigue life prediction of thin plate

XIAO Hao¹, HU Weiping^{*1}, ZHANG Miao², MENG Qingchun¹

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: Post-buckling damage of thin plate under compressive load in plan was studied, and the fatigue life of plate was predicted by taking the coupling effect of buckling and fatigue damage into account. Firstly, the finite element model was established, and the critical buckling load and buckling mode were obtained by linear buckling analysis, then the large deflection theory was adopted, first order buckling mode was applied as the initial displacement perturbation, and the corresponding critical buckling load was determined by nonlinear buckling analysis of thin plate. Secondly, damage evolution equation of thin plate material under monotonic loading was established based on damage mechanics theory and method, and parameters of damage evolution were obtained by the parameter identification based on the material fatigue test results. Post-buckling damage was analyzed base on nonlinear buckling analysis results and damage evolution equations. Finally, the effect of fatigue load was took into consideration, finite element numerical method was used to solve the problem based on damage mechanics theory, considering the coupling effect of the damage caused by load each time and post-buckling stress strain fields analyze, the fatigue life of the structure was achieved by repeating iterative computations. The research provides a new method and a practical means for the analysis of post-buckling damage and fatigue life considering post-buckling damage of engineering structures.

Key words: plate; post-buckling; damage; fatigue life; nonlinear theory

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0182

基于 IFA-ELM 的航空发动机自适应 PID 控制新方法

焦洋, 李秋红*, 李业波

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 针对大涵道比涡扇发动机强非线性、变参数的特点, 提出了一种基于优化极端学习机(ELM)对发动机参数进行预测的自适应 PID 控制方法. 为提高 ELM 的预测精度和实时性, 采用适用于多峰值寻优的改进萤火虫算法(IFA)优化 ELM 网络参数, 形成优化的 ELM 训练方法 IFA-ELM. 该算法在保证预测精度的前提下, 有效简化了网络规模, 并提高了其泛化能力. 利用该算法建立发动机风扇转速预测模型, 基于该模型, 采用梯度下降法在线调整 PID 参数, 提升发动机动态性能. 数字仿真验证表明, 与常规 PID 控制相比, 基于 IFA-ELM 的自适应 PID 法调节时间减少了 0.2 ~ 1.4 s, 超调量降低了 0.2% ~ 1.5%, 验证了该控制方法的有效性.

关 键 词: 航空发动机; PID; 极端学习机; 萤火虫算法; 自适应控制

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0530-08

民用大涵道比涡扇发动机控制通常采用燃油-转速闭环控制方式. 目前国内外普遍采用 PID 方法对大涵道比发动机进行控制^[1-2]. 虽然 PID 控制具有一定的鲁棒性, 且结构简单、易于工程实现, 但由于航空发动机是时变的非线性系统, 在全包线内, 其参数及特性变化很大, 所以单一的 PID 参数对发动机的全状态控制很难取得令人满意的效果, 因而通常通过在包线范围内设置多组 PID 参数来使其适应发动机的不同工作状态. 而这些 PID 参数只是针对发动机的某些稳态工作点设定的, 不能很好地兼顾发动机的各自动态工作过程, 影响系统响应的快速性, 且存在控制器之间的切换问题, 而切换易造成系统的不稳定, 对于发动机控制来说是极为不利的.

针对这一问题, 自适应 PID 控制提供了一种

有效的解决方法. 采用自适应 PID 控制可以根据发动机工作状态调节控制系统参数, 使之与变化的工作状态相适应. 因而在航空发动机控制领域, 自适应 PID 控制得到了广泛的关注^[3-5]. 已有学者将智能映射网络和 PID 控制相结合, 来提高控制系统对发动机参数变化的适应能力, 从而提高控制系统的性能. 本文借鉴这种设计思想, 提出一种新颖的群智能优化算法与智能自适应 PID 相结合的控制方法. 采用具有较快训练速度的极端学习机(ELM, Extreme Learning Machine)^[6-8]对发动机下一步输出转速进行预测. 由于 ELM 的输入层至隐含层权值和偏置随机产生, 不适宜的随机值会影响估计的精度. 为提高预测模型精度, 减小网络计算规模, 提出一种改进的萤火虫算法(IFA, Improved Firefly Algorithm), 用于优

收稿日期: 2014-04-03; 录用日期: 2014-07-04; 网络出版时间: 2014-09-19 18:08

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0182.html

作者简介: 焦洋(1991—), 男, 河北秦皇岛人, 硕士生, jy13661155288@163.com

* 通讯作者: 李秋红(1972—), 女, 辽宁葫芦岛人, 副教授, lqh203@nuaa.edu.cn, 研究方向为航空发动机建模、控制与故障诊断.

引用格式: 焦洋, 李秋红, 李业波. 基于 IFA-ELM 的航空发动机自适应 PID 控制新方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 530-537. Jiao Y, Li Q H, Li Y B. New adaptive PID control method based on IFA-ELM for aero-engine[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 530-537 (in Chinese).

化 ELM 的初始权值,形成 IFA-ELM 算法,构建了基于 IFA-ELM 网络参数的民用涡扇发动机自适应 PID 控制器,在飞行包线内的各种工作状态间,能够自动调整控制器参数,获得稳定快速的响应。

1 IFA-ELM 算法

近几十年发展起来的仿生模拟进化算法具有操作简单、可并行处理、鲁棒性强等特点^[9-10]。其中,萤火虫算法(FA, Firefly Algorithm)由模拟自然界中萤火虫成虫发光的生物学特性发展而来,也是基于群体搜索的随机优化算法。该算法由剑桥学者 Yang^[11-12]提出,适用于解决多峰值优化问题。在基于极端学习机的发动机输出预测训练过程中,极端学习机的隐含层权值和偏置与预测效果之间并不具有单调性,因此采用萤火虫算法来对其进行优化。

1.1 改进的萤火虫算法

萤火虫算法是通过模拟萤火虫的群体行为构造出的随机优化算法,其仿生原理为:用搜索空间中的点模拟自然界中的萤火虫个体,将最优目标的搜索过程模拟成萤火虫个体移动的过程。

萤火虫算法主要包含两个决定要素,即亮度和吸引度。亮度体现了萤火虫所处位置的优劣,并通过判断亮度大小决定其移动方向;吸引度决定了萤火虫移动的距离,通过亮度和吸引度的不断更新,实现目标优化。

萤火虫间的相对亮度和吸引度描述为

$$I_{ij} = I_{i0} \times e^{-\gamma r_{ij}} \quad (1)$$

$$\beta_{ij} = \beta_{i0} \times e^{-\gamma r_{ij}} \quad (2)$$

其中, I_{ij} 为萤火虫*i*相对萤火虫*j*的荧光亮度; I_{i0} 为萤火虫*i*的最大荧光亮度,即自身(空间距离 $r=0$ 处)荧光亮度; γ 为光强吸收系数; r_{ij} 为萤火虫*i*与*j*之间的空间距离; β_{ij} 为萤火虫*i*对萤火虫*j*的吸引度; β_{i0} 为萤火虫*i*的最大吸引度。个体的最大荧光亮度与适应度值相关,适应度值越优,则自身最大荧光亮度越高。

基于相对荧光亮度的排序和比较,确定萤火虫的移动方向;根据吸引度计算,确定萤火虫的移动距离:

$$x_i[K+1] =$$

$$\begin{cases} x_i[K] + \beta_{ji,\max}(x_{j,\max}[K] - x_i[K]) + \alpha(n_{\text{rand}} - 0.5) & I_{ij} < I_{ji,\max} \\ x_i[K] + \alpha(n_{\text{rand}} - 0.5) & I_{ij} \geq I_{ji,\max} \end{cases} \quad (3)$$

其中, $[K]$ 为 x_i 的优化代数; α 为随机扰动的缩放因子; $I_{ji,\max}$ 为群体中对萤火虫*i*相对荧光亮度最大的个体; $x_{j,\max}$ 为其位置; $\beta_{ji,\max}$ 为其对萤火虫*i*的吸引度; n_{rand} 为 $[0,1]$ 上服从均匀分布的随机因子。

对于 FA 来说,光强吸收系数 γ 和缩放因子 α 是主要的控制参数。较大的 α 值使得算法具有较强的全局搜索能力,较小的 α 值使得算法具有较强的局部寻优能力。为平衡算法在前、后期的寻优策略,将常规 FA 中的固定缩放因子 α 进行改进,形成 IFA。此时,缩放因子 α 不再为常数,而是通过式(4)根据进化代数调整:

$$\alpha = \frac{a_{\max} - a_{\min}}{n_{\text{iter}}^m} + a_{\min} \quad (4)$$

其中, $a_{\max}$ 和 $a_{\min}$ 为缩放因子的上下限; n_{iter} 为种群进化迭代次数; m 为缩放因子 α 的调整系数,是在 $[0,1]$ 之间的常数,调整系数 m 可反映缩放因子 α 的变化速度。

具体优化步骤如下:

1) 生成初始种群。先将萤火虫群体随机散布在预定的解空间,每一只萤火虫因为所处位置不同且适应度值不同,造成的荧光亮度也不同。

2) 选择萤火虫可能的移动方向。通过式(1)计算萤火虫间的相对荧光亮度,通过排序计算出对第*i*个萤火虫相对亮度最高的个体,相对荧光亮度高的萤火虫可以吸引第*i*个萤火虫向自己的位置移动。

3) 确定移动后的位置。可能移动的方向确定后,根据式(3)和式(4),通过相对荧光亮度的对比,确定是向相对荧光亮度最高的个体移动还是在原来的位置小范围内扰动,得到更新后的位置。

4) 判断是否达到收敛条件。收敛则结束算法,否则回到步骤2)。

这样经过多代进化后,所有萤火虫个体都将聚集在其搜索范围内亮度最高的萤火虫的附近位置上,从而实现寻优。

1.2 函数优化能力测试

选取3种常见的智能优化算法的测试函数。测试函数如下:

1) Eggcrate Functions:

$$\min f(x) = x_1^2 + x_2^2 + 25(\sin^2 x_1 + \sin^2 x_2) \quad x \in [-2\pi, 2\pi] \quad (5)$$

2) Six hump Camel Back:

$$\min f(x, y) = (4.0 - 2.1x^2 + \frac{x^4}{3})x^2 + xy + (-4 + 4y^2)y^2$$

$x \in [-3,3], y \in [-2,2]$ (6)

3) Schaffer Functions:

$$\min f(x) \frac{\sin^2 \sqrt{(x_1^2 + x_2^2)} - 0.5}{[1 + 0.001(x_1^2 + x_2^2)]^2} - 0.5$$
$$x \in [-5,5]$$
 (7)

参数设置以及优化结果如表 1 所示. 其中, 缩放因子调整系数 $m = 0.5$, 每种算法独立运行 50 次. 从表中数据不难发现, 在不同缩放因子的情况下, 相较于 FA, IFA 均有较好的寻优结果. 针对

Eggrate 这样的典型多峰函数, 初期较大的缩放因子有利于跳出局部, 但是后期对最优解的收敛精度有不利影响; 反之, 对于 Schaffer 函数, 虽然较小的初始缩放因子可以增加最优解的收敛精度, 但是容易陷入局部最优. 综上, 即可体现出在提出的 IFA 算法改进中变缩放因子的优越性. Six hump Camel Back 函数结构相对扁平, IFA 依然可以取得较好的精度, 更加全面地验证了其有效性.

表 1 函数测试结果

Table 1 Function test results

测试函数	算法	萤火虫个数	迭代次数	缩放因子	平均寻优结果	最优值
Eggrate	FA	16	200	0.80	0.0144	0
	IFA	16	200	0.01 ~ 0.80	0.0023	
Six hump Camel Back	FA	12	100	0.60	-1.0300	-1.0316
	IFA	12	100	0.01 ~ 0.60	-1.0315	
Schaffer	FA	15	100	0.40	-0.9919	-1.0000
	IFA	15	100	0.01 ~ 0.80	-0.9999	

1.3 基于 IFA 的 ELM 改进

在 ELM 算法中, 给定一个训练数据集 $\chi = \{x, t\}^N$, 针对第 i 组训练数据有 $\chi_i = \{x_i, t_i\}^N$, 其中输入数据 $x_i = [x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{in}] \in \mathbf{R}^n$, 期望输出数据 $t_i = [t_{i1}, t_{i2}, \dots, t_{is}]^T \in \mathbf{R}^s$, 输入层节点数为 n , 输出层节点数为 s 并设隐含层激励函数为 $f(x)$.

则含有 $\tilde{N}$ 个隐含层节点的 ELM 中, 第 j 组数据经过 ELM 计算得到的输出为^[13]

$$y_j = \sum_{i=1}^{\tilde{N}} \beta_i f_i(x_j) = \sum_{i=1}^{\tilde{N}} \beta_i f(w_i x_j + b_i)$$
$$j = 1, 2, \dots, N$$
 (8)

其中, $w_i = [w_{i1}, w_{i2}, \dots, w_{in}]^T$ 为连接隐含层节点 i 与输入层节点的权值; b_i 为隐含层节点 i 的偏置; $\beta_i = [\beta_{i1}, \beta_{i2}, \dots, \beta_{is}]^T$ 是连接隐含层节点 i 和输出层节点的权值.

对于第 i 个隐含层节点, 其输出为

$$h_i = \begin{bmatrix} f(w_{i1}x_1 + b_i) \\ f(w_{i2}x_2 + b_i) \\ \vdots \\ f(w_{iN}x_N + b_i) \end{bmatrix}_{N \times 1}$$
 (9)

结合式(8)和式(9), 可以得 ELM 的学习过程为

$$\min_{\beta} J = \|H\beta - t\|$$
 (10)

其中

$$H = [h_1, h_2, \dots, h_{\tilde{N}}]_{N \times \tilde{N}}$$
$$\beta = [\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_{\tilde{N}}]_{\tilde{N} \times s}^T$$
$$t = [t_1, t_2, \dots, t_N]_{N \times s}^T$$

H 为隐含层矩阵; t 为期望输出矩阵.

输出权值 β 可由下式求得:

$$\beta = H^+ t$$
 (11)

其中 H^+ 为 ELM 网络输出层矩阵 H 的广义逆.

由于 ELM 的输入层权值是随机给定的, 在获得相同训练精度的条件下, 需要的隐含层节点数较多, 而为了追求较高的预测精度往往会使网络结构变得复杂.

除此之外, 复杂的映射网络结构会相对占用更多的系统资源, 增加系统的响应时间, 不利于 PID 参数的动态调整. 为了减少隐含层节点的数目, 提高 ELM 算法的稳定性和精度, 利用 IFA 算法优化 ELM 的输入层至隐含层的权值和偏置, 形成 IFA-ELM 算法, 其流程如下:

1) 初始化 IFA 算法基本参数. 设置萤火最大吸引度 β_0 , 光强吸收系数 γ , 缩放因子界限 $\alpha_{\max}$, $\alpha_{\min}$, 缩放因子调整系数 m , 最大迭代次数 $n_{\text{iter}, \max}$, 萤火虫种群规模 n_v . 将适应度值定义为 $R(\cdot)$. 通过下式计算适应度值:

$$R(P_j) = \sqrt{\frac{\left\| \sum_{i=1}^N \beta_i f(w_i \cdot x_j + b_i) - t_j \right\|_2}{n_v}}$$
 (12)

其中, P_j 为萤火虫个体; β_i 为输出层权值; f 为隐含层函数; t_j 为期望输出.

设置 ELM 初始化参数, 包括输入层、隐含层及输出层节点数, 种群中的每个个体包括输入层至隐含层的权值和偏置. 所有个体的元素都是在 $[1, -1]$ 内随机产生的.

- 2) 计算萤火虫的适应度值作为各自最大萤光亮度 I_0 ,形成初代萤火虫种群 P .
- 3) 针对种群中的每个个体 P_i ,利用式 (11) 计算对应的输出层矩阵 β .
- 4) 根据相对萤光亮度和吸引力决定萤火虫的移动方向和位置.
- 5) 根据更新后萤火虫的位置,计算适应度,更新最优个体 P_{best} ,并根据适应度值更新种群个体最大萤光亮度 $I_{i0} = I_{best0} \times \frac{R(P_{best})}{R(P_i)}$,其中 I_{best0} 为当代最优个体最大萤光亮度.
- 6) 检查是否满足终止条件,即最大迭代次数,若满足则结束,否则转步骤 3) 继续,迭代计算直到最大迭代次数 $n_{iter,max}$.
- 7) 将最优萤火虫个体 P_{best} 的结果作为最优输入层到隐含层的权值和偏置进行输出.

1.4 IFA-ELM 算法仿真测试

为验证 IFA-ELM 算法的优化有效程度,将 IFA-ELM 算法与标准的 ELM 算法在 3 个 Benchmark 回归数据集上进行了测试,假设萤火最大吸引力 $\beta_0 = 1$,光强吸收系数 $\gamma = 0.2$,缩放因子界限 $\alpha_{max} = 0.6, \alpha_{min} = 0.01$,缩放因子调整系数 $m = 0.5$,最大迭代次数 $n_{iter,max} = 50$,萤火虫种群规模 $n_v = 100$. 结果如表 2 所示. 表中数据为 30 次运行结果的平均值,测试环境的 CPU 为 I3-M330 (1.8 GHz),内存为 4 G.

表 2 Benchmark 回归数据测试结果

Table 2 Test results of Benchmark data for regression

数据	算法	隐含层节点数	适应度值	$\ \beta\ $
Mg	ELM	25	0.1305	125.7116
	IFA-ELM	12	0.1303	65.0077
Space_ga	ELM	20	0.1145	141.0584
	IFA-ELM	10	0.1128	54.5093
Sinc	ELM	25	0.0853	11704.5
	IFA-ELM	10	0.0850	3680.2

与 ELM 相比,IFA-ELM 算法在达到相同的测试精度的情况下,其隐含层节点个数要远少于 ELM 算法. 这就大大降低了网络的复杂性,从而减少了算法预测时间,提高了其在线使用的实时性. 此外,IFA-ELM 的输出层权值的范数 $\|\beta\|_2$ 均小于 ELM,这说明 IFA-ELM 具有更好的泛化能力.

2 基于 IFA-ELM 的自适应控制

2.1 预测模型

设计的航空发动机预测控制系统是通过 IFA-ELM 智能映射方法对发动机被控变量变化进行预测的. 在训练过程中,需充分利用当前信息

及历史信息,最终准确预测出模型被控量的输出,这是预测控制的核心思想^[14].

在 ELM 设计过程中,将发动机前一时刻的被控变量输出、当前时刻的控制量输入及被控变量输出作为网络的输入,对发动机在下一时刻的被控变量输出进行预测,依据预测输出对输入的变化率调节 PID 参数. 以某型民用航空发动机非线性模型为例进行预测 PID 控制器的设计控制系统具有如图 1 所示的结构.

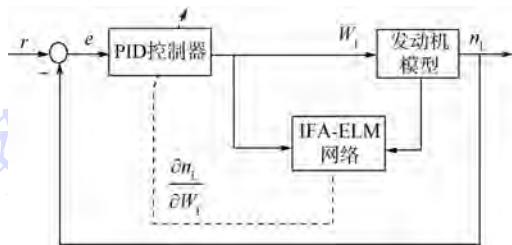


图 1 自适应 PID 控制系统闭环结构图

Fig. 1 Adaptive PID closed-loop control system diagram

模型中,输入量为燃油流量 W_f ,输出量为风扇转速 n_L . 因此,选择预测网络输入向量 $r = [r_1, r_2, r_3]^T = [n_L(k-1), n_L(k), W_f(k)]^T$,其中 k 为步数,隐层选 8 个神经元,输出为下一步风扇转速预测 $\hat{n}_L(k+1)$. f 为隐含层激励函数,此处选为 logsig,即

$$f(x) = \frac{1}{1 + e^{-x}} \quad (13)$$

采用线性输出节点,则网络输出为系统实际输出的预测值.

$$\hat{n}_L(k+1) = \sum_{j=1}^8 \beta_j h_j \quad (14)$$

其中, β_j 为输出层权值; h_j 为隐含层输出.

利用 IFA-ELM 网络辨识输出近似代替发动机的实际输出.

2.2 基于模型预测的自适应 PID 控制

离散化后的增量式航空发动机 PID 控制算法可表示为

$$W_f(k) = W_f(k-1) + K_p X_1 + K_i X_2 + K_d X_3 \quad (15)$$

其中

$$X_1 = e(k) - e(k-1)$$

$$X_2 = e(k)$$

$$X_3 = e(k) - 2e(k-1) + e(k-2)$$

$$e(k) = r(k) - n_L(k)$$

$e(k), e(k-1)$ 和 $e(k-2)$ 分别为系统当前误差、前 1 步误差及前 2 步误差; r 为转速指令信号; K_p, K_i 和 K_d 分别为比例系数、积分系数和微分系数.

