



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



2022-01

Vol.48 No.1

目 次

新型双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板的工作原理 ... 陈洪芳, 梁超伟, 李宝山, 谢华琨, 石照耀 (1)

基于 SVM 的低空飞行冲突探测改进模型 王尔申, 宋远上, 佟刚, 王传云, 曲萍萍, 徐嵩 (8)

基于区间估计与透射率自适应约束的去雾算法 杨燕, 张金龙, 张浩文 (15)

涂层加速老化与自然曝晒试验的相关性分析 汪鹏飞, 贺小帆, 张涵, 李玉海 (27)

复杂背景下机场道面细带状结构病害检测算法 李海丰, 韩红阳 (36)

基于条件生成对抗网络的 HDR 图像生成方法
..... 贝悦, 王琦, 程志鹏, 潘兴浩, 杨默涵, 丁丹丹 (45)

基于智能优化箱粒子滤波的移动机器人 FastSLAM 罗景文, 秦世引 (53)

Durbin 法在阻尼梁动响应求解中的运用分析 张夏阳, 张凯, 招启军, 王博 (67)

飞行员头盔夜视镜系统气流吹袭性能研究 赵彦鹏, 吴明磊, 刘何庆, 洪涛, 李军, 张友刚 (79)

航天飞行器铸件舱段结构快速设计方法 郑成成, 王捷冰, 吴曼乔, 许大帅, 杨晨, 陈爽 (87)

旋翼翼型高维多目标气动优化设计 宋超, 周铸, 李伟斌, 罗骁 (95)

基于 Bootstrap 理论的小子样寿命评估模型 赵远, 杨琳 (106)

网联混合动力汽车能量优化控制 陈飞, 谢和辉, 杨世春, 冯松, 刘健, 高新华 (113)

纤维素航油缩合-加氢工艺能耗分析 黄星华, 董升飞, 杨晓奕 (121)

大型客机机翼挂架接合位置定常吹气控制分析 刘睿, 白俊强, 邱亚松, 李宇飞 (132)

基于注意力机制与特征相关性的人脸表情识别 兰凌强, 刘淇缘, 卢树华 (147)

立体物料仓库单元的机械系统 FMEA 分析 卞仁鹏, 贾志新, 毕温海, 李威 (156)

基于蛇形通道的电池组液冷方案设计与优化
..... 王明悦, 林家源, 刘新华, 张金刚, 闫啸宇, 杨世春 (166)

连接方式对电池模块一致性与产热影响 丁昌明, 文华 (174)

考虑倍率的平流层飞艇储能电池建模与分析 刘松松, 孙康文 (182)

期刊基本参数: CN 11-2625/V * 1956 * m * A4 * 192 * zh * P * ¥50.00 * 900 * 20 * 2022-01

CONTENTS

Working principle of novel double-axis arc-shaped large-size involute artifact
..... CHEN Hongfang, LIANG Chaowei, LI Baoshan, XIE Huakun, SHI Zhaoyao (1)

Improved conflict detection model of low-altitude flight based on support vector machine
..... WANG Ershen, SONG Yuanshang, TONG Gang, WANG Chuanyun, QU Pingping, XU Song (8)

Dehazing algorithm based on interval estimation and adaptive constraints of transmittance
..... YANG Yan, ZHANG Jinlong, ZHANG Haowen (15)

Correlation between accelerated aging of coating and natural exposure test
..... WANG Pengfei, HE Xiaofan, ZHANG Han, LI Yuhai (27)

Algorithm to detect thin strip-shaped structural diseases on airport pavement in complex background
..... LI Haifeng, HAN Hongyang (36)

HDR image generation method based on conditional generative adversarial network
..... BEI Yue, WANG Qi, CHENG Zhipeng, PAN Xinghao, YANG Mohan, DING Dandan (45)

FastSLAM for mobile robot based on box particle filter with intelligence optimization
..... LUO Jingwen, QIN Shiyin (53)

Application analysis of Durbin method in solving dynamic response of damped beam
..... ZHANG Xiayang, ZHANG Kai, ZHAO Qian, WANG Bo (67)

Windblast performance of pilot helmet-mounted night vision goggle system
..... ZHAO Yanpeng, WU Minglei, LIU Heqing, HONG Tao, LI Jun, ZHANG Yougang (79)

Rapid design method of spacecraft casting cabin structure
..... ZHENG Chengcheng, WANG Jiebing, WU Manqiao, XU Dashuai, YANG Chen, CHEN Shuang (87)

Many-objective aerodynamic optimization design for rotor airfoils
..... SONG Chao, ZHOU Zhu, LI Weibin, LUO Xiao (95)

Lifetime evaluation model of small sample based on Bootstrap theory
..... ZHAO Yuan, YANG Lin (106)

Energy optimal control of hybrid electric vehicles in connected environment
..... CHEN Fei, XIE Hehui, YANG Shichun, FENG Song, LIU Jian, GAO Xinhua (113)

Energy consumption of condensation-hydrogenation process to prepare alkanes from lignocellulose biomass
..... HUANG Xinghua, DONG Shengfei, YANG Xiaoyi (121)

Steady blowing control at wing-engine junction of airliner
..... LIU Rui, BAI Junqiang, QIU Yasong, LI Yufei (132)

Facial expression recognition based on attention mechanism and feature correlation
..... LAN Lingqiang, LIU Qiyuan, LU Shuhua (147)

FMEA analysis of mechanical system of three-dimensional material warehouse unit
..... BIAN Renpeng, JIA Zhixin, BI Wenhai, LI Wei (156)

Design and optimization of battery pack liquid cooling scheme based on serpentine channel
..... WANG Mingyue, LIN Jiayuan, LIU Xinhua, ZHANG Jingang, YAN Xiaoyu, YANG Shichun (166)

Influence of connection mode on consistency and heat production of battery modules
..... DING Changming, WEN Hua (174)

Modeling and analysis of stratospheric airship's energy storage battery considering rate
..... LIU Songsong, SUN Kangwen (182)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0515

新型双轴式圆弧型大尺寸渐开线 样板的工作原理



陈洪芳, 梁超伟, 李宝山, 谢华琨, 石照耀*

(北京工业大学 北京市精密测控技术与仪器工程技术研究中心, 北京 100124)

摘 要: 大尺寸渐开线样板加工困难, 测量更加困难, 导致大齿轮的量值传递成为难题。采用圆弧代替渐开线齿廓, 构造了新型大尺寸渐开线样板——双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板。提出了新型大尺寸渐开线样板的工作原理, 研究了样板的设计方法, 建立了样板的原理误差模型, 提出了双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板可评定的齿轮测量仪器单项误差项, 以及使用样板评定齿轮测量仪器的齿面偏差测量性能的方法。为验证所提工作原理的可行性, 加工了原理验证样板, 实验结果表明: 加工的双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板, 其测量得到的原理误差曲线与理论的原理误差曲线整体趋势一致, 都为驼峰状, 证明了双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板的原理误差模型建立的准确性和可行性; 在评定范围内, 整个评定偏差曲线幅值为 $45.5 \mu\text{m}$ 对应产生的压力角误差为 $1.34 \mu\text{m}/\text{rad}$; 证明了双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板的圆弧选取准则、中心距的设计模型和圆弧半径的设计模型的正确性。研究成果为大齿轮的量值传递提供了研究思路。

关键词: 渐开线样板; 齿轮测量仪器; 齿轮测量方法; 大齿轮; 量值传递

中图分类号: TH132.41; TP274

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2022)01-0001-07

随着造船业、风力发电机、石油输送系统及工程机械等制造业的快速发展, 对大齿轮的应用需求越来越大。大齿轮是大型成套设备的关键部件, 对其性能与质量的要求也越来越高。一般将直径大于 500 mm 的齿轮称为大齿轮^[1-2]。

测量是保证齿轮产品质量一致最直接、最有效的手段。齿轮测量仪器的精度在很大程度上决定了大齿轮的质量控制。目前, 国外大齿轮测量中心比较成熟的是德国的 Klingelnberg 公司和美国的 Gleason 公司^[3]。其中, Klingelnberg 公司生产的 P350 是大齿轮测量中心, 可测齿轮的最大外径为 3 800 mm; 美国 Gleason 公司生产的 3 000 GMS 大型齿轮测量中心可测量的最大齿轮

直径为 3 000 mm, 其精度达到世界领先的水平。齿轮测量仪器应按照国家标准对齿轮测量精度所规定的精度项目、精度评定方法及规定的公差对齿轮进行快速、可靠的测量。

齿轮样板在校准齿轮测量仪器中起到很重要的作用, 其加工精度决定着齿轮的制造质量, 也是齿轮量值传递和溯源体系^[4-5]建立的根基所在。齿轮样板的尺寸和几何特性接近实际齿廓, 其形状精度非常精确, 也便于在齿轮测量仪器上使用, 并且这些特性可以被校准和溯源到国际标准, 具有最高的权威性。由于大尺寸渐开线样板加工困难, 测量更加困难, 大齿轮的量值传递一直是个难题。

收稿日期: 2020-09-14; 录用日期: 2020-10-30; 网络出版时间: 2020-12-24 09:54

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201223.1744.001.html

基金项目: 北京市自然科学基金 (3182005)

*通信作者. E-mail: shizhaoyao@bjut.edu.cn

引用格式: 陈洪芳, 梁超伟, 李宝山, 等. 新型双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板的工作原理[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 1-7. CHEN H F, LIANG C W, LI B S, et al. Working principle of novel double-axis arc-shaped large-size involute artifact [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 1-7 (in Chinese).

目前,世界上对大尺寸样板的研究成果较少。2010年,由于风电齿轮测量的迫切需求,大尺寸齿轮样板的研制工作在德国国家计量研究院(PTB)启动,研制了齿顶圆直径1 m的50°扇形的齿轮大样板,样板重450 kg,法向模数20 mm,压力角20°,齿宽400 mm,其上包含了左旋20°、右旋10°和直齿3种不同类型的轮齿,可用于渐开线和螺旋线的溯源,可以校准直径为1 m齿轮的一部分,在校准过程中需要与配重块一起使用。PTB设计了该样板,包括Hoffler在内的多家德国顶尖企业参与了试制,该样板的制造集成了德国最先进的加工工艺和制造技术。2012年,PTB开启了大型齿轮测量标准的研究项目。该项目设计并制造了一种大尺寸环形样板,样板直径约2 m,重约2.7 t。该样板上包含了左旋20°、右旋10°和直齿3种不同类型的内齿轮与外齿轮,每3种不同类型的齿在内圆和外圆上又各自均匀分布了3组,因此每隔60°就有一组齿交替分布在内圆和外圆上。以上大样板都直接加工齿廓形状,对加工制造工艺和检测有极高的要求^[6]。

大齿轮渐开线样板尺寸大、形状复杂,不仅加工困难,也缺乏检测大尺寸样板的高精度仪器。用简单形状代替渐开线,可以解决加工困难的难题,同时检测仪器检测简单形状也可以达到很高的精度。本文提出一种双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板,重点研究了双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板作为齿廓实物基准的测量原理和评定大齿轮测量仪器的方法,便于用户采纳,有利于实现大尺寸渐开线的量值传递。

1 双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板的原理及适用范围

因新型大尺寸渐开线样板尺寸较大,应在保证自身结构稳定性的前提下,尽可能减轻质量,而双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板仅使用到整个圆柱面的部分圆柱面,将替代渐开面的圆柱面缩小到2个窄圆柱面。双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板的原理误差是指圆弧与渐开线之间的偏差,建立样板原理误差模型,如图1所示。基准块圆弧是以M点为圆心、以 r_c 为半径的圆弧,O为样板所模拟的齿轮的回转中心,即齿轮测量仪器的旋转中心。 \widehat{EF} 为基圆半径为 r_b 上的理想渐开线,k为理想渐开线的发生线。 O_1 表示齿轮测量仪器的测头与基准块圆弧接触时的球心, O_2 表示测头与理想渐开线接触时的球心。A表示检测圆弧与基圆的交点, r_p 为测头半径,C表示基准块圆弧圆

心M到样板回转中心O的距离, ε 为旋转角, δ_p 表示样板的原理误差。

根据几何关系,可以得到大样板的原理误差模型为

$$\delta_p = \sqrt{(r_c + r_p)^2 - (C \cos \beta - r_b)^2} + C \sin \beta - r_p - r_b \varepsilon \quad (1)$$

双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板的基准块有一个基准面。基准面是圆弧面。当圆弧面位置选取适当时,渐开线曲线与圆弧曲线的形状有较小的不同。通过补偿圆弧与理论渐开线之间的差值,圆弧可以作为虚拟的渐开线使用。选取合适的圆弧位置,原理误差曲线如图2所示,其为标准的驼峰曲线,原理误差曲线驼峰的2个最高点D、G应该具有基本相同的高度。

根据上述最优圆弧选取的思想,当双驼峰曲线2个最高点D、G差值最小时,可以得到该齿数、模数的样板对应原理误差的最大值。当齿数为28时,模数为4~40 mm,取样板旋转角度 $5^\circ \sim 25^\circ$ 为评定范围,在该范围内,不同样板参数对应绝对值最大的原理误差如表1所示。

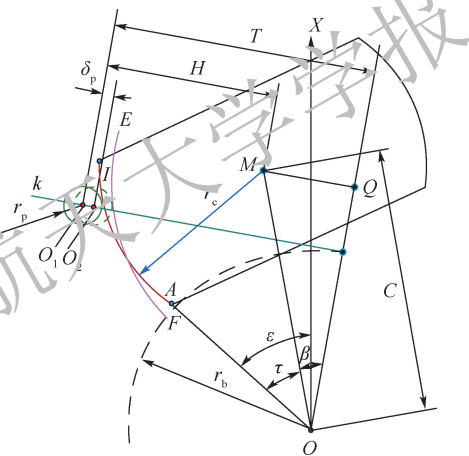


图1 双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板的原理误差示意图
Fig. 1 Schematic diagram of principle error of double-axis arc-shaped large-size involute artifact

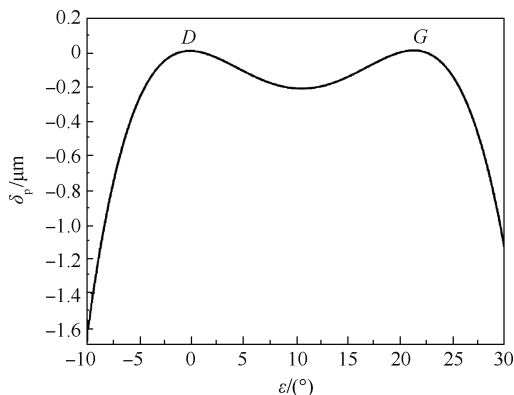


图2 样板的原理误差曲线

Fig. 2 Principle error curve of artifact

表1 不同样板参数对应的绝对值最大原理误差

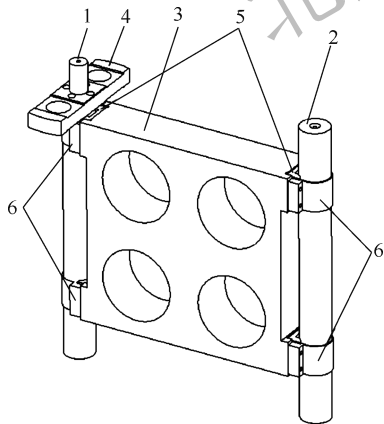
Table 1 Absolute maximum principle error corresponding to different artifact parameters

齿数	模数/mm	绝对值最大原理误差/mm
28	4	0.231 2
28	8	0.379 2
28	12	0.532 2
28	16	0.686 4
28	20	0.841 0
28	24	0.995 9
28	28	1.151 0
28	32	1.306 2

一般齿轮测量中心的测头在任一轴向上(X 或 Y 或 Z),设计测量的原理误差最大为1 mm。由表1可以看出,当齿数为28时,模数大于24时,样板的原理误差大于1 mm,不适合于校准齿轮测量中心,会导致测头超量程。因此,当齿数为28时,设计的双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板,适用评定可测量齿轮24模数以下、齿顶圆直径不大于720 mm的齿轮测量中心。

2 双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板的设计方法

双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板的结构如图3所示。双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板包括测量中心轴、定心轴、框架、基准块、V型块和夹箍6部分。样板定心轴的轴心相当于齿轮的圆心,基准块两侧的圆弧面是代替理论渐开线的近似曲线,由于大尺寸渐开线样板的结构和质量等因素,将代替理论渐开线的圆弧面从球面缩小到基准块一样的窄圆柱面,基准块上2个较大的通孔和框架的中空结构也是为了减重而设计的。测量中心轴和定心轴的两端都有高精度的顶尖孔,配合大



1—测量中心轴;2—定心轴;3—框架;4—基准块;
5—V型块;6—夹箍。

图3 双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板结构

Fig. 3 Structure of double-axis arc-shaped large-size involute artifact

齿轮测量仪器的上下顶尖固定和定位使用。在双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板的设计^[7]中,首先要确定样板的尺寸,其中中心距和圆弧半径是样板设计中的2个关键参数,只有合理地设计这些参数,才能对齿轮测量仪器进行最优的校准。

中心距指样板的回转中心与圆弧圆心之间的距离,合理设计其数值,才能使校准时的测量曲线呈现出双峰形状,达到最佳校准效果。根据原理误差驼峰曲线及与最优圆弧相匹配的渐开线展开角范围,利用最小二乘拟合方法得到产生标准驼峰曲线的中心距 C 的通用计算公式如下:

$$C = 0.996 2r_b + 0.029 3(r_c + r_p) \quad (2)$$

样板基准块上圆弧半径的大小是影响样板测量曲线的另外一个重要参数,合理设计检测圆弧半径是保证测量结果准确性的关键,也是提高样板校准精度的一个重要前提。计算 r_c 的大小时,以基圆半径 r_b 为标准即确定 r_c 与 r_b 的比例关系,如图4所示。渐开线从基圆到齿顶圆的展开角度即样板测量时的旋转角度为 ε , r 为分度圆半径, r_a 为齿顶圆半径, α 为压力角。

在各个不同旋转角度下找到一系列符合驼峰曲线要求的 r_c/r_b 比值,并进行最小二乘拟合,得到样板检测圆弧半径 r_c 的模型:

$$\frac{r_c}{r_b} = 0.014 2 \frac{\sqrt{(z+2)^2 - (z \cos 20^\circ)^2}}{z \cos 20^\circ} - \frac{180}{\pi} - 0.113 7 \quad (3)$$

式中: z 为齿数。

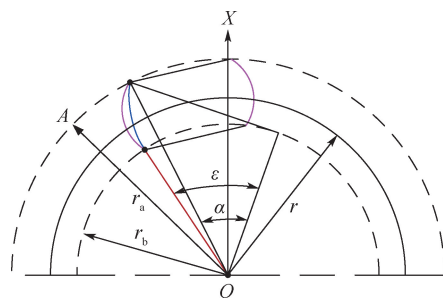


图4 样板的有效测量范围

Fig. 4 Effective measurement range of artifact

3 样板校准齿轮测量仪器的方法

3.1 评定偏差曲线

双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板校准齿轮测量仪器^[8-9]时与传统的渐开线形状样板校准仪器有所不同,测量曲线(measured curve, MC)代表仪器测量得到的值,理论曲线(theoretical curve, TC)代表理论的原理误差驼峰曲线。将测量曲线

(MC)与理论双驼峰曲线(TC)放在同一坐标系下相减得到图5所示的评定偏差曲线(DEC),评定偏差曲线反映了仪器的性能。

$$DEC = MC - TC \quad (4)$$

评定偏差曲线 DEC 是作为评定齿轮测量仪器的一个质量指标。图5所示为一条 DEC 曲线,在评定范围 FK 内标出了 V 点和 B 点,分别对应驼峰曲线的谷底点和第二个峰尖点。 f_{FK} 是包容 DEC 从 F 到 K 段曲线的 2 条最近直线的距离,使用 f_{FK} 来判断齿轮测量仪器的性能, f_{FK} 越小仪器的性能越好。考虑到 V 、 B 两点评定偏差值的稳定性,包容从 V 点到 B 点之间曲线的 2 条最近直线的距离 f_{VB} 与 VB 对应的展开长度的比值,可以作为评价仪器压力角误差的一个指标。

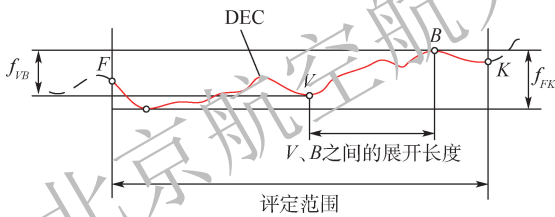


图5 评定偏差曲线

Fig.5 Evaluation deviation curve

3.2 单项误差评定

通过比较测量得到的测量曲线与理论曲线,可以评定仪器的单项误差,相比实际误差,如果测量值偏大或者偏小,说明测量仪器存在增益误差。如图6所示,实线表示不存在增益误差时的测量结果,虚线表示存在增益误差时的测量曲线。齿轮测量仪器如果存在简单增益误差,原理误差曲线在总体上会呈现出向上凸起和向下的凹陷。

以 V 点为例, x_m 为 V 点的偏差测量值, x_t 为 V 点的偏差理论值。增益误差的计算采用百分比形式表示:

$$g = \frac{x_m - x_t}{x_t} \quad (5)$$

齿轮测量仪器对小幅度的误差有适当的敏感度。如果齿轮测量中心只对极限之上的误差有反

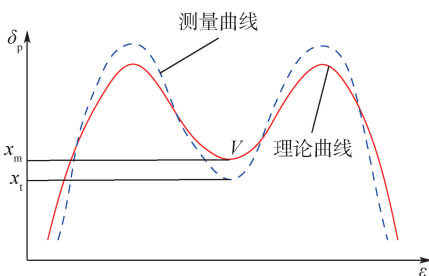


图6 增益误差示意图

Fig.6 Schematic diagram of gain error

映,此极限误差称为滞后误差。如果仪器存在滞后误差,那么在测量曲线(MC)的拐点附近就会产生一系列扁平点,如图7所示,仪器存在滞后误差时,评定偏差曲线(DEC)在拐点附近会有凸起,由 DEC 的形状可以判断是否有滞后误差存在。

以 V 点为例说明,计算在 V 点附近的滞后作用旋转范围 ϵ_H ,在这个范围内测头的测量值不变,齿廓的旋转范围为 ϵ_{FK} ,滞后误差采用百分比表示:

$$L = \frac{\epsilon_H}{\epsilon_{FK}} \quad (6)$$

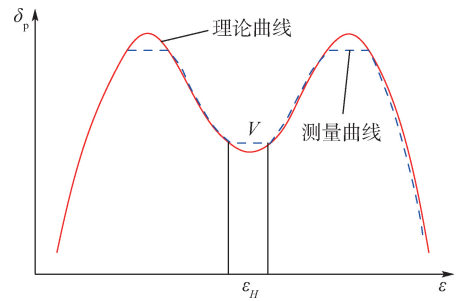


图7 滞后误差示意图

Fig.7 Schematic diagram of hysteresis error

3.3 齿面偏差评定

使用双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板校准齿轮测量仪器,得到的测量结果是圆弧与理论渐开线的差值,并不能直接反映出齿轮测量仪器齿廓测量的性能。将带有仪器误差的偏差值补偿到理论的圆弧中,会得到一条带有仪器误差的渐开线。

建立坐标系,如图8所示。图中: Q 为基圆半径 r_b 上的任意一点(图中列出了任意3个 Q 点), Q 点所对应的渐开线发生线与圆弧相交, M 为已知的虚线圆弧的圆心, OM 为样板的中心距。

齿轮测量中心测得圆弧与理论渐开线的偏差值是一系列离散点,利用渐开线的发生线方程与

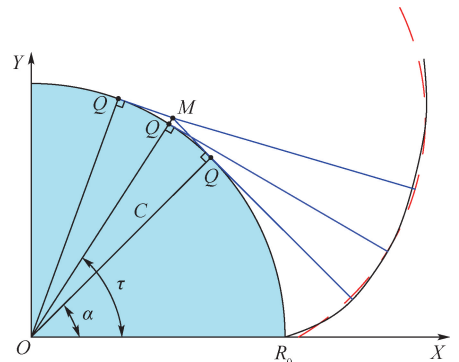


图8 坐标系中的圆弧

Fig.8 Arc in coordinate system

圆弧方程得到对应位置上的圆弧离散点 (x, y) 。

$$\begin{cases} y = -\frac{1}{\tan \alpha}(x - r_b \cos \alpha) + r_b \sin \alpha \\ (x - C \cos \tau)^2 + (y - C \sin \tau)^2 = r_c^2 \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\tau = \arccos\left(\frac{r_b^2 + C^2 - r_c^2}{2r_b r_c}\right)$ 。

圆弧点在对应的发生线方向上将齿轮测量中心测得的偏差 δ_m 进行补偿,利用发生线方向上的斜率不变的性质,得到带有仪器误差的渐开线数据点 (x_a, y_a) 。

$$\begin{cases} \frac{y - y_a}{x - x_a} = -\frac{1}{\tan \alpha} \\ (y - y_a)^2 + (x - x_a)^2 = \delta_m \end{cases} \quad (8)$$

由此,得到齿廓偏差模型为

$$\Delta = \left\{ [x_a - r_b(\cos \alpha + \alpha \sin \alpha)]^2 + [y_a - r_b(\sin \alpha - \alpha \cos \alpha)]^2 \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (9)$$

通过齿廓总偏差、齿廓形状偏差、齿廓倾斜偏差可以评定仪器齿面偏差测量^[10-14]的性能。

4 原理验证

为了验证双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板的原理,加工了模数 $m = 8 \text{ mm}$,齿数 $z = 28$,基准块圆弧半径 $r_c = 29.6273 \text{ mm}$,中心距 $C = 105.7432 \text{ mm}$ 的双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板,如图 9 所示,在克林贝格的 P26 齿轮测量中心^[15-16]上进行可行性实验。

使用样板在 P26 上进行齿形测量,以右齿面测量得到的数据绘制驼峰曲线与理论驼峰曲线对比,如图 10 所示。齿轮测量中心得到的实际测量

曲线与理论驼峰曲线整体形状一致,说明样板的原理误差模型推导与最优圆弧的选取准则可行,在样板设计过程中的中心距和检测圆弧半径 2 个参数的计算方法准确。增益误差和滞后误差很小可以忽略。

理论驼峰与实际驼峰做差得到评定偏差曲线(DEC),如图 11 所示。

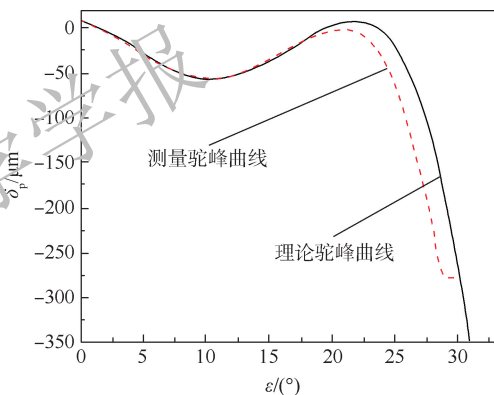


图 10 驼峰曲线

Fig. 10 Hump curves

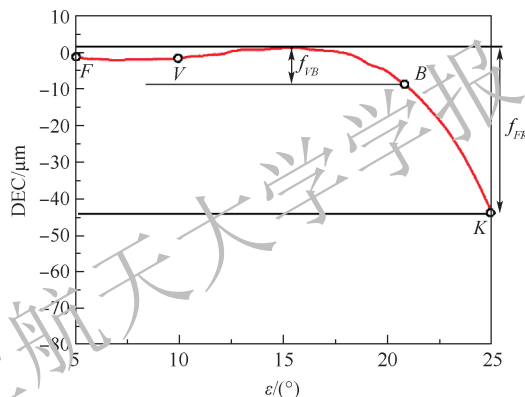


图 11 实际评定偏差曲线

Fig. 11 Actual evaluation deviation curve

取样板旋转角度 $5^\circ \sim 25^\circ$ 为评定范围,其中 V 点为驼峰的谷底, B 点为第二个峰尖, F 、 K 为评定范围的起始点。在评定范围内的整个 DEC 的幅值即 $f_{FK} = 45.5 \mu\text{m}$ 。 f_{FK} 与 VB 展开长度的比值对应于检测仪将产生的压力角误差 $1.34 \mu\text{m}/\text{rad}$ 。

将图 11 中的横轴(样板旋转角度)换算为展开长度,即可得到齿廓偏差评价曲线。在评定范围内对齿廓偏差评价曲线取其中一段作为有效评价长度,计值范围内所对应的展开长度为 $35.77 \sim 42.23 \text{ mm}$ 。在计值范围内齿廓倾斜偏差 $f_{H\alpha}$ 为 $1.33 \mu\text{m}$ 。随着样板基准圆弧半径的不断增大,样板有效评定范围内的圆弧越接近渐开线,齿廓偏差越小。

综合上述实验数据可知,样板的原理误差曲线与理论的原理误差曲线整体趋势一致,都为驼

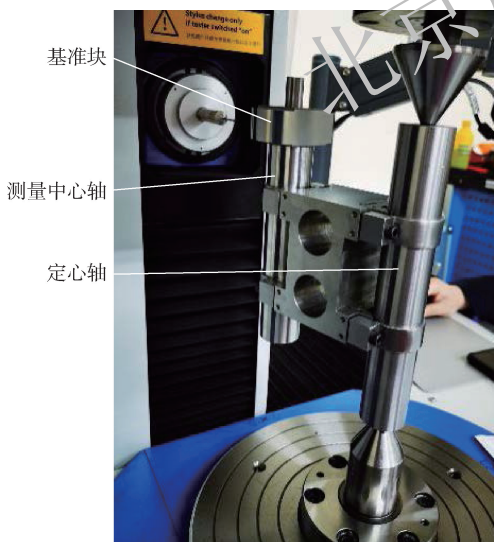


图 9 双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板实验

Fig. 9 Experiment of double-axis arc-shaped large-size involute artifact

峰状,验证了双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板的原理误差模型建的准确可行。测量得到的驼峰曲线2个峰值相差不是很大,可以验证双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板的圆弧选取准则、中心距的计算和圆弧半径的计算可行。由此可见,本文提出的双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板评定齿轮测量仪器的方法可行。

5 结论

本文针对大尺寸渐开线量值传递的难题,提出了一种新型双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板,建立了样板的原理误差模型。给出了2个重要的设计公式:两轴中心距公式和基准块圆弧半径公式。研究了利用新型样板评定齿轮测量仪器的方法,分析了单项误差的评定,并进行了可行性验证实验。结论如下:

1) 加工的新型样板,其测量得到的原理误差曲线与理论的原理误差曲线整体趋势一致,都为驼峰状,证明了新型样板的原理误差模型建立的准确性和可行性。

2) 在评定范围内的整个评定偏差曲线幅值为 $45.5\ \mu\text{m}$,对应产生的压力角误差 $1.34\ \mu\text{m}/\text{rad}$ 。

3) 证明了新型样板的圆弧选取准则、中心距的设计模型和圆弧半径的设计模型的正确性。本文提出的新型样板设计方法及评定齿轮测量仪器的方法可行。

本文用精度可控的特种形体代替渐开线齿廓,构造新型大尺寸渐开线样板——双轴式圆弧型大尺寸渐开线样板,满足样板高精度加工的同时可实现高精度的检测,可以为实现大尺寸渐开线量值传递体系的建立、实现量值溯源、扩展齿轮渐开线国家标准提供理论支撑。

参考文献 (References)

- [1] 石照耀,林虎,林家春,等.大齿轮测量:现状与趋势[J].机械工程学报,2013,49(10):35-44.
SHI Z Y, LIN H, LIN J C, et al. Current status and trends of large gears metrology[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2013, 49(10): 35-44 (in Chinese).
- [2] 王长路,王伟功,张立勇,等.中国风电产业发展分析[J].重庆大学学报,2015,38(1):148-154.
WANG C L, WANG W G, ZHANG L Y, et al. The analysis of China wind power industry[J]. Journal of Chongqing University, 2015, 38(1): 148-154 (in Chinese).
- [3] RUDOLF O. History of gear measuring machines and traceability 1900—2006[J]. Gear Product News, 2006(10): 20-25.
- [4] HARTIG F, ROST K, GOCH G. Large gear material standard for the traceability of gears for transmission manufacturing[C] // International Conference on Gears, 2010: 1-14.
- [5] WIEMANN A K, STEIN M, KNIEL K. Traceable metrology for large involute gears[J]. Precision Engineering, 2019, 55: 330-338.
- [6] CARMIGNATO S, CHIFFRE L D, BOSSE H, et al. Dimensional artefacts to achieve metrological traceability in advanced manufacturing[J]. CIRP Annals, 2020, 69(2): 693-716.
- [7] KOMORI M, TAKEOKA F, KONDO K, et al. Design method of double ball artifact for use in evaluating the accuracy of a gear-measuring instrument[J]. Journal of Mechanical Design, 2010, 132(7): 071010.
- [8] OSAWA S, SATO O, KONDO Y, et al. A novel artifact for evaluating accuracies of gear profile and pitch measurements of gear measuring instruments[C] // 19th IMEKO World Congress, 2009, 3: 1574-1578.
- [9] KONDO Y, SASAJIMA K, OSAWA S, et al. Traceability strategy for gear-pitch-measuring instruments: Development and calibration of a multiball artifact[J]. Measurement Science and Technology, 2009, 20(6): 152-154.
- [10] ISO. Code of inspection practice. Part 1: Measurement of cylindrical gear tooth flanks: ISO/TR 10064-1[S]. Geneva: ISO, 2019.
- [11] ZELENY V, LINKEOVA I, SYKORA J, et al. Mathematical approach to evaluate involute gear profile and helix deviations without using special gear software[J]. Mechanism and Machine Theory, 2019, 135: 150-164.
- [12] WANG Q, FENG Y, WIEMANN A K, et al. Improved gear metrology based on the calibration and compensation of rotary table error motions[J]. CIRP Annals, 2019, 68(1): 511-514.
- [13] KONDO K, TAKADA J. Study on tooth profiles of the harmonic drive[J]. Journal of Mechanical Design, 1990, 112(1): 131-137.
- [14] 凌四营,陈义磊,凌明,等.齿轮渐开线样板安装偏心对齿廓倾斜偏差的影响[J].光学精密工程,2019,27(12): 2581-2588.
LING S Y, CHEN Y L, LING M, et al. Influence of installation eccentricity on profile slope deviation of gear involute artifacts[J]. Optics and Precision Engineering, 2019, 27(12): 2581-2588 (in Chinese).
- [15] 杨国梁,薛梓,刘春杰,等.齿轮测量中心的校准方法探究[J].计量学报,2009,30(5A):128-131.
YANG G L, XUE Z, LIU C J, et al. Study on the calibration methods of gear measuring center[J]. Acta Metrologica Sinica, 2009, 30(5A): 128-131 (in Chinese).
- [16] MICHAEL T H. Big gears better inspection[J]. Gear Solutions, 2010(2): 34-36.

Working principle of novel double-axis arc-shaped large-size involute artifact

CHEN Hongfang, LIANG Chaowei, LI Baoshan, XIE Huakun, SHI Zhaoyao*

(Beijing Engineering Research Center of Precision Measurement Technology and Instruments,
Beijing University of Technology, Beijing 100124, China)

Abstract: Due to the difficulty of machining large-size involute artifact, it is even more difficult to measure, and as a result, the transmission of values in large gears has always been a problem. In this paper, an arc is used instead of involute tooth profile to construct a new type of large-size involute artifact—the double-axis arc-shaped large-size involute artifact. The principle of the new large-size involute artifact is introduced, the design method of the artifact is studied, the principle error model of the artifact is established, the single error of the gear measuring instrument which can be evaluated by the double-axis arc-shaped large-size involute artifact is proposed, and the method of evaluating the tooth surface deviation measuring performance of the gear measuring instrument by using the artifact is presented. In order to verify the feasibility, an artifact for testing principle was processed, and the experimental results show that the measured principle error curve of the processed double-axis arc-shaped large-size involute artifact is consistent with the overall trend of the theoretical principle error curve, which is hump-shaped, proving the accuracy and feasibility of the establishment of the principle error model of the artifact. The magnitude of the entire assessment deviation curve is $45.5\ \mu\text{m}$ within the assessment range, corresponding to a resulting pressure angle error of $1.34\ \mu\text{m}/\text{rad}$. The experimental results also demonstrate the correctness of the arc selection criterion, the design model of center distance and the design model of arc radius for the double-axis arc-shaped large-size involute artifact. The paper provides theoretical support for establishing the value transfer of the large gear.

Keywords: involute artifact; gear measuring instruments; gear measurement method; large gear; value transfer

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0533

基于 SVM 的低空飞行冲突探测改进模型

王尔申^{1,2,*}, 宋远上¹, 佟刚¹, 王传云³, 曲萍萍¹, 徐嵩¹

¹ 北京航空航天大学 电子信息工程学院, 沈阳 110136; ² 沈阳航空航天大学 辽宁通用航空研究院, 沈阳 110136;

³ 沈阳航空航天大学 人工智能学院, 沈阳 110136



摘 要: 为保障通航飞行器在低空空域的飞行安全, 提出了一种基于支持向量机(SVM)的飞行冲突探测改进模型。首先, 建立适应于飞行器的保护区。然后, 利用改进型 ID3 决策树算法将搜索空间降低到局部的方法筛选具有潜在飞行冲突的飞行器, 并利用随机森林(RF)选择合适训练集。最后, 利用 tanh 函数优化容易饱和的 sigmoid 函数对 SVM 分类结果的概率映射。通过仿真验证和对比分析, 结果表明: 利用基于密度聚类的 DBSACN 算法去除异常点, 将剔除产生误报和虚报的数据作为训练集优化 SVM 分类器, 改进的飞行冲突探测模型的误报率和虚报率分别降低了 0.6% 和 1.9%, 算法执行效率得到提高, 而且具有较好的抗干扰能力与稳定性。

关键词: 通航飞行器; 低空空域; 冲突探测; 支持向量机(SVM); 决策树

中图分类号: V279; TB553

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2022)01-0008-07

通用航空产业是中国经济新常态下重要的经济增长点^[1]。随着中国低空空域的逐步开放, 低空空域中通航飞行器数量的增加, 增大了彼此发生飞行冲突的可能性。低空空域原则上是指真高(地高度)1 000 m(含)以下空域^[2]。为保障通航飞行器在低空空域的飞行安全, 对飞行冲突探测技术开展深入研究是有必要的。飞行冲突探测与解脱是研究飞行器在未来一段时间内是否发生潜在冲突并对此潜在冲突建议规避碰撞飞行轨迹的过程, 而准确的冲突探测是规避碰撞的前提。

受到复杂而多变的地形、建筑物及气象条件等多种因素的影响, 在低空空域内, 多飞行器的飞行呈现复杂的相互制约性使得产生飞行冲突的概率增加, 传统的航路航线冲突探测算法在特定低空空域内存在局限性^[3]。空中飞行器的飞行速度较快, 因此要求飞行冲突探测过程在短时间内

完成, 并保证稳定性和可靠性。

飞行冲突探测主要分为几何法与概率法^[4]。文献[5]将冲突的概率转化为对应于某一时刻的冲突区域与联合航迹误差的交叉体积的积分, 但没有确定冲突类型。文献[6]对冲突类型进行了数学描述, 给出了确定冲突类型的方法。但是, 受到天气、环境、人为操作的误差等因素的影响, 飞行器之间不是严格的几何关系, 计算结果有较大误差。概率型冲突探测方法考虑飞行数据的误差, 具有容错性优点^[7]。概率法主要使用概率流理论、马尔可夫链、博弈论、复杂网络等方法^[8-10], 该类方法的准确度依赖于阈值与参数的选择, 较为复杂。运用几何法研制的第二代交通防撞系统(TCAS II)能对装有该系统的飞机发送警告, 不适用于未加装该系统的通航飞行器。广播式自动相关监视广播(ADS-B)技术为空中交通管理能力

收稿日期: 2020-09-21; 录用日期: 2020-12-11; 网络出版时间: 2021-02-04 14:21

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210204.1242.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(62173237, 61571309); 辽宁省重点研发计划(2020JH2/10100045); 辽宁省自然科学基金(2019-MS-251); 辽宁省“兴辽英才计划”(XLYC1907022); 沈阳市高层次创新人才计划(RC190030)

*通信作者. E-mail: wanges_2016@126.com

引用格式: 王尔申, 宋远上, 佟刚, 等. 基于 SVM 的低空飞行冲突探测改进模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 8-14.
WANG E S, SONG Y S, TONG G, et al. Improved conflict detection model of low-altitude flight based on support vector machine [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 8-14 (in Chinese).

提升提供服务^[11],利用 ADS-B 信息,文献[12]研究采用粒子群与支持向量机(SVM)算法得到飞行冲突概率模型,但计算复杂。

结合航迹预测,基于 4D 航迹的飞行器飞行动力模型可预测飞行器的位置^[13],从而判断飞行器之间是否存在飞行冲突。但由于通航飞行器飞行具有较强的机动性,该方法不适用于通航飞行器。利用意图信息来推测航迹的冲突段^[14]。通过飞行器的时空棱柱计算飞行器的冲突情况,但该方法适用于飞行员与管制员之间的提前协调。

为解决以上冲突探测模型不能适用于形状各异及参数多样化的通航飞行器的问题,保障通航飞行器在低空空域内的安全飞行,本文采用考虑到飞行器形状的保护区模型作为冲突区域。为减少冲突探测模型中的复杂度,采用改进后的 ID3 决策树算法与随机森林(RF)减少分类器的复杂度,为解决该冲突探测模型中的 sigmoid 函数存在的容易饱和的问题,采用适应度更好、更敏感的 tanh 函数进行概率映射。

1 数据预处理与保护区

离群点是指在导航设备接收到的数据中,不符合数据一般特性或者运动模型的数据。用 DB-SCAN (density-based spatial clustering of applications with noise) 高分辨率的聚类算法,去除飞行数据中的离群点。

1.1 离群点处理

设第 i 个飞行器的航迹集 $Q_i = (V_1, V_2, \dots, V_m)$ 表示 m 个航迹点的集合,其中 $V_k = \{x_{latk}, x_{lonk}, x_{altk}, x_v, x_r\}$ 表示第 k 个航迹点的具体信息,依次包括经度、纬度、高度、速度与航向信息。将聚类处理后的数据归一化处理,设 2 个飞行器在 t 时刻的位置信息分别为 $V_a = \{x_{lat1}, x_{lon1}, x_{alt1}, x_{v1}, x_{r1}\}$ 与 $V_b = \{x_{lat2}, x_{lon2}, x_{alt2}, x_{v2}, x_{r2}\}$,利用位置信息得到 2 个飞行器的相对距离 d ,水平方向上的相对速率 $\Delta v = x_{v1} - x_{v2}$,依据飞行数据中的航向角,计算出垂直方向上的相对速度 Δv_v ,飞行器的相对航向角 $\Delta r = x_{r1} - x_{r2}$,其中航向角以正北为 0° ,正东为 90° ,将样本空间的特征量设为 $(\Delta r, d, \Delta v, \Delta v_v, t)$ 。

1.2 保护区模型

由于存在系统误差及无法消除误差的情况,飞行器的探测容易受到外界因素的干扰。故采用以飞行器为中心建立椭球体保护区。目标飞行器为有保护区的飞行器。

椭球体的保护区用公式可以表示为

$$\frac{x_1 - x_0}{n_1^2} + \frac{y_1 - y_0}{m_1^2} + \frac{z_1 - z_0}{k_1^2} = 1 \quad (1)$$

式中: (x_1, y_1, z_1) 表示飞行冲突的飞行器坐标; (x_0, y_0, z_0) 为椭圆中心飞行器的位置; n, m, k 分别表示 x, y, z 三个半轴的焦距。

依据《民用航空空中交通管理规则》^[15],为简化飞行器的保护区模型,设置椭球体的长焦距(水平焦距)为 $n_1 = m_1 = 1\ 000\text{ m}$,短焦距(垂直焦距)为 $k_1 = 150\text{ m}$ 。保护区模型如图 1 所示。

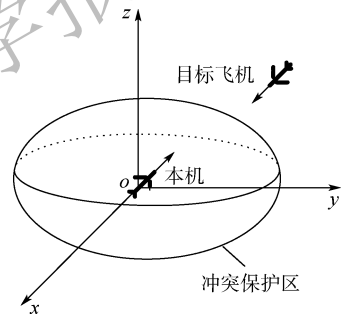


图 1 保护区模型

Fig. 1 Protection zone model

2 SVM 模块

SVM 是按监督学习方式对数据进行二元分类的广义线性分类器,其决策边界是对学习样本求解的最大边距超平面。核函数将飞行数据映射到高维空间中进行分类。

2.1 SVM 分类原理与径向核函数

常见的核函数有二次核函数、多项式核函数、径向基核函数(radial basis function, RBF)和多层感知机核函数。在同样的样本情况下,飞行数据的特征维度较低、样本中的标签较少、样本数量较多的情况下,高斯径向基核函数的分类效果较好,分类界限更准确,因此高斯径向基核函数的拟合度较好。故在此分类中,采用 RBF。RBF 函数作核函数,表达式为

$$K(x^{(i)}, x^{(j)}) = \exp\left(-\frac{(x^{(i)} - x^{(j)})^2}{2\sigma^2}\right) \quad (2)$$

式中: σ 决定数据映射到新的特征空间分布, σ 越大,支持向量越少, σ 值越小,支持向量越多。

假设飞行器的位置、速度、航向角等数据构成的集合 $A = \{D_1, D_2, \dots, D_n\}$ 没有被一个超平面错误分开,求解广义最优分类超平面转化为

$$\begin{cases} \min\left(\frac{1}{2}w^T w + C \sum_{j=1}^n \alpha_j\right) \\ U_j[(w^T D_j) + b] - 1 + \alpha_j \geq 0 \\ \alpha_j \geq 0 (j = 1, 2, \dots, n) \end{cases} \quad (3)$$

式中： w 为权重向量； b 为偏置量； α_j 为松弛变量； D_j 为输入； C 为惩戒因子，调节优化方向中 2 个指标（间隔大小和分类准确度）偏好的权重；针对错误分类的样本， U_j 为训练样本， j 为训练样本的个数，使用惩戒因子进行惩罚。

使用决策函数 $h(x)$ 获得标准的硬输出。

$$h(x) = \text{sgn}(wx + b) \quad (4)$$

支持向量的个数影响训练与预测速度，为选择最优的 σ 与 C ，采用 GA-PSO 优化方法^[16]。在 GA-PSO 方法中，利用遗传算法（GA）机理对粒子进行变异，增大粒子群优化（PSO）算法中粒子的不确定度，从而增强全局搜索能力。

2.2 tanh 函数优化概率输出

通过决策函数，比较 $h(x)$ 值与 0 的大小，用输出值的大小判断风险的等级，常用 sigmoid 函数把 SVM 将分类结果输出映射到 $[0, 1]$ 区间，带有优化的 sigmoid 函数表达式为

$$P(y = 1 | f) = \frac{1}{1 + e^{a_1 f + b_1}} \quad (5)$$

式中： f 为 SVM 的输出结果； $P(y = 1 | f)$ 为输出的冲突概率。

由于 sigmoid 函数容易饱和，采用 tanh 函数优化概率输出，tanh 是机器学习中的激活函数，输出区间为 $[-1, 1]$ 。在数学中，tanh 为双曲正切，表达式为

$$\tanh x = \frac{\sinh x}{\cosh x} = \frac{e^{a_2 x + b_2} - e^{-(a_2 x + b_2)}}{e^{a_2 x + b_2} + e^{-(a_2 x + b_2)}} \quad (6)$$

式中： x 为 SVM 的输出结果； a_2 、 b_2 为优化参数，利用最小化训练数据与极大似然函数可以求得优化参数；tanh x 为输出概率优化表达式。

图 2 为 sigmoid 和 tanh 函数比较结果。由图 2 的结果可知，sigmoid 在输入处于 $[-6, 6]$ 之间时，函数值变化敏感，一旦接近或者超出区间就失去敏感性，处于饱和状态，影响神经网络预测精

度。tanh 的输出和输入能够保持非线性单调上升和下降关系，容错性好，有界，渐近于 0 和 1，符合飞行冲突探测中冲突概率变化规律。但由于 tanh 函数输出区间为 $[-1, 1]$ ，由于飞行冲突概率不存在负概率，采用输出区间 $[0, 1]$ 的部分。