自适应 PID 控制器性能指标为

$$\begin{aligned} \min_{K_p, K_i, K_d} J(k) &= \frac{1}{2} e^2(k) \quad (16) \\ \text{s. t.} \quad &\begin{cases} W_{f, \min} < W_f(k) < W_{f, \max} \\ 55\% < n_L(k) < 102\% \end{cases} \end{aligned}$$

采用梯度下降法^[15]调整 K_p, K_i 和 K_d , 可得 K_p 参数的自整定公式为

$$\begin{aligned} \Delta K_p &= -\eta_p \frac{\partial J}{\partial K_p} = -\eta_p \frac{\partial J}{\partial n_L} \frac{\partial n_L}{\partial W_f} \frac{\partial W_f}{\partial K_p} = \\ &\eta_p \left| e(k) \right| \frac{\partial n_L}{\partial W_f} X_1 \quad (17) \end{aligned}$$

其中, η_p 为比例梯度下降系数; $\partial n_L / \partial W_f$ 由 IFA-ELM 网络辨识参数, 结合式 (9) 和式 (14), 可得

$$\begin{aligned} \frac{\partial n_L}{\partial W_f} &\approx \frac{\partial \hat{n}_L}{\partial W_f} = \sum_{j=1}^8 \frac{\partial \hat{n}_L}{\partial h_j} \frac{\partial h_j}{\partial W_f} = \\ &\sum_{j=1}^8 \beta_j w_{3j} \dot{f}(w_{3j} W_f + b_j) \quad (18) \end{aligned}$$

其中

$$\dot{f}(w_{3j} W_f + b_j) = \frac{e^{-w_{3j} W_f - b_j}}{(1 + e^{-w_{3j} W_f - b_j})^2}$$

ΔK_i 和 ΔK_d 的自整定公式与 ΔK_p 类似, 所以不再给出。可见, 该算法实现了基于发动机输出预测网络的控制器参数调整。

3 自适应 PID 控制仿真

在飞行包线内对某通用大涵道比涡扇发动机模型进行了采样, 在飞行高度为 10 km 内的情况下, 通过变化高度和马赫数, 在推拉油门杆位置采集了 4604 组动态数据。对采样所得的数据归一化, 选其中的 2/3 作为训练数据, 其余作为测试数据。借助 Matlab 分别采用常规 ELM、BP 神经网络以及 IFA-ELM 这 3 种算法进行网络训练和测试, 隐含层节点数均选为 8 个, 结果如图 2 和图 3 所示。可见 IFA-ELM 网络能够很好地预测发动机的输出, 并且精度相较于前两种智能映射网络有明显提高。

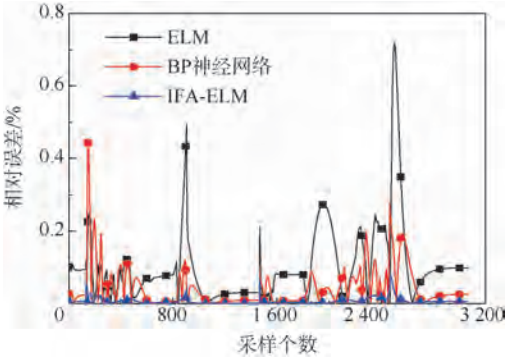


图 2 训练数据相对误差
Fig. 2 Training data relative error

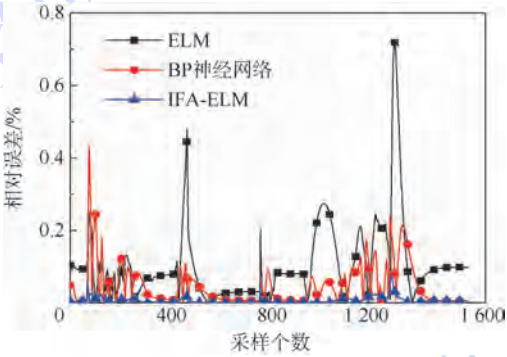


图 3 测试数据相对误差
Fig. 3 Testing data relative error

将所训练的 IFA-ELM 网络用于 PID 控制参数的调整, 开展基于 IFA-ELM 网络的自适应 PID 控制的仿真验证, 以选择 2 个工作点为例: ①在地面点: 高度 $H = 0$ km, 马赫数为 0, 油门角度从 20° 推到 70° 再回到 20° 的大动态仿真模拟; ②常规民航机巡航点: 高度 $H = 10$ km, 马赫数为 0.8, 油门角度从 50° 推到 70° 再回到 50° 的中等过渡状态仿真模拟。经调试, 初始 PID 参数分别为地面点: $K_d = 0.1, K_i = 0.1, K_p = 3$; 常规民航机巡航点: $K_d = 0.1, K_i = 0.3, K_p = 5$ 。

图 4 为 $H = 0$ km 时的 PID 参数整定曲线, 可见伴随着发动机工作状态的变化, PID 参数发生较大的调整, 实现了 PID 参数的在线自适应整定。

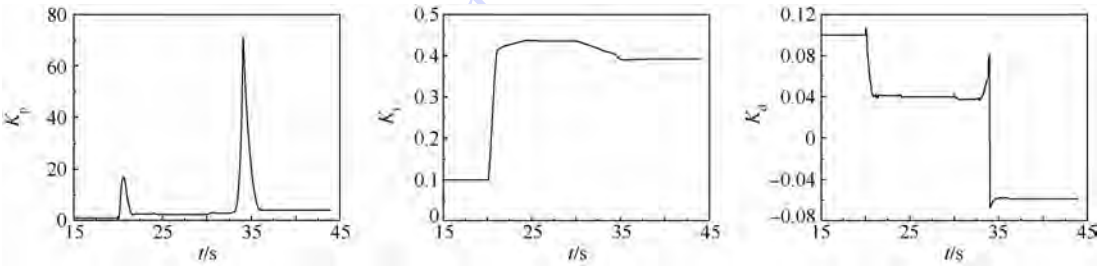


图 4 $H = 0$ km 时的 PID 参数整定曲线
Fig. 4 PID parameter tuning curves when $H = 0$ km

图 5 给出了被控制量 n_L 、燃油流量 W_f 、压气机出口总压 P_3 、涡轮前总温 T_4 以及余气系数 α_k 的响应曲线. 由图可见,系统工作在安全限制范围内,与常规 PID 控制相比,自适应 PID 控制具有更快的响应速度. 为了清晰显示两种控制算法的差异,图 5 中同时给出了 n_L 响应曲线的两点放大图. A 点在初始加速阶段, B 点在减速终止阶段. 加速起始阶段,常规 PID 控制存在较为明显的滞后;自适应 PID 控制通过在线快速调整控制器参数输出,能快速、准确跟踪指令信号. 在减速终止阶段,常规 PID 控制有较大超调,调节时间较长,

自适应 PID 超调量减少 1.5%,调节时间缩短 1.4 s(按 $\pm 2\%$ 误差带计算),验证了在大的动态过程中自适应 PID 控制的优越性.

图 6 和图 7 给出了中等过渡状态下 PID 参数和发动机输出响应曲线. 由图可见, PID 参数同样发生了较大范围的调整,其他参数也都在安全范围之内. 图 7 中同样给出了 n_L 响应曲线的两点放大图,都是在接近稳态处的响应对比,与常规 PID 控制相比,自适应 PID 控制在超调量和调节时间上具有明显的优势,超调量至少减小 0.2%,调节时间至少缩短 0.2 s.

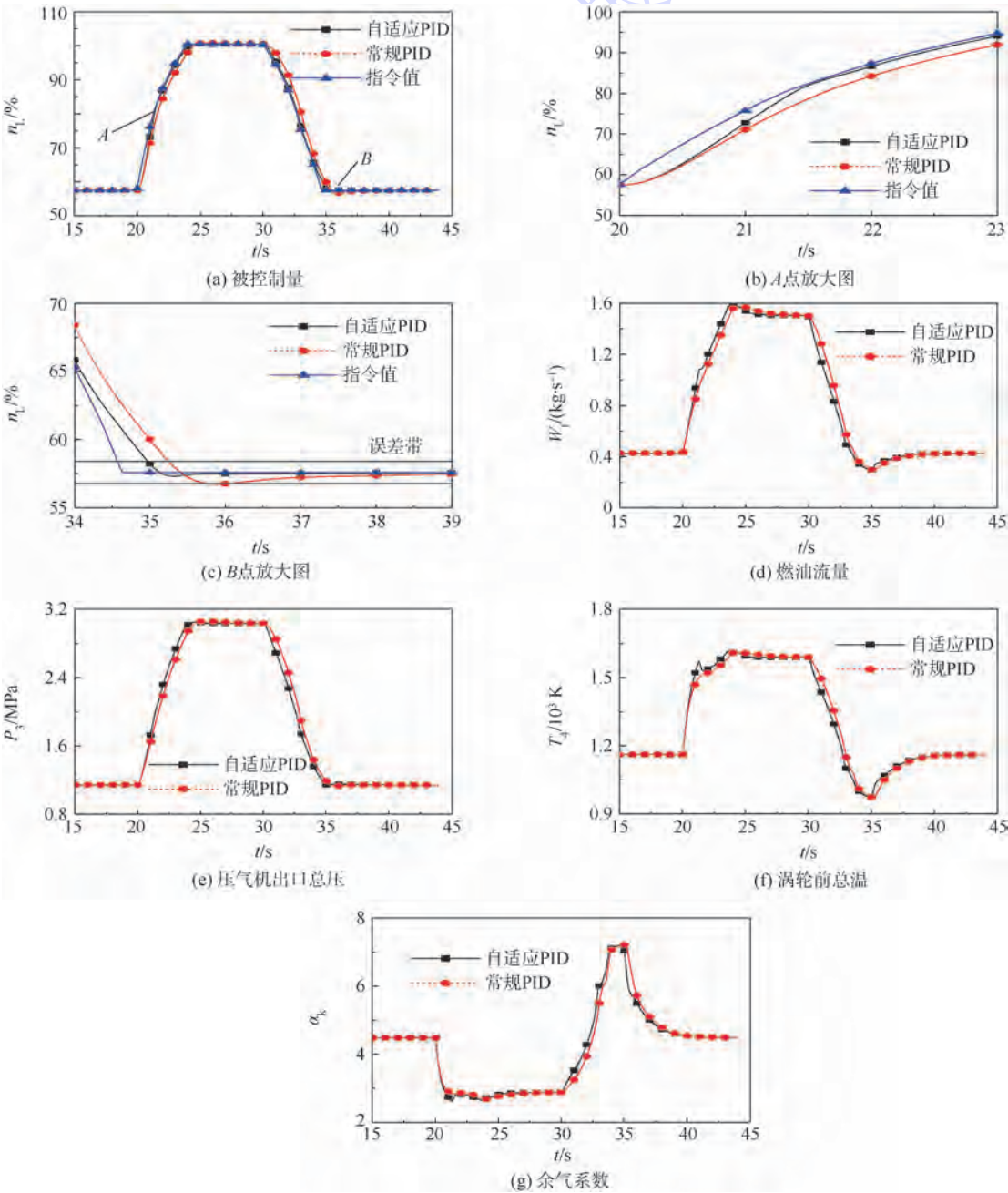


图 5 $H=0\text{ km}$ 时的发动机响应曲线
Fig. 5 Engine response curves when $H=0\text{ km}$

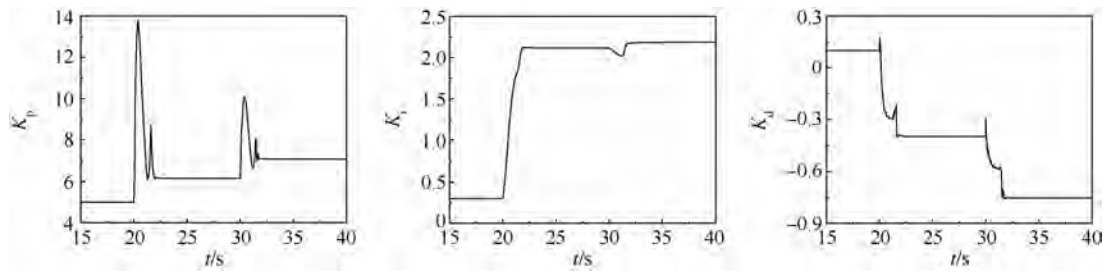


图 6 $H = 10\text{ km}$ 时的 PID 整定曲线

Fig.6 PID parameter tuning curves when $H = 10\text{ km}$

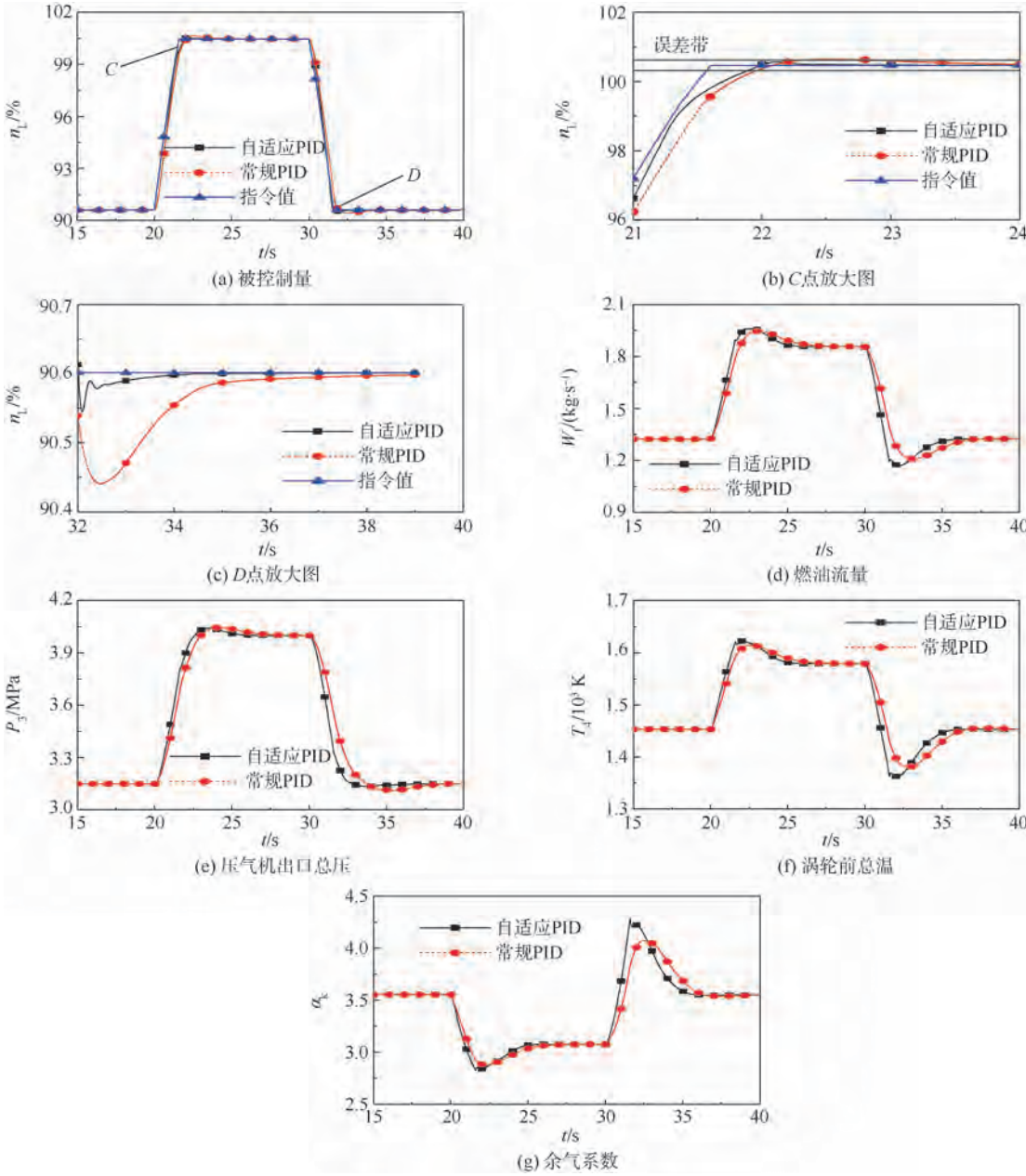


图 7 $H = 10\text{ km}$ 时的发动机响应曲线

Fig.7 Engine response curves when $H = 10\text{ km}$

4 结 论

本文提出一种 IFA-ELM 优化算法,将改进的萤火虫算法用于优化 ELM 输入层至隐含层的权

值和偏置,可在保证 ELM 预测精度的前提下减小网络的规模,增强其泛化能力,提高控制系统的实时性.基于某型民用涡扇发动机,利用 IFA-ELM 算法设计了模型预测 PID 控制.相较常规 PID 控

制,自适应 PID 控制能够根据发动机动态性能变化在线调整 PID 参数,从而提高控制系统对对象参数变化的适应能力,进一步提高控制系统的性能.该算法从一组 PID 控制参数开始,利用一组离线训练的极端学习机网络参数,可实现全包线范围内的发动机各种工作状态控制,具有良好的实时性,与需要在包线内通过高度、马赫数、油门角度差值的常规发动机 PID 控制相比,占用的存储空间更小,计算过程更简便,动态控制性能更好.

参考文献 (References)

- [1] Milhim A B. Modeling and fault tolerant PID control of a quadrotor UAV [D]. Montreal: Concordia University, 2010.
- [2] 殷锴,陶金伟,王鸿钧,等.民用航空发动机控制系统回路设计与仿真[J].航空计算技术,2013,42(6):107-110.
Yin K, Tao J W, Wang H J, et al. Closed-loop design and simulation of civil aero-engine control system [J]. Aeronautical Computing Technique, 2013, 42(6): 107-110 (in Chinese).
- [3] 乔伯真, 蔡林峰. 模糊自整定 PID 的航空发动机转速控制研究[J]. 计算机仿真, 2013(4): 63-67.
Qiao B Z, Hou L F. Rotating speed control for aero-engine based on fuzzy self-tuning PID controller [J]. Computer Simulation, 2013(4): 63-67 (in Chinese).
- [4] 李述清, 张胜修, 刘毅男. 航空发动机全包线最优 PID 控制器设计[J]. 弹箭与制导学报, 2011, 31(4): 105-107.
Li S Q, Zhang X S, Liu Y N. Neural network based on optimal PID controller over whole envelope for an aero-engine [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2011, 31(4): 105-107 (in Chinese).
- [5] 赵俊, 陈建军, 王灵刚. 航空发动机的智能神经网络自适应控制研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(10): 1913-1920.
Zhao J, Chen J J, Wang L G. New intelligent neural network adaptive control scheme research for aero-engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(10): 1913-1920 (in Chinese).
- [6] Huang G B, Ding X, Zhou H. Optimization method based extreme learning machine for classification [J]. Neurocomputing, 2010, 74(1): 155-163.
- [7] Suresh S, Saraswathi S, Sundararajan N. Performance enhancement of extreme learning machine for multi-category sparse data classification problems [J]. Engineering Applications of Artificial Intelligence, 2010, 23(7): 1149-1157.
- [8] Liu N, Wang H. Ensemble based extreme learning machine [J]. IEEE Signal Processing Letters, 2010, 17(8): 754-757.
- [9] 李雪梅, 张素琴. 基于仿生理论的几种优化算法综述 [J]. 计算机应用研究, 2009, 26(6): 2032-2034.
Li X M, Zhang S Q. Overview of some optimization algorithm based on bionic theory [J]. Application Research of Computers, 2009, 26(6): 2032-2034 (in Chinese).
- [10] Zang H, Zhang S, Hapeshi K. A review of nature-inspired algorithms [J]. Journal of Bionic Engineering, 2010, 7 (Supplement): S232-S237.
- [11] Yang X S. Nature-inspired metaheuristic algorithms [M]. Beckington: Luniver Press, 2010: 81-89.
- [12] Yang X S. Firefly algorithms for multimodal optimization [M]. Heidelberg, Berlin: Springer, 2009: 169-178.
- [13] Silva D N G, Pacifico L D S, Ludermit T B. An evolutionary extreme learning machine based on group search optimization [C]//Proceeding of 2011 IEEE Congress on Evolutionary Computation. Paris: IEEE, 2011: 574-580.
- [14] Richter H, Singaraju A V, Litt J S. Multiplexed predictive control of a large commercial turbofan engine [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(2): 273-281.
- [15] 李秋红, 许光华, 孙健国. 航空发动机小波神经网络 PID 控制 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 875-879.
Li Q H, Xu G H, Sun J G. Aero-engine wavelet neural network PID control [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 875-879 (in Chinese).

New adaptive PID control method based on IFA-ELM for aero-engine

JIAO Yang, LI QiuHong*, LI Yebo

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: For the strong nonlinear and variable parameters properties of high bypass ratio turbofan engine, an adaptive PID control method based on optimized extreme learning machine (ELM) was proposed to predict the engine's parameters. To improve the prediction accuracy and the real-time property of ELM, an improved Firefly algorithm (IFA) for multi-peak optimization was adopted to optimize the network parameters of the ELM, and formed an optimized ELM training method IFA-ELM. Under the premise of ensuring prediction accuracy, the algorithm effectively simplified the network scale and improved its generalization capability. The engine fan speed prediction model was built by this algorithm, and gradient descent method was adopted to adjust the PID parameters online based on the model to improve the dynamic performance of engine. Digital simulation results show that compared with conventional PID control, IFA-ELM based adaptive PID method shortens the settling time by 0.2 ~ 1.4 s, and reduces the overshoot by 0.2% ~ 1.5%, which demonstrates the effectiveness of the proposed control method.

Key words: aero-engine; PID; extreme learning machine; Firefly algorithm; adaptive control

基于非稳态间断刹车的刹车盘寿命计算

周彬, 李曙林*, 常飞, 石晓朋, 尹俊杰

(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)



摘 要: 针对外场刹车盘使用寿命普遍短于试验预测值的问题, 通过刹车摩擦系数曲线, 以真实碳刹车使用统计规律为区间, 拟合非稳态间断刹车的摩擦系数曲线, 并运用动力学原理计算单次刹停和非稳态间断刹停的磨损行程, 根据磨粒磨损计算公式得出 2 种刹车方式下的磨损比为 $1:1.8997 \sim 1:2.0363$, 与外场统计结果 $1:1.88 \sim 1:2.09$ 相比, 精度较高. 计算中发现, 在非稳态间断刹车过程中磨损工况变差是造成外场磨损加剧的主要原因, 验证了连续刹车过程中形成的摩擦膜对减小磨损的重要作用. 研究成果对于刹车寿命试验的改进和不同材料刹车盘外场寿命预测提供了一种理论计算的方法.

关 键 词: 非稳态间断刹车; 碳刹车盘; 使用寿命; 摩擦系数; 磨损

中图分类号: V226.6

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0538-07

《GJB 1184 航空机轮和刹车装置通用规范》和《HB 5434.4—2004 航空机轮摩擦材料试验方法第 4 部分动力试验台刹车性能试验方法》明确规定, 刹车盘寿命试验总次数应根据 GJB 1184—1991 中表 2 的循环规律达到订货方规定的起落次数. 但刹车盘在地面台架的寿命试验是根据能量来设计, 按单次计算, 即给定要求的能量, 在实验室模拟机轮连续刹车, 当刹车装置吸收足够的能量后就退出试验. 而在外场起飞, 着陆的过程中, 飞行员一般都要进行 4~6 次滑行刹车, 直到飞机速度降为零^[1], 造成外场刹车盘实际使用寿命低于实验室台架给定的寿命^[2-3]. 因此要较为精确地预测刹车盘外场实际使用寿命, 就必须在单次连续刹车试验数据的基础上, 引入非稳态间断刹车因素的修正.

目前, 国内外文献对刹车盘摩擦磨损性能^[4-5]、寿命影响因素分析^[1-2]和基于统计学理论

预测寿命^[3]的研究较多, 但都没有一套完整可行的刹车盘实际寿命计算修正方法.

本文结合刹车盘的外场使用条件, 根据碳刹车盘试验典型的摩擦系数曲线, 拟合得到非稳态间断刹车的摩擦系数曲线, 并利用动力学原理和摩擦磨损理论进行对比分析, 计算得出非稳态间断刹车与单次连续刹车碳盘磨损比, 从而理论上预测了刹车盘的外场使用寿命.

1 理论分析

1.1 基于能量磨损理论的磨损差异性分析

图 1 给出了典型摩擦副磨损曲线^[6], 它表示磨损量 Q 随时间 t 的变化规律. 组合该磨损曲线的 3 种磨损阶段为磨合磨损阶段、稳定磨损阶段和剧烈磨损阶段. 对于刹车盘, 动盘转动次数 ΔN 恒定时, 刹车力矩越大, 摩擦功也就越大.

因磨损总是伴随着能量消耗而产生, Feisher

收稿日期: 2014-04-08; 录用日期: 2014-07-07; 网络出版时间: 2014-09-05 15:37

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0184.html

作者简介: 周彬 (1991—), 男, 河南信阳人, 硕士生, icy_sky@foxmail.com

* 通讯作者: 李曙林 (1959—), 男, 河北威县人, 教授, l.s.lin2008@163.com, 主要研究方向为复合材料与飞行器结构强度.

引用格式: 周彬, 李曙林, 常飞, 等. 基于非稳态间断刹车的刹车盘寿命计算[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 538-544.
Zhou B, Li S L, Chang F, et al. Calculation of brake disk life based on unsteady discontinuous brake [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 538-544 (in Chinese).

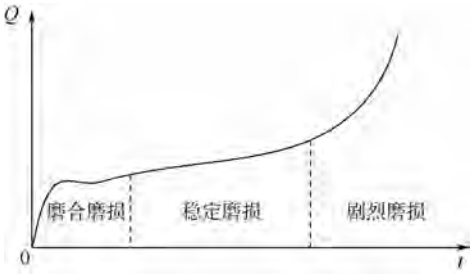


图1 典型摩擦副磨损曲线

Fig.1 Representative wear curve of friction pairs

提出了能量磨损理论^[6]:摩擦过程中所作的功虽然大部分以摩擦热的形式散失,但是其中约9%~16%的部分以势能的形式储存在摩擦材料中,当一定体积的材料积累的能量达到临界数值时,便以磨屑的形式从表面剥落,即磨损同散热一样,也是能量转化和消耗的过程.故可建立摩擦功公式:

摩擦功 = 磨屑产生能量 + 磨屑剥落能量 + 散热

当摩擦功增大时,用来产生和剥落磨屑的能量也增大,磨损量 ΔQ 也就越大.结合摩擦副磨损曲线,刹车盘磨损量的直观变化过程如图2所示,该过程中摩擦表面以速率 v 沿盘厚度方向移动.



图2 磨损量变化直观图

Fig.2 Direct-viewing chart of wear change

在非稳态间断刹车过程中,松刹使摩擦膜部分磨屑失去挤压力与剪切力,无法恢复补充到摩擦膜中,出现不平衡状态,并在离心力作用下被抛离摩擦面剥落,造成刹车盘反复进入磨合磨损阶段,以保证较高刹车力矩.因散热效率(风扇功率,材料热导)变化不大,这种高效刹车方法是以牺牲磨损量提高能耗来实现的,其磨损增量如图3所示.

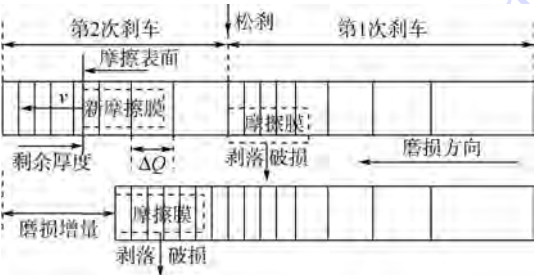


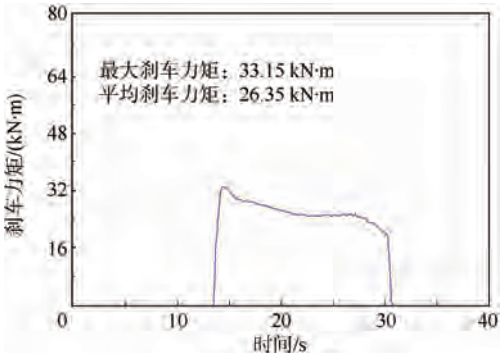
图3 非稳态间断刹车磨损增量示意图

Fig.3 Wear increment diagrammatic drawing of unsteady discontinuous brake

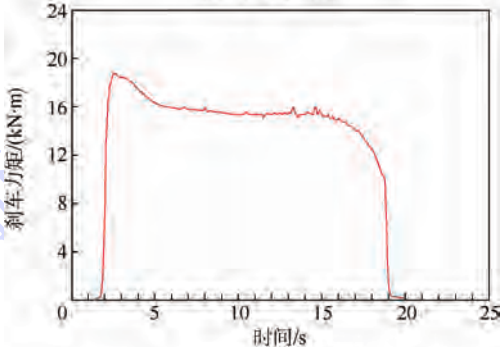
由试验可知,给定正常能量的刹车过程中,刹车盘由磨合磨损阶段进入稳定磨损阶段,并持续较长时间直至机轮停止转动,该过程即摩擦膜中产生与剥落的磨屑趋于并维持动平衡状态^[7-8],宏观表现为摩擦膜厚度不变,单位磨损行程的磨屑损耗降低至恒定.当机轮刹停后,高温氧化致使摩擦膜破损剥落.图3下方显示了单次连续刹车的线性磨损量变化及摩擦膜相对运动过程.而在间断刹车情况下,一次松刹后,刹车盘再次进入磨合磨损阶段,线性磨损量变化循环上次变化过程,旧摩擦膜在离心力作用下破损剥落,新摩擦膜形成,单位行程磨损量 ΔQ 经历减小—突增—再减小过程,如图3上方所示.对比以上两过程,相同动盘转动次数 ΔN 下,非稳态间断刹车磨损消耗较高.

1.2 典型摩擦系数曲线的提出

图4为某航空机轮进行大量刹车试验测得的试验数据.



(a) 刹车试验数据1

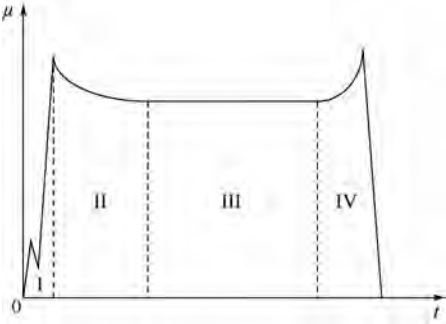


(b) 刹车试验数据2

图4 刹车试验数据

Fig.4 Brake test data

在惯性台模拟正常刹车的情况下,对于各项性能参数较为优越,基体碳为粗糙层(RL)的碳刹车盘,根据试验数据(刹车压力一定,摩擦系数曲线变化规律与力矩曲线相同)及文献[9-12]中摩擦系数曲线的变化特征,本文将其典型的全过程摩擦系数 μ 随时间的变化曲线分为4个阶段,如图5所示.



I—原始膜破坏; II—新摩擦膜形成;
III—稳定摩擦; IV—摩擦膜再破损.

图5 典型全过程碳盘摩擦系数曲线

Fig.5 Representative overall friction coefficient curve of carbon brake disks

I 阶段为原始膜破坏阶段,经历了压力响应、孔隙水分润滑、孔隙水分蒸发等过程^[10]. II 阶段为新摩擦膜形成阶段.其对应时间与刹车压力、速度有关.在该过程中,摩擦面温度进一步升高,不仅增加了磨屑层的变形能力,还可以引起碳结构的削弱,产生并细化更多的磨屑起润滑作用^[9].这些磨屑一部分在刹车压力和剪切力的作用下形成新的连续均匀摩擦膜,另一部分剥落造成质量损失^[13]. III 阶段为稳定摩擦阶段,产生的磨屑与剥落的磨屑达到动平衡.一方面,摩擦面的微凸体不断在剪切力的作用下脱离碳盘滚动,另一方面,部分磨屑不断填补犁沟效应产生的凹痕,从而保证了摩擦膜持续工作,减少磨损. IV 阶段为摩擦膜再破损阶段,主要受温度影响^[10].

非稳态间断刹车过程为 II、III 阶段循环,即松刹使摩擦不断由第 III 阶段回归第 II 阶段,而第 II 阶段正是磨屑大量产生以润滑摩擦的阶段,因此非稳态间断刹车造成刹车盘磨损加剧.

2 磨损比计算

2.1 摩擦系数曲线的简化

建立单次连续刹车与非稳态间断刹车 2 种模型(分别对应试验与外场条件)如下:

1) 单次连续刹车模型(刹车速度 25→0 m/s).

由文献[9]可知该模型对应的正常刹车试验条件(见表 1)及摩擦系数曲线,该曲线经拟合简化如图 6 所示.

表 1 正常刹车试验参数

Table 1 Normal braking test parameters

参数	惯量/ (kg·m ²)	刹车压力/ MPa	刹车速度/ (m·s ⁻¹)	刹车转速/ (r·min ⁻¹)
数值	0.3	1.0	25	7 463

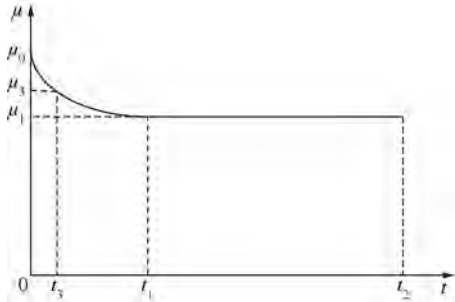


图6 简化后单次刹停摩擦系数曲线

Fig.6 Simplified friction coefficient curve of one brake to stop

2) 非稳态间断刹车模型.

因外场着陆一般要经历 4~6 次滑行刹车,本文将一次完整的刹车过程按刹车速度等分为 5 次完成,分别为 25→20 m/s (A 阶段)、20→15 m/s (B 阶段)、15→10 m/s (C 阶段)、10→5 m/s (D 阶段)和 5→0 m/s (E 阶段),刹车速度、刹车转速和角速度对应的关系如表 2 所示.

表 2 刹车速度、刹车转速及角速度对应关系

Table 2 Correspond relationship between braking speed, rotate speed and angular velocity

刹车速度/ (m·s ⁻¹)	刹车转速/ (r·min ⁻¹)	角速度/ (rad·s ⁻¹)
25	7 463	781.52
20	5 970	625.18
15	4 478	468.94
10	2 985	312.59
5	1 493	156.35

5 次刹车过程中,因存在刹车间隙,摩擦膜会在离心力的作用下剥落,造成不均匀,且后期摩擦膜在高温下直接暴露在空气中,发生氧化反应,所以上次刹车形成的摩擦膜很难保持到下次刹车中,因而摩擦膜对下次刹车造成的影响可忽略不计.由文献[9]测得的不同刹车速度(由各个速度分别刹停)下摩擦系数曲线,近似得到非稳态间断刹车时的摩擦系数曲线,如图 7 所示.

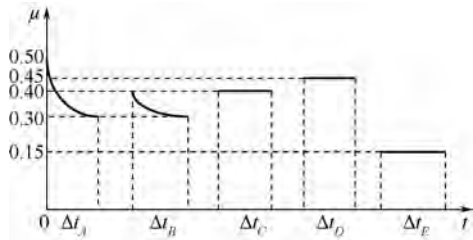


图7 非稳态间断刹车摩擦系数近似曲线

Fig.7 Approximate friction coefficient curve of unsteady discontinuous brake

2.2 磨损行程计算

1) 单次连续刹车模型.

由《航空机轮摩擦材料试验方法第 7 部分:摩擦试验方法》可知:对于 C/C 复合材料刹车盘,可选用外径 $R=37.5\text{ mm}$,内径 $r=26.5\text{ mm}$,厚度 $l=15\text{ mm}$ 的试验件.文献[14]给出的碳刹车摩擦材料密度为 $1.70\sim1.75\text{ g/cm}^3$,本文折中取为 1.725 g/cm^3 .文献[11]的试验数据表明在图 6 中,初始摩擦系数 $\mu_0=0.5$,进入稳定摩擦阶段的时间 $t_1=4\text{ s}$,稳定摩擦阶段的摩擦系数 $\mu_1=0.3$,当 $t_3=0.8\text{ s}$ 时, $\mu_3=0.4$.

由摩擦面的面积 $S=\pi(R^2-r^2)$ 可得,摩擦面的面积为 $2.212\times10^{-3}\text{ m}^2$,又因刹车压力 $P=1\text{ MPa}$,求得等效载荷 $F_n=PS=2212\text{ N}$,根据公式:

$$M=\mu(R+r)F_n/2 \tag{1}$$

可得对应点的刹车力矩 $M_0=35.39\text{ N}\cdot\text{m}$, $M_1=21.24\text{ N}\cdot\text{m}$, $M_3=28.31\text{ N}\cdot\text{m}$.

将 $0\sim t_1$ 的摩擦系数曲线拟合成抛物线(根据 0 和 t_1 点),得: $M(t)=0.884(t-4)^2+21.24$,代入 $t_3=0.8\text{ s}$,得误差为 7%,故拟合曲线具有一定的精度,能近似表征摩擦系数曲线变化.而 $t_1\sim t_2$ 过程, $M(t)=21.24$.

由动力学方程可知:

$$M(t)=-J\frac{dw(t)}{dt} \tag{2}$$

式中, J 为动盘转动惯量; $w(t)$ 为动盘角速度.两边积分得

$$w(t)=w_0-\int\frac{M(t)}{J}dt \tag{3}$$

而动盘初始角速度 w_0 与动盘初始转速 n 的对应关系为

$$w_0=\frac{\pi n}{30} \tag{4}$$

将表 1 中数值与 $M(t)$ 表达式代入式(3)得

$$w(t)=\begin{cases} 718.672-0.982(t-4)^3-70.8t & 0\leq t\leq 4 \\ 718.672-70.8t & 4<t\leq 12 \end{cases} \tag{5}$$

由角度 θ 与角速度 w 对应关系得

$$\theta=\int w(t)dt \tag{6}$$

联立式(5)和式(6)得:单次刹车时,刹车盘转角 $\theta_1=3589.312\text{ rad}$.

2) 非稳态间断刹车模型.

如图 7 所示,刹车过程分为 A、B、C、D 和 E 5 个阶段.对于 A 阶段,由表 2 可知其终止角速度为 625.18 rad/s ,代入式(5)和式(6)得 $\Delta t_A=1.53\text{ s}$, $\theta_A=1070.41\text{ rad}$.同理,其他阶段根据不同速度下刹停的摩擦系数曲线(具体数值见图 7)求

解,结果如表 3 所示.

表 3 不同阶段刹车时间以及转过的角度

Table 3 Braking time and traveling angles at different phases

阶段	刹车时间/s	$\Delta\theta/\text{rad}$
A	1.53	1070.41
B	1.80	980.74
C	1.66	648.42
D	1.47	344.80
E	4.42	345.27
累计	10.88	3389.64

2.3 无能量修正下的磨损比

文献[11]中给出了 25、20、15、10、5 m/s 刹停的线性磨损值,其中 5 m/s 的磨损值很小,试验难以测得,具体数据如表 4 所示.

表 4 不同刹车速度下的线性磨损

Table 4 Linear wear at different braking speeds

刹车速度/ ($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	刹停转角/rad	线性磨损/ ($\mu\text{m}\cdot\text{面}^{-1}\cdot\text{次}^{-1}$)
25	3589.31	0.30
20	2424.20	0.26
15	1165.12	0.23
10	460.17	0.33
5	345.27	

考虑到碳盘是非金属,以磨粒磨损为主,由文献[6]可知,磨粒磨损计算公式为

$$\frac{dh}{ds}=KP \tag{7}$$

变换得

$$K=\frac{\Delta h}{P\Delta s} \tag{8}$$

式中, h 为刹车盘累计线性磨损量, dh 、 Δh 为刹车盘线性磨损增量; K 为工况系数; s 为动盘累计行程, ds 、 Δs 为动盘行程增量.

将式(8)中的 Δs 换成 $r\Delta\theta$,进一步化简得

$$Z=\frac{\Delta h}{\Delta\theta} \tag{9}$$

式中, $\Delta\theta$ 为动盘行程增量对应的转动角度; $Z=PrK$,因压力、半径一定,故也为常数,在文中表示由不同速度刹停的全过程工况系数,若不考虑能量差异,近似等于分段刹车下相同速度的各个阶段的工况系数.

将表 4 中的数据代入式(9)得各阶段对应的 Z 值如表 5 所示.

表 5 不同阶段对应的 Z

Table 5 Parameter Z at different phases

阶段	A	B	C	D	E
$Z/10^{-5}$	8.358	10.725	19.740	71.713	0

因式(9)等价于:

$$\Delta h = Z \Delta \theta \tag{10}$$

而对于非稳态间断刹车模型,将表 3 和表 5 的数据代入式(10)累计求和可得,其不加能量修正的线性磨损估计值 ΔH_1 为

$$\Delta H_1 = 0.5699 \mu\text{m}/(\text{面} \cdot \text{次})$$

由表 3 可知,实验室的单次刹车模型的线性磨损值 Δh_{25} 为 $0.30 \mu\text{m}/(\text{面} \cdot \text{次})$,故 5 次刹车和单次刹车的磨损比 ξ_1 为

$$\xi_1 = \Delta H_1/\Delta h_{25} = 1.8997$$

2.4 能量修正下的磨损比

2.4.1 能量修正的必要性

根据试验碳盘尺寸和相应密度可计算单个碳盘的质量为 $m = 0.0572 \text{ kg}$,对于单面摩擦试验,考虑到热库由动静两盘组成,故 $M = 2m = 0.1144 \text{ kg}$. 文献[11]测得单位面积刹车吸收能量 $A_s = 4108 \text{ J} \cdot \text{cm}^{-2}$,故整盘刹车能量 $A = A_s S = 90855.86 \text{ J}$.

由文献[14],刹车盘平均工作温度为

$$t_b = t_0 + \frac{KA}{\sum_{i=1}^n m_i c_i} \tag{11}$$

式中, t_b 为刹车装置体容温度; t_0 为环境温度,常取 70°C ; K 为经验系数,一般取为 0.9; m_i 和 c_i 为组成热库的不同材料相应的质量和比热.

当 $t_b = 600^\circ\text{C}$,对应的碳盘比热 $c = 1348 \text{ J}/(\text{kg} \cdot ^\circ\text{C})$ [14],代入式(11)可得刹车速度为 25 m/s 时,刹车盘的平均工作温度 $t_b = 600.25^\circ\text{C}$. 同理,其余各个速度刹停的碳盘的平均工作温度如表 6 所示.

表 6 不同速度刹停下碳盘的平均工作温度

Table 6 Average working temperatures of carbon brake disks at different braking speeds to stop

刹车速度/ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	刹车材料 单位面积吸收 能量 A_s / ($\text{J} \cdot \text{cm}^{-2}$)	整盘刹车 能量 A/J	碳盘比热 c / ($\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot ^\circ\text{C}^{-1}$)	平均工作 温度/ $^\circ\text{C}$
25	4108	90855.86	1348	600.25
20	2728	60334.66	1227	456.91
15	1510	33396.39	1101	308.63
10	685	15150.02	1017	187.19
5	179	3958.91	1000	101.15

对于外场 5 次刹车模型,由动能定理,第 i 次的刹车能量可由式(12)求出.

$$\Delta A_i = \frac{1}{2} J (w_{i-1}^2 - w_i^2) / S \tag{12}$$

式中, ΔA_i 表示第 i 次刹车的单位面积刹车盘的刹车能量增量; w_{i-1} , w_i 分别表示其起始角速度和终

止角速度(见表 2).

同理,由式(11)和式(12)估算刹车盘平均工作温度,结果如表 7 所示.

表 7 非稳态间断刹车的碳盘在阶段结束以前的平均工作温度

Table 7 Average working temperatures of carbon brake disks before the corresponding phase ends in unsteady discontinuous brake

阶段	起始 速度/ ($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	刹车能量 增量 ΔA_i / ($\text{J} \cdot \text{cm}^{-2}$)	累计刹车 能量/ ($\text{J} \cdot \text{cm}^{-2}$)	整盘 能量/ J	碳盘 比热/ ($\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot ^\circ\text{C}^{-1}$)	平均 工作 温度/ $^\circ\text{C}$
A	25	1491.55	1491.55	32988.31	1101	305.72
B	20	1159.37	2650.92	58629.87	1227	445.92
C	15	828.72	3479.64	76958.50	1308	532.88
D	10	496.91	3976.55	87948.56	1348	583.28
E	5	165.80	4142.35	91615.53	1348	604.68

因 C/C 复合材料的起始氧化温度为 400°C [15],且摩擦膜的状态与摩擦面的温度有很大关系,故温度对磨损工况系数 Z 有一定的影响,而文中是根据不同速度刹停的磨损值求出的,从表 6 可以看出,15,10,5 m/s 时刹停的平均工作温度较低,甚至未达到碳盘氧化温度,属于低温低能磨损;而在分 5 次进行刹车时,根据表 7,处于 15,10,5 m/s 阶段的碳盘平均工作温度已达 450°C ,属于高温高能阶段. 因高能时,磨损值随能量的增加基本呈线性增长趋势[1],如图 8 所示. 所以有必要计算高能情况下,磨损与能量的对应关系,来对 C, D, E 阶段进行能量修正.



图 8 线性磨损与能量的关系

Fig. 8 Relationship between linear wear and energy

2.4.2 磨损比计算

因低温对摩擦膜的影响不大,在仅考虑高能、高温及氧化的情况下,取高能刹车,即 25, 20, 15 m/s 时的线性磨损量建立磨损与能量的关系,线性拟合如图 9 所示,可得

$$h' = 2.719 \times 10^{-5} A_s + 0.1883 \tag{13}$$
 式中, h' 为不同速度刹停下的线性磨损量(见表 4).

将高能 C, D, E 阶段的单位面积刹车能量增量 ΔA_i (见表 7)与磨损随能量变化率(即式(13)

的斜率)相乘,得到磨损增量 $\Delta h'$,如表 8 所示.