3 基于 SVM 的飞行冲突探测改进

由于 RBF 函数在将飞行数据映射到高维度的空间和分类的过程中存在计算量大的问题，在大量的飞行航迹数据中，预先找到最有可能产生冲突的飞行航迹，可有效降低 RBF 函数分类过程中及飞行冲突探测过程中的复杂度。

3.1 改进的 ID3 决策树算法

决策树是一种将样本的搜索空间分为若干个子集再进行搜索的方法，具体如下：

设样本数据集为 X ，类别数为 n ，设第 i 个数据样本为 T_i ， X 中总样本为 $|X|$ ，则样本属于第 i 类的概率为

$$P(C_i) \approx \frac{T_i}{|X|} \quad (7)$$

式中： C_i 表示类别。

对决策树划分 T_i 的信息熵为

$$H(X, T_i) = H(X) = - \sum_{i=1}^n P(T_i) \log_2 P(T_i) \quad (8)$$

若选择属性 a_3 进行测试，其信息熵为

$$H(X | a_3) = - \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m P(T_i, a_3 = a_j) \log_2 P(T_i | a_3 = a_j) \quad (9)$$

则属性 a 对于分类提供的信息量为

$$I(X, a) = H(X) - H(X | a) \quad (10)$$

式中： $I(X, a)$ 表示属性作为分类属性后信息熵下降的程度，即信息增益。选择使得 $I(X, a)$ 最大的属性作为分类属性，得到决策树的确定性最大。

改进的 ID3 决策树算法具体步骤如下：

步骤 1 数据的归一化处理、伸缩性处理。将训练集的样本数据分为若干个子集合，每个单独的子集组成新的决策树。

步骤 2 选出具有全部样本 X 的、规律为 W 的子集 X_1 (W 称为窗口规模， X_1 称为窗口)。

步骤 3 当 $I(X, a) = H(X) - H(X | a)$ 最大时，选取每次测试的属性，形成当前窗口的决策树。

步骤 4 将每个子集得到的分类规则组合，得到一个分类规则。

步骤 5 顺序扫描子集类内的所有样本数

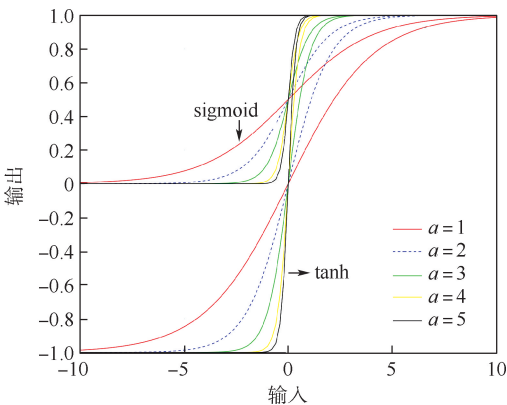


图 2 sigmoid 与 tanh 函数的比较

Fig. 2 Comparison of sigmoid and tanh function

据,如果存在不符合当前分类规则的样本,则进行步骤4,如果不存在,则算法结束。

改进后的分类方法具有全局性良好、抗噪声性强、易于选取训练集等特点。

3.2 改进的冲突探测模型

在SVM算法中,当训练集较大时,训练所需的时间及空间复杂度分别为 $O(n^2)$ 与 $O(n^3)$, n 为训练集的数量,因此,需要准确取训练集。RF是一种为分类器设计的组合方法,采用RF为SVM算法提供训练集的组合。

改进后的探测模型在飞行前封装成固定的模块,将需要预测冲突的飞行器参数特征量作为输入,获得相应的冲突判断与冲突概率输出。为提高分类结果的准确率,对该模型产生虚报、误报的测试集与训练集进行剔除,提高该探测模型的准确度。改进模型的具体步骤如下:

步骤1 对第 i 个飞行器的 m 个航迹归一化处理,使用DBSCAN算法去除离群点,得到预处理后的航迹集合。

步骤2 将预处理后飞行器之间4个特征量 $D=(d, \Delta v, \Delta r, t)$,利用RF选取适合的组合作为训练集合训练SVM分类器。

步骤3 将预处理后的样本 X ,利用改进ID3决策树算法选择具有飞行冲突的飞行器集合 $V_m=(V_a, V_b, \dots, V_x)$ 。

步骤4 重复步骤3,直到没有新的元素出现在集合 V_m 中。

步骤5 将具有飞行冲突飞行器的集合 V_m 加入已经训练的SVM分类器,得到分类输出集合 $W_m=(y_1, y_2, \dots, y_m)$ 。

步骤6 将步骤5得到的集合 W_m 用tanh函数映射到 $[0, 1]$,得到飞行冲突概率。

步骤7 将得到的结果,去除产生虚报和误报的数据,组成特征量训练集,训练SVM分类器。

4 实验验证与结果分析

为了验证本文算法的性能,以辽宁通用航空研究院研制的RX1E型号飞行器为例,其翼展较长,翼展的长度不能忽略,不能将其看作质心。锐翔RX1E通航飞行器参数如表1所示。

为保证飞行人员安全,在飞行器实际飞行数据中没有具有冲突的情况,故采用模拟双机飞行的方法验证,即一个飞行器为实际飞行器,设置一个与实际飞行器存在或不存在飞行冲突的仿真飞行器,从而实现模拟双机飞行,记录模拟双机飞行

表1 锐翔RX1E通航飞行器参数

Table 1 Parameters of RX1E general aircraft

参数	数值
机长/m	6.61
翼展/m	14.5
最大速度/($\text{km} \cdot \text{h}^{-1}$)	120
巡航速度/($\text{km} \cdot \text{h}^{-1}$)	150
飞行时间/min	≤ 100

的飞行数据。根据飞行航迹与保护区模型判断飞行器在速度、高度、水平方向上是否存在飞行冲突,从而获得类别标签,同时获得 σ 与 C 、 a 与 b 的值。实际飞行器的数据为锐翔RX1E飞行器于2019年11月14日在沈阳法库财湖机场飞行数据。根据飞行航迹与保护区模型,对飞行器在速度、高度、水平方向上是否存在飞行冲突进行验证。

4.1 水平冲突验证与分析

在飞行数据中设置水平方向上的飞行冲突,即航线冲突。探测2个飞行器在 $0 \sim 100$ s之间的距离与飞行冲突概率的变化情况,样本容量为100个,时间步长为 $t=1$ s,相对航向角 $|\alpha| \leq 90^\circ$,为交叉航向角,将研究的改进模型与SVM算法进行对比,2个飞行器的距离与飞行冲突概率如图3所示。为分析tanh函数与sigmoid函数在飞行冲突探测过程对分类结果的映射效果,将水平方向上的飞行冲突分类结果用sigmoid函数和tanh函数进行映射,sigmoid函数和tanh函数的比较如图3所示。

由于sigmoid函数对一定的输入范围敏感,使得在 $0 \sim 25$ s与 $95 \sim 100$ s的较低概率区间与 $62 \sim 73$ s的较高概率区间的输出趋于饱和。tanh函数具有更敏感的输入空间,使得在高概率输出区间与低概率输出空间都具有灵敏性,经过优化的tanh函数曲线结果更加准确。

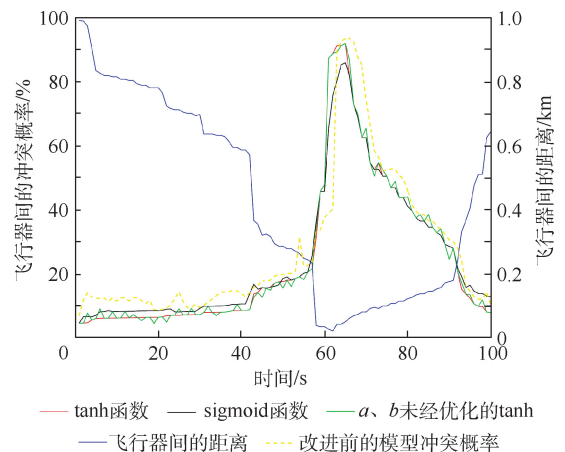


图3 水平冲突概率变化值曲线与映射函数曲线

Fig. 3 Horizontal conflict probability curve and mapping function curve

由图3可知,改进后的探测模型给出的飞行冲突概率曲线与飞行器间的距离变化一致。在21~23 s与45~47 s内,飞行器之间处于距离持续减小阶段,改进后的探测模型在该阶段给出的冲突概率具有更好的稳定性。与SVM算法不同的是,改进后的探测模型给出的冲突概率不受在 $t=26$ s时刻出现的异常点的干扰。在 $t=61$ s时刻,两飞行器的距离处于最低点,改进后的探测模型在 $t=62$ s时给出了最高的冲突风险概率,而SVM算法在 $t=63$ s时达到最高的冲突风险概率。

4.2 高度冲突验证与分析

样本容量为100个,时间步长 $t=1$ s。由图4可知,改进后的探测模型给出的飞行冲突概率曲线与飞行器之间的距离变化一致,在108~118 s与140 s~159 s内,改进后的探测模型得到的飞行冲突概率变化曲线更稳定。在 $t=159$ s时刻,飞行器之间相距最近,改进后的探测模型给出的冲突概率也在 $t=159$ s时刻达到最大,而SVM算法在 $t=160$ s时刻给出最大冲突概率,该探测模型的性能更好。

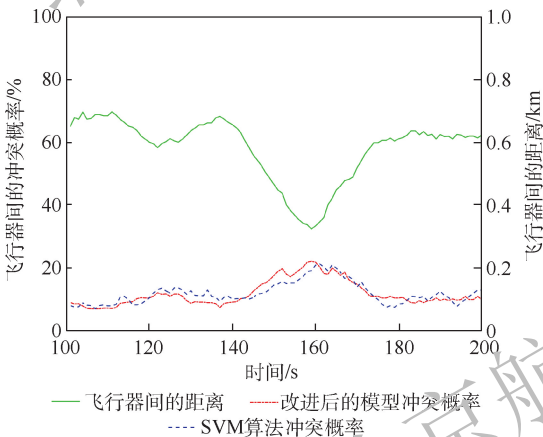


图4 高度冲突概率结果

Fig. 4 Vertical conflict probability results

4.3 速度冲突验证与分析

在同一高度,以具有冲突的同向运动的两飞行器作为研究对象,其中一个飞行器匀速运动,另一个飞行器非匀速运动。探测2个飞行器在0~100 s之间的相对速率与飞行冲突概率的变化情况。样本容量为100个,设置时间步长为 $t=1$ s。仿真结果如图5所示,在0~42 s内,2个飞行器之间的相对速率减小阶段,改进后的探测模型在该阶段的冲突概率稳定减少,具有更好的稳定性。在42~93 s内,2个飞行器之间处于相对速率增加阶段,改进后的探测模型在该阶段给出的冲突概率处于稳定增加,具有更好的稳定性。与SVM算法不同,改进后的探测模型给出的冲突概率未

受到 $t=23$ s时刻出现的异常点的干扰,在 $t=42$ s时刻给出了最低的冲突风险概率,而SVM算法在 $t=44$ s时刻达到最高的冲突风险概率。

在不同的高度以具有冲突的同向运动的2个飞行器作为研究对象,一个飞行器匀速运动,另一个飞行器非匀速运动,探测2个飞行器在0~100 s的垂直相对速度与飞行冲突概率的情况。样本容量为100个,时间步长为 $t=1$ s,结果如图6所示。

由图6看出,在0~4 s内,SVM算法给出的冲突概率是先增加后减少,改进后的探测模型在该阶段给出的冲突概率处于稳定增加,具有更好的稳定性。在22~38 s内,SVM算法给出的冲突概率是带有波动的增加,改进后的探测模型在该阶段给出的冲突概率处于稳定增加,具有更好的稳定性。

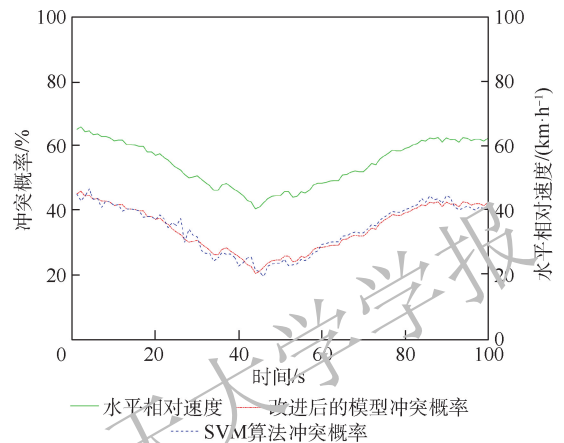


图5 水平方向上相对速度冲突的概率变化曲线

Fig. 5 Probability curves of horizontal velocity conflict

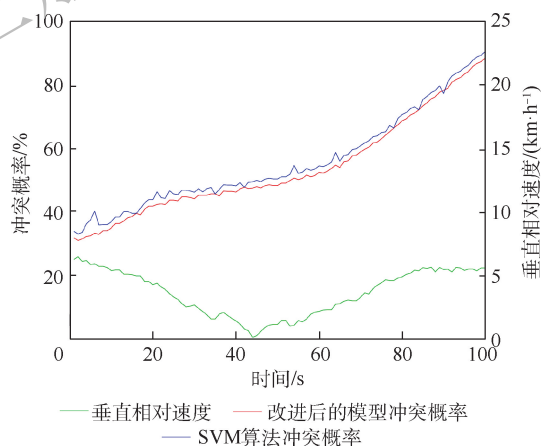


图6 垂直方向上相对速度冲突的概率变化曲线

Fig. 6 Probability curves of vertical velocity conflict

4.4 冲突探测模型实时性与准确性分析

为获取训练样本,模拟300次双机飞行,记录飞行器飞行特征量,作为SVM的训练集,并根据飞机航迹与保护区模型判断是否存在飞行冲突。每个飞行器的每个属性的样本容量为1000个,

将具有飞行冲突的飞行器作为研究对象,利用飞行器的飞行数据来验证算法的准确度与复杂度,其中算法时间、误报率与虚报率取 300 次模拟运行结果的平均值,结果如表 2 所示。

由表 2 可以看出,在相同条件下,相较于其他 2 种方法,改进后的探测模型降低了飞行冲突探测误报率与虚报率,所运行的时间分别减少了 0.21 s 与 0.49 s。

表 2 三种探测方法的准确率比较

Table 2 Comparison of accuracy among three detection methods

参数	SVM 算法	几何模型	改进后的模型
误报率/%	2.5	2.4	1.9
虚报率/%	2.9	1.5	1.9
时间/s	2.96	3.24	2.75

5 结 论

本文中提出了一种基于 SVM 的飞行冲突探测改进模型。主要有以下改进:

1) 采用椭球体保护区,降低了数据的误差对冲突过程中的干扰,采用 DBSCAN 聚类算法、优化训练集的方法减小了 SVM 算法的误差。

2) 利用 RF、决策树、降低数据维度的方法,减小了 SVM 算法的复杂度。

3) 相较于 SVM 算法,改进后的模型的误报率与虚报率较低,算法运行时间较少,而且具有较好的抗干扰能力和稳定性。

参考文献 (References)

- [1] 黄俊,杨凤田. 新能源电动飞机发展与挑战[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 57-68.
HUANG J, YANG F T. Development and challenges of electric aircraft with new energies[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 57-68 (in Chinese).
- [2] 全权,李刚,柏艺琴,等. 低空无人机交通管理概览与建议[J]. 航空学报, 2020, 41(1): 323238.
QUAN Q, LI G, BAI Y Q, et al. Low altitude UAV traffic UAV traffic management: An introductory overview and proposal[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(1): 323238 (in Chinese).
- [3] GARIEL M, HANSMAN R, FRAZZOLI E. Impact of GPS and ADS-B reported accuracy on conflict detection performance in dense traffic: AIAA-2011-6893[R]. Reston: AIAA, 2011.
- [4] SHI L, WU R B. Multi-route mid-term conflict detection algorithm based on discretization of predicted position space[J]. Signal Processing, 2012, 28(11): 1521-1528.
- [5] 沈笑云,周波,曹博,等. 基于冲突概率的低空自由飞行冲突检测算法[J]. 光电与控制, 2014, 21(6): 43-47.
SHEN X Y, ZHOU B, CAO B, et al. A free flight conflict detection algorithm of low altitude airspace based on conflict probability[J]. Electronics Optics & Control, 2014, 21(6): 43-47 (in Chinese).
- [6] 王泽坤,吴明功,温祥西,等. 基于速度障碍法的飞行冲突解脱与恢复策略[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(7): 1294-1302.
WANG Z K, WU M G, WEN X X, et al. Flight collision resolution and recovery strategy based on velocity obstacle method[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(7): 1294-1302 (in Chinese).
- [7] GOSS J, RAJIVANSHI R, SUBBARAO K. Aircraft conflict detection and resolution using mixed geometric and collision cone approaches[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibition. Reston: AIAA, 2004: 20-48.
- [8] VAN DAALEN C E, JONES T. Fast conflict detection using probability flow[J]. Automatica, 2009, 45(8): 1903-1909.
- [9] 黄洋,汤俊,老松杨. 基于复杂网络的无人机飞行冲突解脱算法[J]. 航空学报, 2018, 39(12): 262-274.
HUANG Y, TANG J, LAO S Y. UAV flight conflict resolution algorithm based on complex network[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(12): 262-274 (in Chinese).
- [10] ZHANG X J, GUANG X M, ZHU Y B, et al. Strategic flight approach based on multi-objective evolution algorithm with dynamic migration interval[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(2): 556-563.
- [11] 王尔申,宋远上,徐嵩,等. 基于“北斗”的低空空域通航飞机导航监视技术研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(5): 586-591.
WANG E S, SONG Y S, XU S, et al. Navigation and surveillance technology based on “BeiDou” for general aviation aircraft in low altitude airspace[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 51(5): 586-591 (in Chinese).
- [12] LIN C E. Collision avoidance solution for low-altitude flights[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Aerospace Engineering, 2011, 225(7): 779-790.
- [13] 韩冬,张学军,聂尊礼,等. 一种基于 SVM 的低空飞行冲突探测算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, 44(3): 576-582.
HAN D, ZHANG X J, NIE Z L, et al. A conflict detection algorithm for low-altitude flights based on SVM[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 44(3): 576-582 (in Chinese).
- [14] 宋英伟. 基于意图信息的塔台仿真计算研究[D]. 天津: 中国民航大学, 2009.
SONG Y W. The research of tower simulation compulation based on intent information[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2009 (in Chinese).
- [15] 中国民用航空局. 民用航空空中交通管理规则: CCAR-93TM-R5[S]. 北京: 中国民用航空局, 2017.
Civil Aviation Administration of China. Rules for air traffic management of civil aircraft: CCAR-93TM-R5[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2017 (in Chinese).
- [16] 吴明功,蒋旭瑞,温祥西,等. 基于支持向量机的概率型飞行冲突探测算法[J]. 飞行力学, 2019, 37(2): 56-60.

WU M G, JIANG X R, WEN X X, et al. A probabilistic flight conflict detection algorithm based on SVM[J]. Flight Dynam-

ics, 2019, 37(2): 56-60 (in Chinese).

Improved conflict detection model of low-altitude flight based on support vector machine

WANG Ershen^{1,2,*}, SONG Yuanshang¹, TONG Gang¹, WANG Chuanyun³, QU Pingping¹, XU Song¹

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

2. Liaoning General Aviation Academy, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

3. School of Artificial Intelligence, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: In order to ensure the flight safety of general aviation aircraft in low-altitude airspace, an improved model of flight conflict detection based on support vector machine (SVM) is proposed. First, according to the physical form and flight status of the aircraft, a protection zone suitable for the general aircraft is established. Then, the improved ID3 decision tree algorithm is used to reduce the search space to a local method to select aircraft with potential flight conflicts, and choose the appropriate training set by random forest (RF) method. Finally, the tanh function is used to optimize the probability mapping of the easily saturated sigmoid function to the SVM classification results. Through simulation verification and contrastive analysis, the results show that the DBSCAN algorithm based on density clustering is used to remove outliers, and the data generated by false alarms and missing alarms are removed as the training set to optimize the SVM classifier. Therefore, using improved flight conflict detection model, the false alarms and missing alarms are reduced by 0.6% and 1.6% respectively, and the execution efficiency of the algorithm is improved. The model has better anti-interference ability and stability.

Keywords: general aviation aircraft; low-altitude airspace; conflict detection; support vector machine (SVM); decision tree

Received: 2020-09-21; **Accepted:** 2020-12-11; **Published online:** 2021-02-04 14:21

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210204.1242.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (62173237, 61571309); Key R & D Projects of Liaoning Province (2020JH2/10100045); Natural Science Foundation of Liaoning Province (2019-MS-251); Talent Project of Revitalization Liaoning (XLYC1907022); High-Level Innovation Talent Project of Shenyang (RC190030)

* **Corresponding author.** E-mail: wanges_2016@126.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0547

基于区间估计与透射率自适应约束的去雾算法



杨燕*, 张金龙, 张浩文

(兰州交通大学 电子与信息工程学院, 兰州 730070)

摘 要: 针对去雾算法透射率估计不足与结果偏色等问题,提出了一种基于最小通道区间估计与透射率自适应约束模型的图像去雾算法。首先,采用不同尺寸最大值操作得到有雾图像的亮通道,并结合均值处理和频域滤波得到大气光估计;其次,从大气成像理论出发,以有雾图像最小通道为约束,分别以平面模型和自适应映射模型拟合无雾图像最小通道上下边界,并获得无雾图像最小通道和透射率初始估计;最后,对透射率作滤波平滑与自适应边界约束,得到优化透射率,并根据大气散射模型得到复原结果。实验表明:所提算法复原结果颜色自然、亮度适宜、去雾彻底、细节信息丰富且时间复杂度较低,有效解决了透射率估计不足和偏色等问题。

关键词: 图像复原; 频域滤波; 平面约束; 函数映射; 区间估计; 自适应边界约束

中图分类号: TP391.41

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2022)01-0015-12

在雾霾等恶劣天气下,由于大气中悬浮粒子等因素的影响,经常导致成像设备采集到的图像产生对比度下降、色调失真等问题,从而给计算机视觉系统的下一步研究造成了严重的影响。因此,对雾天天气下质量受损图像复原问题的研究,具有很大的研究价值和现实意义。

目前,大多数图像去雾算法主要是从大气散射模型出发,通过一些假设条件或者先验信息反演得到去雾结果。例如,He等^[1]提出了暗通道先验理论去雾算法,通过多大量户外无雾图像的统计观察,发现无雾图像的暗通道像素值强度至少在一个颜色通道中非常低甚至趋于0,并利用这一先验信息估计出透射率,进而得到复原结果,实验表明,该算法去雾较为彻底,但去雾后图像整体偏暗,且天空等高亮区域出现颜色失真等现象。Tan^[2]利用清晰图像与有雾图像对比度之间的差异,结合马尔可夫随机场建立数学模型进行优化

处理,虽然该算法去雾较为彻底,但复原结果局部区域存在失真现象。Meng等^[3]提出了一种边界约束透射率的去雾算法,并使用正则化来优化透射率,复原结果存在较为严重的偏色现象。Xu等^[4]提出了一种结合暗通道和亮通道先验理论的去雾算法,虽然取得了不错的复原结果,但由于透射率估计不准,复原结果局部区域存在失真现象。Yang和Wang^[5]提出了一种基于边缘保持函数代替最小滤波拟合暗通道的去雾算法,该算法利用幂律压缩和线性衰减克服了最小滤波的局限性,进而得到了较为准确的透射率,并取得了不错的复原效果。Zhu等^[6]以机器学习的方式训练了景深模型的参数,进而获得了透射率和去雾图像,但其结果存在去雾不彻底现象。

近年来,基于深度学习的去雾算法快速兴起。Cai等^[7]提出了一种基于端到端的网络模型去雾算法(Dehaze-Net),通过结合复原算法中的假设

收稿日期: 2020-09-25; 录用日期: 2021-02-06; 网络出版时间: 2021-02-10 08:59

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210209.1453.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(61561030); 甘肃省高等学校产业支撑计划(2021CYZC-04); 甘肃省优秀研究生创新之星项目(2021CXZX-607); 兰州交通大学教改基金(JG201928)

* 通信作者. E-mail: yangyantd@mail.lzjtu.cn

引用格式: 杨燕, 张金龙, 张浩文. 基于区间估计与透射率自适应约束的去雾算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 15-26. YANG Y, ZHANG J L, ZHANG H W. Dehazing algorithm based on interval estimation and adaptive constraints of transmittance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 15-26 (in Chinese).

和先验信息,进而得到复原结果。Ren等^[8]提出了一种多尺度卷积神经网络(MSCNN)用以训练透射率,并利用细尺度网络对透射率进行优化,进而得到最终去雾结果。Li等^[9]提出了一种多合一网络模型(AOD-Net),将透射率与大气光改写为一个新的函数,利用多层卷积网络来训练得到该新函数,达到了同时训练大气光与透射率的目的,最终得到去雾结果。Liu等^[10]构造了一种残差网络结构,并结合有雾图像及其假设或者先验信息,用以估计透射率。Qian等^[11]设计了一种颜色提取和深度去雾网络(CIASM-Net),尽管该网络考虑了图像颜色特征,但由于透射率的单独训练,导致其去雾结果仍具不稳定性。虽然基于深度学习^[7-16]的图像去雾算法在测试集图像中取得了理想的效果,但是该类算法没有考虑到图像退化的本质,并且由于数据集由合成图像构成,导致其在真实场景下的复原实验中效果较差;另外,大规模的卷积具有非常高的计算复杂度,对实验环境及硬件要求较高。

为了可以快速且高效地达到真实退化场景的复原处理,本文提出了一种无雾图像最小通道区间估计和透射率自适应约束的去雾算法。根据有雾图像在不同的景深处退化速度不同的特性提出一种衰减模型,并利用有雾图像为约束条件,映射出无雾图像最小通道上边界;根据大气散射模型空间分布关系,建立了一种平面三角形模型,以一种简洁的几何关系获得无雾图像最小通道下边界,进而获得无雾图像最小通道,并得到透射率初始估计。对透射率进行自适应优化,并结合大气散射模型得到去雾图像。实验结果表明,本文算法不仅在真实有雾图像的复原中表现优异,在测试集图像上同样具有理想的复原效果,且算法具有较低的复杂度,在运行时间和其他客观评价指

标中均取得了优异的表现。

1 大气散射模型

在计算机视觉系统中,通常以大气散射模型来表现雾天条件下的成像过程,其表达式为

$$I(x) = J(x)t(x) + A(1 - t(x)) \quad (1)$$

式中: $I(x)$ 表示有雾图像; $J(x)$ 表示无雾图像; A 为大气光值; $t(x)$ 为透射率; $J(x)t(x)$ 表示入射光衰减模型,反映了反射光在介质中衰减的结果; $A(1 - t(x))$ 表示大气光成像模型,反映了大气光散射导致成像的现象,从而导致颜色偏移。

在大气散射模型中,只有有雾图像一个已知量,因此必须要借助一些假设条件或者先验信息来辅助无雾图像的求解。根据大气成像理论可知,有雾图像和无雾图像之间存在一定的衰减关系。研究人员利用这一特性,结合各种衰减函数,从有雾图像最小通道出发,去拟合出无雾图像的最小通道,进而估计出透射率,最终根据大气散射模型得到复原结果。

2 本文算法

大气散射模型中,估计透射率的关键是获得较为准确的无雾图像最小通道。通常,研究者倾向于利用有雾图像最小通道的衰减小去拟合无雾图像最小通道,但衰减函数及其参数的选择是比较困难的,不同特征的雾图其参数往往不同。根据大气成像理论,雾天图像退化在远近景区域具有不同的程度,本文提出了一种基于有雾图像最小通道约束模型,以估计无雾图像最小通道,从而得到透射率。大气光的准确性往往影响着复原结果的亮度信息,本文借助有雾图像不同尺度的亮通道获得大气光,最终根据大气散射模型得到复原结果。本文算法原理框图如图1所示。

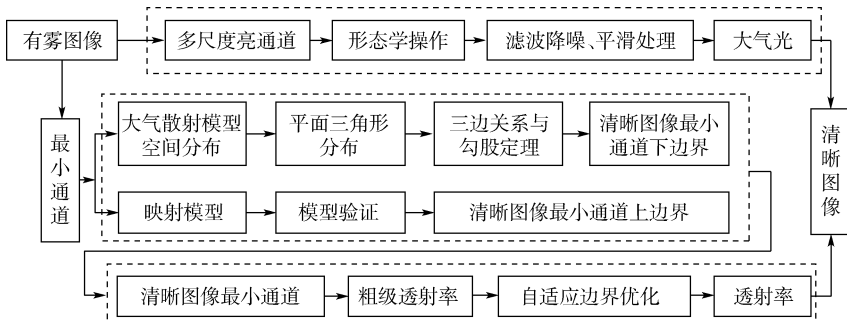


图1 本文算法原理框图

Fig. 1 Block diagram of principle of proposed algorithm

2.1 大气光

根据大气成像理论,大气光的准确度往往对

复原结果的明度信息具有较大的影响。文献^[17]指出,大气光的估计往往影响到复原结果

的明暗度;若大气光估计过高,会造成复原结果远景较暗,近景较亮;若大气光估计过低,会造成远景较亮,近景较暗。局部大气光对最大通道进行单一尺度的处理,可能导致大气光定位不准。受到局部大气光探索方法^[18]的启发,本文对大气光作如下改进:在RGB通道提取其不同尺度的亮通道 $I^{\text{bright1}}(x)$ 和 $I^{\text{bright2}}(x)$,最大滤波尺寸分别为 3×3 和 10×10 ,并对不同尺度亮通道做如下处理:

$$I^{\text{bright}}(x) = \sqrt{I^{\text{bright1}}(x)I^{\text{bright2}}(x)} \quad (2)$$

大气光应该准确地反映大气光照信息,为了消除局部过亮现象,利用形态学模糊处理有雾图像亮通道。形态学处理中先膨胀后腐蚀可以突出比原图轮廓区域更暗的区域,并将2个区域连接起来,形成连通域。为了操作方便,数字图像处理中一般用闭操作代替膨胀腐蚀处理,则

$$A_0(x) = \text{imclose}(I^{\text{bright}}(x), se) \quad (3)$$

式中:se为形态学处理参数;本文选取闭操作滤

波核为 $\min(W, H)/15$, W 和 H 为原图尺寸。

形态学处理虽然在一定程度上消除了局部过亮现象,但是经过形态学处理后可能引入噪声和细纹理等信息,导致复原结果局部细节丢失。因此,本文引入高斯滤波对 $A_0(x)$ 进行消噪处理。二维高斯滤波传递函数为

$$H(u, v) = \exp[-D^2(u, v)/(2\sigma^2)] \quad (4)$$

式中: D 表示距频率矩形中心的距离; u, v 为坐标,决定着滤波器形状的方差 σ^2 ,标准差 σ 决定着滤波后图像的平滑程度,其越大,平滑程度越好。

经过消噪处理后大气光为

$$A(x) = H(A_0(x)) \quad (5)$$

通过实验发现,引入高斯滤波后大气光信噪比大幅提升。最终利用交叉双边滤波处理消除纹理,从而得到本文大气光。本文大气光与局部大气光对比示意图如图2所示。可以发现,局部大气光局部估计过高,导致复原结果亮度不准确,本文大气光复原结果亮度自然。



图2 大气光对比

Fig. 2 Comparison of atmospheric light

2.2 最小通道估计

2.2.1 最小通道下边界估计

文献[14]指出,大气散射模型的空间分布如图3(a)所示,在RGB空间中,大气光、有雾图像、无雾图像共平面且模长依次递减,为了便于分析各量之间的关系,将该分布图映射到二维平面中,如图3(b)所示,由大气成像理论可知,有雾图像 $I(x)$ 和无雾图像 $J(x)$ 之间存在某种衰减,进一步,将二者关系简化为图3(c)所示。

在 $\triangle ABC$ 中,根据几何知识可知,当无雾图像 $J(x)$ 的最小通道达到最小值即下边界时, $\triangle ABC$ 为直角三角形,且此时最小通道下边界正好为 AB

的模长;而三角形中存在如下关系:任意两边之和大于第三边,任意两边之差小于第三边,即

$$AC - AB < BC < AC + AB \quad (6)$$

代入各矢量,有

$$I(x) - J_{\min}(x) < BC < I(x) + J_{\min}(x) \quad (7)$$

对于有雾图像和无雾图像最小通道,则有

$$I^{\min}(x) - J_{\min}^{\min}(x) < BC < I^{\min}(x) + J_{\min}^{\min}(x) \quad (8)$$

式中: $I^{\min}(x)$ 为有雾图像最小通道; $J_{\min}^{\min}(x)$ 为无雾图像最小通道下边界。

在式(8)中,若要准确得到 BC ,则不等号右边应尽可能得小,而左边应尽可能得大,因此,将式(8)进一步推广可得

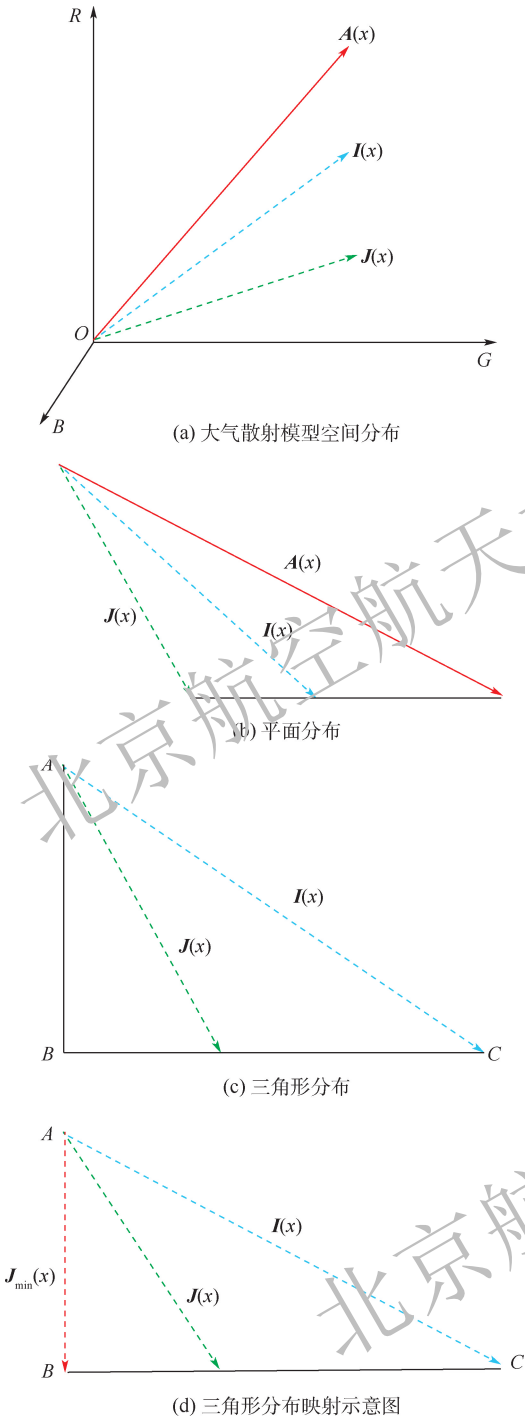


图3 大气散射模型空间分布与简化分布

Fig.3 Spatial distribution and simplified distribution of atmospheric scattering model

$$I^{\min}(x) - J^{\min}(x) < BC < I^{\text{dark}}(x) + J^{\min}(x) \quad (9)$$

式中: $I^{\text{dark}}(x)$ 为有雾图像暗通道。

为简化计算,现构造关于 BC 的等式约束为

$$\begin{cases} BC_{\max} = I^{\text{dark}}(x) + J^{\min}(x) \\ BC_{\min} = I^{\min}(x) - J^{\min}(x) \end{cases} \quad (10)$$

取 BC 最大值和最小值的调和均值作为 BC 的最终估计值,即

$$BC = \frac{BC_{\max} + BC_{\min}}{2} \quad (11)$$

则在 $\triangle ABC$ 中,根据勾股定理,无雾图像最小通道的下边界值为

$$J^{\min}(x) = |AB| = \sqrt{(I^{\min}(x))^2 - BC^2} \quad (12)$$

将大气散射模型的空间分布转至平面三角形分布,利用三角形三边关系和勾股定理可以非常简洁地获得无雾图像最小通道的下边界。

2.2.2 最小通道上边界估计

在均匀介质中,透射率被定义为

$$t(x) = \exp(-\beta d) \quad (13)$$

式中: β 为散射系数; d 为景深。

由于在大气中,影响能见度的主要因素来自于粒子的散射作用,而吸收造成的影响很小,通常认为散射系数与波长无关,则影响透射率的主要因素就是景深 d 。可以看出,在雾天场景下,透射率随景深减小,此时成像设备采集到的图像模糊程度增大,即景深越深处,从有雾图像到无雾图像之间的衰减越快;相反,在景深较小处,透射率大,受损图像的模糊程度越小,此时从有雾图像到无雾图像具有较慢的衰减速度。

综合分析可得,景深对退化图像的影响极大。根据式(13)可得,随着景深增加,图像退化的速度增大。即在天空等景深处具有较快的衰减速度,近景区域衰减较慢。本文根据这一特性,将有雾图像最小通道作为约束条件,建立一种满足上述特性的映射函数,并求取无雾图像最小通道的上边界。从数学角度分析,该映射模型在近景区域应该满足变化率平缓,在远景区域变化率稍微剧烈,即该模型应该满足以下条件:①从有雾图像最小通道到无雾图像最小通道的映射为一一映射,不能发生像素值溢出现象,将图像归一化处理后,映射模型的值域和定义域都应该为 $[0, 1]$; ②在近景区域应该缓慢映射,在远景区域稍剧烈映射,且考虑到归一化图像的特性,这种映射应该是相同区间的映射,则将映射模型定义为

$$f(x) = \frac{2x^2}{1+x} \quad (14)$$

为了验证该模型在近景和远景处具有不同的变化率,对其进行一阶导数分析,其导数表达式为

$$f'(x) = \frac{4x + 2x^2}{(1+x)^2} \quad (15)$$

映射模型与其导数图像如图4所示,导数反映了映射模型在不同取值处的变化速率。可以看出,当自变量较小时,映射模型具有较为平缓的映射速度;当自变量逐渐增大,映射速度也增大。

大气散射模型中,存在如下关系:

$$\min_{c \in \{r, g, b\}} 0 \leq \min_{c \in \{r, g, b\}} J^c(x) \leq \min_{c \in \{r, g, b\}} I^c(x) \quad (16)$$

则根据映射模型可得,无雾图像最小通道上边界估计值为

$$J_{\min}^{\max}(x) = \frac{2(I^{\min}(x))^2}{1 + I^{\min}(x)} \quad (17)$$

综上,通过平面三角形模型获得无雾图像最小通道下边界,利用自适应映射模型获得无雾图像最小通道上边界,即无雾图像最小通道区间如下:

$$J_{\min}(x) \in [J_{\min}^{\min}(x), J_{\min}^{\max}(x)] \quad (18)$$

平面模型获得无雾图像最小通道下边界主要是针对一般场景,而映射模型获得上边界在景深

图像表现出了更优的性能,为了最小通道信息不丢失,将上下边界估计值均匀地应用到去雾场景。本文利用几何均值对最小通道的上下边界进行处理,进而获得本文无雾图像最小通道,即

$$J_{\min}(x) = \sqrt{J_{\min}^{\max}(x) J_{\min}^{\min}(x)} \quad (19)$$

如图 5 所示,为了验证所提模型的准确性,选取 RESIDE 数据集中的 5 幅图像进行验证,包括 2 幅纵深图像(图像 1~图像 2)、2 幅近景图像(图像 3~图像 4)、1 幅远近景交替图像(图像 5)。验证算法如下:

算法 1 模型准确性验证。

输入:数据集标签,数据集合成有雾图像。

输出:标签对应最小通道 $J_{\min}(x)$,所提模型拟合结果 $J_{\min}^{\wedge}(x)$ 。

步骤 1 求取有雾图像 $I(x)$ 的 RGB 三通道最小通道 $I^{\min}(x)$,并代入本文所提约束模型获得无雾图像最小通道估计量 $J_{\min}^{\wedge}(x)$ 。

步骤 2 求取数据集标签 RGB 三通道标准最小通道 $J_{\min}(x)$ 。

步骤 3 求取拟合结果 $J_{\min}^{\wedge}(x)$ 与标准最小通道 $J_{\min}(x)$ 的差值,令 $\omega = |J_{\min}(x) - J_{\min}^{\wedge}(x)|$ 。

步骤 4 分析像素差值 ω , ω 越小,表明所提模型越准确。

随机选取的 5 幅图像中,利用算法 1 分别验证近景、中景和远景区域。所选图像真实最小通道与本文所提模型最小通道对比如图 5 所示,分别求取远景、近景和中景区域的误差均值,结果如表 1 所示。实验表明,本文所提衰减模型具有较为理想的处理效果,拟合结果与真实值误差整体较小,进一步表明了无雾图像最小通道上边界估计的准确性。

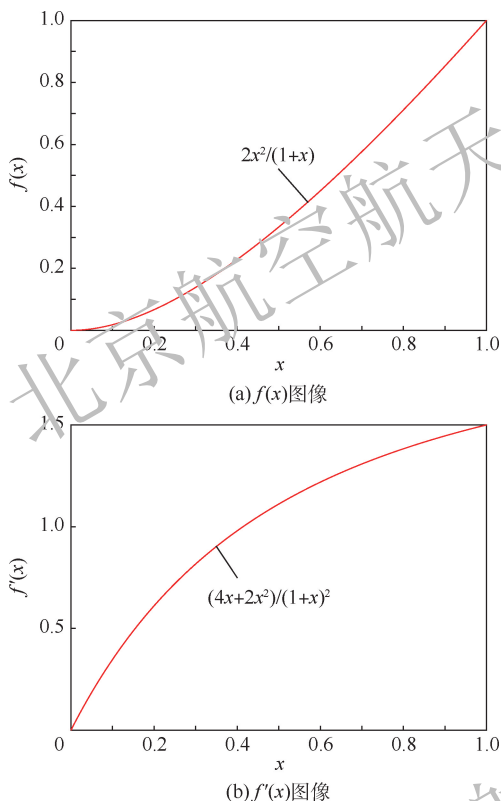


图 4 映射模型与其导数图形

Fig. 4 Mapping model and its derivative graph



图 5 最小通道真实值与本文拟合结果对比

Fig. 5 Comparison of true value of minimum channel with fitting results of this paper

为了进一步说明本文最小通道估计的准确性,将与 DCP 算法所得无雾图像暗通道进行均方误差(MSE)对比。真实环境下的有雾图像缺少标准的无雾图像,因此选择合成图像集作为实验对象,任意选取 Middlebury 数据集中的 5 幅图像进行 MSE 对比,MSE 表达式如式(20)所示。本文模型与 DCP 算法在数据集中的评分如表 2 所示。可以看出,本文所提模型更加准确,而 DCP 算法将无雾图像暗通道在所有区域均设为 0,导致对于天空等区域产生较大的误差。

$$\text{MSE} = \frac{\sum_{i=0}^N (J^{\text{dark}}(x) - J_0^{\text{dark}}(x))^2}{N} \quad (20)$$

式中: $J^{\text{dark}}(x)$ 为标准无雾图像暗通道; $J_0^{\text{dark}}(x)$ 为无雾图像暗通道估计量; N 为总像素个数。

表 1 远近景区域误差 ω

Table 1 Near- and far-field regional error ω

远近景	ω				
区域	图像 1	图像 2	图像 3	图像 4	图像 5
近景	0.059 3	0.030 8	0.009 8	0.010 9	0.013 8
中景	0.056 1	0.034 3	0.016 4	0.012 9	0.016 2
远景	0.041 2	0.020 4	0.012 6	0.020 1	0.019 3

表 2 MSE 指标对比

Table 2 Comparison of MSE indicators

算法	MSE				
	合成有雾 图像 1	合成有雾 图像 2	合成有雾 图像 3	合成有雾 图像 4	合成有雾 图像 5
DCP 算法	0.591 9	0.815 7	0.640 7	0.039 8	0.022 4
本文算法	0.028 9	0.069 8	0.049 9	0.038 1	0.004 2

2.3 透射率

根据大气散射模型可得,透射率表达式为

$$t(x) = \frac{A - I^{\min}(x)}{A - J_{\min}(x)} \quad (21)$$

联立式(19)、式(21)可得本文初始透射率。透射率作为复原模型中的重要参数,对复原结果影响极大。He 等^[19]为了细化透射率,使用了导向滤波并取得了不错的效果,但这种方法在消除光晕的同时,保留了残雾。为了防止透射率局部区域发生下溢出的现象,研究者对透射率都做了下边界定值约束的处理,但这种处理太过局限,是导致天空区域发生颜色失真的原因之一。

透射率表示光线在雾气影响下的穿透能力,天空等远景区域雾浓度较高,透射率则较小,但根据先验信息估计的透射率往往对天空区域偏小,甚至会发生天空区域透射率为 0 的现象,将造成复原结果在天空区域的像素溢出,表现为颜色失真等。而定值约束会将大片天空区域设为同一透

射率,这种方法同样导致复原结果天空局部失真。

为了解决此问题,本文进行透射率优化处理时,对其先进行自适应边界约束,后采用双边滤波进行平滑处理。为此,本文对初始透射率进行最小值操作,得到透射率的下边界通道图,即

$$T(x) = \min_{x \in \Omega} t(x) \quad (22)$$

式中: Ω 为局部窗口,为了保证下边界通道 $T(x)$ 更加模糊,本文选择 20×20 的滤波窗口。

求取 $T(x)$ 的灰度均值 k 作为下边界约束值,即

$$k = \text{mean}(T(x)) \quad (23)$$

透射率图的灰度值往往较小,即 k 值很小,但当有雾图像中包含较多天空等高亮区域时, k 值自适应增大,对于天空等透射率估计偏小的区域, k 值将自适应地增大天空等区域透射率,进而克服天空颜色失真的现象。则透射率为

$$t'(x) = \max(t(x), k) \quad (24)$$

相较于导向滤波,交叉双边滤波在消除纹理的同时还可以保持更丰富的边缘信息,因此,对式(24)所得透射率进行交叉双边滤波处理,从而得到本文透射率。为了说明本文算法透射率估计的准确性和普适性,选取 2 组真实环境下的有雾图像进行透射率分析,选择经典复原算法 DCP 算法进行比较说明。含有天空区域对比如图 6 所示。可以看出,DCP 算法由于在天空区域的失效性和最小滤波求取暗通道的原因,导致其复原结果在天空区域发生了严重的偏色现象,在天空和出的交界处出现了明显的光晕和伪影,且由于其透射率局部估计过小,导致 DCP 算法的复原结果存在局部区域的过饱和现象,如图 6 所示的 3 幅图像均出现了这种情况。本文算法以映射模型获得无雾图像的最小通道估计,克服了 DCP 算法无雾图像为 0 的局限性,获得了更加准确的透射率,复原结果去雾彻底、亮度适宜,颜色自然,且克服了光晕现象。对于不含天空区域的有雾图像,由于暗通道出现的伪影和光晕,导致 DCP 算法的复原结果同样出现了光晕等问题,如图 7 中第 3 幅图像的树叶周围。尽管不含天空的无雾图像暗通道趋于 0,但事实上近景明亮区域的暗通道依然不为 0,而是一个相较于 0 较大的值,因此 DCP 算法对近景区域透射率估计仍然不够准确,导致其复原结果在近景明亮处失真较严重,且丢失了图像局部细节信息,如图 7 中第 1 幅图像的人脸和衣服。本文算法从图像全局出发估计无雾图像最小通道,无论是近景明亮区域还是正常亮度区域,都得到了较为准确的透射率,因此本文复原结果

细节更加清晰,颜色更加自然。

为了进一步验证本文透射率估计的准确性,随机选取公开数据集 RESIDE 中的 1 幅室内图和 1 幅室外图进行验证,根据大气散射模型,在已知

无雾图像、大气光、有雾图像的条件下可以反推出透射率,本文透射率和标准透射率对比如图 8 所示。可以看出,本文透射率估计非常接近标准透射率,且取得了理想的复原效果。