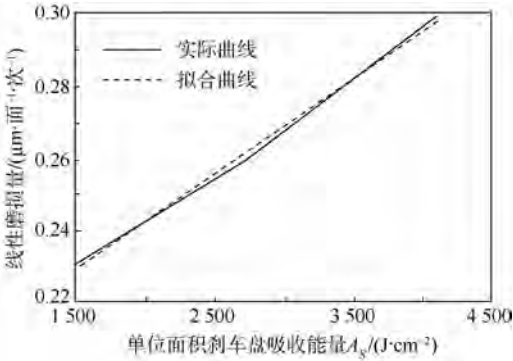


图 9 高能阶段线性拟合结果

Fig. 9 Linear fitting result at high energy phase

表 8 不同阶段对应的 $\Delta h'$

Table 8 $\Delta h'$ at different phases

阶段	A	B	C	D	E
$\Delta h'$			0.023	0.013	0.005

因此,加能量修正的线性磨损估计值为 $\Delta H_2 = \Delta H_1 + \Delta h'_C + \Delta h'_D + \Delta h'_E = 0.6109 \mu\text{m}/(\text{面} \cdot \text{次})$. 式中, $\Delta h'_C, \Delta h'_D, \Delta h'_E$ 为 C, D, E 阶段对应的线性磨损增量.

本文讨论参数(惯量、刹车压力和速度等)下的单次刹车,根据摩擦系数曲线,能量未对刹车膜造成较大影响,且 25 m/s 已属于高能刹车,所以不加能量修正,仍为 $0.30 \mu\text{m}/(\text{面} \cdot \text{次})$.

故 5 次刹车和单次刹车的磨损比 ξ_2 为

$$\xi_2 = \Delta H_2 / \Delta h_{25} = 2.0363 \text{ (有能量修正)}$$

2.5 计算结果分析

因为对能量修正后的线性磨损值估计偏大,实为其上限,即 $\xi_1 \leq \xi \leq \xi_2$. 根据文献[1]中的碳盘试验台架磨损率与外场实际磨损率的 1:1.88 ~ 1:2.09 的统计结果可知,本文磨损算法精确度较高.

根据磨损比即可求出试验预测寿命与碳盘外场实际寿命的比值为

$$1.8997 \leq \frac{N'}{N} = \xi \leq 2.0363$$

文中 Z 代表了摩擦面的工况状态,尤指摩擦膜对磨损的影响情况. 实验室通过给定正常能量的单次刹车试验中,在摩擦膜稳定的状态下, Z 变化不大,但在外场实际的多次滑行刹车中, Z 随着刹车次数的增加而急剧上升,由表 5 可知,由 8.835 上升到最后的 71.713(变化趋势如图 10 所示).

Z 的上升说明在摩擦膜不能发挥作用的多次刹车情况下,磨损的工况状态随速度的减小急剧恶化,但这一点在力矩和摩擦系数曲线上反映不

明显,导致在刹车后期的低速时,减速率虽然变化不大,但磨损急剧增大,而这种磨损是在单次刹车中摩擦膜保护下可以完全避免的,这正是造成预测寿命与实际寿命差异的主要原因.

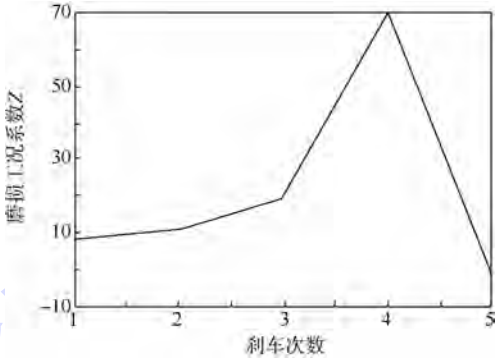


图 10 Z 随刹车次数的变化趋势

Fig. 10 Curve of Z at different number of brake

3 结 论

1) 非稳态间断刹车通过松刹增加了磨屑损耗,造成刹车后期磨损加剧,基于能量磨损理论可知,相同刹车距离下,这种刹车方式以牺牲磨损量提高了刹车效能;

2) 根据不同刹车速度的摩擦系数曲线,拟合了非稳态间断刹车的摩擦系数曲线,再结合连续刹车的摩擦系数曲线,计算了两种刹车方式下的磨损比为 1:1.8997 ~ 1:2.0363,与统计结果相比,较为精确,计算方法可以应用到不同材料刹车盘的外场寿命预测中;

3) 理论上分析了非稳态间断刹车后期,磨损工况条件系数急剧升高是造成该刹车方式下磨损增大的重要原因,而在连续刹车中形成稳定的摩擦膜作用下,变化不大,利用摩擦学原理定量地分析了摩擦膜的重要影响,从而验证了外场非稳态间断刹车是造成刹车盘寿命缩短的重要因素.

参考文献 (References)

[1] 苏君明,季光明,李国峰,等.影响飞机炭刹车盘使用寿命的因素研究[J]. 炭素,2011(4):7-11.
Su J M, Ji G M, Li G F, et al. Research on service life of the aircraft carbon brake disks[J]. Carbon, 2011(4):7-11 (in Chinese).
[2] Su J M, Xiao Z C, Liu Y Q, et al. Preparation and characterization of carbon/carbon aircraft brake materials with long service life and good frictional properties[J]. New Carbon Materials, 2010, 25(5):329-334.
[3] 吴江. 基于马尔可夫链的飞机刹车片检查时间确定[J]. 民用飞机设计与研究, 2013(1):37-39.
Wu J. Determine of the inspection time for aircraft brake friction disk based on Markov chain[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2013(1):37-39 (in Chinese).

- [4] Kim S W, Park K, Lee S H, et al. Thermophysical properties of automotive metallic brake disk materials[J]. International Journal of Thermophysics, 2008, 29(6): 2179-2188.
- [5] Yoo J S, Oh S H, Kim C G, et al. Static characterization of carbon-carbon brake disk[J]. Journal of Composite Materials, 2002, 36(18): 2135-2151.
- [6] 温诗铸, 黄平. 摩擦学原理[M]. 北京: 清华大学出版社, 2008: 290-309.
- Wen S Z, Huang P. Principle of tribology[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2008: 290-309 (in Chinese).
- [7] 李江鸿, 熊翔, 张红波, 等. 不同刹车压力下 C/C 复合材料的摩擦性能与摩擦面研究[J]. 润滑与密封, 2007, 32(4): 9-13.
- Li J H, Xiong X, Zhang H B, et al. Study of friction properties and friction surface of carbon/carbon composites at different braking pressure[J]. Lubrication Engineering, 2007, 32(4): 9-13 (in Chinese).
- [8] Xiong X, Huang B Y, Li J H, et al. Friction behaviors of carbon/carbon composites with different pyrolytic carbon textures[J]. Carbon, 2006, 44(3): 463-467.
- [9] 李江鸿. 航空刹车用 C/C 复合材料摩擦磨损行为研究[D]. 长沙: 中南大学, 2004.
- Li J H. Friction and wear behavior of C/C composite for aircraft brakes[D]. Changsha: Central South University, 2004 (in Chinese).
- [10] 王林丰, 刘少军, 吴华伟, 等. 连续低速刹车对航空 C/C 复合材料摩擦性能的影响[J]. 粉末冶金材料科学与工程, 2013, 18(3): 398-402.
- Wang L F, Liu S J, Wu H W, et al. Effect of braking in low-speed continuously on frictional properties of aircraft carbon-carbon composites[J]. Materials Science and Engineering of Powder Metallurgy, 2013, 18(3): 398-402 (in Chinese).
- [11] 李江鸿, 熊翔, 黄伯云. 刹车速度对 C/C 复合材料摩擦磨损性能的影响[J]. 材料保护, 2004, 37(7): 75-76.
- Li J H, Xiong X, Huang B Y. Effect of braking speed on friction and wear behaviors of C/C composites[J]. Materials Protection, 2004, 37(7): 75-76 (in Chinese).
- [12] 肖鹏, 熊翔, 任芸芸. 制动速度对 C/C-SiC 复合材料摩擦磨损性能的影响[J]. 摩擦学学报, 2006, 26(1): 12-17.
- Xiao P, Xiong X, Ren Y Y. Effect of braking speed on friction properties of C/C-SiC composites[J]. Tribology, 2006, 26(1): 12-17 (in Chinese).
- [13] Wathi S A, Wood J L. C/C composite material for aircraft[J]. Advanced Ceramics Material, 1988, 3(5): 449-451.
- [14] 《飞机设计手册》编委会. 飞机设计手册第 14 册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001: 217-251.
- Aircraft Design Manual Editorial Board. Aircraft design manual book 14[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001: 217-251 (in Chinese).
- [15] 李军, 罗瑞盈, 李强, 等. 飞机刹车盘用炭/炭复合材料新型防氧化复合涂层[J]. 航空学报, 2007, 28(6): 1494-1498.
- Li J, Luo R Y, Li Q, et al. Oxidation resistance of a novel multi-coating for carbon/carbon composites used for airplane brakes[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(6): 1494-1498 (in Chinese).

Calculation of brake disk life based on unsteady discontinuous brake

ZHOU Bin, LI Shulin*, CHANG Fei, SHI Xiaopeng, YIN Junjie

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

Abstract: Focus on the problem that the actual service life of brake disks is always shorter than the calculated data underground test, made use of the friction coefficient curves and took the actual statistic using boundary of carbon brake disk to fit a friction coefficient curve of unsteady discontinuous brake. The wear distance of one and several brakes to stop is calculated by using dynamic theory, and the wear rate of the two different braking is 1: 1.8997 - 1: 2.0363 using the formula of abrasive wear, which is exact compared with the statistic result 1: 1.88 - 1: 2.09 in the airfield. The wear condition becoming worse in unsteady discontinuous brake is the main reason leading to the wear speeding up of carbon brake disks fitting on the airplane. The important role of friction layer to reduce wear is proven and a calculation method is established to improve brake disks life test and estimate actual service lives of different-material brake disks by this study.

Key words: unsteady discontinuous brake; carbon brake disk; service life; friction coefficient; wear

基于蒙特卡罗模拟的航空发动机故障风险预测



赵洪利^{*1}, 刘宇文²

(1. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300; 2. 中国民航大学 中欧航空工程师学院, 天津 300300)

摘 要: 针对航空发动机结构复杂、故障模式多样,传统故障风险预测方法难以实现的现状,基于蒙特卡罗模拟技术,给出了航空发动机故障风险预测方法,用于评估发动机各个部件在未来发生故障的可能性.针对航空发动机故障数据的特点,以威布尔分布建立故障概率模型,利用中位秩回归参数法,估计威布尔分布参数.利用乘同余组合发生器与反变换法相结合的方式产生满足威布尔分布的随机数.在单故障模式风险预测的基础上,给出了多种故障模式并存的航空发动机风险预测方法,并且给出了蒙特卡罗模拟步骤和算法,针对实例,对比发动机厂商提供的预测数据,验证了算法的有效性与蒙特卡罗模拟方法在航空发动机故障风险预测中的可用性.

关 键 词: 航空发动机; 多故障模式; 定期检查; 风险预测; 蒙特卡罗模拟

中图分类号: V239; O211.67

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0545-06

航空发动机的风险水平指在规定的时间内、正常飞行的条件下,航空发动机出现故障的概率或次数^[1].故障风险预测方法能够给出航空发动机在未来一段时间周期内可能发生故障的次数.航空运营企业为了保证飞机运行的可靠性,需要计划好发动机维修,并储备相应数量的需备件,这就需要发动机的故障风险水平做出预测,估计发动机在未来一段时间内各部件及发动机系统出现故障的次数,从而为生产或运营计划做出安排.

航空发动机部件多,结构复杂,不同部件都有各自的故障概率分布.经过多年发展,航空发动机部件故障概率的分析方法有很多^[2-3].其中,经典的解析方法虽然能够给出单个部件统计特性的精确表达式,但是用于确定多部件组成的复杂系统的故障风险等可靠性参数是十分困难的.而其他系统分析方法,如故障树分析法、马尔可夫状态转移法等,其问题求解的规模往往会随着部件数目

的增多而呈指数量级增大^[4-5],且对所求解的系统往往有一定限制(如部件故障概率分布形式等).蒙特卡罗方法作为一种随机模拟方法,通过对模型或系统的观察或抽样试验来计算所求参数的统计特征,能够很好地避免以上问题.

1 蒙特卡罗方法

蒙特卡罗方法的主要步骤^[6]包括:针对具体问题构造相应的概率过程;实现已知概率分布的随机抽样;利用随机抽样的结果计算具体的估计量.

1.1 构造概率过程

构造概率过程即找到具体问题所服从的概率分布,如二项分布、指数分布、正态分布等.准确描述问题的概率过程是蒙特卡罗求解方法的关键,整个随机模拟过程都是建立在已知的概率分布之上.如何确定问题所服从的概率分布,

收稿日期: 2014-04-06; 录用日期: 2014-07-11; 网络出版时间: 2014-08-08 11:43

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0190.html

* 通讯作者: 赵洪利(1964—),男,天津人,副教授,tyyazx@163.com,主要研究方向为航空维修与管理.

引用格式: 赵洪利, 刘宇文. 基于蒙特卡罗模拟的航空发动机故障风险预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 545-550.

Zhao H L, Liu Y W. Forecasting for aero-engine failure risk based on Monte Carlo simulation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 545-550 (in Chinese).

这需要根据已有的数据并结合相应的数据处理方法来确定。

1.2 随机抽样与统计

构造完概率过程后,就知道了系统各个部分所服从的概率分布,如一辆汽车中仪表盘等电子元器件寿命可能服从指数分布,发动机故障时间可能服从威布尔分布等.在已知概率分布的基础上,产生满足相应分布的随机变量即为随机抽样过程.随机抽样的核心在于随机数的生成,常用的方法有工程上的物理方法和数学公式递推法.工程上的物理方法无法重复便捷地生成随机数,且价格昂贵.数学递推公式法利用计算机就可重复产生大量的随机数,虽然无法做到真正意义上的随机性,但只要满足相应的随机数检验,即可满足大部分要求^[7].

蒙特卡罗模拟方法能否得到好的结果关键在于整个随机过程的构造和计算过程中随机数的性质.在随机抽样的基础上,根据所求解的问题,对随机抽样过程中产生的数据进行记录、统计,进而确定问题的估计量,得到问题的解.

2 故障风险预测算法

2.1 故障概率模型

在航空发动机故障数据处理中,威布尔分布是最常见的,且与数据符合程度相对较好的一种分布^[8].航空发动机是一种高可靠性的产品,通常只有小样本的故障数据.威布尔分析在处理小样本数据时,与其他分析方法相比通常都具有较好的效果^[9-10].因此,在航空发动机故障风险预测中,本文采用了威布尔分布模型.

威布尔累积概率分布函数为

$$F(t;\beta,\eta)=1-e^{-((t-t_0)/\eta)^\beta} \tag{1}$$

式中, $F(t;\beta,\eta)$ 为累积概率, t 为故障时间, β 为形状参数, η 为尺度参数; t_0 为起始点.

对于小样本航空发动机故障数据,为了得到合适的尺度参数和形状参数,采用中位秩回归参数估计法^[11].

1) 将故障时间数据 $T=[T_1 \ T_2 \ \cdots \ T_n]^T$ 从小到大排列,并利用式(2)计算各个数据的中位秩,当故障时间数据中存在删失数据时,需利用式(3)调整数据排序值.

$$R_i=\frac{i-0.3}{N+0.4} \tag{2}$$

式中, i 为数据序号; R_i 为第*i*个数据的中位秩; N 为数据总数.

$$i'=j+\frac{N+1-j}{1+p} \tag{3}$$

式中, i' 为调整后的排序值; j 为前一个数据调整后的排序值; p 为当前删失数据之后的数据个数.

2) 计算故障时间的自然对数,记为 $Y=\ln T$,并令

$$X=\ln\left(\ln\left(\frac{1}{I-R_Y}\right)\right) \tag{4}$$

式中, I 为单位矩阵; R_Y 为 Y 的中位秩.

3) 计算方程 $y=A+Bx$ 的最小均方估计 $\hat{A}$ 和 $\hat{B}$,满足式(5)和式(6).

$$\hat{A}=\bar{Y}-\hat{B}\bar{X} \tag{5}$$

式中, $\bar{Y}$ 为 Y 的均值; $\bar{X}$ 为 X 的均值.

$$\hat{B}=\frac{\sum_{i=1}^N x_i y_i - \frac{\left(\sum_{i=1}^N x_i\right)\left(\sum_{i=1}^N y_i\right)}{N}}{\sum_{i=1}^N x_i^2 - \frac{\left(\sum_{i=1}^N x_i\right)^2}{N}} \tag{6}$$

式中, x_i,y_i 为向量 X,Y 的分量.

4) 求解中位秩回归参数, $\hat{\beta}$ 和 $\hat{\eta}$ 为威布尔参数 β,η 的估计值.

$$\hat{\beta}=\frac{1}{\hat{B}} \tag{7}$$

$$\hat{\eta}=e^{\hat{A}} \tag{8}$$

2.2 随机变量的抽样方法

满足威布尔分布的随机数生成算法有很多,反变换法是其中一种便捷、有效的方法^[12-13].设需产生分布函数 $F(x)$ 的连续随机数 x ,若已有 $[0,1]$ 区间均匀随机数 r ,则产生 x 的反变换公式^[14]为

$$x=F^{-1}(r) \tag{9}$$

则威布尔的反变换公式为

$$T=\eta\left[\ln\left(\frac{1}{1-r}\right)\right]^\frac{1}{\beta} \tag{10}$$

式中, T 为随机故障时间.

反变换法的关键在于 $[0,1]$ 区间上高品质的均匀随机数.采用目前广泛使用的乘同余组合发生器来产生 $[0,1]$ 区间上的均匀随机数.递推公式^[15]为

$$R_i=\left(\sum_{j=1}^m c^{(j)} X_i^{(j)}\right) \bmod M^{(1)} \quad r_i=\frac{R_i}{M^{(1)}} \tag{11}$$

$$X_{i+1}^j \equiv a^{(j)} X_i^{(j)} \bmod M^{(j)} \quad M^{(1)}=\max M^{(j)} \tag{12}$$

式中, $i=0,1,\cdots;j=1,2,\cdots,m;r_i$ 为 $[0,1]$ 区间上随机数; $\bmod$ 为求余运算符; m 为组合数.

选取组合数 $m=2$,且令

$$M^{(1)}=2\ 146\ 058\ 219\quad a^{(1)}=43\ 465\quad c^{(1)}=1$$
$$M^{(2)}=2\ 145\ 434\ 063\quad a^{(2)}=45\ 271\quad c^{(2)}=-1$$

2.3 蒙特卡罗模拟流程

设发动机有 n 种故障模式,记为 $F_1, F_2, \cdots, F_n$. 这 n 种故障模式相互独立,均服从威布尔分布,参数记为 $(\eta_1, \beta_1), (\eta_2, \beta_2), \cdots, (\eta_n, \beta_n)$,故障时间抽样为

$$F_k = \eta_k \left[\ln \left(\frac{1}{1 - r_k} \right) \right]^{\frac{1}{\beta_k}} \tag{13}$$

式中, $r_k \in R, R$ 为乘同余组合发生器生成的随机数序列.

假定发动机定期检查时间为 T ,故障修复后,发动机使用时间重新计,累积到时间 T 时,再做下次定检,则蒙特卡罗模拟运行流程如图 1 所示.

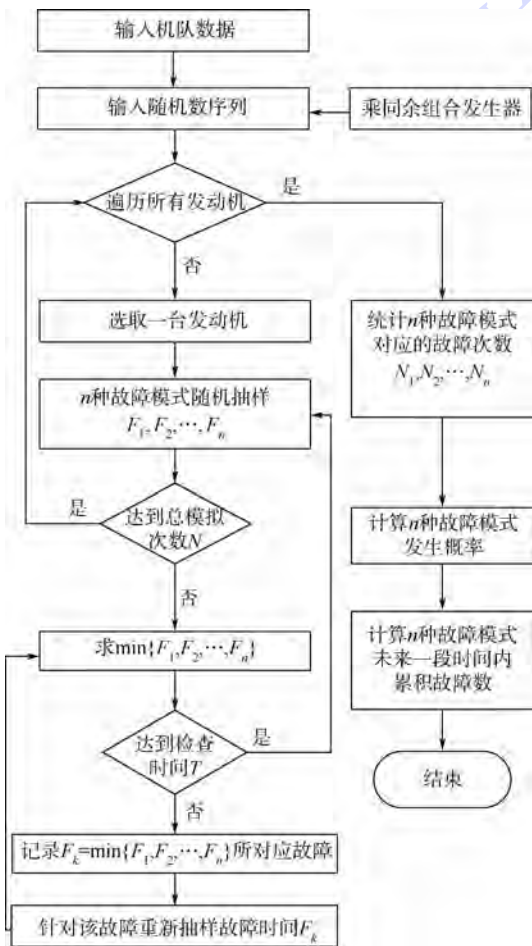


图 1 蒙特卡罗模拟流程
Fig.1 Monte Carlo simulation process

由图 1 可知,模拟的基本步骤如下:

- 1) 输入机队的原始数据,包括机队总数,使用率,机队年龄分布;
- 2) 利用乘同余组合发生器构建 $[0,1]$ 区间均匀随机数表;

3) 针对每台发动机,从随机数表中顺序选取随机数,利用式 (13) 计算各个故障模式的随机故障时间 $F_1, F_2, \cdots, F_n$,首次故障时间需大于发动机的已安全运行时间,否则需重新产生一组随机故障时间,直到均大于发动机已安全运行时间;

4) 判断 $\min\{F_1, F_2, \cdots, F_n\}$ 是否小于定期检查时间 T ,若是,则记录该故障 F_k ,该故障模式发生次数累加 1;

5) 针对 k 故障模式,重新抽样故障时间 F_k ;

6) 重复步骤 4) 和步骤 5),直到 $\min\{F_1, F_2, \cdots, F_n\}$ 超过发动机定期检查时间 T ,则一次模拟结束;

7) 遍历机队内所有发动机,每台发动机均进行 N 次模拟,并记录结果;

8) 计算发动机各个故障模式发生的概率;

9) 结合机队原始数据,计算机队未来一段时间内发动机各个故障模式可能发生的次数.