图 6 含天空区域图像透射率与复原结果对比

Fig. 6 Comparison of transmittance and restoration results in sky-images



图 7 不含天空区域图像透射率与复原结果对比

Fig. 7 Comparison of transmittance and restoration results in no-sky-images

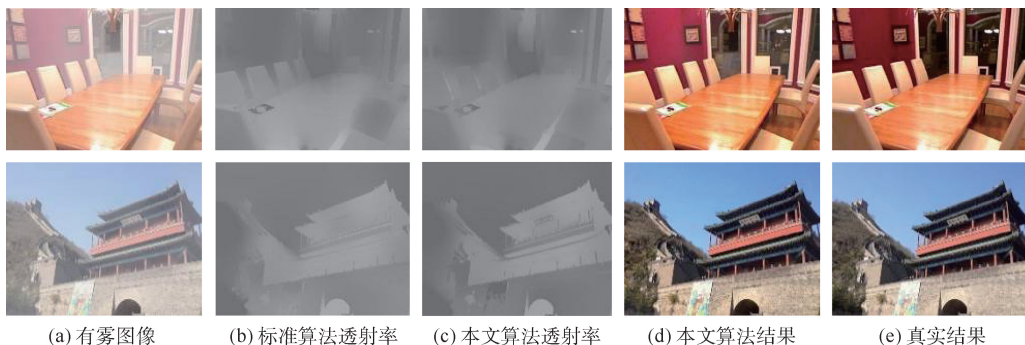


图 8 本文透射率与标准透射率对比

Fig. 8 Comparison of transmittance in this paper and standard transmittance

3 实验结果

根据大气散射模型可得复原模型为

$$J(x) = \frac{I(x) - A(x)}{t(x)} + A(x) \quad (25)$$

代入本文所求大气光与透射率可得复原结果。

为了验证本文算法的有效性和可行性,从主客观2个角度和经典去雾算法进行对比分析。所选算法为He等^[1]的DCP算法、Yang等^[5]的Haze Removal算法、Zhu等^[6]的CAP算法、Cai等^[7]的Dehaze-Net算法、Ren等^[8]的多尺度提取算法、Li等^[9]的AOD-Net算法。

3.1 主观评价

为了说明本文算法的宽适性,分别从真实雾

图和合成雾图2个角度进行主观对比分析,随机选择Middlebury图像集中的5幅图像和RESIDE数据集的5幅图像进行测试集验证。主观对比可以直观地看出算法的有效性。选择2组含有不同特征的有雾图像进行主观对比,不含天空区域复原和含天空区域复原,对比结果分别如图9和图10所示。测试集复原结果如图11和图12所示。

通过对比发现,DCP算法^[1]对于非天空或非白色区域整体处理效果较好,但复原结果存在一定的光晕效应;对于天空或白色区域由于透射率估计不准,导致复原结果产生了严重的偏色现象。Haze Removal算法^[5]以一种新的边缘保持函数代替最小滤波,克服了最小滤波带来的块效应等问题,去雾彻底且颜色保持较好,但对于浓雾区域,

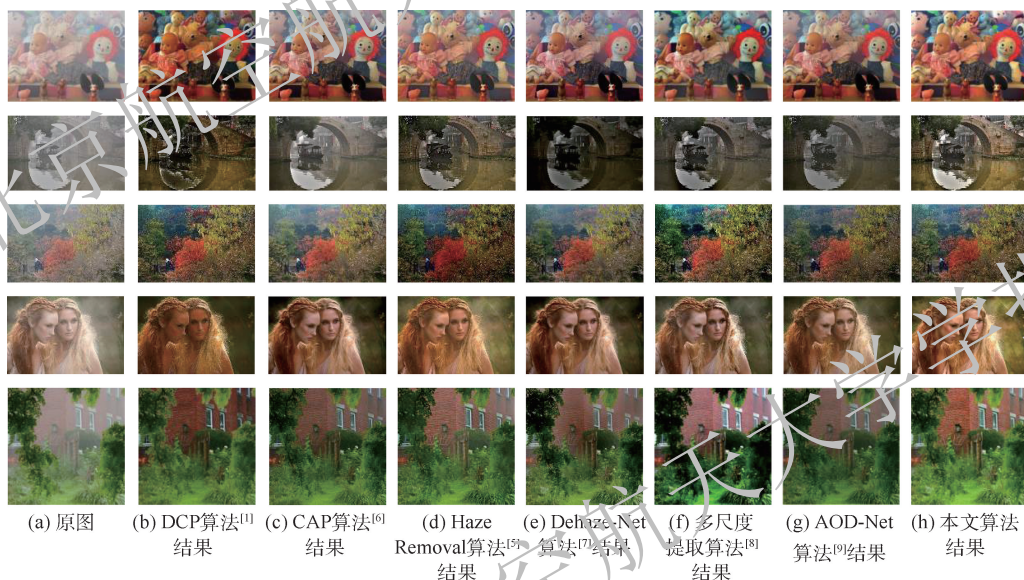


图9 不含天空区域复原结果对比

Fig. 9 Comparison of restoration results without sky area

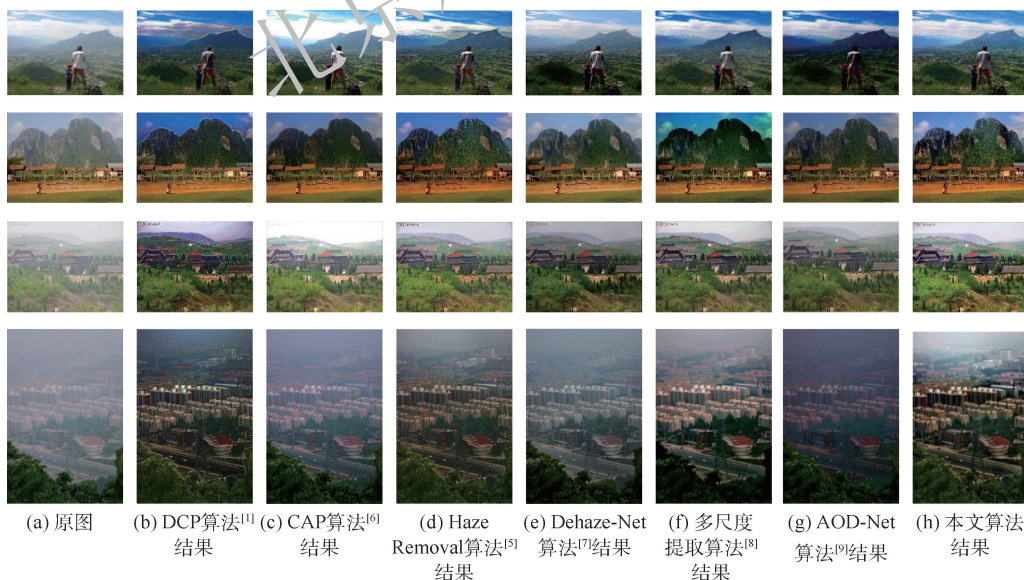


图10 含天空区域复原结果对比

Fig. 10 Comparison of restoration results with sky area



图 11 RESIDE 测试集验证结果

Fig. 11 RESIDE test set verification results



图 12 Middlebury 测试集验证结果

Fig. 12 Middlebury test set verification results

存在轻微去雾不彻底现象。多尺度提取算法^[6]与 AOD-Net 算法^[9]在一定程度上克服了天空区域的颜色失真问题,但整体偏暗,且无论是近景区域,还是天空区域,都存在去雾不彻底的现象。本文算法从大气散射模型出发,通过所提映射模型进行透射率估计,复原结果整体较为理想,克服了颜色失真和光晕等现象,且去雾彻底,亮度适宜。但对于某些浓雾图像,本文算法产生了轻微的发暗现象。综上所述,本文算法对于真实环境下的有雾图像具有较为理想的处理效果。从图 11 和图 12 可以看出,在 Middlebury 测试集和 RESIDE 测试集上,本文算法同样表现出了较为优越的性能。可以看出,无论是室外合成图,还是室内合成图,本文算法均取得了理想的去雾效果,去雾图像亮度适宜,颜色自然,且由于测试集无雾图像在获取的时候本身带有一定的雾气影响,本文算法对于测试集图像复原效果更佳。

3.2 客观评价

尽管主观分析可以直观地看出各算法的差异与不足,但仍具片面性。为了进一步说明本文算法的可行性,将从客观指标方面与上述经典算法进行对比分析。本文客观评价指标采用在图像领域应用较为广泛的无参考图质量评价方法^[20-23],选择直方图相似度 HCC、图像熵 E 、图像对比度 CG、视觉对比度 VCM 和通用质量指数 UQI 为客观评价指标,HCC 主要是衡量图像直方图分布相似性的指标, E 是指图像的平均信息量,该指标从信息论的角度衡量图像中信息的多少,图像中的信息熵越大,说明图像包含的信息越多,CG 体现了复原图像的色彩度,VCM 体现了视觉可视度。在测试集验证结果中使用全参考图评价方法^[21],选择峰值信噪比 (PSNR) 与结构相似性 (SSIM) 进行客观分析,其数学表达式如下:

$$HCC = \sqrt{\sum_{i=1}^N (I_i - J_i)^2} \quad (26)$$

$$E = - \sum_{i=0}^n P_i \log_2 P_i \quad (27)$$

$$CG = C_j - C_i \quad (28)$$

$$VCM = 100 \times R_v / R_1 \quad (29)$$

式中: P_i 为图像中某灰度级出现的概率; C_j 和 C_i 分别为无雾图像和有雾图像的平均对比度; R_v 为图像局部区域像素值大于一定阈值的数

量; R_1 为图像局部区域像素总数。上述指标评价原则为 HCC、E、CG、VCM 和 UQI 越大越好。

对真实环境下的有雾图像进行式(26)~式(29)的客观指标分析,客观评价如表3所示。测试集客观指标对比如表4和表5所示。为了体现各算法复杂度,利用运行时间进行对比分析,将输入图像尺寸统一为 480×320 ,再进行时间复杂度对比。表3中: T 为运行时间。

表3 真实有雾图像复原结果客观指标对比

Table 3 Comparison of objective indicators of true haze image restoration results

指标	DCP 算法 ^[1]	CAP 算法 ^[6]	Haze Removal 算法 ^[5]	Dehaze-Net 算法 ^[7]	AOD-Net 算法 ^[9]	多尺度提取 算法 ^[8]	本文算法
HCC	0.123 7	0.114 2	0.139 5	0.139 5	0.120 6	0.126 8	0.149 3
E	7.024 2	7.244 8	7.279 8	6.970 4	6.909 4	7.065 0	7.580 8
CG	0.297 4	0.301 8	0.384 9	0.312 7	0.320 6	0.374 7	0.386 5
UQI	0.701 4	0.728 1	0.849 7	0.700 9	0.712 4	0.836 3	0.872 7
VCM	57.98	51.49	60.79	55.74	56.01	57.88	60.62
T/s	2.096	1.180	1.274	2.843	2.874	2.979	1.396

注: 黑体数据表示最优值。

表4 Middlebury 测试集复原结果客观指标对比

Table 4 Comparison of objective indicators of Middlebury test set restoration result

指标	DCP 算法 ^[1]	CAP 算法 ^[6]	Haze Removal 算法 ^[5]	Dehaze-Net 算法 ^[7]	多尺度提取 算法 ^[8]	AOD-Net 算法 ^[9]	本文算法
SSIM	0.974 5	0.962 1	0.982 2	0.970 6	0.981 7	0.980 9	0.982 4
PSNR	58.146 7	57.695 4	60.687 6	59.124 8	60.677 4	60.230 2	60.695 9

表5 RESIDE 测试集复原结果客观指标对比

Table 5 Comparison of objective indicators of RESIDE test set restoration results

指标	DCP 算法 ^[1]	CAP 算法 ^[6]	Haze Removal 算法 ^[5]	Dehaze-Net 算法 ^[7]	多尺度提取 算法 ^[8]	AOD-Net 算法 ^[9]	本文算法
SSIM	0.924 7	0.974 5	0.973 5	0.974 5	0.954 8	0.950 6	0.974 9
PSNR	57.603 8	58.146 7	59.274 1	58.146 7	58.298 7	58.092 7	59.980 6

结合主客观评价可知,相较于 DCP 算法^[1]与 CAP 算法^[6],本文算法透射率估计更加准确,复原结果克服了光晕和颜色偏移等问题,因此本文算法在客观指标上都领先于 DCP 算法和 CAP 算法;Haze Removal 算法^[5]以一种边缘保持函数代替最小滤波,取得了不错的效果,客观指标与本文算法接近。CAP 算法^[6]在时间复杂度上取得了优势。Dehaze-Net 算法^[7]、多尺度提取算法^[8]与 AOD-Net 算法^[9]是基于神经网络模型去雾的,其中多尺度提取算法^[8]客观指标较为理想,但仍落后于本文算法。从表4和表5可以看出,本文算法在测试集也获得了理想的表现,在 SSIM 和 PSNR 上均取得了较高的评价。综上,本文算法在主客观 2 个角度,无论是真实有雾图像,还是测

试集成有雾图像,均具有理想的处理效果。

4 结 论

针对去雾算法中无雾图像暗通道估计不足与复原结果失真等问题,本文提出了一种基于最小通道与透射率自适应约束的去雾算法,主要贡献如下:

1) 对于局部大气光的不足进行了改进,克服了单一尺寸与局部过亮导致的复原结果亮度失真问题,并利用高斯滤波对其进行降噪处理,得到了更加准确的大气光。

2) 根据大气散射模型空间关系,获得了简洁的平面三角形模型,并根据几何关系得到无雾图像最小通道下边界估计;从雾天图像退化本质出发,以一种自适应衰减模型获得无雾图像最小通

道的上边界,进而获得最终最小通道图,并分别从像素误差、均方误差等方面进行了所提模型准确性的验证。

3) 针对传统去雾算法透射率下边界定值约束的不足,提出了一种自适应下边界约束的方法。

实验表明,本文算法对于真实环境下的有雾图像和合成有雾图像都有较好的处理效果;在主观分析上去雾彻底,复原结果图像亮度适宜,颜色自然,消除了光晕和颜色偏移等现象;在客观指标上也取得了优势。

参考文献 (References)

- [1] HE K M, SUN J, TANG X O, et al. Single image haze removal using dark channel prior [J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 2011, 33(12): 2341-2353.
- [2] TAN R. Visibility in bad weather from a single image [C] // *IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR)*. Piscataway: IEEE Press, 2008: 1-8.
- [3] MENG G, WANG Y, DUAN J, et al. Efficient image dehazing with boundary constraint and contextual regularization [C] // *IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV)*. Piscataway: IEEE Press, 2014: 617-624.
- [4] XU Y, GUO X, WANG H, et al. Single image haze removal using light and dark channel prior [C] // *IEEE/CIC International Conference on Communication in China (ICCC)*. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1-6.
- [5] YANG Y, WANG Z. Haze Removal: Push DCP at the edge [J]. *IEEE Signal Processing Letters*, 2020, 27: 1405-1409.
- [6] ZHU Q, MAI J, SHAO L. A fast single image haze removal algorithm using color attenuation prior [J]. *IEEE Transactions on Image Processing*, 2015, 24(11): 3522-3533.
- [7] CAI B, XU X, JIA K, et al. Dehaze-Net: An end-to-end system for single image haze removal [J]. *IEEE Transactions on Image Processing*, 2016, 25(11): 5187-5198.
- [8] REN W Q, LIU S, ZHANG H, et al. Single image dehazing via multi-scale convolutional neural networks [C] // *ECCV 2016: Computer Vision*, 2016: 154-169.
- [9] LI B Y, PENG X, WANG Z, et al. AOD-Net: All-in-one de-hazing network [C] // *IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV)*. Piscataway: IEEE Press, 2017: 4780-4788.
- [10] LIU R, FAN X, HOU M, et al. Learning aggregated transmission propagation networks for haze removal and beyond [J]. *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*, 2019, 30(10): 2973-2986.
- [11] QIAN W, ZHOU C, ZHANG D. CIASM-Net: A novel convolutional neural network for dehazing image [C] // *International Conference on Computer and Communication Systems (ICCCS)*. Piscataway: IEEE Press, 2020: 329-333.
- [12] LI C, GUO C, GUO J P. PDR-Net: Perception-inspired single image dehazing network with refinement [J]. *IEEE Transactions on Multimedia*, 2020, 22(3): 704-716.
- [13] ZHANG J, TAO D. FAMED-Net: A fast and accurate multi-scale end-to-end dehazing network [J]. *IEEE Transactions on Image Processing*, 2020, 29: 72-84.
- [14] WANG A N, WANG W H, LIU J L, et al. AIP-Net: Image-to-image single image dehazing with atmospheric illumination prior [J]. *IEEE Transactions on Image Processing*, 2019, 28(1): 381-393.
- [15] LI R, PAN J, HE M, et al. Task-oriented network for image dehazing [J]. *IEEE Transactions on Image Processing*, 2020, 29: 6523-6534.
- [16] QIN X, WANG Z, BAI Y, et al. FFA-Net: Feature fusion attention network for single image dehazing [C] // *Association for the Advance of Artificial Intelligence (AAAI)*, 2020: 11908-11915.
- [17] SULAMI M, GLATZER I, FATTAL R, et al. Automatic recovery of the atmospheric light in hazy images [C] // *IEEE International Conference on Computational Photography*. Piscataway: IEEE Press, 2014: 1-11.
- [18] SUN W, WANG H, SUN C, et al. Fast single image haze removal via local atmospheric light veil estimation [J]. *Computers & Electrical Engineering*, 2015, 46: 371-383.
- [19] HE K, JIAN S, TANG X. Guided image filtering [J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 2013, 35(6): 1397-1409.
- [20] BI G, REN J, FU T, et al. Image dehazing based on accurate estimation of transmission in the atmospheric scattering model [J]. *IEEE Photonics Journal*, 2017, 9(4): 1-18.
- [21] MA X, ZHAI G, GU K, et al. Quality evaluation of image dehazing methods using synthetic hazy images [J]. *IEEE Transactions on Multimedia*, 2019, 21(9): 2319-2333.
- [22] 郭璠, 蔡自兴. 图像去雾算法清晰化效果客观评价方法 [J]. *自动化学报*, 2012, 38(9): 1410-1419.
GUO F, CAI Z X. Objective evaluation method of image dehazing algorithm sharpening effect [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2012, 38(9): 1410-1919 (in Chinese).
- [23] 杨燕, 张得欣, 岳辉. 基于最小值通道与对数衰减的图像融合去雾算法 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2020, 46(10): 1844-1852.
YANG Y, ZHANG D X, YUE H. Image fusion dehazing algorithm based on minimum channel and logarithmic attenuation [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2020, 46(10): 1844-1852 (in Chinese).

Dehazing algorithm based on interval estimation and adaptive constraints of transmittance

YANG Yan^{*}, ZHANG Jinlong, ZHANG Haowen

(School of Electronic and Information Engineering, Lanzhou Jiaotong University, Lanzhou 730070, China)

Abstract: In order to solve the problems such as insufficient transmittance estimation and color cast of results of dehazing algorithms, an image restoration algorithm based on minimum channel interval estimation and transmittance adaptive constraint model is proposed. Firstly, bright channel of hazy image is obtained by using maximum operation of different sizes, and average value processing and frequency domain filtering are combined to get the atmospheric light estimation. Secondly, starting from the atmospheric imaging theory, minimum channel of hazy image is regarded as a constraint, then upper and lower boundaries of minimum channel of hazy image are fitted by plane model and adaptive mapping model respectively, and minimum channel of dehazed image and initial transmittance estimation are obtained. Finally, the initial transmittance can be refined by filter smoothing and adaptive boundary constraints to obtain the optimized transmittance, and according to atmospheric scattering model, restoration results are obtained. Experiments show that the restoration results of the proposed algorithm have natural colors, appropriate brightness, thorough degree of dehazing, rich detailed information and low time complexity, which effectively solves the problems of insufficient transmittance estimation and color cast.

Keywords: image restoration; frequency domain filtering; plane constraint; function mapping; interval estimation; adaptive boundary constraint

Received: 2020-09-25; **Accepted:** 2021-02-06; **Published online:** 2021-02-10 08:59

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210209.1453.001.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61561030); College Industry Support Plan Project of Gansu Provincial Department of Education (2021CYZC-04); Excellent Graduate Student Innovation Star Project in Gansu Province (2021CXZX-607); Research Fund of Teaching Reform Project of Lanzhou Jiaotong University (JG201928)

*** Corresponding author.** E-mail: yangyantd@mail.lzjtu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0525

涂层加速老化与自然曝晒试验的相关性分析

汪鹏飞, 贺小帆*, 张涵, 李玉海

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)



摘 要: 为了研究加速老化试验与自然曝晒试验的相关性,进行了飞机典型 7B04 T74 铝合金-30CrMnSiA 钢-7B04 T74 铝合金双排 8 个钢螺钉连接件在防护涂层加速谱下 6 个周期的加速老化试验和海南万宁 2 年的自然曝晒试验。观测并记录了不同加速周期和曝晒年限的防护涂层失光、变色、粉化、起泡、开裂、剥落和基本腐蚀现象,对加速老化和自然曝晒的防护涂层表观老化特征、基体腐蚀产物进行了对比分析,表明加速老化试验可以再现外场老化特征。考虑到防护涂层老化特征的多属性和动态性,对 2 种环境下的老化损伤进行了综合量化评估,用指数函数描述老化特征量随时间的变化规律。通过老化动力学规律的对比,给出了当量加速关系的表示形式,并得到了加速谱和海南万宁自然曝晒试验的当量加速关系为 0.4 年/周期。

关键词: 防护涂层; 相关性; 当量加速关系; 加速老化试验; 自然曝晒试验

中图分类号: V215.7

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2022)01-0027-09

飞机结构在使用过程中长期经受服役环境作用,环境作用下结构会产生腐蚀/老化损伤,影响结构的使用功能,造成了严重的社会和经济问题^[1-2]。因此,腐蚀防护与控制一直是保证飞机结构完整性的重要内容^[2-4],而防护涂层是最为有效的防护手段。

连接部位由于存在材料/结构的不连续、几何突变、异金属电位不同、容易积存腐蚀介质等特点,导致容易发生腐蚀损伤。因此,连接件防护涂层的有效性在结构腐蚀防护与控制 and 寿命评估中非常重要^[3]。

飞机结构的使用寿命长达数十年,评估防护涂层有效性最有效的手段是进行加速老化试验^[5],即在实验室环境下通过模拟服役过程、浓缩环境因素,在较短的时间内再现外场长期服役的老化损伤。目前,已提出了多种飞机结构用材料/结构的加速腐蚀/老化方法^[5-14]。但是由于飞机结构服役环境与地域、机场及使用方式有关,服

役地域广,使用环境中的环境介质种类多、变化复杂,飞机结构的停-飞-停使用过程也无明确规律,无法从理论上阐明加速老化试验方法的合理性。上述加速老化方法的确定主要依据经验,因此,加速老化试验方法与服役环境下的相关性成为了评估加速老化试验方法是否有效的关键问题。由于飞机结构服役年限长,在飞机结构研制阶段无法实现加速老化与实际服役的相关性研究,可实施的是研究加速老化与大气曝晒的相关性。

防护涂层加速老化试验的相关性主要体现在^[15]:①老化机理的一致性;②老化损伤特征的一致性;③老化动力学规律的一致性;④合适的当量加速关系。文献[16]进行了典型有机涂层的加速腐蚀试验与自然曝晒试验,采用腐蚀程度对比方法,证实了加速试验环境谱的模拟性,确定了当量加速关系。文献[17]以失光、变色衡量涂层的老化损伤,依据试验结果拟合得到失光、变色值随时间的变化曲线,通过曲线的对比确定当量加

收稿日期: 2020-09-16; 录用日期: 2020-12-06; 网络出版时间: 2021-02-03 17:03

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210203.1556.003.html

* 通信作者. E-mail: xfhe@buaa.edu.cn

引用格式: 汪鹏飞, 贺小帆, 张涵, 等. 涂层加速老化与自然曝晒试验的相关性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 27-35. WANG P F, HE X F, ZHANG H, et al. Correlation between accelerated aging of coating and natural exposure test[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 27-35(in Chinese).