3 算例及结果分析

3.1 算例描述

为了验证该模型的准确性与适用性,本文采用了某发动机公司手册中的数据作为输入条件,利用上述故障风险预测算法进行模拟仿真,并将结果与发动机公司给出的软件仿真结果进行分析对比.手册中提供了某喷气式发动机 4 种相互独立的故障模式: F_1 表示过热, F_2 表示叶片裂纹, F_3 表示油管裂纹, F_4 表示燃烧室裂纹. 4 种故障模式均服从不同参数的威布尔分布,具体参数见表 1. 同时,发动机的定期检查时间为 1 000 h,整个机队发动机运行时间分布如图 2 所示. 假定发动机使用率为 25 h/月.

表 1 4 种故障模式参数列表
Table 1 Parameters list of 4 failure modes

故障模式	η	β
F_1	10 193	2.09
F_2	2 336	4.57
F_3	12 050	1.885
F_4	3 149	4.03

3.2 模拟流程

针对初始时间为 0 的发动机,详细阐述蒙特卡罗风险预测方法,模拟流程见图 3.

- 1) 为 4 种模式生成随机故障时间. 利用随机数表,顺序选取前 4 个 $[0,1]$ 区间上的随机数: 0.007, 0.028, 0.517, 0.603. 根据式 (13), 则有:

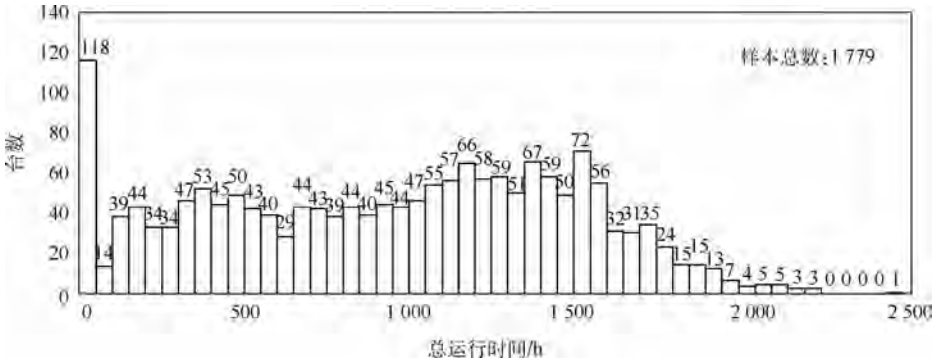


图2 机队发动机运行时间分布
Fig. 2 Operation time distribution of engine fleet

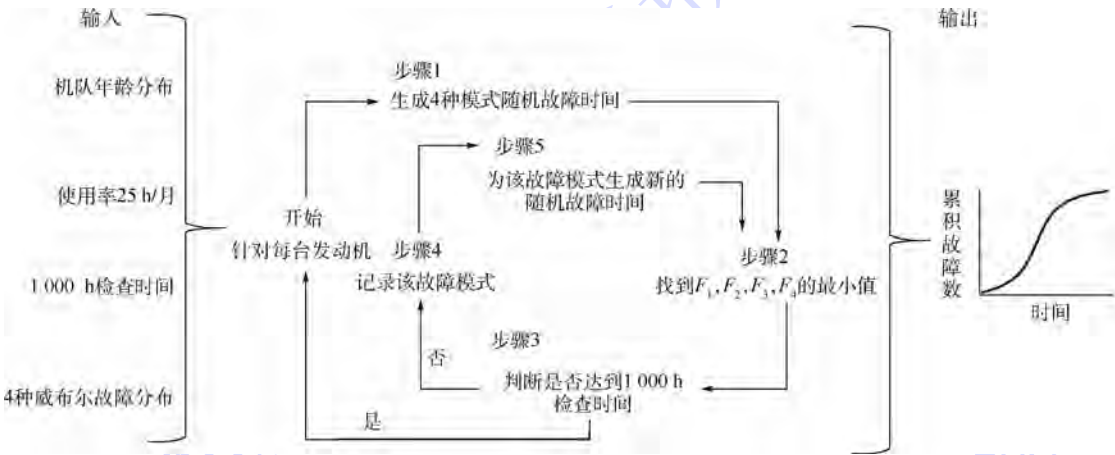


图3 模拟流程
Fig. 3 Simulation process

$F_1 = 951\text{ h}, F_2 = 1\,072\text{ h}, F_3 = 10\,180\text{ h}, F_4 = 3\,088\text{ h}.$

2) 4 种故障模式中,最小的故障时间为 951 h,并未达到定期检查时间 1 000 h.

3) 最先发生的为 F_1 故障,记录该故障发生时间为 951 h,相当于在未来第 38 个月发生故障.从随机数表中选取下一个随机数 0.442,为 F_1 故障重新生成随机故障时间, $F_1 = 8\,827\text{ h}.$ 此时, $\min\{F_1, F_2, F_3, F_4\}$ 已超过定期检查时间 1 000 h.至此,一次模拟结束.

针对每台发动机重复模拟 N 次,并遍历所有发动机.根据大数定理,则发动机故障发生概率近似为

$$P_{i,j} = \frac{N_{i,j}}{NN_e + N_a} \tag{14}$$

式中, $i = 1, 2, 3, 4$ 为故障模式序号; $j = 1, 2, \dots, 12$ 为发生故障的月份; $N_{i,j}$ 为第 i 种故障在 j 月份发生的次数; $P_{i,j}$ 为第 i 种故障模式在 j 月份发生的概率; N_a 为额外抽样次数; N_e 为发动机数量.

则发动机故障风险预测结果为

$$F_{i,j} = N_e P_{i,j} \tag{15}$$

式中, $F_{i,j}$ 为第 i 种故障在 j 月份发生的预测

次数.

发动机一年内的故障风险预测结果见表 2,某发动机公司提供的内部软件预测结果见表 3,图 4 给出了 12 月份发动机故障次数的收敛结果.

表 2 发动机累积故障次数预测结果
Table 2 Forecasting results of cumulative failure number of engine

月份	故障次数			
	F_1	F_2	F_3	F_4
1 月	0	0	0	0
2 月	0.203 815	0.461 832	0.240 431	0.221 532
3 月	0.401 265	0.891 837	0.484 208	0.429 415
4 月	0.609 607	1.382 214	0.730 675	0.666 959
5 月	0.813 159	1.833 612	0.976 881	0.890 197
6 月	1.036 660	2.343 870	1.235 160	1.136 468
7 月	1.249 202	2.830 047	1.492 061	1.371 846
8 月	1.475 197	3.382 893	1.755 327	1.635 703
9 月	1.696 138	3.896 892	2.008 816	1.895 163
10 月	1.927 382	4.476 445	2.270 442	2.178 049
11 月	2.146 355	5.034 475	2.532 921	2.434 819
12 月	2.376 549	5.657 666	2.801 109	2.729 058

表3 某发动机公司预测结果
Table 3 Forecasting results provided by
an engine company

月份	故障次数			
	F_1	F_2	F_3	F_4
1月	0	0	0	0
2月	0.17	0.33	0.21	0.17
3月	0.38	0.67	0.47	0.34
4月	0.60	1.15	0.74	0.58
5月	0.78	1.47	0.95	0.74
6月	0.92	1.71	1.13	0.87
7月	1.22	2.27	1.49	1.15
8月	1.46	2.81	1.77	1.41
9月	1.66	3.16	2.02	1.60
10月	1.95	3.90	2.36	1.95
11月	2.07	4.03	2.51	2.03
12月	2.38	4.90	2.87	2.45

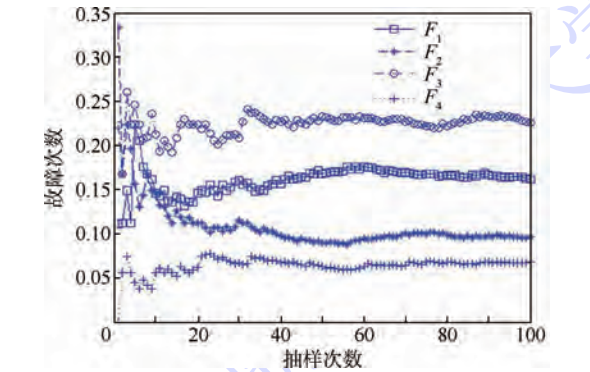


图4 12月份发动机故障次数收敛结果
Fig. 4 Convergence results of engine failure
number on December

3.3 结果分析

在模拟过程中,为了得到稳定的结果,需要实时观察模拟输出的数值,以便确定输出结果是否稳定.以12月份发动机的故障次数预测结果为例,每10 000次输出一 次模拟数值,并做100次抽样,则总模拟次数为 10^6 .由图4可知,最终结果已收敛.一般来说,模拟次数越大,预测结果越逼近真实情况.在试验过程中,通过对比总模拟次数为 10^6 , 10^7 和 10^8 时的收敛图形,发现结果差别不大.因此,总模拟次数设定为 10^6 已满足收敛性要求.同时,由表2和表3可以看出,机队内发动机一年内各部件累积故障次数的预测结果与发动机公司提供的数据相差不大,故障总次数仅相差0.97.预测结果准确,验证了该算法的有效性与适用性.

4 结 论

1) 在确定了失效分布规律后,利用蒙特卡罗模拟算法进行仿真,能够比较准确地估算出整个

机队发动机在未来不同时间段内的故障风险水平,从而为发动机维修管理提供可靠性指标参考;

2) 蒙特卡罗模拟是多故障模式下风险预测的一个有效方法,并且在多故障模式下,该算法不但可以预测机队整体风险水平,而且还可确定何种故障模式最易发生,从而可以有针对性地对 该故障制定相应的改进措施,降低机队的故障 风险;

3) 当某个易发故障得到改进后,可重新进行 仿真模拟来找到下一个易发故障,不断迭代,从而 实现对机队内发动机的动态管理.

致谢 中国民航大学郭庆副教授提供了某发 动机厂商的技术资料,并为文章写作提出了建设 性意见,在此表示感谢!

参考文献 (References)

[1] 赵宇. 可靠性数据分析[M]. 北京:国防工业出版社,2011: 14-20.
Zhao Y. Data analysis of reliability[M]. Beijing: National De-
fense Industry Press,2011:14-20(in Chinese).

[2] 杨宇航,冯允成. 基于仿真的复杂系统可靠性、可用性和 MT-
BF 评估文献综述[J]. 系统工程理论与实践,2003,42(2):
80-85.
Yang Y H, Feng Y C. Survey of reliability and availability evalu-
ation of complex system using Monte Carlo techniques[J]. Sys-
tems Engineering-Theory & Practice, 2003, 42(2): 80-85 (in
Chinese).

[3] 刘晓平,唐益明,郑利平. 复杂系统与复杂系统仿真研究综
述[J]. 系统仿真学报,2008,20(23):6303-6315.
Liu X P, Tang Y M, Zheng L P. Survey of complex system and
complex system simulation[J]. Journal of System Simulation,
2008,20(23):6303-6315(in Chinese).

[4] 邵伟. 蒙特卡洛方法及在一些统计模型中的应用[D]. 济南:
山东大学,2012.
Shao W. Monte Carlo methods theory and their applications in
some statistical model[D]. Jinan:Shandong University,2012(in
Chinese).

[5] 袁明伟. 复杂系统可靠性分析[D]. 马鞍山:安徽工业大
学,2013.
Yuan M W. Reliability analysis of complex system[D]. Maans-
han:Anhui University of Technology,2013(in Chinese).

[6] Dickman B H, Gilman M J. Technical note Monte Carlo optimi-
zation[J]. Journal of Optimization Theory and Applications,
1989,60(1):149-157.

[7] 周文彬. 组合式伪随机数发生器的研究与设计[D]. 哈尔滨:
哈尔滨工程大学,2013.
Zhou W B. Design and research of the combined pseudo-random
number generator[D]. Harbin: Harbin Engineering University,
2013(in Chinese).

[8] Baumshtein M V, Prokopenko A V, Ezhov V N. Probabilistic
prediction of the fatigue life of gas-turbine engine compressor
blades under two-level programmed loading[J]. Strength of Ma-

terials,1985,17(5):587-592.

[9] Nee A Y C, Song B, Ong S K. Re-engineering manufacturing for sustainability [M]. Singapore: Springer Singapore, 2013: 699-703.

[10] Saralees N, Samuel K. Strength modeling using Weibull distributions [J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2008, 22(7): 1247-1254.

[11] 麻晓敏, 张士杰, 胡丽琴, 等. 可靠性数据威布尔分析中秩评定算法改进研究 [J]. 核科学与工程, 2007, 27(2): 152-155.

Ma X M, Zhang S J, Hu L Q, et al. An improved rank assessment method for weibull analysis of reliability data [J]. Nuclear Science and Engineering, 2007, 27(2): 152-155 (in Chinese).

[12] Yadolah D. The concise encyclopedia of statistics [M]. New York: Springer New York, 2008: 446-447.

[13] Johnson G E. Constructions of particular random processes [J]. Proceedings of the IEEE, 1994, 82(2): 270-285.

[14] 金畅. 蒙特卡罗方法中随机数发生器和随机抽样方法的研究 [D]. 大连: 大连理工大学, 2005.

Jin C. Study on random number generator and random sampling in Monte Carlo method [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2005 (in Chinese).

[15] 杨自强, 魏公毅. 常见随机数发生器的缺陷及组合随机数发生器的理论与实践 [J]. 数理统计与管理, 2001, 20(1): 45-51.

Yang Z Q, Wei G Y. Drawbacks in classical random number generators-theory and practice of combined generator [J]. Journal of Applied Statistics and Management, 2001, 20(1): 45-51 (in Chinese).

Forecasting for aero-engine failure risk based on Monte Carlo simulation

ZHAO Hongli^{*1}, LIU Yuwen²

(1. College of Aviation Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. Sino-European Institute of Aviation Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: In view of the fact that aero-engines have complicated structure and multiple failure modes, traditional methods are difficult to meet the requirements. A forecasting method for aero-engine failure risk based on Monte Carlo simulation is presented, which is used to evaluate the possibility of failure for each component of engine in the future. According to the characteristics of aero-engine failure data, the failure probability model is based on the Weibull distribution whose parameters are estimated by the method of rank regression. Combining multiplicative congruent generator with the inverse transform method, the random numbers are produced to satisfy Weibull distribution. The method used to forecast failure risk for engines with multi-failure modes is based on the one with single failure mode. The simulation procedures and algorithm, by comparing the simulation results with the forecasting datum from the engine manufacture are presented, it proves that the algorithm and Monte Carlo simulation are effective in aero-engine failure risk forecast.

Key words: aero-engine; multi-failure modes; scheduled maintenance; risk forecast; Monte Carlo simulation

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0195

基于 Fokker F27 机群载荷谱损伤分散性计算分析



李唐, 贺小帆*, 刘文斑

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为考虑机群载荷谱分散性进行机群可靠性寿命评估, 以 56 架 Fokker F27 飞机每次飞行的载荷因子-超越数曲线族为基础, 编制得到 56 架飞机的载荷谱, 选取 SWT 公式和线性累积损伤理论计算得到每架飞机的飞行载荷损伤、地-空-地载荷损伤和每次飞行载荷损伤, 采用概率坐标回归方法进行拟合优度检验。结果表明, 飞行载荷损伤服从威布尔分布、地-空-地载荷损伤服从对数正态分布, 综合飞行载荷和地-空-地载荷损伤的每次飞行损伤服从对数正态分布, 每次飞行损伤的对数标准差为 0.073 7。

关 键 词: 载荷谱; 损伤; 分散性; 分布; 飞机结构

中图分类号: V215.51

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0551-08

按适航要求^[1], 在民用飞机结构定型阶段, 要全面考虑各种分散性因素评定机群的可靠性寿命, 影响飞机结构寿命分散性的因素主要分为结构特性分散性和载荷谱分散性^[2-6]。关于结构特性分散性, 国内外已经有大量理论以及试验研究, 形成了比较成熟的分析方法^[7-11]。载荷分散性指的是由于机群内飞机的结构特性、飞行员水平、天气情况、跑道质量等存在差异, 导致机群内飞机实际经历的载荷-时间历程分散, 即规定使用方法或相同的使用方法下导致的载荷差异性^[12]。相对于结构分散性而言, 研究载荷分散性需要获取机群足够数量的载荷数据, 这一过程需要耗费大量的物力和财力, 因此载荷分散性研究相对较少。载荷谱分散性的描述方法很多, 其中一个非常重要的方面是机群载荷谱损伤的分散性。

随着载荷监控设备的广泛使用, 载荷谱损伤分散性对飞机结构寿命的影响受到越来越多的关注。在军用飞机领域, 文献[13]以 202 架 F-15E

飞机的载荷数据为基础, 通过疲劳计算分析讨论了载荷谱损伤的分散性, 文献[14]给出了我国某型军用飞机载荷谱损伤服从对数正态分布的结论, 文献[15]选取 5 个单机谱, 进行了疲劳试验, 验证了载荷损伤可取对数正态分布的结论, 为军用飞机在综合载荷和结构分散的机群可靠性寿命分析奠定了良好的基础。在民用飞机领域, 文献[16]利用飞行距离以 B747-400 为例给出使用情况差异对地-空-地载荷损伤分散性的影响, 文献[17]针对通用类飞机进行了机群飞机载荷因子-超越数曲线的分散性研究, 文献[18]采用“Damage Index”模型对 Fokker F27 飞机的载荷谱分散性进行了计算分析, 但是损伤评估方法不具有通用性, 也未给出载荷损伤的描述模型。

由于民用飞机的使用特点与军用飞机明显不同, 机群载荷谱损伤分散形式和分散程度也不一定相同, 必须对其进行深入研究。因此, 本文以拥有大量载荷数据的小型民用运输机 Fokker F27 为例, 通

收稿日期: 2014-04-09; 录用日期: 2014-05-21; 网络出版时间: 2014-06-09 15:16

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0195.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11002009)

作者简介: 李唐(1991—), 男, 四川成都人, 硕士生, litang@buaa.edu.cn

* 通讯作者: 贺小帆(1976—), 男, 湖北天门人, 教授, xfh@buaa.edu.cn, 主要研究方向为结构耐久性/损伤容限研究。

引用格式: 李唐, 贺小帆, 刘文斑. 基于 Fokker F27 机群载荷谱损伤分散性计算分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 551-558. Li T, He X F, Liu W T. Calculation and analysis of the scatter of load spectrum damage based on Fokker F27 airplanes [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 551-558 (in Chinese).

过计算分析,研究载荷谱损伤分散性的描述方法.

1 单机载荷谱编制

1.1 机群载荷因子-超越数曲线筛选

1) 载荷因子-超越数曲线族.

文献[18]给出了 63 架 Fokker F27 飞机的每次飞行载荷因子-超越数数据,其峰值载荷因子分别为 $1.25g$, $1.55g$, $1.95g$ 和 $2.35g$, 谷值载荷因子分别为 $0.75g$, $0.45g$, $0.05g$ 和 $-0.35g$. 上述 63 架飞机来自于 5 个地区 29 名飞行员的使用经历,飞机的使用地域见文献[18]表 4.

2) 数据筛选.

进行机群寿命评定时,分析对象是按相同的使用方法进行使用的飞机,为了保证载荷因子-超越数曲线来源于同一个母体,需要对文献[18]中飞机的载荷因子-超越数曲线进行筛选.

①筛选原则:飞机的使用方法基本相同,每次飞行时间基本相当,飞行次数和飞行时间比较接近^[19].

②筛选结果

文献[18]指出澳大利亚编号分别为 10131, 10132, 10444 和 10445 的 4 架飞机使用情况偏严重,认为使用情况不同.将上述 4 架飞机删除后,对剩余的 59 架飞机的载荷因子-超越数曲线族进行分析,发现非洲编号为 10193、欧洲编号为 10116 以及澳大利亚编号为 10135 的 3 架飞机平均每次飞行所有测量载荷因子的超越数增量均小于 1,使用情况偏轻,有理由认为上述 7 架飞机的使用情况与其他飞机不同,从而删除上述 7 架飞机的载荷数据.对剩余 56 架飞机的载荷-超越数数据、飞行时间和飞行次数进行检查后,将 56 架飞机作为按相同使用情况使用的同类飞机,认为其载荷因子-超越数数据属于同一母体.

1.2 外推峰值累积超越数

Fokker F27 载荷因子数据记录于 1961 年至 1976 年间,采用英国 Mechanism Ltd 的“Fatigue meter”按“Peak between mean”方法进行计数,这种计数方法会造成峰、谷值累积超越数不相等.文献[18]给出的 Fokker F27 飞机的谷值累积超越数低于峰值累积超越数,为了编制飞机的载荷谱,需要将谷值对应的载荷超越数曲线外推至与峰值累积超越数相同.为此,参考文献[20]采用一般对数多项式方程拟合谷值-累积超越数曲线.

$$\lg[F(n_z)] = a_0 + a_1 n_z + a_2 n_z^2 + a_3 n_z^3 + a_4 \lg n_z \quad (1)$$

式中, $F(n_z)$ 为各级重心载荷 n_z 的累积频数, n_z 为重心法向载荷因子; a_0, a_1, a_2, a_3 和 a_4 为拟合曲线系数.

将谷值-累积超越数曲线进行处理前后的 56 架飞机载荷因子-累积超越数曲线族见图 1.