速关系。鉴于电化学交流阻抗(EIS)可以表征涂层的老化损伤^[18-21],文献[22]以EIS表征涂层的老化损伤,通过2种环境下EIS的对比确定当量加速关系。但是,由于连接件防护涂层的老化损伤往往需要用失光、变色、粉化、起泡、开裂、剥落和基体腐蚀等来表征,失光、变色无法全面反映老化特征,而EIS值需要在试件表面保持一定的液膜,外场实施困难,并且EIS和测点位置密切相关^[23],老化量的规律性差,缺乏有效的老化动力学模型。因此,上述方法均无法用来准确评价加速方法的相关性。

为此,本文模拟飞机典型连接部位,进行了7B04 T74 铝合金-30CrMnSiA 钢-7B04 T74 铝合金两排8个钢螺钉新型防护涂层连接件在飞机结构防护涂层典型加速谱下的加速老化试验和海南万宁大气站的自然曝晒试验,对试验结果进行检测,对老化损伤进行表征和对比分析,建立了老化动力学规律,确定了当量加速关系,建立了连接件防护涂层相关性确定方法。

1 连接件防护涂层老化试验

1.1 试件

模拟飞机结构典型连接部位的材料、紧固件和加工、装配工艺,设计、加工如图1所示的连接件。

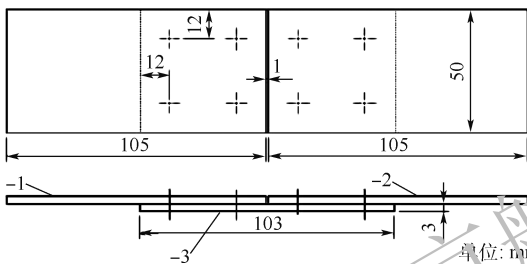


图1 典型连接件示意图

Fig. 1 Schematic diagram of typical connector

1.2 注意力机制模块

对接板为2 mm厚7B04 T74 铝合金板,表面硫酸阳极化、重铬酸盐填充;搭接板为3 mm厚30CrMnSiA 钢板,表面镀铬10 μm ,均为L-S取向。紧固件为HB1-134 6 \times 16 螺栓、HB 8235 MJ6 \times 1CdD 螺母和HB1-521LB6 \times 12 \times 1.5 垫片。在试件图示位置钻孔,紧固件涂B-15底漆进行湿装配,螺帽在钢板侧。装配前基材表面涂20 μm 厚的B-15底漆,室温大气环境下干燥8 h,装配涂40 μm 厚的597BF-15面漆,在室温大气环境下干燥8 h。

1.3 加速老化试验

飞机结构使用过程中,外界环境因素(湿度、温度、盐雾、紫外等)和载荷都会造成涂层的老化,多种因素的复合作用造成涂层材料有机分

子发生裂解,涂层逐步失效。参考典型的飞机结构外露部位加速谱^[10,12],模拟某型飞机结构的使用特点和外露部位的使用条件,采用如图2所示的防护涂层加速谱。该谱由5块构成,依次为湿热、紫外线照射、热冲击、低温疲劳和盐雾试验。

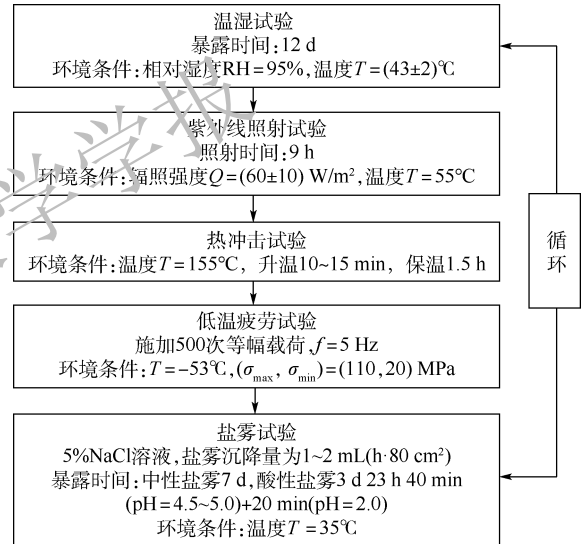


图2 加速老化环境谱

Fig. 2 Accelerated aging environmental spectrum

按照图2所示谱块进行加速老化试验,试验前用肥皂水和蒸馏水依次清洗试件表面以去除表面油污,每周期试验结束后用软毛刷在缓慢流动的蒸馏水下清洗试件表面,随后在室温大气环境下晾干,测试非连接部位涂层的失光率、色差值和粉化情况,记录钉头和孔边涂层起泡(大小、数量)、开裂(大小、数量)、剥落(尺寸、面积)和基体腐蚀(面积、数量)。失光和变色按GB/T 1766—2008^[24]要求进行测量,粉化按ISO 4628-6^[25]要求进行测量。采用BYK光泽度仪测量试件的表面光泽度,在试件考核部位测量多个点,取平均值。利用式(1)计算失光率:

$$\frac{A_0 - A_1}{A_0} \times 100\% \quad (1)$$

式中: A_0 为试验前光泽度测定值; A_1 为试验后光泽度测定值。

利用BYK色差仪测量每周期试验后试件表面颜色与初始颜色的色差值,测量多点取平均值。各试件测量点的选择与光泽度的测量相同。采用胶带纸法测量粉化程度,将透明胶带粘贴在干燥的涂层表面,施加压力后垂直于涂层表面移除胶带,并将胶带粘贴在合适颜色的背景板上,浅色涂层在深色背景下,深色涂层在白色背景下评价。通过胶带上粉粒的数量评估粉化程度。加速老化1~6个周期,试验结果如表1和图3所示。

表1 加速老化试验结果

Table 1 Results of accelerated aging test

评定指标		第1个周期	第2个周期	第3个周期
失光/%		2.6	4.5	5.4
变色		0.51	1.23	1.48
起泡	大小	直径为0~0.1 mm	直径为0~0.5 mm	直径为0.1~2.0 mm
	密度	钉头边缘有1~2个气泡	钉头边缘有1~5个气泡	钉头边缘有1~5个气泡;部分钉头边缘有一定量(10个)气泡
开裂	大小		个别孔边有0~1/4圆周的开裂	个别孔边有0~1/2圆周的开裂,部分气泡开裂
	数量			
剥落	最大尺寸	个别钉表面有直径约为0.3 mm的剥落	个别钉头边缘有直径约为1.0 mm、面积约为1 mm×0.5 mm、4 mm×2 mm的剥落	钉头边缘有直径为0.2~1.5 mm的剥落;个别钉头周围有面积约为4 mm×2 mm的剥落
	面积/%			
基体腐蚀	蚀点大小		剥落点蚀	剥落点蚀
	腐蚀产物		钉头边缘缝隙可见微量白色物质	钉头边缘缝隙有少量白色产物
粉化	用力擦,粘有一定量颜料粒子	用力擦,粘有一定量颜料粒子	用力擦,粘有一定量颜料粒子	用力擦,粘有一定量颜料粒子
评定指标		第4个周期	第5个周期	第6个周期
失光/%		11	14	17
变色		2.31	3.2	3.45
起泡	大小	直径为0.1~5.0 mm	直径为0.1~5.0 mm	直径为0.5~5.0 mm
	密度	钉头表面及边缘有较多(>15个)气泡	钉头表面及边缘有较多(>15个)气泡	钉头表面及边缘有较多(>15个)气泡
开裂	大小	个别孔边有1/2圆周开裂,部分气泡开裂	个别孔边有1/2圆周开裂,部分气泡开裂	个别孔边有1/2圆周开裂,部分气泡开裂
	数量			
剥落	最大尺寸	钉头表面有直径为0.2~2.0 mm的剥落;个别钉头周围有面积约为4 mm×2 mm的剥落	钉头表面有直径约为2.0 mm的剥落;个别钉头周围有面积约为4 mm×2 mm的剥落	钉头表面有直径约为2.0 mm的剥落;个别钉头周围有面积约为4 mm×2 mm的剥落
	面积/%			
基体腐蚀	蚀点大小	剥落点蚀	剥落点蚀	剥落点蚀
	腐蚀产物	钉头边缘缝隙有一定量白色产物	钉头边缘缝隙有较多白色产物	钉头边缘缝隙有较多白色产物
粉化	用力擦,粘有一定量颜料粒子	用力擦,粘有一定量颜料粒子	用力擦,粘有一定量颜料粒子	用力擦,粘有一定量颜料粒子

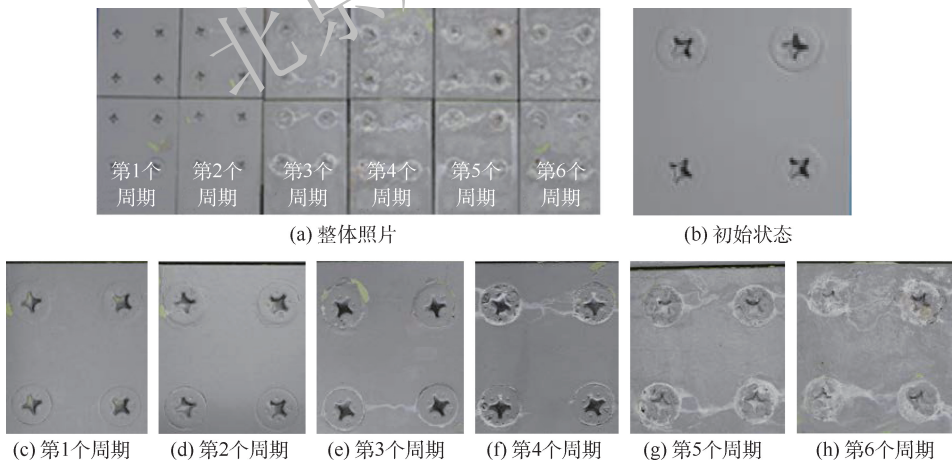


图3 防护涂层加速老化试验结果

Fig. 3 Accelerated aging test results of protective coating

1.4 自然曝晒试验

试验前按加速腐蚀试验要求对试件进行了清

洗,室温大气环境下晾干后按图2中加速谱要求进行了热冲击试验和低温疲劳试验,随后在海南

万宁自然曝晒试验站进行曝晒。在曝晒场将试件夹持端固定在如图 4 所示的自然曝晒架上,连接件彼此间避免接触。曝晒架与水平面夹角为 45° ,使连接件考核面朝上以承受阳光照射、降水及盐雾沉降。

自然曝晒 1 年后,发现紧固件表面和孔边涂层出现了明显的起泡、开裂、剥落现象,考虑到涂层已出现明显老化后热冲击和低温疲劳的效应不明显,同时为避免试件运输过程造成额外损伤。因此,直接曝晒至 2 年,不再安排低温疲劳和热冲击试验。自然曝晒 2 年的结果如表 2 和图 5 所示。



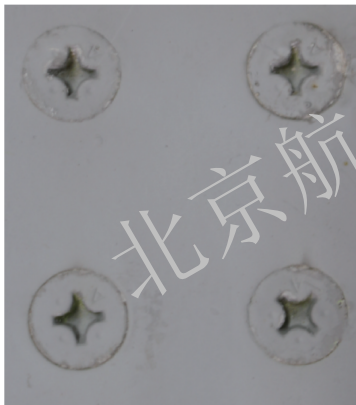
图 4 自然曝晒试验架

Fig. 4 Natural exposure test frame

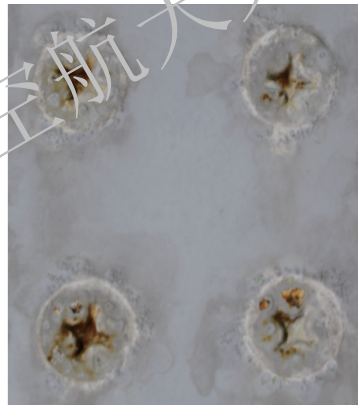
表 2 自然曝晒试验结果

Table 2 Results of natural exposure test

评定指标	第 1 年	第 2 年	
失光/%	5.2	16.3	
变色	1.39	3.35	
起泡	大小	直径为 $0.1 \sim 1.5 \text{ mm}$	直径为 $0.5 \sim 5.0 \text{ mm}$
	密度	钉头边缘有 $1 \sim 5$ 个气泡;部分钉头边缘有一定量(10 个)气泡	钉头表面及边缘有较多(>15 个)气泡
开裂	大小	个别孔边有 $1/4$ 圆周开裂,部分气泡开裂	个别孔边有 $1/2$ 圆周开裂,部分气泡开裂
	数量		
剥落	最大尺寸	个别钉头边缘有直径约为 1.0 mm 、面积约为 $1 \text{ mm} \times 0.5 \text{ mm}$ 、 $4 \text{ mm} \times 2 \text{ mm}$ 的剥落	钉头表面有直径约为 2.0 mm 的剥落;个别钉头周围有面积约为 $4 \text{ mm} \times 2 \text{ mm}$ 的剥落
	面积/%		
基体腐蚀	蚀点大小	剥落点蚀	剥落点蚀
	腐蚀产物	钉头边缘缝隙可见微量白色物质	钉头边缘缝隙有较多白色产物
失光	褪色现象不明显,失光率约为 5%	褪色现象明显,失光率约为 20%	
粉化	用力擦,粘有一定量颜料粒子	用力擦,粘有一定量颜料粒子	



(a) 第1年



(b) 第2年

图 5 防护涂层自然曝晒试验结果

Fig. 5 Natural exposure test results of protective coating

2 防护涂层老化特征对比

2.1 表观损伤特征对比

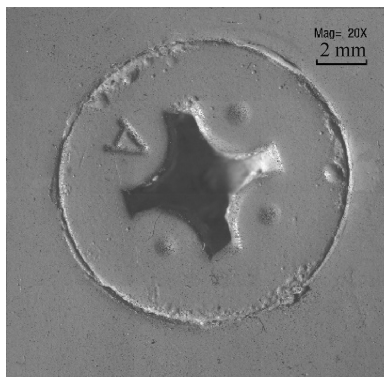
1) 自然曝晒 1 年和加速老化 2、3 个周期的对比。

在显微镜下观察到的自然曝晒 1 年与加速老化 2、3 个周期后考核部位防护涂层老化情况如图 6 和图 7 所示。

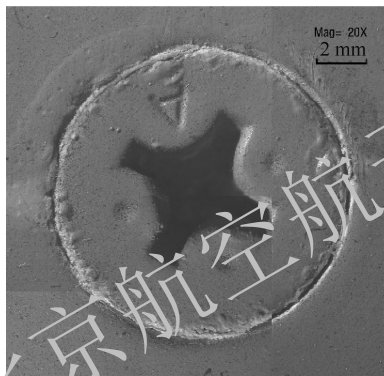
显然,除失光、变色、粉化外,防护涂层老化主要表现为孔边和紧固件边缘涂层起泡,自然曝晒 1 年的老化情况介于加速老化 2 个周期和 3 个周期之间。

2) 自然曝晒 2 年和加速老化 5、6 个周期的对比。

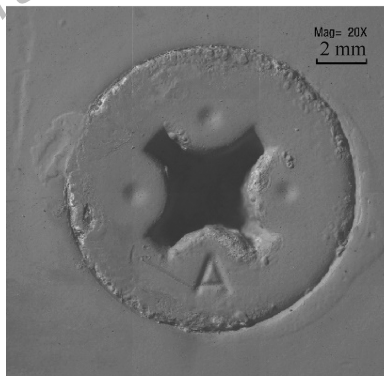
自然曝晒 2 年与加速老化 5、6 个周期后考核部位防护涂层老化情况如图 8 和图 9 所示。



(a) 加速老化2个周期



(b) 自然曝晒1年

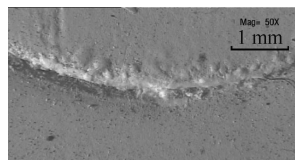


(c) 加速老化3个周期

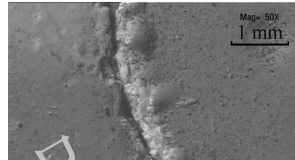
图 6 自然曝晒 1 年和加速老化 2、3 个周期试件表面形貌(放大 20 倍)

Fig. 6 Surface morphology of specimens exposed to natural sun for one year and accelerated aging for 2 and 3 cycles (20 times magnification)

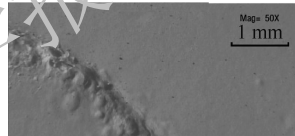
自然曝晒试件钢制紧固件十字槽出现了比较明显的锈斑,而加速老化试件则很少出现这种情况,主要原因是:加速老化试验每个周期后会对试件表面进行清洗、晾干,十字槽内不容易积存腐蚀介质。因此,在进行对比时,以孔边 5 mm 范围内防护涂层的老化情况为主。从图中可以看出,加速老化和自然曝晒试件孔边的老化特征均以起泡为主,起泡位置和形式相同,气泡的形状相同;随着老化周期的增加,防护涂层老化情况明显加重,不规则气泡数量增加,气泡的数量和尺寸均有明显增加。自然曝晒 2 年的涂层起泡情况与加速老化 5 个周期的情况比较接近。



(a) 加速老化2个周期



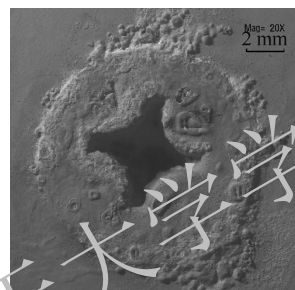
(b) 自然曝晒1年



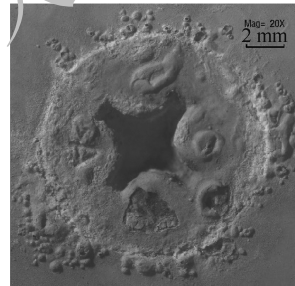
(c) 加速老化3个周期

图 7 自然曝晒 1 年和加速老化 2、3 个周期试件表面形貌(放大 50 倍)

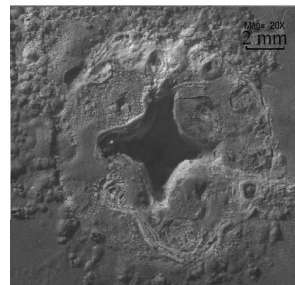
Fig. 7 Surface morphology of specimens exposed to natural sun for one year and accelerated aging for 2 and 3 cycles (50 times magnification)



(a) 加速老化5个周期



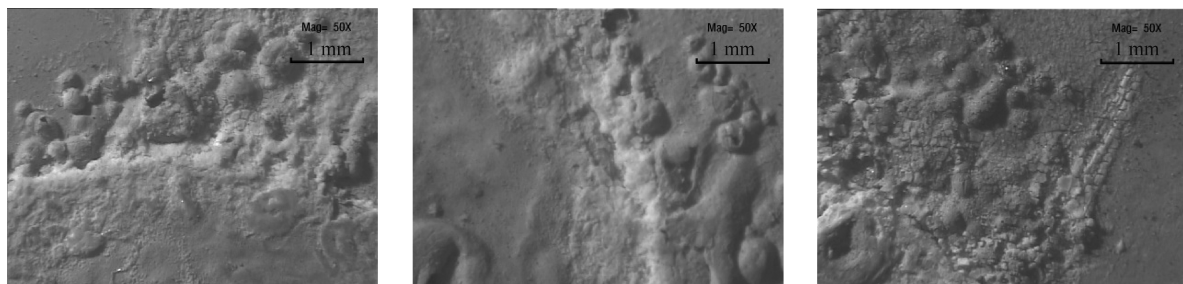
(b) 自然曝晒2年



(c) 加速老化6个周期

图 8 自然曝晒 2 年和加速老化 5、6 个周期试件表面形貌(放大 20 倍)

Fig. 8 Surface morphology of specimens exposed to natural sun for two years and accelerated aging for 5 and 6 cycles (20 times magnification)



(a) 加速老化5个周期 (b) 自然曝晒2年 (c) 加速老化6个周期

图9 自然曝晒2年和加速老化5、6个周期试件表面形貌(放大50倍)

Fig.9 Surface morphology of specimens exposed to natural sun for two years and accelerated aging for 5 and 6 cycles (50 times magnification)

2.2 基体腐蚀产物分析

取加速老化5个周期、自然曝晒2年试件孔边的腐蚀产物进行了EDS测试。腐蚀产物能谱分析结果如表3所示。

总体上讲,加速老化和自然曝晒试件腐蚀产物中均主要包括C、O、Al、S、Cl,含量也较为接近。

Al、O是金属基体腐蚀产物的主要元素,加速老化和自然曝晒腐蚀产物中Al、O的含量几乎完全相同,并且多次测量的结果无明显差别。加速老化产物存在一定含量的Na,自然曝晒腐蚀产物没有,这主要是加速老化试验浓缩了外场的盐雾环境造成的。

表3 腐蚀产物能谱分析结果

Table 3 Energy spectrum analysis result of corrosion products

类别	元素质量分数/%									
	C	O	Na	Mg	Al	Si	S	Cl	Zn	Ti
自然曝晒2年	11.83	58.93			23.18		2.01	2.62	0.83	
	21.84	51.00			16.91	0.50	0.82	5.77		1.71
加速老化5个周期	6.8	60.02			26.66		2.12	2.87		
	3.59	61.28	0.32		27.47		0.64	0.71		
	6.2	53.9	0.36		23.42		0.25	15.86		

3 当量加速关系计算

3.1 当量加速关系定义

记当量加速关系为AF,若用 T_1 表示自然曝晒年限, D 为自然曝晒老化损伤, t 表示加速老化试验周期, d 为加速老化损伤,则有

$$AF = T_1/t |_{D=d} \quad (2)$$

即加速老化和自然曝晒老化损伤相同时,自然曝晒时间和加速老化时间的比值^[10,15]。

3.2 老化动力学规律

连接件防护涂层老化损伤形式多样,在确定

当量加速关系时,需要综合所有的老化特征量,而不能仅仅依赖于其中一个老化特征量。为了能综合考虑多个老化损伤特征,参考文献[24],先对单项指标进行量化,量化结果如表4所示。

然后采用综合量化评估方法^[24]对老化损伤进行量化评估,其原理和过程简要介绍如下:

- 1) 单项指标量化,结果如表4所示。
- 2) 按文献[26]中的隶属函数和权重集分别确定失光、变色和粉化的隶属度集及起泡、开裂、生锈的评判向量;综合形成评判矩阵。
- 3) 根据评判向量和权重集合计算得到评判结果向量。

表4 单项老化损伤量化结果

Table 4 Quantitative results of single aging damage

单项指标		第1个周期	第2个周期	第3个周期	第4个周期	第5个周期	第6个周期	第1年	第2年
失光/%		2.6	4.5	5.4	11	14	17	5.2	16.3
变色		0.51	1.23	1.48	2.31	3.2	3.45	1.39	3.35
粉化		0	1	1	1	1	1	1	1
起泡	直径/mm	0.2	0.5	0.5	2	3	3	0.5	4
	数量/个	2	2	5	15	15	20	4	15
开裂	最大长度/mm	0.2	0.5	1	1	1	1	0.5	1
	数量/条	0	1	1	5	10	10	1	9
紧固件生锈	最大直径/mm	0	0.1	1	2	2	2	0.5	2
	数量/个	0	1	2	3	4	6	1	5
剥落或基体腐蚀		无	无	无	无	无	有	无	无

4) 对评判结果向量进行处理,确定老化损伤等级评价结果。

计算得到的老化损伤等级如表 5 所示。

表 5 老化损伤等级计算结果

Table 5 Calculation results of aging damage grade

加速时间 t /周期	老化损伤 d	曝晒时间 T_1 /年	老化损伤 D
1	0.51	1	1.21
2	0.90	2	3.49
3	1.56		
4	2.42		
5	3.46		
6	5		

加速老化第 6 个周期由于涂层出现剥落现象,涂层完全失效,老化损伤等级直接判为 5 级,该数据不用于后续分析。

将加速老化试验周期和老化损伤量化结果绘入图 10,可以看出老化动力学规律可用指数函数描述:

$$d = ae^{bt} \quad (3)$$

式中: a 、 b 为参数, a 对应 $t = 0$ 时的当量老化损伤值。

拟合结果如图 10 所示,拟合得到的函数关系式为: $d = 0.4074e^{0.432t}$,相关系数 $R = 0.99$ 。

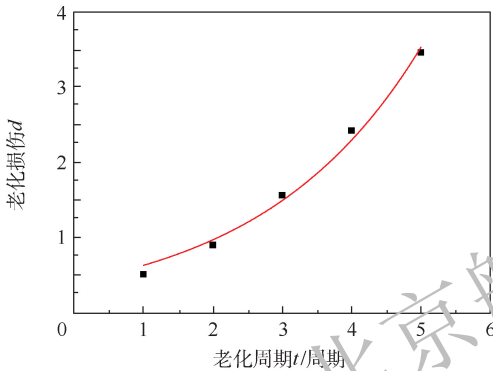


图 10 老化损伤等级曲线拟合结果

Fig. 10 Fitting result of aging damage grade curve

外场进行了 2 年的曝晒试验,2 年的老化情况已不弱于加速老化 5 个周期,显然,自然曝晒 3 年的涂层将失效。只能基于 2 年的数据进行分析,由于加速老化和自然曝晒具有明显的相关性,老化动力学规律可以取为相同的形式,即曝晒的老化动力学规律为

$$D = Ae^{BT_1} \quad (4)$$

式中: A 值代表 $T_1 = 0$ 时防护涂层的当量初始质量,与环境无关,因此可取 $A = a$;由此回归分析得到, $B = 1.075$ 。

3.3 当量加速关系确定

由式(3)和式(4)可得

$$e^{BT_1} = e^{bt} \quad (5)$$

进而可以得到当量加速关系的计算公式为

$$AF = \frac{T_1}{t} = \frac{b}{B} \quad (6)$$

计算得到当量加速关系 $AF = 0.432/1.075 = 0.4$ (年/周期)。即自然曝晒 1 年相当于加速老化 2.5 个周期,与目视检查结果一致。

4 结 论

本文进行了 7B04 T74 铝合金-30CrMnSiA 钢-7B04 T74 铝合金 2 排 8 个螺钉连接件表面涂 B-15 底漆 + 597BF-15 磁漆模拟试件的加速老化试验和海南万宁曝晒场的自然曝晒试验,通过试验结果的对比,阐明了加速老化试验和自然曝晒试验的相关性:

- 1) 加速老化试验能再现自然曝晒老化损伤。
- 2) 基于综合量化评估结果提出了指数函数的老化动力学规律,基于老化动力学规律对比给出了当量加速关系的表示形式和取值,本文研究对象在加速老化试验与海南万宁曝晒的当量加速关系为 0.4 年/周期。

参考文献 (References)

- [1] LINCOLN J W. Corrosion and fatigue: Safety issue or economic issue[C] // RTO AVF Workshop on "Fatigue in Presence of Corrosion" 1998:1-3
- [2] BUSSOS S, SHARP P K, DHAMARI R, et al. The influence of the environment and corrosion on the structural integrity of aircraft materials[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2009, 32(6):464-472.
- [3] U. S. Department of Defense. Aircraft structural integrity program (ASIP): MIL-STD-1530D [S]. Washington, D. C.: U. S. Department of Defense, 2016.
- [4] 陈群志,鞠明,余文波,等. 严酷环境下飞机外场腐蚀防护对策与措施[J]. 装备环境工程, 2017, 14(3):1-7.
CHEN Q Z, JU M, YU W B, et al. Countermeasures for aircraft field corrosion protection under the severe environment condition[J]. Equipment Environmental Engineering, 2017, 14(3): 1-7 (in Chinese).
- [5] CRAGNOLINO G, SRIDHAR N. Application of accelerated corrosion tests to service life prediction of materials: ASTM STP 1194[S]. West Conshohocken: ASTM, 1992.
- [6] MARCEAUX S, MARTIN C, MARGAILLAN A, et al. Effects of accelerated ageing conditions on the mechanism of chemically active antifouling coatings [J]. Progress in Organic Coatings, 2018, 125:257-265.
- [7] CAI G Y, WANG H W, JIANG D, et al. Degradation of fluorinated polyurethane coating under UVA and salt spray. Part I: Corrosion resistance and morphology [J]. Progress in Organic Coatings, 2018, 123:337-349.