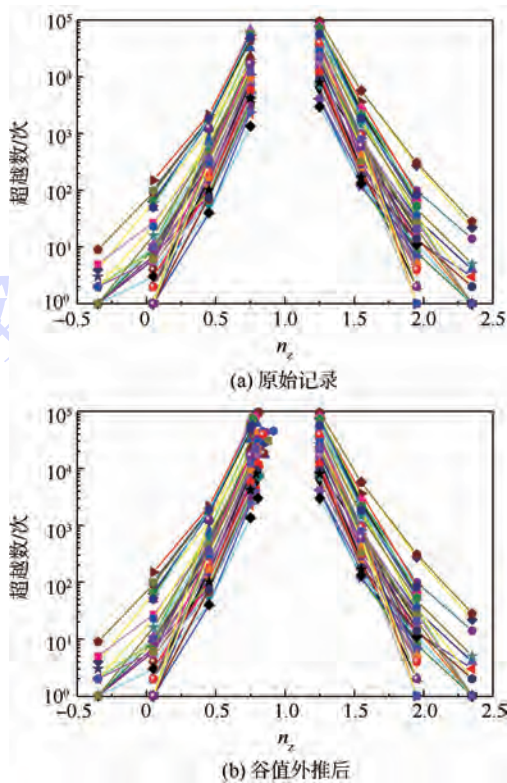


图 1 Fokker F27 飞机载荷因子-超越数曲线族

Fig. 1 Load factor-exceedence curves of Fokker F27 airplanes

1.3 地-空-地循环

对民用飞机结构而言,地-空-地循环为每次飞行过程中的最小和最大应力构成的循环,对应地面滑跑和着陆过程中的最小谷值载荷因子和空中飞行最大峰值载荷因子构成的完整循环,其中最大峰值载荷因子为每次飞行仅出现 1 次的峰值载荷因子 $n_{z, \text{once}}$,其确定方法为:记峰值载荷因子按由大到小的顺序为 $n_{zP, i} (i = 1, 2, 3, 4)$, 对应的超越数分别为 $\Delta N_i (i = 1, 2, 3, 4)$, 认为超越数对数与载荷因子呈线性关系,通过插值得到峰值载荷因子 $n_{z, \text{once}}^{[18]}$. 由于上述飞机的 $\Delta N_1 > 1, \Delta N_2 < 1$, 从而取 $(n_{zP, 1}, \ln \Delta N_1)$ 和 $(n_{zP, 2}, \ln \Delta N_2)$ 两点线性插值确定 $n_{z, \text{once}}$, 计算公式为

$$n_{z, \text{once}} = \frac{n_{zP, 2} \ln \Delta N_1 - n_{zP, 1} \ln \Delta N_2}{\ln \Delta N_1 - \ln \Delta N_2} \quad (2)$$

文献[18]中未给出地面载荷数据,从而根据典型的民用运输机 Boeing 737 以及 Airbus A320 飞机的实际使用载荷数据,统一取地-空-地循环

的谷值载荷因子为 $-0.2g^{[21-22]}$.

1.4 载荷谱编制方法

参考文献[20]提出的载荷谱编制方法,根据每架飞机的载荷因子-累积超越数曲线,按如下步骤编制 Fokker F27 飞机的单机载荷谱:

1) 分级离散.

峰值曲线按照记录的载荷因子等级进行分级离散,即 $1.25g, 1.55g, 1.95g$ 和 $2.35g$. 谷值曲线按照记录载荷因子等级和外推载荷因子值进行分级离散,即 $-0.35g, 0.05g, 0.45g, 0.75g$ 和外推载荷因子值.

2) 分配载荷.

将一架飞机各级载荷因子超越数增量取整后分配到每次飞行,对剩余的载荷因子随机分配到各次飞行,使得每次飞行谷值载荷因子与峰值载荷因子数目相匹配. 保证每架飞机分配后的各级载荷因子数目之和与实际记录的各级载荷因子超越数相匹配. 由此对每架飞机而言,最终编制形成一个包含多次飞行的长谱.

3) 随机配对.

每架飞机各次飞行的峰值载荷因子与谷值载荷因子按照谷值-峰值的顺序随机配对,并连接形成一个多次飞行的飞行载荷长谱,检验在该谱中各级载荷超越数与分级离散结果是否相同.

4) 关于地-空-地循环载荷的考虑.

将 1.3 节求得的每架飞机的地-空-地循环谷值载荷因子与峰值载荷因子,按照谷值-峰值的顺序插入到每次飞行的末尾,得到飞机实际使用载荷谱.

由此编制得到的典型单机载荷谱局部构成见图 2.

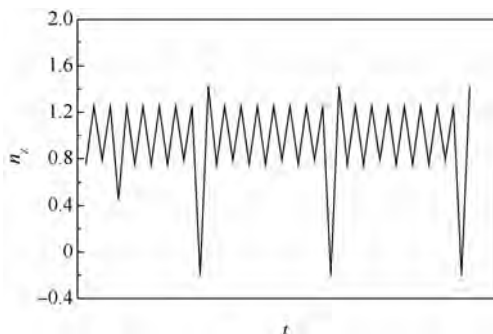


图 2 Fokker F27 飞机载荷谱(局部)

Fig. 2 Load spectrum of Fokker F27 (part)

2 损伤计算

2.1 损伤计算方法

不考虑结构特性的分散,避免材料和结构部位的影响,采用基于由 Smith, Watson 和 Topper 等

为反映平均应力的影响推出的 SWT 公式^[23]和线性累积损伤理论的方法计算载荷谱损伤.

指定应力比下的 $S-N$ 曲线用幂函数式来表示,即

$$S^m N = C \quad (3)$$

$S-N$ 曲线参数 m 的值与材料、结构特性以及载荷情况相关. 文献[8]给出了综合考虑飞机结构多个关键部位不同材料及细节形式可能的 m 值范围的 m 值优化方法. 并且给出了对应一般飞机载荷历程下的 m 值在 4 左右的结论,在本文计算中取 $m=4$.

按线性累积损伤理论,单个循环损伤为

$$d_i = \frac{1}{N_i} = \frac{S_i^m}{C_i} \quad (4)$$

式中, S_i, C_i 为第 i 次应力循环下的 $S-N$ 曲线参数; N_i 为给定循环下的寿命.

累积各次循环损伤得到全部循环损伤 D 的计算公式为

$$D = \sum_{i=1}^n d_i = \sum_{i=1}^n \frac{S_i^m}{C_i} \quad (5)$$

为了考虑载荷谱中的循环应力比的影响,取 SWT 公式将所有的载荷循环转换为对称循环(应力比为 -1). 其形式为

$$S_{-1} = S_{\max} \sqrt{\frac{1-R}{2}} = \sqrt{\frac{S_{\max}(S_{\max} - S_{\min})}{2}} \quad (6)$$

式中, $S_{\max}$ 与 $S_{\min}$ 为一次载荷循环的最大值与最小值; $R = S_{\max}/S_{\min}$ 表示应力比; S_{-1} 表示转换为应力比 $R = -1$ 的对称循环后的峰值.

根据文献[14]中假设,在飞机对称飞行占主导地位的情况下,可以假定关键部位的应力与载荷因子呈线性的关系,即

$$S = \sigma_{lg} n_z \quad (7)$$

式中, σ_{lg} 为单位载荷因子对应的关键部位名义应力,并且认为全部载荷循环的 σ_{lg} 是相同的.

将式(5)代入式(4),将载荷因子转换为对称循环,整理得

$$n_{z,-1} = \sqrt{\frac{n_{z,\max}(n_{z,\max} - n_{z,\min})}{2}} \quad (8)$$

式中, $n_{z,\max}$ 和 $n_{z,\min}$ 为载荷因子的峰值与谷值; $n_{z,-1}$ 为 $R = -1$ 时的对称循环载荷因子峰值.

SWT 公式转换载荷循环应力比 $R = -1$ 后, $S-N$ 曲线的参数 C 为定值. 式(8)可以进一步整理得

$$D = \frac{\sigma_{lg}^m}{C} \sum_{i=1}^n n_{z,-1,i}^m = k D_{eq} \quad (9)$$

式中, k 为常数; D_{eq} 为与 D 呈线性关系的当量

损伤.

$$D_{eq} = \sum_{i=1}^n n_{z,-1,i}^m \tag{10}$$

本文编制的载荷谱为多次飞行的长谱,则每架飞机每次飞行当量损伤为

$$D_{0,eq} = \frac{D_{eq}}{\alpha} = \frac{1}{\alpha} \sum_{i=1}^n n_{z,-1,i}^m \tag{11}$$

式中, $D_{0,eq}$ 为每次飞行当量损伤; α 为每个载荷谱所包含的飞行次数.

2.2 损伤计算过程

1) 对载荷因子谱进行雨流计数^[24],抽取全循环和半循环.

2) 按 2.1 中的方法对每个循环进行当量损伤

计算.

3) 按线性累积损伤理论计算得到总的当量损伤.

2.3 损伤计算结果

每架飞机每次飞行的飞行损伤、地-空-地载荷损伤(简记为 GAG 损伤)和总损伤见表 1.

按照式(12)计算每架飞机地-空-地载荷损伤占总损伤的比例,范围在 0.57 ~ 0.80. 计算结果一并列入表 1.

$$R' = \frac{D_{GAG}}{D_T} \tag{12}$$

式中, D_{GAG} 为地-空-地循环的损伤; D_T 为总损伤, R' 为 GAG 损伤占总损伤比例系数.

表 1 损伤计算结果
Table 1 Result of damage calculation

序号	飞行损伤	GAG 损伤	总损伤	R'	序号	飞行损伤	GAG 损伤	总损伤	R'
1	2.260 92	4.738 67	7.150 82	0.66	29	2.640 20	4.966 72	7.819 87	0.64
2	2.022 64	4.712 97	6.929 74	0.68	30	2.433 92	4.921 53	7.576 96	0.65
3	2.433 09	4.981 41	7.635 89	0.65	31	2.544 55	5.051 28	7.847 18	0.64
4	3.676 21	5.161 59	8.987 90	0.57	32	3.015 15	5.391 84	8.705 04	0.62
5	1.334 38	4.306 19	5.816 38	0.74	33	3.226 22	5.355 06	8.843 99	0.61
6	2.684 09	5.143 76	8.091 34	0.64	34	2.570 67	4.957 39	7.743 86	0.64
7	3.248 09	5.053 99	8.474 81	0.60	35	2.340 00	4.841 22	7.403 33	0.65
8	3.507 96	5.227 79	8.944 08	0.58	36	1.673 27	4.532 24	6.352 54	0.71
9	1.763 95	4.506 14	6.446 32	0.70	37	2.295 39	4.770 95	7.227 62	0.66
10	2.060 88	4.759 31	7.075 14	0.67	38	2.406 23	5.055 34	7.740 25	0.65
11	3.702 98	5.666 42	9.817 19	0.58	39	1.102 17	4.101 38	5.491 29	0.75
12	1.650 95	4.557 20	6.377 79	0.71	40	2.961 40	5.308 64	8.576 66	0.62
13	2.624 21	5.651 72	8.559 10	0.66	41	3.489 28	5.483 19	9.253 54	0.59
14	3.384 38	5.526 41	9.211 39	0.60	42	1.964 93	4.720 67	6.907 48	0.68
15	2.978 24	5.205 65	8.433 29	0.62	43	1.192 81	4.173 51	5.557 14	0.75
16	1.615 05	4.467 83	6.185 25	0.72	44	2.042 37	4.692 49	6.940 91	0.68
17	0.917 87	3.933 00	4.969 60	0.79	45	3.505 12	5.888 97	9.845 06	0.60
18	2.229 95	4.767 07	7.171 19	0.66	46	4.081 16	6.103 99	10.599 20	0.58
19	2.087 41	4.702 72	6.945 58	0.68	47	2.238 77	4.782 61	7.212 73	0.66
20	2.364 34	4.921 53	7.487 62	0.66	48	2.206 49	5.059 39	7.545 02	0.67
21	3.918 71	5.934 56	10.133 10	0.59	49	2.084 56	4.665 70	6.915 85	0.67
22	2.483 73	4.950 74	7.633 31	0.65	50	1.722 51	4.475 22	6.314 65	0.71
23	2.042 92	4.839 91	7.108 22	0.68	51	2.651 47	5.901 11	9.020 28	0.65
24	1.877 10	4.825 54	6.891 29	0.70	52	2.176 73	5.212 57	7.756 22	0.67
25	0.865 69	3.897 28	4.860 94	0.80	53	2.811 87	5.593 17	8.857 28	0.63
26	2.727 74	5.255 57	8.227 59	0.64	54	2.364 71	4.974 73	7.689 75	0.65
27	1.999 03	4.677 17	6.829 86	0.68	55	1.917 98	5.037 79	7.208 01	0.70
28	2.537 31	4.948 08	7.699 73	0.64	56	1.275 48	4.389 49	5.855 79	0.75

2.4 编谱方法对载荷谱损伤的影响

为研究在单机载荷谱编制中,随机配对和随机排序对载荷谱损伤的影响,依据机群每架飞机的载荷因子-累积超越数曲线,抽样 5 次,随机生成了 5 组载荷谱,并对每组载荷谱的当量损伤进行计算. 比较 5 组载荷谱计算得到的当量损伤发现,当量损伤的误差范围在 $\pm 1.82\%$,并且机群载荷谱损伤大小顺序未改变. 因此认为利用本文采

用的载荷谱编制方法随机生成一组载荷谱可以反映机群飞机间的差异性.

3 机群载荷损伤分布特性分析

3.1 分布特性检验方法

考虑到飞机损伤的非负性,选择工程中常用的非负样本分布形式:对数正态分布、威布尔分布和指数分布. 其分布函数为

1) 对数正态分布:

$$F(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \int_{-\infty}^{\lg x} \exp\left(-\frac{(t-\mu)^2}{2\sigma^2}\right) dt \quad (13)$$

式中, μ 为对数正态期望; σ 为对数正态分布标准差.

2) 威布尔分布(双参数):

$$F(x) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{x}{\beta}\right)^\alpha\right] \quad (14)$$

式中, α, β 为威布尔分布参数.

3) 指数分布:

$$F(x) = 1 - \exp(-\lambda x) \quad (15)$$

式中, $\lambda > 0$ 为常数.

通常进行分布特性检验的方法有: χ^2 检验、
克尔莫格洛夫检验、概率坐标纸检验等方法, 本文
采用概率坐标回归方法进行检验, 其原理为

将 56 架飞机的当量损伤按照从小到大的顺
序排列 $x_1, x_2, x_3, \dots, x_{56}$. 按顺序统计理论, 经验检
验频率函数 f 依据国家标准 GB/T4882—2001 推
荐采用

$$f_i = \frac{i - 3/8}{n + 1/4} \quad i = 1, 2, 3, \dots, 56 \quad (16)$$

式中 n 表示样本的数量, 在本文中 $n = 56, i$ 表示
样本从小到大排列后该样本的序号.

对于上述 3 种分布, 根据其分布形式, 将分布
函数线性化后得到线性的检验方程.

1) 标准正态分布:

$$\lg x = \mu + u_p \sigma \quad (17)$$

式中, u_p 为标准正态分布 p 分位点.

2) 威布尔分布(双参数):

$$\ln[-\ln(1 - F(x))] = \alpha \ln x - \alpha \ln \beta \quad (18)$$

3) 指数分布:

$$\ln[1 - F(x)] = -\lambda x \quad (19)$$

将 56 架飞机载荷谱当量损伤数据利用上述
线性方程进行拟合, 并进行回归分析. 以相关系数
高、拟合效果好作为选取准则, 并综合考虑分布函
数与散点图的逼近程度, 选取最佳分布形式.

3.2 机群载荷谱损伤分布特性检验

1) 飞行载荷损伤分布特性.

将机群飞行载荷当量损伤作为随机变量进行
分布特性拟合优度检验, 检验结果如表 2 所示.

表 2 机群飞行载荷谱损伤分布拟合优度

Table 2 Goodness fit of fleet flight load
spectrum damage distribution

分布	相关系数
对数正态	0.98042
威布尔	0.99076
指数	0.94895

机群飞行载荷当量损伤拟合图和散点分布图
分别见图 3, P 为损伤累积概率. 综合考虑, 取威
布尔分布作为最佳分布.

利用最大似然估计方法估计威布尔分布参
数. 最大似然函数为

$$L(x; \alpha, \beta) = \prod_{i=1}^n \frac{\alpha}{\beta} \left(\frac{x_i}{\beta}\right)^{\alpha-1} \cdot \exp\left[-\left(\frac{x_i}{\beta}\right)^\alpha\right] \quad (20)$$

经过整理后得到最大似然估计方程组:

$$\frac{1}{\alpha} = \left[\sum_{i=1}^n (x_i^\alpha \cdot \ln x_i) \right] / \sum_{i=1}^n x_i^\alpha - \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \ln x_i \quad (21)$$

$$\beta^\alpha = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i^\alpha \quad (22)$$

根据上述方程组选取 α 初值为 $\alpha_0 = 1.2 \bar{x} / s$

进行迭代求解分布参数. 其中 $\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i, s =$

$$\frac{1}{\sqrt{n-1}} \sqrt{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}.$$

飞行载荷当量损伤的概率分布函数为

$$F(x) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{x}{2.69153}\right)^{3.3498}\right]$$

式中, x 为机群飞行载荷当量损伤.

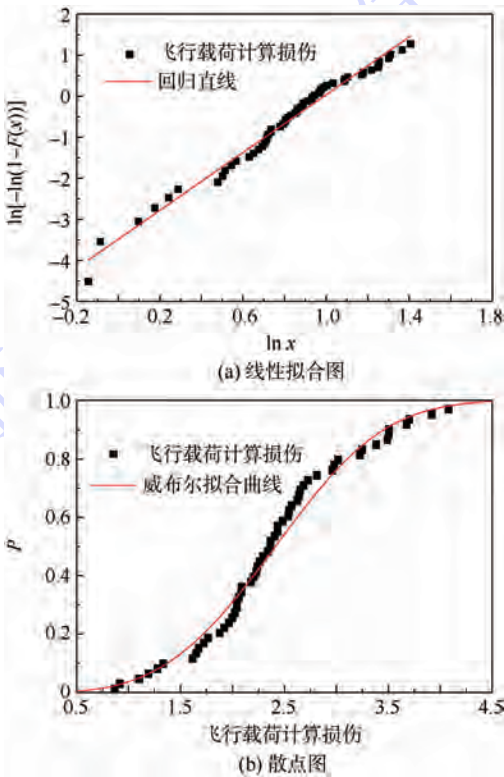


图 3 飞行载荷损伤威布尔分布

Fig. 3 Weibull distribution of flight load damage

2) 地-空-地载荷损伤分布.

将机群地-空-地载荷损伤作为随机变量进行

分布特性拟合优度检验,检验结果如表 3 所示.

表 3 机群地-空-地循环损伤分布拟合优度

Table 3 Goodness fit of GAG cycle damage distribution

分布	相关系数
对数正态	0.991 82
威布尔	0.971 78
指数	0.947 98

机群地-空-地循环当量损伤线性拟合图与散点分布图分别见图 4. 同理,取对数正态分布为最佳分布.

对数正态分布最大似然估计方程为

$$\hat{\mu} = \overline{\lg x} \tag{23}$$

$$\hat{\sigma}^2 = \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\lg x_i - \overline{\lg x})^2 \tag{24}$$

根据式 (23) 和式 (24) 计算出分布参数. 机群地-空-地循环当量损伤的概率分布函数为

$$F(x) = \frac{1}{0.042\,4\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{\lg x} \exp\left(-\frac{(t-0.693\,4)}{0.003\,596}\right) dt$$

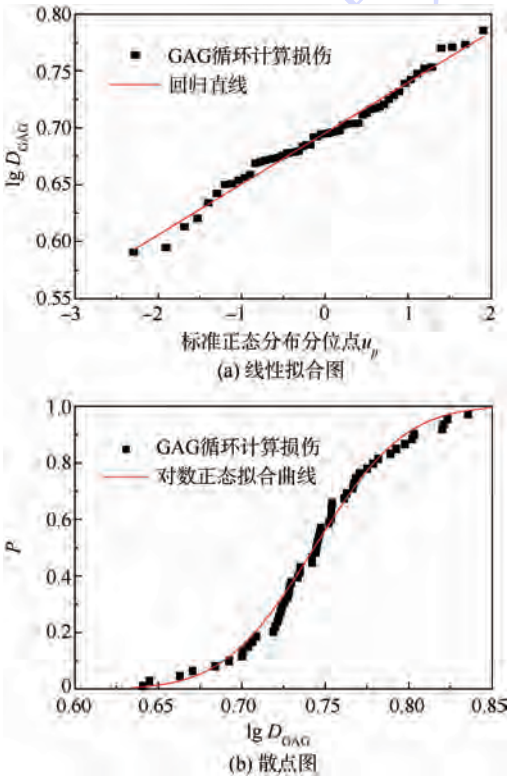


图 4 GAG 损伤对数正态分布

Fig. 4 Lognormal distribution of GAG load damage

3) 每次飞行载荷损伤分布.

将机群每次飞行载荷当量损伤作为随机变量进行分布特性拟合优度检验,检验结果如表 4 所示.

机群每架飞机每次飞行当量损伤线性拟合图与散点分布图如图 5 所示. 同理,取对数正态分布

为最佳分布.

表 4 机群载荷谱损伤拟合优度

Table 4 Goodness fit of fleet load spectrum damage distribution

分布	相关系数
对数正态	0.992 31
威布尔	0.982 82
指数	0.944 54

根据式 (23) 与式 (24) 估计对数正态分布参数,得到机群每架飞机每次飞行当量损伤的概率分布函数为

$$F(x) = \frac{1}{0.073\,7\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{\lg x} \exp\left(-\frac{t-0.874\,1}{0.010\,86}\right) dt$$

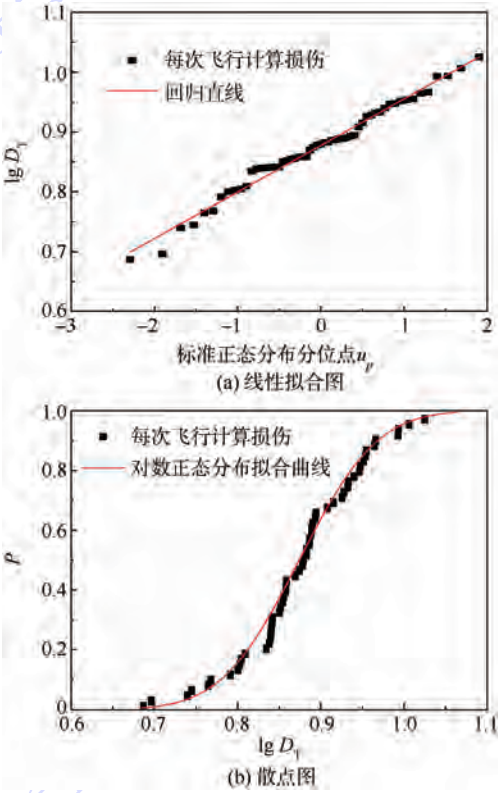


图 5 机群载荷谱损伤对数正态分布

Fig. 5 Lognormal distribution of fleet load spectrum damage

3.3 对比分析

根据以上分析得出机群每次飞行的损伤样本与地-空-地循环损伤样本均服从对数正态分布,机群飞行载荷损伤样本服从威布尔分布. 机群平均每次飞行载荷损伤样本的对数正态标准差为 0.073 7,地-空-地循环损伤的对数正态标准差为 0.042 4. 机群地-空-地损伤占总损伤比例在 0.57 ~ 0.80,与文献[20]中给出的范围相当. 由于 Fokker F27 为小型的民用运输机,跑道质量以及每架飞机起落时的速度等差异并不明显. 空中飞行由于受到阵风、天气等因素的影响,则本文得

出空中飞行的标准差较地-空-地载荷损伤更大是合理的。每次飞行损伤对数标准差已与结构特性分散性基本相当^[25],在民用飞机结构定寿阶段对载荷谱损伤分散性的考虑是十分必要的。

4 结 论

1) Fokker F27 机群飞机每次飞行的飞行载荷当量损伤服从威布尔分布, Fokker F27 机群飞机每次飞行的损伤与地-空-地循环的损伤服从对数正态分布。

2) Fokker F27 机群每次飞行损伤的对数正态标准差为 0.073 7。

3) Fokker F27 飞机机群地-空-地循环损伤占总损伤的比例在 57% ~ 80% 的范围。

参考文献 (References)

- [1] CCAR-25-R4 中国民用航空条例第 25 部运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空局,2011:1-4.
CCAR-25-R4 China civil aviation regulations Part 25 transport category aircraft airworthiness standards[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China,2011:1-4 (in Chinese).
- [2] Schijve J. Statistical distribution functions and fatigue of structures[J]. International Journal of Fatigue,2005,27(9):1031-1039.
- [3] Tovo R. On the fatigue reliability evaluation of structural components under service loading[J]. International Journal of Fatigue,2001,23(7):587-598.
- [4] de Jonge J B. Load experience variability of fighter aircraft [C]//Australian Aeronautical Conference of Australia. Canberra: The Institution of Engineers,1989:102.
- [5] Freudenthal A M, Gumbel E J. On the statistical interpretation of fatigue tests[J]. Proceedings of the Royal Society A: Mathematical and Physical Sciences,1953,216(1126):309-332.
- [6] 陈志伟. 载荷谱差异对疲劳寿命影响的研究[C]//第七届全国疲劳会议文集. 北京:中国力学学会,1995.
Chen Z W. Effect of spectrum difference on fatigue life[C]//Proceedings of the 7th Chinese National Fatigue Conference. Beijing: The Chinese Society of Theoretical and Applied Mechanics,1995 (in Chinese).
- [7] Freudenthal A M. The scatter factor in the reliability assessment of aircraft structures [J]. Journal of Aircraft,1977,14(2):202-208.
- [8] 高镇同. 飞机结构疲劳分散系数, BH-B884 [R]. 北京:北京航空学院,1982.
Gao Z T. The fatigue scatter for aircraft structures, BH-B884 [R]. Beijing: Beijing Institute of Aeronautics,1982 (in Chinese).
- [9] 施耐康. 规范疲劳寿命及其标准差[J]. 航空学报,1987,8(10):467-474.
Shi N K. Normalize the fatigue life and standard variation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,1987,8(10):467-474 (in Chinese).
- [10] Cardrick A W, Mew A B. Scatter considerations in the interpretation of major fatigue tests[C]//Proceedings of the ICAF Symposium. Seattle: International Committee on Aeronautical Fatigue,1999.
- [11] Hoffman M E, Hoffman P C. Corrosion and fatigue research-structural issues and relevance to naval aviation[J]. International Journal of Fatigue,2001,23(Sup.1):1-10.
- [12] 贺小帆,刘家曦,王强,等. 基于载荷损伤分散的严重谱选取准则初探[J/OL]. 北京:工程力学,2011(2012-05-11)[2014-05-21]. <http://gclx.tsinghua.edu.cn/CN/10.6052/j.issn.1000-4750.2011.11.0755>.
He X F, Liu J X, Wang Q, et al. Primary analysis on the selection method of severe load spectrum based on the fleet load damage variation [J/OL]. Beijing: Engineering Mechanics,2011(2012-05-11)[2014-05-21]. <http://gclx.tsinghua.edu.cn/CN/10.6052/j.issn.1000-4750.2011.11.0755> (in Chinese).
- [13] Lincoln J W, Melliore R A. Economic life determination for a military aircraft[J]. Journal of Aircraft,1999,36(5):737-742.
- [14] 王智,刘文斑,王磊. 单机结构疲劳分散系数研究[J]. 机械强度,2009,31(1):150-154.
Wang Z, Liu W T, Wang L. Study on the fatigue scatter factor for individual aircraft structure [J]. Journal of Mechanical Strength,2009,31(1):150-154 (in Chinese).
- [15] He X F, Sui F C, Zhai B, et al. Probabilistic and testing analysis for the variability of load spectrum damage in a fleet[J]. Engineering Fatigue Analysis,2013,33:419-429.
- [16] 王长江,姚卫星. 使用情况差异对民机载荷谱地空地损伤分散性的影响[J]. 机械强度,2013,35(5):668-673.
Wang C J, Yao W X. GAG damage scatter of civil aircraft load spectra due to variation in aircraft usage [J]. Journal of Mechanical Strength,2013,35(5):668-673 (in Chinese).
- [17] Locke J E, Smith H W, Gabriel E A, et al. General aviation aircraft-normal acceleration data analysis and collection project, KU-FRL-926-1 [R]. Kansas: Kansas University Lawrence Flight Research Lab,1993.
- [18] de Jonge J B, Hol P A. Variation in load factor experience: a re-analysis of Fokker F27 and F28 operational acceleration data [M]. Amsterdam: National Aerospace Laboratory,1996:1-51.
- [19] 贺小帆,王强,刘文斑. 基于 Fokker 27 飞机过载-超越数曲线族的严重超越数包线选取[J]. 航空学报,2013,34(4):840-845.
He X F, Wang Q, Liu W T. A method for determining the exceedance envelope of severe spectrum based on the acceleration-exceedance curves of Fokker 27 airplanes[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2013,34(4):840-845 (in Chinese).
- [20] 蒋祖国,田丁栓,周占廷. 飞机结构载荷/环境谱[M]. 北京:电子工业出版社,2012:98.
Jiang Z G, Tian D Q, Zhou Z T. The aircraft structure load and environment spectra [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry,2012:98 (in Chinese).
- [21] Rustenburg J, Skinn D, Tipps D O. Statistical loads data for boeing 737-400 aircraft in commercial operations, DOT/FAA/AR-98/28 [R]. Alexandria: American Institute of Aeronautics and Astronautics,1998.

[22] Rustenburg J W, Skinn D A, Tipps D O. Statistical loads data for the airbus a-320 aircraft in commercial operations, UDR-TR-2001-80[R]. Alexander: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002.

[23] Smith K N, Watson P, Topper T H. A stress-strain function for the fatigue of metals[J]. Journal of Materials, 1970, 5(4): 767-778.

[24] 刘文斑, 郑旻仲, 费斌军, 等. 概率断裂力学与概率损伤容限/耐久性[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998: 38-41.

[25] Liu W T, Zheng M Z, Fei B J, et al. The probability fracture mechanics and probability damage tolerance/durability[M]. Beijing: Beihang University Press, 1998: 38-41 (in Chinese).

[25] Parish H E. Fatigue test results and analysis 42 piston provost wings, 3474 [R]. London: Her Majesty 's Stationery Office, 1967.

Calculation and analysis of the scatter of load spectrum damage based on Fokker F27 airplanes

LI Tang, HE Xiaofan*, LIU Wenting

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

Abstract: To assess the reliability life of a fleet, the scatter of the load spectrum must be considered. In this paper, 56 individual load spectra are compiled based on the acceleration-exceedance curves corresponding to a fleet of Fokker F27. With the application of the SWT formula and linear accumulative damage rule, the flight damage and the ground-air-ground (GAG) damage, as well as the total damage per flight have been analyzed. Next, the probabilistic coordinate regression is conducted to examine the distribution parameters of the three types of the damage of load spectra respectively. The goodness fit shows that the flight damage follows the Weibull distribution whilst the GAG damage follows the lognormal distribution, and the total damage comprehensively including flight damage and GAG damage follows a lognormal distribution. In addition, the lognormal standard deviation of the total damage is 0.073 7.

Key words: load spectrum; damage; scatter; distribution; airplane structure

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0455

基于 L2 范数最小化联合模型的目标跟踪算法



王蒙, 吴毅, 邓健康, 刘青山*

(南京信息工程大学 信息与控制学院, 南京 210044)

摘 要: 为了解决稀疏表示的跟踪算法的计算代价比较大,且目标的表现由于多种原因会发生变化的问题,提出了一种在贝叶斯推理框架下,建立结合基于全局模板的判别式模型和基于局部描述子的生成式模型的联合模型,通过 L2 范数最小化进行求解的目标跟踪方法.在跟踪过程中,适时地更新判别式模型中的正负模板和生成式模型中模板的系数向量,使模板具有很强的适应性和判别性.实验结果表明,与其他典型的算法相比,该算法对于光照变化、尺度变化、遮挡、旋转等情况具有较强的鲁棒性.

关 键 词: 目标跟踪; L2 范数最小化; 判别式模型; 生成式模型; 子空间

中图分类号: V123.4

文献标识码: A

文章编号: 1001-5965(2015)03-0559-08

目标跟踪是计算机视觉领域的研究热点之一,在视觉监控、视频压缩编码、医学诊断、三维重构以及人机交互等方面有着大量的应用^[1-2].目标在运动过程中会受到光照变化、尺度变化、遮挡、旋转等因素的影响,这些给目标跟踪带来了挑战.针对这些难点,学者们提出了大量的跟踪算法,也取得了一定的研究进展.目标跟踪方法一般可以分为 2 大类:基于判别式模型的跟踪和基于生成式模型的跟踪^[3].基于判别式模型的跟踪算法将跟踪问题看作一个二分类问题,通过设计一个鲁棒的分类器区分出目标和背景.比较典型的算法有在线 Boosting 跟踪^[4-5]、在线多实例学习跟踪^[6-7]和集成跟踪^[8]等.基于生成式模型的跟踪算法通过在邻域中寻找与目标相似度最大的区域作为所要跟踪的目标,比较主流的方法有增量学习跟踪算法^[9]、均值漂移(mean shift)跟踪算法^[10]和 Eigentracker^[11]等.

近年来,稀疏表示被广泛地应用于计算机视觉领域.受到 Wright 等提出的基于稀疏表示人脸

识别方法的启发^[12-13],Mei 和 Ling 将稀疏表示运用到目标跟踪中,在粒子滤波的框架下,对每个候选目标用一组由目标模板和单位模板组成的基向量进行线性表示,并利用 L1 范数最小化进行求解得到候选目标的稀疏表示,之后利用稀疏表示的重构误差作为候选目标的权重,将最大权重的候选目标选为跟踪结果^[14].然而,L1 跟踪器存在一些不足,一个缺点是对线性表示的稀疏性假设并不是在任何情况下都成立,当候选样本是背景区域或者发生部分遮挡时,因为单位模板可以表示任意块,候选样本用目标模板和单位模板线性表示时,单位模板的系数不再为零,从而整个系数不再稀疏,这样求解 L1 范数最小化就不合理;另一个缺点是计算复杂度高,L1 跟踪器要对每个候选样本求解一次 L1 范数最小化,每一次求解都比较耗时.在粒子滤波中,候选样本的个数通常比较多,求解大量的 L1 范数最小化会大大增加算法的计算时间,影响算法的实时性.

针对以上问题,为了提高算法的性能,大量学

收稿日期: 2014-04-28; 录用日期: 2014-07-31; 网络出版时间: 2014-11-26 21:39

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13700/j.bh.1001-5965.2014.0455.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61370036,61005027); 江苏省自然科学基金资助项目(201204234,201210296)

作者简介: 王蒙(1990—),女,江苏盐城人,硕士生, wangmeng2008ji@163.com

* 通讯作者: 刘青山(1975—),男,安徽合肥人,教授, qslu@nuist.edu.cn,主要研究方向为图像处理与模式识别.

引用格式: 王蒙, 吴毅, 邓健康, 等. 基于 L2 范数最小化联合模型的目标跟踪算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(3): 559-566. Wang M, Wu Y, Deng J K, et al. Object tracking based on the joint model using L2-norm minimization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(3): 559-566 (in Chinese).

者探讨运用不同的方法把稀疏表示用于目标跟踪中. Mei 等将一种结构化的稀疏表示模型用于视觉跟踪算法中^[15]; Bao 等提出将加速近似梯度 (APG) 方法用于求解 L1 范数最小化问题^[16]; Zhang 等提出一种多任务稀疏学习方法来改进跟踪算法^[17]. 在这期间, 人脸识别领域的一些研究者用 L2 范数最小化代替 L1 范数最小化进行实验^[18], 取得了和原来算法接近或者更高的识别率, 同时计算复杂度远低于 L1 范数最小化. 基于此, 2012 年, Xiao 等提出了一种快速有效的基于 L2 正则化的目标跟踪算法, 用 PCA 基向量和分块模板来建立目标的表观模型, 再通过 L2 范数最小化来求解, 在不损失精度的情况下大大提高了算法的计算速度^[19]. 但这种方法没有考虑背景信息, 在某些测试视频上会出现漂移现象, 也没有采取有效的遮挡处理机制, 在发生部分遮挡或全部遮挡时会导致跟踪失败.

针对该算法存在的问题, 本文提出了一种基于 L2 范数联合模型的目标跟踪算法. 该联合模型结合了基于全局模板的判别式模型和基于局部描述子的生成式模型, 一方面利用全局模板来区分目标和背景, 另一方面利用局部信息来处理遮挡, 充分利用这 2 种模型的优点提高了跟踪的鲁棒性. 本文的算法利用 L2 范数最小化求解目标表观的系数, 计算过程比 L1 范数最小化简单, 大大降低了计算的复杂度. 模型更新上, 判别式模型中每隔若干帧更新正负模板集, 获得最新准确的目标和背景信息, 使得判别式模型具有适应性和辨别性; 生成式模型中通过设定一个遮挡阈值, 判断每帧的遮挡程度来决定是否更新模板的系数向量, 从而更新目标的表观模型, 使得跟踪器能够适应新的目标状态.

1 基于 L2 范数最小化的表观模型

目标表观模型是跟踪器的重要组成部分, 用来描述目标表观的特征. 基于判别式模型的表观模型用来区分目标和背景; 基于生成式模型的表观模型用来描述目标本身, 提取出目标的特征. 本文合理地融合了判别式模型和生成式模型来对目标进行描述, 并利用 L2 范数最小化对目标表观系数进行求解, 取得了比较好的结果.

1.1 基于 L2 范数最小化的判别式模型

训练集 $U = [U_1, U_2, \dots, U_{m+n}] \in \mathbf{R}^{d \times (m+n)}$, 包括 m 个正模板 $U_+ \in \mathbf{R}^{d \times m}$ 和 n 个负模板 $U_- \in \mathbf{R}^{d \times n}$. 在初始位置周围手动采集 m 个图像, 归一

化后按行堆成向量作为正模板; 在离初始位置较远处采集 n 个图像, 利用同样的方法得到负模板. 其中初始位置是通过在第一帧中手动标注得到的. 采集到的候选样本 $y \in \mathbf{R}^d$ 可以通过训练集线性表示, 即

$$y \approx b_1 U_1 + b_2 U_2 + \dots + b_{m+n} U_{m+n} \quad (1)$$

其中, $b = [b_1, b_2, \dots, b_{m+n}]^T \in \mathbf{R}^{(m+n) \times 1}$, 为线性表示的系数. b 是弱稀疏的, 利用这一特征通过 L2 范数最小化进行求解, 其中 λ 为约束参数.

$$b = \min_b \|y - Ub\|_2^2 + \lambda \|b\|_2^2 \quad (2)$$

L2 范数约束项的作用有 2 个: ①它使解 b 具有一定的稀疏度, 但是 L2 范数的稀疏度远低于 L1 范数的稀疏度. ②它使得最小化的解更加稳定. L2 范数最小化很容易求解, 令 $\|U^T b - y\|_2^2 + \lambda \|b\|_2^2$ 的导数为 0, 即 $\frac{d}{db} (\|U^T b - y\|_2^2 + \lambda \|b\|_2^2) = 2(-U^T)(y - Ub) + 2\lambda b = 0$, 可得出:

$$b = (U^T U + \lambda I)^{-1} U^T y \quad (3)$$

其中 $I \in \mathbf{R}^{d \times d}$, 是一个单位矩阵, 用来确保 $U^T U + \lambda I$ 的可逆性.

令 $P = (U^T U + \lambda I)^{-1} U^T$, 很显然, P 是独立于 y 的, 所以对于通过粒子滤波得到的候选样本只需要计算一次 P . 如果把所有的候选样本看作一个向量集 Y , 则所有候选样本的表观系数可以一次性求得:

$$B = PY \quad (4)$$

假设一个候选样本在前景模板上有比较小的重构误差就代表该候选样本有可能是目标, 在背景模板上有比较小的重构误差就代表这个候选样本有可能是背景, 在此基础上根据候选样本在前景模板和背景模板上的重构误差的差异来构造候选样本的置信值:

$$H = \exp[(\|y - U_- b_- \|_2^2 - \|y - U_+ b_+ \|_2^2) / \rho] \quad (5)$$

其中 ρ 是一个很小的固定的常数, 用来权衡判别分类器的重要性.

1.2 基于 L2 范数最小化的生成式模型

本文在考虑图像块的位置信息和遮挡因素的基础上, 提出了一种生成式模型. 对于所有的候选样本利用分块的方法形成 N 个图像块, 如图 1 所示. 本文在实验部分将每个图像块变成一个向量 $y_i \in \mathbf{R}^{d \times 1}$, 表示图像块的大小. 利用 L2 范数最小化来求解每个图像块的系数向量:

$$\gamma_i = \min_{\gamma_i} \|y_i - D\gamma_i\|_2^2 + \lambda \|\gamma_i\|_2^2 \quad (6)$$

其中, $D \in \mathbf{R}^{p \times q}$, 为通过 k 均值聚类的方法得到的

字典; q 为聚类中心的个数; p 为聚类中心的维数. 聚类的图像块是在第一帧中通过与 y_i 相同的方法得到的, 其中 q 个聚类中心表示最具有代表性的图像块. 把所有的系数向量 γ_i 串联在一起得到 γ :

$$\gamma = [\gamma_1^T, \gamma_2^T, \dots, \gamma_N^T] \quad (7)$$

其中, $\gamma \in \mathbf{R}^{(q \times N) \times 1}$, 为一个候选样本的系数向量. 通过这种串联方式, 系数向量就包含了图像块的空间信息.



图1 利用分块得到的图像块

Fig.1 Image blocks by the sliding window

对于遮挡问题, 被遮挡的图像块会影响系数向量的比较, 因为遮挡部分和模板之间存在很大的差异, 这会使得误差大于候选样本本身的误差, 所以本文通过设定一个阈值来判断图像块是否被遮挡. 当重构误差比较大时, 认为该图像块被遮挡, 把这个图像块的权重设为 0; 当重构误差比较小时, 认为图像块没有被遮挡, 把这个图像块的权重设为 1. 通过去除被遮挡的图像块, 只对有价值的目标块比较系数向量, 可以避免错误的跟踪结果. 这可以通过下式来描述:

$$\sigma_i = \begin{cases} 1 & \sigma_i < \sigma_0 \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (8)$$

其中, $\sigma_i = \|y_i - D\gamma_i\|_2^2$ 表示图像块 y_i 的重构误差; σ_0 是一个阈值. 加权之后的系数向量为

$$\varepsilon = \gamma \cdot \sigma \quad (9)$$

其中, σ 为系数向量中每个元素的权重, 根据 σ_i 的值将第 i 个系数向量的所有元素的权重全部设为 0 或 1. 通过比较候选样本系数向量和模板系数向量的相似性, 得出置信值 G :

$$G = \sum_{k=1}^{q \times N} \min(\varepsilon^k, \theta^k) \quad (10)$$

其中, ε, θ 分别为候选样本和模板归一化到 $(0, 1]$ 的系数向量; G 为候选样本和模板的相似度, 其中初始时模板的系数向量是在第一帧中通过和候选样本系数向量一样的方法求得.

1.3 联合模型

在粒子滤波的框架下, 本文融合判别式模型和生成式模型构造了一个新的联合模型, 用乘法机制得到一个新的似然函数表达式:

$$p = HG \quad (11)$$

这一似然函数既能够区分前景和背景, 也能够处理目标遮挡问题. 将本节的表现模型和后文的运动模型结合起来, 得到了一个高效、鲁棒的跟踪器.

2 基于L2范数最小化的跟踪算法

目标跟踪问题可以看成是运动目标的状态推断问题. 在贝叶斯理论的框架下, 利用状态的先验概率和观测量, 构造状态的后验概率密度:

$$p(\mathbf{x}_i | \mathbf{Y}_i) \propto p(\mathbf{y}_i | \mathbf{x}_i) \times \int p(\mathbf{x}_i | \mathbf{x}_{i-1}) p(\mathbf{x}_{i-1} | \mathbf{Y}_{i-1}) d\mathbf{x}_{i-1} \quad (12)$$

其中, $p(\mathbf{x}_i | \mathbf{x}_{i-1})$ 为目标在连续帧之间的运动模型; $p(\mathbf{y}_i | \mathbf{x}_i)$ 为在 $\mathbf{x}_i$ 状态下对观测量 $\mathbf{y}_i$ 进行估计的观测模型. 通过最大化后验概率得到此时的目标运动状态:

$$\hat{\mathbf{x}}_i = \arg \max_{\mathbf{x}_i} p(\mathbf{x}_i | \mathbf{Y}_{1:i}) \quad (13)$$

2.1 目标运动模型

运动模型是用来描述目标在连续帧之间的运动状态的改变, 本文采用帧间的几何变换的 $\mathbf{X}_i = (\alpha_i, \beta_i, \theta_i, s_i, \varepsilon_i, \phi_i)$ 来近似表示 t 时刻目标的运动状态, 其中 $\alpha_i, \beta_i, \theta_i, s_i, \varepsilon_i, \phi_i$ 分别表示 α 方向的平移、 β 方向的平移、旋转角、尺度变化、宽高比和斜切角. 根据随机游走模型来描述目标的运动状态, 即当前时刻的目标运动状态以上一时刻的状态为中心呈多元正态分布:

$$p(\mathbf{x}_i | \mathbf{x}_{i-1}) = N(\mathbf{x}_i; \mathbf{x}_{i-1}, \psi) \quad (14)$$

其中, ψ 为一个对角阵, 对角线上元素分别是 $\sigma_x^2, \sigma_y^2, \sigma_\theta^2, \sigma_s^2, \sigma_\varepsilon^2, \sigma_\phi^2$, 为各仿射参数的方差. 这组参数是在当前帧中获得的一组候选样本.