- [8] MIWA T, TAKESHITA Y, ISHII A, et al. Simulation of water absorption and desorption behavior for anti-corrosion coatings in existing and new accelerated corrosion tests[J]. *Progress in Organic Coatings*, 2018, 120:71-78.
- [9] 刘文琰, 李玉海, 陈群志, 等. 飞机结构腐蚀部位涂层加速试验环境谱研究[J]. *北京航空航天大学学报*, 2002, 28(1): 109-122.
LIU W T, LI Y H, CHEN Q Z, et al. Accelerated corrosion environmental spectrums for testing surface coatings of critical areas of flight aircraft structures[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2002, 28(1): 109-122 (in Chinese).
- [10] 刘文琰, 李玉海. 飞机结构日历寿命体系评定技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.
LIU W T, LI Y H. Aircraft structure calendar life system assessment technology[M]. Beijing: Aviation Industrial Press, 2004 (in Chinese).
- [11] 张栋. 飞机结构件在当量环境谱下加速老化试验和日历寿命估算方法[J]. *航空学报*, 2000, 21(3): 196-201.
ZHANG D. Accelerated corrosion test of the aircraft structure under equivalent environment spectrum and the computing method for the calendar life[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2000, 21(3): 196-201 (in Chinese).
- [12] 李玉海, 刘文琰, 杨旭, 等. 军用飞机结构日历寿命体系评定应用范例[M]. 北京: 航空工业出版社, 2005.
LI Y H, LIU W T, YANG X, et al. Application example of military aircraft structure calendar life system assessment[M]. Beijing: Aviation Industrial Press, 2005 (in Chinese).
- [13] 陈跃良, 段成美, 金平, 等. 飞机结构局部环境谱及加速老化当量谱[J]. *航空工程与维修*, 1999, 31(3): 19-20.
CHEN Y L, DUAN C M, JIN P, et al. Local environmental and accelerating corrosion equivalent spectrums of aircraft structure[J]. *Aviation Maintenance & Engineering*, 1999, 31(3): 19-20 (in Chinese).
- [14] ASTM. Standard test method for evaluation of painted or coated specimens subjected to corrosive environments: ASTM D1654-08[S]. West Conshohocken: ASTM, 2008.
- [15] 曹楚南. 中国材料的自然环境腐蚀[M]. 北京: 化学工业出版社, 2005.
CAO C N. Natural environmental corrosion on Chinese materials[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2005 (in Chinese).
- [16] 张勇, 丁文勇, 陈跃良, 等. 有机涂层户外曝晒与加速试验对比研究[J]. *装备环境工程*, 2013, 10(2): 14-17.
ZHANG Y, DING W Y, CHEN Y L, et al. Comparison study on outdoor exposure and accelerated tests of organic coatings[J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2013, 10(2): 14-17 (in Chinese).
- [17] 王鹏, 金平, 谭晓明, 等. 基于失光率的飞机涂层自然曝晒与室内加速老化试验当量加速关系[J]. *航空材料学报*, 2015, 35(6): 77-82.
WANG P, JIN P, TAN X M, et al. Accelerated equivalent relationship between natural exposure and accelerated experiments of aircraft coating based on gloss loss[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2015, 35(6): 77-82 (in Chinese).
- [18] AMIRUDIN A, THIERRY D. Application of electrochemical impedance spectroscopy to study the degradation of polymer-coated metals[J]. *Progress in Organic Coatings*, 1995, 26(1): 1-28.
- [19] JOSEPH R X, TOSHIYASU N. Evaluation of the corrosion protection performance of epoxy coatings containing Mg nanoparticle on carbon steel in 0.1M NaCl solution by SECM and EIS techniques[J]. *Journal of Coatings Technology and Research*, 2017, 14(2): 395-406.
- [20] 刘惊, 胡吉明, 张鉴清, 等. 基于高频电化学阻抗谱测试的涂层防护性能评价方法[J]. *腐蚀科学与防护技术*, 2010, 22(4): 325-328.
LIU J, HU J M, ZHANG J Q, et al. Evaluation of protectiveness of organic coatings by means of high-frequency EIS measurement[J]. *Corrosion Science and Protection Technology*, 2010, 22(4): 325-328 (in Chinese).
- [21] SOUTO R M, LLORENTE M L, FERNANEZ L, et al. Accelerated tests for the evaluation of the corrosion performance of coil-coated steel sheet: EIS under cathodic polarization[J]. *Progress in Organic Coatings*, 2005, 53(1): 71-76.
- [22] 谭晓明, 王鹏, 王德, 等. 基于电化学阻抗的航空有机涂层加速老化动力学规律研究[J]. *装备环境工程*, 2017, 14(1): 5-8.
TAN X M, WANG P, WANG D, et al. Accelerated aging dynamic rules of aeronautic organic coating based on electrochemical impedance[J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2017, 14(1): 5-8 (in Chinese).
- [23] 吕耀辉, 刘玉欣, 何东昱, 等. 电化学阻抗技术在金属腐蚀及涂层防护中的研究进展[J]. *电镀与精饰*, 2018, 40(6): 22-28.
LV Y H, LIU Y X, HE D Y, et al. Development on electrochemical impedance spectroscopy technology in metal corrosion and coating anticorrosion[J]. *Plating and Finishing*, 2018, 40(6): 22-28 (in Chinese).
- [24] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局, 中国国家标准化管理委员会. 色漆和清漆 涂层老化的评级方法: GB/T 1766—2008[S]. 北京: 中国标准出版社, 2008.
General Administration of Quality Supervision, Inspection and Quarantine of the People's Republic of China, Standardization Administration. Paints and varnishes—Rating schemes of degradation of coats: GB/T 1766—2008[S]. Beijing: China Standards Press, 2008 (in Chinese).
- [25] ISO. Paints and varnishes—Evaluation of degradation of coatings—Designation of quantity and size of defects, and of intensity of uniform changes in appearances—Part 6: Assessment of degree of chalking by tape method: ISO 4628-6[S]. Geneva: ISO, 2003.
- [26] 唐扬刚, 贺小帆, 刘文琰, 等. 飞机连接结构防护涂层老化损伤量化评估方法[J]. *航空学报*, 2017, 38(1): 141-153.
TANG Y G, HE X F, LIU W T, et al. Quantitative method for evaluating aging damage of protective coating of aircraft joints structures[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(1): 141-153 (in Chinese).

Correlation between accelerated aging of coating and natural exposure test

WANG Pengfei, HE Xiaofan*, ZHANG Han, LI Yuhai

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: In order to study the correlation between accelerated aging test and natural exposure test, a comparative test between the exposure test and accelerated test on typical 7B04 T74 aluminum alloy-30CrMnSiA steel-7B04 T74 aluminum alloy connectors with double row 2 steel screws was carried out. The specimens were accelerated in the protective coating accelerated aging environment for 6 cycles and the natural exposure test of Wanning, Hainan for 2 years, respectively. The aging features including loss of gloss, fading, chalking, bubbling, cracking, flaking and metal substrate corrosion of protective coating were observed and measured, the aging characteristics and matrix corrosion products of accelerated aging and natural exposure protective coatings were compared and analyzed, the comparison on the tested aging characteristics of protective coatings indicates that the accelerated aging test can make the characteristics of the field aging reappear. Considering the multi-attribute and dynamic characteristics of aging characteristics of protective coatings, the aging damage in two environments is comprehensively evaluated quantitatively, and the variation law of aging characteristics with time is described by exponential function. By comparing the aging kinetics, the equation of the equivalent acceleration factor was given. The equivalent acceleration relation between two environments was obtained as 0.4 year/cycle.

Keywords: protective coating; correlation; equivalent acceleration relation; accelerated aging test; natural exposure test

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0512

复杂背景下机场道面细带状结构病害检测算法



李海丰*, 韩红阳

(中国民航大学 计算机科学与技术学院, 天津 300300)

摘 要: 机场道面裂缝、角隅断裂、接缝破碎、修补等病害宽度狭小、长短不一、图像中像素占比少,呈细带状结构,且与复杂背景对比度低,现有检测算法效果不佳。针对以上问题,提出了一种基于注意力机制与特征融合的深度神经网络模型 DetMSPNet。首先,利用注意力机制模块 CBAM,使得特征学习更加专注于细带状结构病害区域,抑制干扰信息;其次,构建残差空洞金字塔模块,提取不同尺度空间下的特征信息;然后,设计最大池化支路,便于之后浅、深层不同层次特征进行融合,加强模型对于病害的定位能力,并且将深层特征输入3种不同扩张率的扩张卷积和金字塔池化模块,使得病害特征包含更多全局上下文信息;最后,对所有层输出的病害特征信息进行融合,实现不同尺度、不同层次特征的信息互补。与目前3种经典的目标检测算法在机场道面病害图像数据集 APD 上做了对比实验,结果表明:所提算法的 mAP 达到 78.51%,优于对比算法。所提 DetMSPNet 模型,提高了算法对机场道面细带状结构病害检测中宽度狭小、长短不一、图像中像素占比少、与复杂背景对比度低等情况的适应能力。

关键词: 机场道面细带状结构病害; DetMSPNet; 注意力机制; 特征融合; 复杂背景
中图分类号: TP391

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2022)01-0036-09

由于荷载因素和环境因素的反复作用,机场道面结构在使用过程中会逐渐出现各种结构病害,对其定期检修维护是确保机场安全运营的关键。目前,面向公路道面的病害检测算法已经取得了一定进展,但专门针对机场道面病害检测问题的研究很少。当前机场仍采用以人工巡检为主的道面病害检测算法,耗时费力、主观性强且成本高,无法满足机场快速发展的需求。因此,自动化的机场道面病害检测已成为当前研究的热点。

为了从图像中快速、准确地检测出病害,部分学者采用传统的图像处理方法。Sorncharean 和 Phiphobmongkol^[1]基于网格单元划分,设计了一种用于强纹理和光照不均匀模型的裂缝检测算法。李清泉等^[2]提出一种将裂缝提取问题转化为格状图顶点之间最小代价路径搜索的算法用以

检测裂缝。Guan 等^[3]运用裂缝与背景信息存在的线性差异采用张量投票的方法增强裂缝特征。Feng 等^[4]基于改进 Otsu 阈值分割算法和改进的自适应迭代阈值分割算法,提出二次阈值分割算法,用于检测机场跑道裂缝。然而,该类算法易受环境因素干扰,而实际机场道面状况复杂,如背景纹理多样、病害与背景对比度低、噪声干扰强烈等,导致该类算法无法适用。

近年来,深度学习尤其是卷积神经网络(convolutional neural network, CNN)在图像识别领域取得了巨大进展^[5-6],出现了一批优秀的目标检测算法,如 Faster R-CNN 系列^[7-9]、STDN^[10]、Cascade R-CNN^[11]、DetNet^[12]等,这些算法在通用目标检测数据集上取得了很好的效果。然而,本文所研究的机场道面图像数据与通用目标检测图像

收稿日期: 2020-09-11; 录用日期: 2020-11-13; 网络出版时间: 2021-01-25 16:25

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210125.1457.001.html

基金项目: 国家重点研发计划(2019YFB1310601)

*通信作者. E-mail: lihf_cauc@126.com

引用格式: 李海丰, 韩红阳. 复杂背景下机场道面细带状结构病害检测算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 36-44.

LI H F, HAN H Y. Algorithm to detect thin strip-shaped structural diseases on airport pavement in complex background[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 36-44 (in Chinese).

数据存在显著不同,具体体现在:根据 MH/T 5024—2009^[13],机场道面中包含裂缝、角隅断裂、接缝破碎、修补等类型的结构病害,接缝破碎是接缝两侧各 60 cm 范围内出现的裂缝,角隅断裂是在角隅处产生的与接缝斜交的裂缝,修补则是对严重的裂缝进行维修后重新产生的病害,它们具有很大的相似性,都呈现为细带状结构。因此,直接将现有目标检测算法应用于机场道面细带状结构病害,实验结果发现,对于隐藏在复杂背景中的小病害易出现漏检,大病害易出现检测不完整、位置定位不准的问题。近年来,国内外学者提出了一系列专门针对机场道面病害检测的深度学习算法。例如,王森等^[14]设计了全卷积网络 Crack FCN 模型用以检测裂缝。Cha 等^[15]提出 CNN 和滑动窗口结合的检测算法对混凝土裂缝进行检测,提高了裂缝分类的准确度。2018 年,Cha 等^[16]使用改进的 Faster R-CNN 来实时检测结构中多种类型的病害。Zou 等^[17]设计了多尺度融合的编解码结构网络 DeepCrack,通过多尺度特征融合实现最佳的裂缝检测。以上算法虽然取得了一定的效果,但均存在网络深层感受野较小造成深层特征语义信息不足的问题,并且未能很好地利用图像的细节信息,使得病害检测的边界定位模糊。上述问题导致现有基于深度学习的病害检测算法仍无法完全适用于机场道面细带状结构病害检测。

基于以上分析,本文以 DetNet^[12] 为主干网

络,提出深度神经网络模型 DetMSPNet,与目前经典的特征提取网络相比,DetNet 通过引入额外的残差块并减少特征图下采样的次数和通道数,在获得大感受野的同时保持特征图的空间分辨率,有利于减少病害特征的损失,但对于细带状结构病害宽度狭小、与复杂背景对比度低等情况,特征提取能力仍不足。DetMSPNet 在 DetNet 基础上加入注意力和特征融合机制,提升了模型对于细带状目标的检测能力,实验结果表明了本文算法的有效性。

1 机场道面细带状结构病害检测算法

本文提出的基于注意力机制与特征融合的深度神经网络模型 DetMSPNet 主要由 4 部分组成:残差空洞金字塔模块(DetASPP)、最大池化支路、3 个不同扩张率的扩张卷积、金字塔池化模块(PPM),其详细结构如图 1 所示。首先,在网络各卷积层加入注意力机制模块 CBAM^[18],增强细带状结构病害的注意力权重,使其更关注于病害信息,抑制干扰信息;其次,设计 DetASPP 模块,通过多尺度特征学习,充分提取细带状结构病害特征;然后,增加最大池化支路,保留浅层特征具有的丰富细节信息,使得浅、深层特征进行融合,提高低对比度情况下对于机场道面细带状结构病害的定位能力,并且将深层病害特征通过 3 种不同扩张率的扩张卷积和 PPM 模块,充分聚合不同区域的上下文信息,使得提取的特征包含更多全局

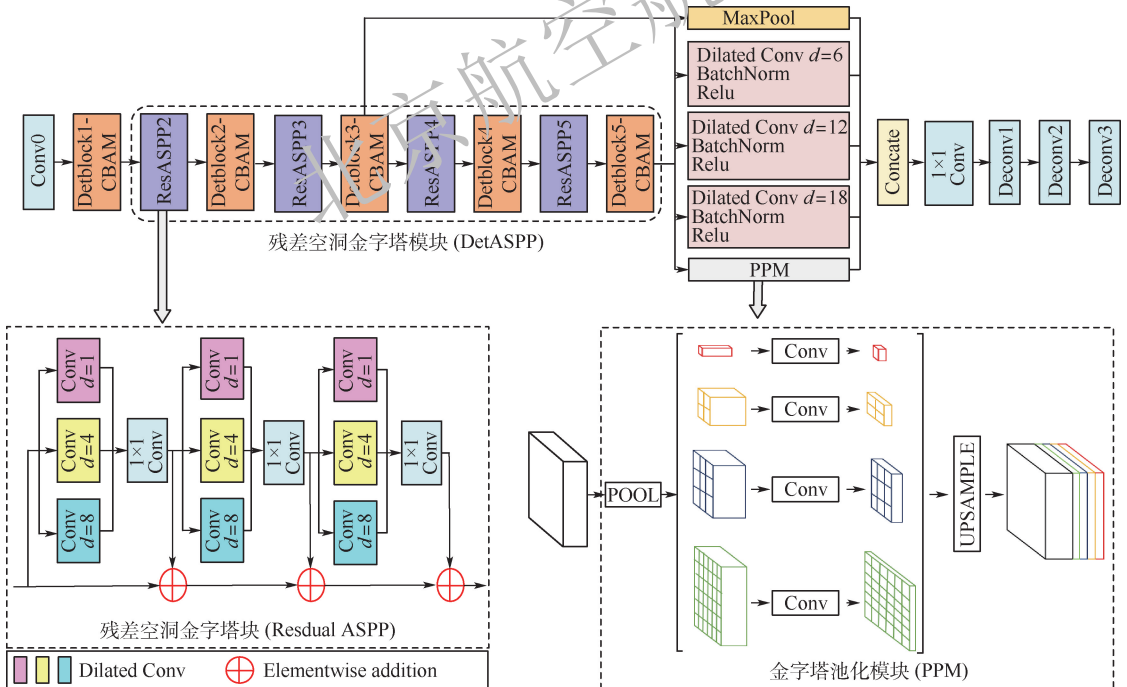


图 1 DetMSPNet 详细结构

Fig. 1 Detailed structure of DetMSPNet

上下文信息,利用丰富的上下文信息进一步减少细带状结构病害识别错误;最后,对不同操作下产生的病害特征进行融合,从而获得最终的病害检测结果。

1.1 注意力机制模块

CBAM 是一种结合了通道和空间的注意力机制模块,在 DetMSPNet 的每个残差块后面加入该模块,结构如图 2 所示。给定一个病害特征图 $F \in \mathbf{R}^{C \times H \times W}$, C 为通道数, H 为特征图的高度, W 为特征图的宽度。CBAM 以此推断出一个 1 维的通道注意力权重 $M_c \in \mathbf{R}^{C \times 1 \times 1}$,之后通道注意力权重 M_c 与特征图 F 计算得到通道注意力特征图 F' 。 $F' = M_c(F) \otimes F$ (1) 式中: \otimes 表示逐元素相乘。

F' 将作为接下来空间注意力模块的输入特征。基于通道注意力特征图 F' , CBAM 推断出一个 2 维的空间注意力权重 $M_s \in \mathbf{R}^{1 \times H \times W}$ 。然后利用 F' 与空间注意力权重 M_s 相乘得到空间注意力特征图 F'' 。

$$F'' = M_s(F') \otimes F' \quad (2)$$

最终输出的特征图 F'' 与原始特征进行融合以进行自适应特征细化。在每个残差模块阶段,不是简单地提取病害特征,而是每次提取特征后,再提取病害特征的通道域和空间域注意力权重,根据注意力权重对输入特征进行细化调整,通过加入 CBAM 模块,特征学习更加专注于机场道面细带状结构病害,抑制其他干扰信息,使得模型对于病害检测效果更佳。

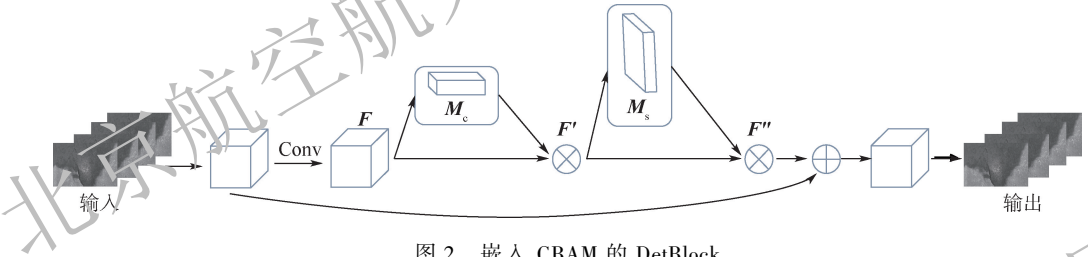


图 2 嵌入 CBAM 的 DetBlock

Fig. 2 DetBlock embedded in CBAM

1.2 残差空洞金字塔模块

机场道面裂缝、接缝破碎、角隅断裂、修补等细带状结构病害由于宽度狭小,在图像中像素占比少,加大了检测难度,为此,本文构建了一个 DetASPP 模块在大感受野和多尺度空间下提取病害特征。DetASPP 模块及残差空洞金字塔 (Residual ASPP) 块结构如图 1 所示。DetASPP 模块设置如下:该模块由 Residual ASPP 块与残差块交替连接组成,病害特征先被送到 Residual ASPP 块生成多尺度特征,再将得到的特征输入残差块进行特征融合,该结构重复 3 次产生最终特征。每个 Residual ASPP 块由 3 组扩张卷积组 (ASPP Group) 组成,在每个 ASPP Group 中,先利用 3 个扩张率分别为 1、4、8 的 3×3 卷积层进行特征提取,再用 1 个 1×1 卷积对 3 个扩张卷积层提取的特征进行融合。通过 DetASPP 模块进行多尺度特征提取,获得更有辨别力的病害特征,有助于更好地识别机场道面细带状结构病害。

1.3 最大池化支路

通过加入 CBAM 模块和构建 DetASPP 模块,可以一定程度上加强细带状结构病害的特征提取能力,但随着网络层次的加深,经过多次卷积池化后,深层网络提取的高度抽象的语义特征会在一定程度上丢失病害的细节信息,加

之机场道面油污、水渍、标线等的存在造成病害和背景之间的对比度较低,使得病害边界变得模糊,影响病害检测的定位能力。为此,本文在 DetMSPNet 网络的第 3 个残差块上添加了一个最大池化支路,如图 1 所示。此支路提取到的特征信息能够极大地保留病害的细节信息,使得之后可以对保留细节信息的浅层特征和具有高度抽象的深层特征相融合,增加信息的多样性,提高 DetMSPNet 对于机场道面细带状结构病害的定位能力。