2.2 目标观测模型

观测模型的目的则是从运动模型得到的大量候选样本中找到要跟踪的目标. 给定粒子 $\mathbf{x}_i^j$, 当前时刻的观测量 $\mathbf{y}_i^j$, 结合基于 L2 范数最小化的目标表现模型, 可以得到观测似然函数:

$$p(\mathbf{y}_i^j | \mathbf{x}_i^j) = p \quad (15)$$

2.3 模型更新策略

在跟踪过程中, 目标的表现不断发生变化, 所以适时地更新判别式模型中的正负模板是非常必要的. 本文每隔若干帧更新正模板和负模板, 更新的图像是当前跟踪结果附近的区域, 正负模板的获得方法和 2.1 节中的方法一样. 这样得到的模板使得判别式模型具有很强的适应性和辨别度.

对于生成式模型中的模板的系数向量, 按照

下式进行更新:

$$\theta_i = \eta \theta_1 + (1 - \eta) \varepsilon_i \quad O_i < O_0 \quad (16)$$

$$O_i = \sum_{k=1}^{q \times N} (1 - \sigma_i^k) \quad (17)$$

其中, η 为更新率; θ_1 为第一帧的系数向量; ε_i 为最新一帧得到的系数向量. 当遮挡程度 O_i 小于设定的阈值 O_0 时, 进行更新, 反之则不进行更新. 这种更新机制考虑了遮挡的同时又更新了目标的表现模型, 跟踪器能够适应新的环境和新的目标状态. 总体流程如图 2 所示.



图 2 总体流程图

Fig. 2 Overall flow chart

3 实验结果与分析

本文提出的跟踪方法采用 Matlab 进行了实现, 并且与 Frag^[20], VTD^[21], IVT^[9], MIL^[7] 这 4 种经典的算法以及 L2RLS^[19] 跟踪算法进行了比较, 在 8 个具有挑战性的测试序列^[1,22] 中对比实验, 并作了定性和定量的分析. 实验过程中, 判别式模型中正负模板的个数分别设置为 70 和 250; 式(2)和式(6)中的 λ 分别设置为 0.001 和 0.005; 式(6)中字典 D 行数和列数分别设置为 25 和 40; 式(8)中的阈值 σ_0 设置为 0.03; 式(16)中的更新率 η 和阈值 O_0 分别设为 0.9 和 0.8.

3.1 定性评估

第 1 个测试序列 cardark 如图 3(a) 所示, 存在着前景背景的对比度低、较大的光照变化等干扰, 同时目标相对于整个图像的尺寸是比较小的. Frag 跟踪器一直不稳定, 在跟踪过程中出现了不同程度的漂移, 这是因为 Frag 跟踪器基于局部信息, 没有维持全局信息. 因此, 当目标尺度很小且分辨率很低时, 很难进行跟踪. MIL 算法在跟踪开始没多久就开始发生漂移直至跟踪失败. 在 260 帧之前, IVT

算法、VTD 算法、L2RLS 算法和本文算法都能够跟踪到目标, 但之后 IVT 跟踪结果的矩形框不断变大, 无法对准目标, L2RLS 算法和 VTD 算法很快就丢失了目标. 本文算法在整个图像序列中都能够比较好地进行跟踪, 是因为基于判别式模型的跟踪器能够很好地区分前景和背景, 再通过更新机制获得最新的正负样本构成正负样本集, 这有助于在变化着的凌乱的场景中区分出前景和背景.

第 2 个测试序列 mhyang 如图 3(b) 所示, 存在着光照变化、运动模糊并伴随着尺度变化等干扰. MIL 算法由于没有考虑尺度变化, 跟踪结果在第 369 帧时就开始发生漂移. 在第 420 帧受到光照干扰时, L2RLS 算法的跟踪框越来越小, 逐渐丢失目标. VTD 算法在整个序列中的跟踪结果不够稳定, 有时出现漂移但后来又会跟踪上目标. IVT 算法能够比较好地跟踪到目标, 因为子空间的方法对光照和小姿态的变化具有很好的鲁棒性. 本文的跟踪器能够在对比度比较低的情况下保持良好的跟踪性能, 这要归功于本文的判决模型具有有利于区分前景和背景的特征.

第 3 个测试序列 crossing 如图 3(c) 所示, 存在着部分遮挡、运动模糊和背景复杂等干扰, 给跟踪带来了困难. IVT 算法和 L2RLS 算法在第 47 帧时跟踪框开始缩小直至跟踪失败. Frag 算法和 VTD 算法在跟踪几十帧以后开始丢失目标. MIL 跟踪器在测试序列中能够跟踪到目标, 但是跟踪的精度没有本文的跟踪器高. 本文的算法能够成功地对目标进行跟踪, 主要原因是本文的判决模型具有判别力特征, 该特征能够将目标从背景中区分开, 即使在目标模糊的状态下, 也能够准确定位到目标.

第 4 个测试序列 jogging-2 如图 3(d) 所示, 奔跑中的目标经历了非刚性的形变、严重遮挡和运动模糊等干扰. 除了本文的跟踪器和 L2RLS 跟踪器, 其他跟踪器在第 49 帧之后由于严重的遮挡丢失了目标. 随着跟踪的不断进行, L2RLS 跟踪器表现得不稳定, 出现了短暂的漂移现象. 本文的算法在整个图像序列中都能够较好地进行跟踪, 是因为基于判别式模型的跟踪器可以通过遮挡处理机制估计可能被遮挡的图像块, 形成一个鲁棒的只含没有遮挡的图像块的系数向量, 从而避免了遮挡的影响, 再通过更新机制获得最新的正负样本集, 这有助于在变化着的场景中区分出前景和背景.

第 5 个测试序列 freeman3 如图 3(e) 所示, 目标的快速移动引起了遮挡、尺度变化和旋转等干

扰. MIL 算法无法处理尺度变化和旋转问题,在跟踪的前几帧就丢失了目标. 在第 300 帧时, Frag 跟踪器不能克服跟踪目标头部大角度旋转导致的严重遮挡,跟踪失败, IVT 算法、VTD 算法和 L2RLS 算法也开始发生漂移,目标框越来越小直至完全丢失目标. 本文的跟踪算法由于将背景候选赋予比较小的权重,所以当目标旋转时,跟踪结果不会漂移到背景中,且本文的跟踪器能够自适应地调整跟踪框的大小,在整个序列中稳定地跟踪到目标.

第 6 个测试序列 singer2 如图 3(f) 所示,存在着光照变化、尺度变化、遮挡、非刚性变形、运动模糊和背景混杂等诸多干扰. 除了本文的跟踪器和 VTD 跟踪器,其他跟踪器在第 56 帧之后都丢失了目标. 这是因为对于大部分基于模板的跟踪器

而言,简单地利用跟踪结果更新模板集通常会导致漂移. 本文的跟踪器能够在整个视频中保持良好的跟踪性能,这要归功于本文的跟踪器在基于维持全局特征模板的基础上,运用判决模型从凌乱的背景中区分出前景.

第 7 个测试序列 emilio 如图 3(g) 所示,目标移动过程中存在着尺度变化,光照变化和旋转等干扰. MIL 算法不能处理尺度变化和旋转问题,很快丢失了目标. 在第 142 帧时, IVT 算法、VTD 算法和 L2RLS 算法开始发生漂移直至完全丢失目标. 本文的跟踪器能够自适应地调整跟踪框的大小,在整个序列中稳定地跟踪到目标.

第 8 个测试序列 toni 如图 3(h) 所示,存在尺度变化和旋转等干扰. MIL 算法无法旋转问题,在



图 3 不同算法在不同测试序列上的跟踪结果

Fig. 3 Tracking results with different algorithms on different videos

跟踪的前几帧就丢失了目标. 在第 224 帧时, Frag 跟踪器由于不能克服跟踪目标头部大角度旋转导致的严重遮挡跟踪失败, IVT 算法、VTD 算法和 L2RLS 算法也发生漂移. 而本文的跟踪算法在目标旋转时, 跟踪结果不会漂移到背景中, 在整个序列都能跟踪到目标.

3.2 定量评估

为了进一步分析本文算法的性能, 分别在前 6 个视频序列上绘制了中心点误差曲线和重叠率

曲线. 中心点位置误差是指某帧跟踪结果的中心位置与该帧目标的标准中心位置之间的误差; 重叠率的计算方法是 $\text{overlap rate} = \text{area}(R_i \cap R_g) / \text{area}(R_i \cup R_g)$, 其中, R_i 为某帧跟踪框覆盖的区域; R_g 为该帧目标所在的真实区域. 针对不同测试视频的跟踪误差曲线结果对比和重叠率曲线结果对比如图 4 和图 5 所示, 从中可见, 本节提出的基于 L2 范数的联合模型的目标跟踪算法比其他算法具有更加鲁棒的跟踪效果.

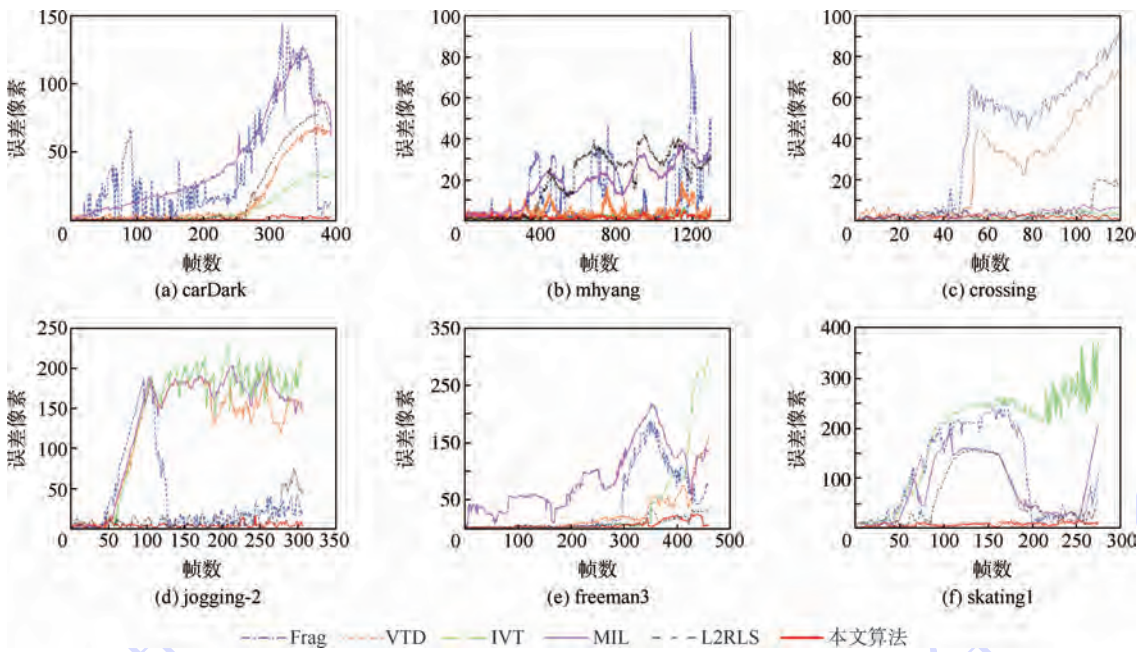


图 4 针对不同的测试视频的跟踪误差曲线结果对比
Fig. 4 Tracking error curve result according to different test videos

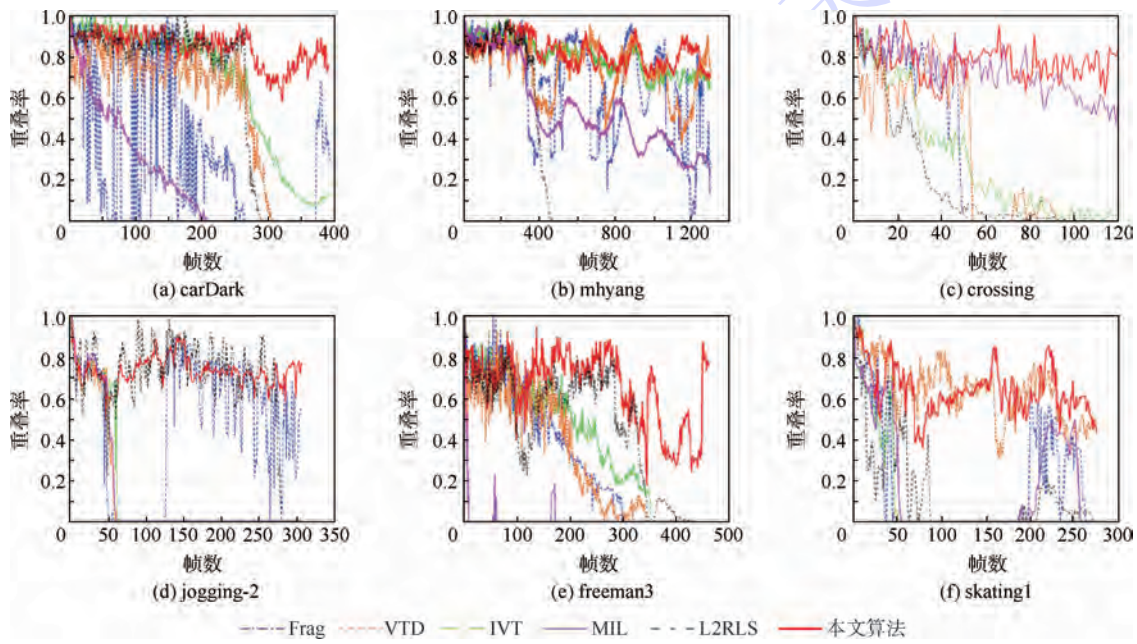


图 5 针对不同的测试视频的重叠率曲线结果对比
Fig. 5 Overlap rate curve result according to different test videos

4 结 论

在大量的实验序列中,本文算法与4种先进的跟踪算法以及L2正则化的跟踪算法作比较,得出以下结论:①本文算法融合了基于全局模板的判别分类器和基于局部描述子的生成式模型,具有较强的鲁棒性。②本文采用的遮挡处理机制能够有效地处理遮挡。③本文的模型更新机制使模型具有适应性和辨别性。

参考文献 (References)

- [1] Wu Y, Lim J, Yang M H. Online object tracking: a benchmark [C]//Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Washington, DC: IEEE Computer Society, 2013: 2411-2418.
- [2] 邵文坤, 黄爱民, 韦庆. 目标跟踪方法综述[J]. 影像技术, 2006(1): 17-20.
Shao W K, Huang A M, Wei Q. Target tracking method review [J]. Image Technology, 2006(1): 17-20 (in Chinese).
- [3] Zhong W, Lu H, Yang M H. Robust object tracking via sparsity-based collaborative model [C]//Proc IEEE Comput Soc Conf Comput Vision Pattern Recognition. Washington, DC: IEEE Computer Society, 2012: 1838-1845.
- [4] 沈丁成, 薛彦兵, 张桦, 等. 一种鲁棒的基于在线 boosting 目标跟踪算法研究[J]. 光电子·激光, 2013, 24(11): 30.
Shen D C, Xue Y B, Zhang H, et al. A robust online boosting target tracking algorithm based on the research[J]. Journal of Photoelectron · Laser, 2013, 24(11): 30 (in Chinese).
- [5] Grabner H, Grabner M, Bischof H. Real-time tracking via on-line boosting [C]//BMVC 2006-Proceedings of the British Machine Vision Conference 2006. Edinburgh: British Machine Vision Association, 2006: 47-56.
- [6] 张颖颖, 王红娟, 黄义定. 基于在线多实例学习的跟踪研究[J]. 南阳师范学院学报, 2012, 10(12): 35-37.
Zhang Y Y, Wang H J, Huang Y D. Based on multiple instance learning online tracking study [J]. Journal of Nanyang Normal University, 2012, 10(12): 35-37 (in Chinese).
- [7] Babenko B, Belongie S, Yang M H. Visual tracking with online multiple instance learning [C]//2009 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition Workshops. Piscataway, NJ: IEEE Computer Society, 2009: 983-990.
- [8] Avidan S. Ensemble tracking [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2007, 29(2): 261-271.
- [9] Ross D, Lim J, Lin R S, et al. Incremental learning for robust visual tracking [J]. International Journal of Computer Vision, 2008, 77(1): 125-141.
- [10] 齐飞, 罗予频, 胡东成. 基于均值漂移的视觉目标跟踪方法综述[J]. 计算机工程, 2007, 33(21): 24-27.
- [11] Qi F, Luo Y P, Hu D C. Visual target tracking method based on mean shift review [J]. Computer Engineering, 2007, 33(21): 24-27 (in Chinese).
- [12] Black M, Jepson A. Eigentracking: robust maching and tracking of articulated objects using a view based representation [J]. International Journal of Computer Vision, 1998, 26(1): 63-84.
- [13] Yang A Y, Sastry S S, Ganesh A, et al. Fast ℓ_1 -minimization algorithms and an application in robust face recognition: a review [C]//Image Processing. Hong Kong: IEEE, 2010: 1849-1852.
- [14] Wright J, Yang A Y, Ganesh A, et al. Robust face recognition via sparse representation [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2009, 31(2): 210-227.
- [15] Mei X, Ling H. Robust visual tracking using ℓ_1 minimization [C]//Computer Vision. Anchorage, Alaska: IEEE, 2009: 1436-1443.
- [16] Mei X, Ling H, Wu Y, et al. Minimum error bounded efficient ℓ_1 tracker with occlusion detection [C]//Computer Vision and Pattern Recognition. Colorado Springs: IEEE, 2011: 1257-1264.
- [17] Bao C L, Wu Y, Ling H, et al. Real time robust ℓ_1 tracker using accelerated proximal gradient approach [C]//Proc IEEE Comput Soc Conf Comput Vision Pattern Recognition. Washington, DC: IEEE Computer Society, 2012: 1830-1837.
- [18] Zhang T Z, Ghanem B, Liu S, et al. Robust visual tracking via multi-task sparse learning [C]//Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Washington, DC: IEEE Computer Society, 2012: 2042-2049.
- [19] Zhang D, Yang M, Feng X. Sparse representation or collaborative representation: which helps face recognition? [C]//Computer Vision, 2011: 471-478.
- [20] Xiao Z Y, Lu H, Wang D. Object tracking with L2-RLS [C]//Proceedings-International Conference on Pattern Recognition. Piscataway, NJ: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc, 2012: 1351-1354.
- [21] Adam A, Rivlin E, Shimshoni I. Robust fragments-based tracking using the integral histogram [C]//Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. New York: Electronics Engineers Computer Society, 2006: 798-805.
- [22] Kwon J, Lee K M. Visual tracking decomposition [C]//Proceedings of the IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway, NJ: IEEE Computer Society, 2010: 1269-1276.
- [23] Maggio E, Cavallaro A. Hybrid particle filter and mean shift tracker with adaptive transition model [C]//ICASSP, IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing-Proceedings. Philadelphia, PA: Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc, 2005: 221-224.

Object tracking based on the joint model using L2-norm minimization

WANG Meng, WU Yi, DENG Jiankang, LIU Qingshan*

(School of Information & Control, Nanjing University of Information Science and Technology, Nanjing 210044, China)

Abstract: The computational cost of the tracking algorithm based on the sparse representation is so much large, at the same time, the target apparence changes on account of a variety of reasons, which makes the object tracking process complicated and time consuming. A joint model is reasonably proposed by combining the global template based on the discriminant model and the generation model based on the local descriptor, properly solved by the L2-norm minimization solution in a bayesian inference framework, which is proved to be effective and efficient. In the process of the object tracking process, the plus template and the minus template of the discriminant model and the coefficient vector of the generative model are timely updated so as to have a strong adaptability and robust discrimination. The experimental results finally show that compared with other typical algorithms, the proposed algorithm has stronger robustness in the case of illumination, scale changes, shelter, rotation and so on.

Key words: object tracking; L2-norm minimization; discriminative model; generative model; subspace

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学技术核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: jbuuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主 任（主 编）：赵沁平

（以下按姓氏笔划为序）

副主任（副主编）：丁希仑 王少萍 孙志梅 李秋实 李焕喜 杨嘉陵
苗俊刚 相 艳 徐立军 钱德沛 曹晋滨
编 委：马殿富 王 琪 王 聪 邓小燕 王青云 王荣明 刘 宇
刘 红 江 洁 刘 强 闫 鹏 朱天乐 刘铁钢 齐铂金
陈万春 邹正平 苏东林 杨世春 沈成平 邱志平 宋知人
杨树斌 张晓林 杨晓奕 杨继萍 李惠峰 吴新开 张瑞丰
杨照华 宋凝芳 周 锐 林宇震 林贵平 战 强 姚仰平
胡庆雷 赵秋红 段海滨 赵巍胜 席 平 郭 宏 徐 洁
徐世杰 郭洪波 康 锐 翟 锦 熊华钢

北京航空航天大学学报

Beijing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao

（原《北京航空学院学报》）

（月刊 1956 年创刊）

第 41 卷 第 3 期 2015 年 3 月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS

(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.41 No.3 March 2015

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部

主办单位 北京航空航天大学

主 编 赵沁平

编辑出版 《北京航空航天大学学报》

编辑部

邮 编 100191

地 址 北京市海淀区学院路 37 号

印 刷 北京科信印刷有限公司

发 行 北航文化传媒集团

发行范围 国内外发行

联系电话 (010) 82315594 82338922

82314839

电子信箱 jbuaa@buaa.edu.cn

Administrated by Ministry of Industry and Information

Technology of the People's Republic of China

Sponsored by Beijing University of Aeronautics

and Astronautics (BUAA)

(Beijing 100191, P. R. China)

Chief Editor Zhao Qinping

Edited and Published by Editorial Board of JBUA

Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.

Distributed by BUAA Culture Media Group Limited

Telephone (010) 82315594 82338922

82314839

E-mail jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

刊 号 ISSN 1001-5965
CN 11-2625/V

国内定价 20.00 元 / 期

ISSN 1001-5965