1.4 不同扩张率的扩张卷积和金字塔池化模块

机场道面裂缝、接缝破碎、角隅断裂、修补等细带状结构病害大小不一,一些又细又小的病害受到干扰,有可能出现漏检,而大病害可能超出感受野的范围造成病害检测的不连续,导致网络对这些病害特征的提取效果较差。为此,在网络提取到最后一层病害特征之后加入了 3 个扩张率分别为 6、12、18 的扩张卷积和金字塔池化模块^[19]。相比于普通卷积,扩张卷积能够在不改变特征图尺寸的同时有效增加网络的感受野,如图 3 所示。输入图像中有效感受野受限,经过 3 个扩张率 d 分别为 6、12、18 的扩张卷积,扩大了有效感受野并保持图像细节,实现在大感受野范围内提取到更多的病害信息。PPM 模块如图 1 所示,该模块

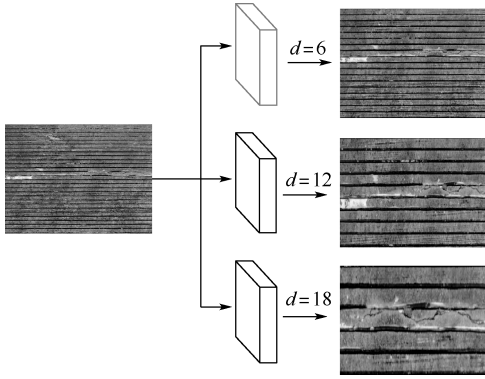


图 3 三个不同扩张率的扩张卷积

Fig. 3 Dilated convolutions with three dilated rates

中构建了深度为 4 的特征金字塔,不同深度的病害特征是基于输入的危害特征通过不同尺度的池化操作得到的,本文池化后的特征尺寸分别是 1×1 、 2×2 、 3×3 和 6×6 ;通过一个 1×1 卷积层将病害特征维度缩减为原来的 $1/4$;将这些金字塔特征直接上采样到与输入的危害特征相同尺寸,并与输入特征进行融合,通过聚合不同区域的上下文信息,从而得到融合后带有更多全局上下文信息的病害特征。

2 实验与分析

本文利用 Python 和 OpenCV,使用深度学习框架 Pytorch 实现和训练所设计神经网络模型。实验硬件环境是主频为 3.2 GHz 的 i7-8700 CPU,64 GB 的运行内存,11 GB 显存的 GeForce GTX 1080ti 显卡。操作系统为 Ubuntu 18.04。

2.1 数据集

本文建立了一个机场道面病害图像数据集用于算法验证,数据集中的图像均来自真实机场道面环境,数据采集平台为成都至目机器人有限公司的机场道面安全检测机器人,如图 4 所示。该检测机器人集成人造光源、高清面阵相机、差分 GPS 等设备,为本文实验提供全国数十家机场的道面数据,其中采集图像大小为 $1\ 800 \times 900$ 像素和 $1\ 600 \times 900$ 像素,实验中采用 900×600 像素的滑动窗口在不改变原始病害特征的情况下对原图进行切分,将图像分辨率统一调整为 900×600 像素,通过挑选共选择了 2 733 张包含细带状结构病害的道面图像作为数据集,数据集命名为 APD,其中细带状结构病害主要包含 4 类:裂缝、接缝破碎、角隅断裂和修补。通过数据增强方法(水平翻转、垂直翻转、缩放变换、对比度变换)对该数据集进行扩充,最终样本数量为 9 563 张机场道面病害图像,APD 具体详情如表 1 所示。



图 4 机场道面安全检测机器人

Fig. 4 Airport pavement safety detection robot

表 1 APD 数据集详情

Table 1 Details of APD dataset

参数	训练	验证	测试
图像大小/像素	900 × 600	900 × 600	900 × 600
图像数量(扩充后)/张	7 213	1 803	547

2.2 网络训练参数选择

参照 DetNet^[12] 提供的超参数设置及实验中多次参数尝试,本文使用随机梯度下降(stochastic gradient descent, SGD)对网络参数进行学习,权重衰减系数设置为 0.000 1,使用动量系数来加速梯度下降,设为 0.9, IoU 阈值设置为 0.5,学习率为 0.001,每迭代 5 个 epochs 对学习率除以 10 进行更新,由于受到实验平台硬件约束,将 batch-size 设置为 2,一共训练 12 epochs。

2.3 评价指标

为了量化检测结果,采用平均精确度 AP、平均精确度均值 mAP 对病害检测性能进行评估。其中,AP 衡量模型在检测每个类别上的表现程度,mAP 衡量模型在检测所有类别上的表现程度,通过将每个类别对应的 AP 值算术平均后得到。这 2 个值的计算依赖于精确率 P 和召回率 R 两个参数。精确率和召回率的定义如下:

$$P = TP / (TP + FP) \quad (3)$$

$$R = TP / (TP + FN) \quad (4)$$

式中:TP 为病害正确识别为病害的个数;FP 为非病害错误识别为病害的个数;FN 为病害错误识别为非病害的个数。

在精确率和召回率的基础上,AP 和 mAP 的定义如下:

$$AP = \int_0^1 P(R) dR \quad (5)$$

$$mAP = \frac{\sum_{i=1}^N AP_i}{N} \quad (6)$$

式中: AP_i 为第 i 类病害的平均精确度; N 为病害类型总数。

2.4 对比算法

采用 Faster R-CNN^[9]、STDN^[10]、Cascade R-CNN^[11]作为本文的对比算法。其中,STDN 通过设计尺度变换模块(scale-transfer module)在不增加额外参数和计算量的同时解决了不同目标检测时的尺度问题。Faster R-CNN 则是目前使用最广泛的基于候选区域的目标检测算法。Cascade R-CNN 在 Faster R-CNN 的基础上,通过使用不同的 IoU 阈值,训练了多个级联的检测器,可获得更精细化的检测结果。

2.5 实验结果

根据以上实验设置,完成了在 APD 数据集上的对比实验,并将测试结果展示在表 2 中。表中:最佳结果以加粗突出显示。从表 2 中可以看出,本文算法对于裂缝、接缝破碎、角隅断裂、修补等 4 类病害的 AP 和 mAP 值均优于其他 3 种对比算法。相比于其他 3 种病害,裂缝的 AP 值较低,这是因为虽然接缝破碎、角隅断裂等病害宽度狭小、大小不一,但位置较为固定,如接缝破碎是在接缝处出现,角隅断裂则产生在角隅处并与接缝斜交,而裂缝分布没有规律且形态多变,因此检测难度更大。此外,本文比较了各算法检测单张图像的平均速度,可以发现,本文算法的检测速度与 Cascade R-CNN 相当,慢于 Faster R-CNN 和 STDN。考虑到机场道面结构病害检测应用对于检测速度要求不高,本文算法能够满足应用需求。图 5 展示了各算法在 APD 数据集上的部分可视化检测结果。可以看出,在复杂环境造成的低对比度情况下,STDN 出现了漏检,而本文算法、Faster R-

CNN 和 Cascade R-CNN 算法都检测到了细带状结构病害,但 Faster R-CNN 算法病害检测不完整,出现了部分漏检;相较于 Cascade R-CNN 算法,本文算法的检测结果更贴合于病害的真实形态,精度更高,这表明在低对比度情况下,本文算法具有更好的检测效果。图 5 第 7 行展示了对于小尺寸的细带状结构病害,相较于 STDN 和 Cascade R-CNN 算法,本文算法定位更精准,检测效果更佳。实验结果表明,本文算法的平均检测精度更高。

2.6 消融实验

为了证明 DetMSPNet 中不同组成部分的有效性,开展了如下消融实验。

2.6.1 注意力机制模块的有效性

为了验证 CBAM 对于机场道面细带状结构病害检测的有效性,从 DetMSPNet 中去除 CBAM 模块,其他条件不变,实验结果如表 3 所示。可以看出,去掉 CBAM 后,角隅断裂、修补的 AP 及 mAP 值均有一定程度的下降。这是因为:CBAM 在几乎不增加网络开销的情况下,可以使得特征学习更加关注于机场道面病害信息,抑制干扰信息,学习到的病害特征更具代表性。

2.6.2 残差空洞金字塔模块的有效性

保持其他条件不变,比较 DetMSPNet 中有无 DetASPP 模块病害检测的性能,实验结果如表 4 所示。可以看出,去除 DetASPP 模块后,mAP 值从 78.51% 下降至 78.23%,该结果表明对于机场道面细带状结构病害,DetASPP 模块能够从多尺度空间下提取更多的病害特征信息。

表 2 机场道面 APD 数据集检测结果

Table 2 Detection results on airport pavement APD dataset

算法	网络	平均速度/s	AP/%				mAP/%
			裂缝	接缝破碎	角隅断裂	修补	
STDN	Densenet169	0.023 /(GPU)	28.96	59.42	89.37	79.47	64.28
Faster R-CNN	ResNet-101	0.062(GPU)	40.86	68.53	90.47	74.34	68.55
Cascade R-CNN	DetNet	0.137(GPU)	47.96	87.11	90.91	82.95	77.23
本文算法	DetMSPNet	0.167(GPU)	49.44	87.54	92.64	84.42	78.51

2.6.3 最大化池化支路的有效性

本组实验用于对比模型中是否有最大化池化支路对病害最终检测结果的影响。如表 5 所示,去掉最大化池化支路,裂缝、角隅断裂和修补的 AP 值分别下降了 0.26%、1.73%、1.23%,mAP 值从 78.51% 下降至 77.77%,这表明最大化池化支路提取的浅层特征能够提供更丰富的病害细节信息,之后浅、深层特征融合有利于病害更精确的定位,进一步

提高了检测性能。

2.6.4 三种不同扩张率的扩张卷积的有效性

本文使用扩张率分别为 6、12、18 的 3 个扩张卷积来增大感受野,使得深层特征包含更多病害信息。为验证其有效性,保持其他条件不变,比较模型中是否有该模块病害检测的性能。如表 6 所示,裂缝、角隅断裂、修补 AP 值分别下降了 0.69%、0.63%、0.48%,mAP 值从 78.51% 下降

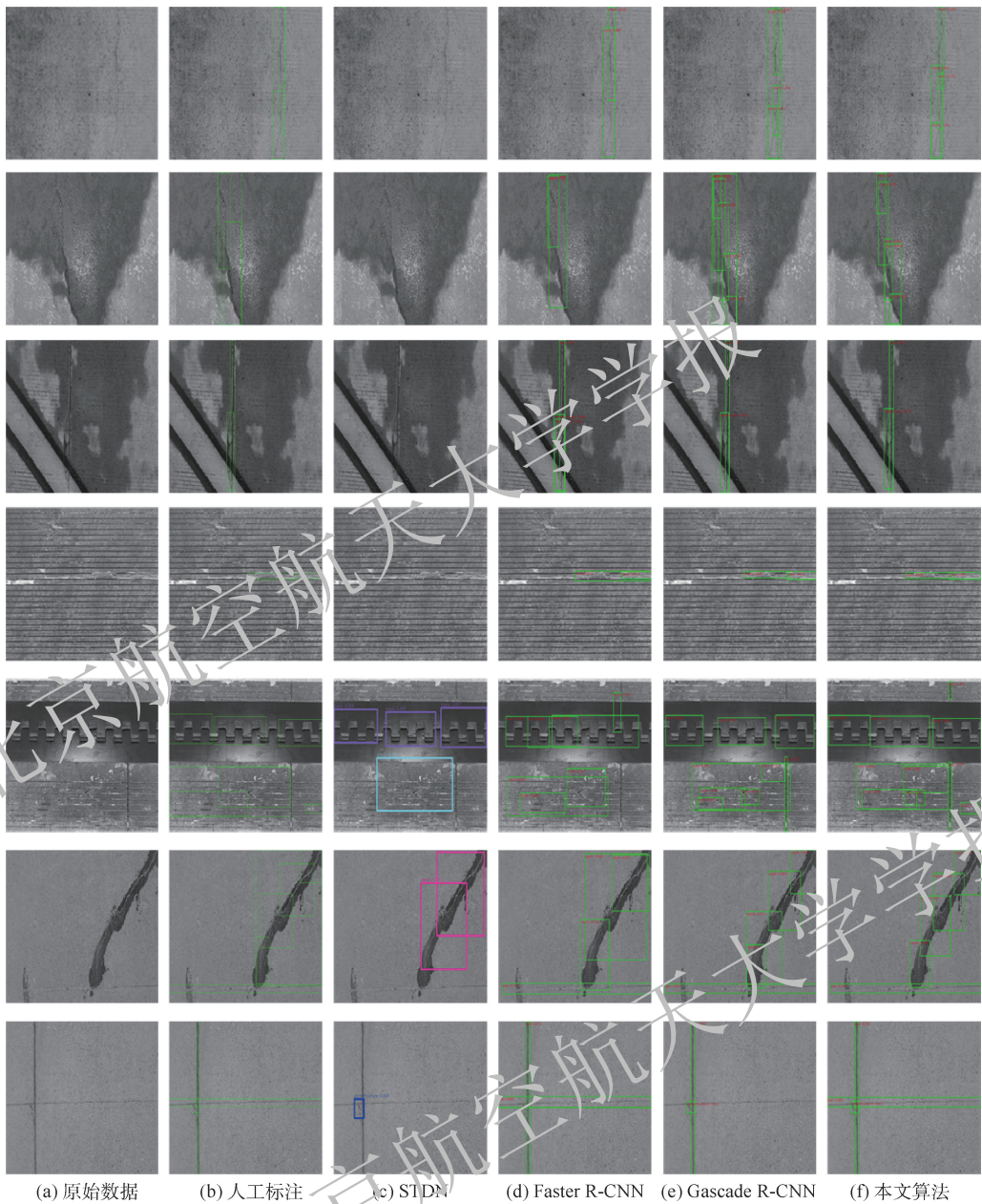


图 5 不同算法在 APD 数据集上的可视化结果展示

Fig. 5 Visualization results of various algorithms on APD dataset

表 3 CBAM 模块的有效性

Table 3 Effectiveness of CBAM module

网络	AP/%				mAP/%
	裂缝	接缝破碎	角隅断裂	修补	
DetMSPNet (无 CBAM)	49.82	89.09	90.91	83.67	78.37
DetMSPNet	49.44	87.54	92.64	84.42	78.51

表 4 DetASPP 模块的有效性

Table 4 Effectiveness of DetASPP module

网络	AP/%				mAP/%
	裂缝	接缝破碎	角隅断裂	修补	
DetMSPNet (无 DetASPP)	48.55	88.35	92.81	83.19	78.23
DetMSPNet	49.44	87.54	92.64	84.42	78.51

表5 最大池化支路的有效性

Table 5 Effectiveness of maximum pooling branch

网络	AP/%				mAP/%
	裂缝	接缝破碎	角隅断裂	修补	
DetMSPNet(无最大池化支路)	49.18	87.81	90.91	83.19	77.77
DetMSPNet	49.44	87.54	92.64	84.42	78.51

至 78.25%。这表明不同扩张率的扩张卷积有助于 DetMSPNet 在更大的感受野范围内提取到更多的病害信息。

2.6.5 金字塔池化模块的有效性

通过对比加入和去除 PPM 模块的效果,来验证其有效性,实验结果如表 7 所示。与 DetMSPNet

相比,去掉该模块后,裂缝、角隅断裂、修补 AP 值分别下降了 1.38%、1.73%、1.1%,mAP 值从 78.51% 下降至 77.75%。这是因为:PPM 模块通过聚合不同区域的上下文信息,减少了不同子区域上下文信息的丢失,从而提高了对全局信息的获取能力,使得 DetMSPNet 的分类能力得以提高。

表6 三种不同扩张率的扩张卷积的有效性

Table 6 Effectiveness of dilated convolution with three dilated rates

网络	AP/%				mAP/%
	裂缝	接缝破碎	角隅断裂	修补	
DetMSPNet(无扩张卷积)	48.75	88.31	92.01	83.94	78.25
DetMSPNet	49.44	87.54	92.64	84.42	78.51

表7 金字塔池化模块的有效性

Table 7 Effectiveness of pyramid pooling module

网络	AP/%				mAP/%
	裂缝	接缝破碎	角隅断裂	修补	
DetMSPNet(无 PPM)	48.06	88.69	90.91	83.32	77.75
DetMSPNet	49.44	87.54	92.64	84.42	78.51

3 结论

1) 针对机场道面裂缝、角隅断裂、接缝破碎、修补等细带状结构病害宽度狭小、长短不一、图像中像素占比少,且与复杂背景对比度低的问题,本文提出了一种基于注意力机制和特征融合的机场道面细带状结构病害检测算法。

2) 利用注意力机制更加关注病害信息,抑制干扰信息并在多尺度、多层次下提取特征,使得融合后的病害特征更具代表性。

3) 在采集的机场道面病害图像数据集 APD 上进行了实验,结果表明,与目前经典的目标检测算法相比,本文算法具有更高的平均检测精度,能够适用于机场道面细带状结构病害检测任务。

参考文献 (References)

[1] SORNCHAREAN S, PHIPHOBMONGKOL S. Crack detection on asphalt surface image using enhanced grid cell analysis[C]// 4th IEEE International Symposium on Electronic Design, Test and Applications. Piscataway: IEEE Press, 2008: 49-54.

[2] 李清泉, 邹勤, 毛庆洲. 基于最小代价路径搜索的路面裂缝检测[J]. 中国公路学报, 2010, 23(6): 28-33.

LI Q Q, ZOU Q, MAO Q Z. Pavement crack detection based on minimum cost path searching[J]. China Journal of Highway and Transport, 2010, 23(6): 28-33 (in Chinese).

[3] GUAN E, LI J, YU Y, et al. Iterative tensor voting for pavement crack extraction using mobile laser scanning data[J]. IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 2014, 53(3): 1527-1537.

[4] PENG L, CHAO W, SHUANGMIAO L, et al. Research on crack detection method of airport runway based on twice-threshold segmentation[C]// 2015 Fifth International Conference on Instrumentation and Measurement, Computer, Communication and Control (IMCCC). Piscataway: IEEE Press, 2015: 1716-1720.

[5] SIMONYAN K, ZISSERMAN A. Two-stream convolutional networks for action recognition in videos[C]// Advances in Neural Information Processing Systems, 2014: 568-576.

[6] ZEILER M D, FERGUS R. Visualizing and understanding convolutional networks[C]// European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2014: 818-833.

[7] GIRSHICK R, DONAHUE J, DARRELL T, et al. Rich feature hierarchies for accurate object detection and semantic segmentation[C]// Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2014: 580-587.

[8] GIRSHICK R. Fast R-CNN[C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2015: 1440-1448.

- [9] REN S, HE K, GIRSHICK R, et al. Faster R-CNN: Towards real-time object detection with region proposal networks [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2017, 39(6): 1137-1149.
- [10] ZHOU P, NI B, GENG C, et al. Scale-transferrable object detection [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 528-537.
- [11] CAI Z, VASCONCELOS N. Cascade R-CNN: Delving into high quality object detection [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 6154-6162.
- [12] LI Z, PENG C, YU G, et al. DetNet: A backbone network for object detection [EB/OL]. (2018-04-17) [2020-09-01]. <https://arxiv.org/abs/1804.06215v2>.
- [13] 中国民用航空局. 民用机场道面评价管理技术规范: MH/T 5024—2009 [S]. 北京: 人民交通出版社, 2009. Civil Aviation Administration of PRC. Technical specifications of aerodrome pavement evaluation and management: MH/T 5024—2009 [S]. Beijing: China Communications Press, 2009 (in Chinese).
- [14] 王森, 伍星, 张印辉, 等. 基于深度学习的全卷积网络图像裂纹检测 [J]. 计算机辅助设计与图形学学报, 2018, 30(5): 859-867.
- [15] WANG S, WU X, ZHANG Y H, et al. Image crack detection with fully convolutional network based on deep learning [J]. Journal of Computer-Aided Design & Computer Graphics, 2018, 30(5): 859-867 (in Chinese).
- [16] CHA Y J, CHOI W, BUYUKOZTURK O. Deep learning-based crack damage detection using convolutional neural networks [J]. Computer-Aided Civil and Infrastructure Engineering, 2017, 32(5): 361-378.
- [17] CHA Y J, CHOI W, SUH G, et al. Autonomous structural visual inspection using region-based deep learning for detecting multiple damage types [J]. Computer-Aided Civil and Infrastructure Engineering, 2018, 33(9): 731-747.
- [18] ZOU Q, ZHANG Z, LI Q, et al. DeepCrack: Learning hierarchical convolutional features for crack detection [J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2018, 28(3): 1498-1512.
- [19] WOO S, PARK J, LEE J Y, et al. CBAM: Convolutional block attention module [C] // European Conference on Computer Vision. Berlin: Springer, 2018: 3-19.
- [20] ZHAO H, SHI J, QI X, et al. Pyramid scene parsing network [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 2881-2890.

Algorithm to detect thin strip-shaped structural diseases on airport pavement in complex background

LI Haifeng^{*}, HAN Hongyang

(College of Computer Science and Technology, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: The structural diseases on airport pavement, such as cracks, corner fractures, broken seams, and repairs, have the characteristics of narrow width, different length, and less pixel proportion in the image, which show a thin strip-shaped structure, and the contrast is low in the complex background. These factors lead to detection failure when using the existing detection algorithms. To solve these problems, a deep neural network model, named as DetMSPNet, based on attention mechanism and feature fusion is proposed. First, the attention mechanism module CBAM is used to make the feature learning more focused on the disease area of the thin strip-shaped structure and suppress the interference information. Second, the residual atrous pyramid module is constructed to extract the feature information with different scales. Then, the maximum pooling branch is designed to facilitate the fusion of different features from shallow and deep layers, and improve the positioning ability of the model for diseases. In addition, the deep features are fed into three dilated convolutions with different dilated rates and pyramid pooling modules, so that the disease features contain more global context information. Finally, the disease features generated from all levels are fused to fulfil the information complementation from different scales and different levels. The comparative experiment was conducted with three classical object detection algorithms on APD dataset, and the results show that the proposed algorithm achieves an mAP of 78.51%, which is better than its counterparts. The proposed DetMSPNet improves the adaptability of the algorithm to the narrow width, different length, less proportion of pixels in the image and low contrast with complex background for the detection of thin strip-shaped structural diseases on airport pavement. The experimental results show that the average detection accuracy of the proposed algorithm is improved.

Keywords: thin strip-shaped structural diseases on airport pavement; DetMSPNet; attention mechanism; feature fusion; complex background

Received: 2020-09-11; **Accepted:** 2020-11-13; **Published online:** 2021-01-25 16:25

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210125.1457.001.html

Foundation item: National Key R & D Program of China (2019YFB1310601)

*** Corresponding author.** E-mail: lihf_cauc@126.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0518

基于条件生成对抗网络的 HDR 图像生成方法



贝悦¹, 王琦¹, 程志鹏¹, 潘兴浩¹, 杨默涵², 丁丹丹^{2,*}

(1. 咪咕视讯科技有限公司, 上海 201201; 2. 北京观止创想科技有限公司, 北京 100036)

摘 要: 高动态范围(HDR)图像相比低动态范围(LDR)图像有更宽的色域和更高的亮度范围,更符合人眼视觉效果,但由于目前的图像采集设备大都是LDR设备,导致HDR图像资源匮乏,解决该问题的一种有效途径是通过逆色调映射将LDR图像映射为HDR图像。提出了一种基于条件生成对抗网络(CGAN)的逆色调映射算法,以重建HDR图像。为此,设计了基于多分支的生成对抗网络与基于鉴别块的鉴别网络,并利用CGAN的数据生成能力和特征提取能力,将单张LDR图像从BT.709色域映射到对应的BT.2020色域。实验结果表明:与现有方法相比,所提出的网络能够获得更高的客观与主观质量,特别是针对低色域中的模糊区域,所提方法能够重建出更清晰的纹理与细节。

关键词: 条件生成对抗网络(CGAN); 卷积神经网络; 逆色调映射; 色域转换; 特征提取
中图分类号: TP391

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2022)01-0045-08

随着显示设备技术产业的发展,普通低动态范围(low dynamic range, LDR)的显示器逐渐不能满足大众影音需求,具有更高亮度、更广色域的高动态范围(high dynamic range, HDR)显示设备逐渐出现。与普通的LDR图像相比, HDR图像的编码位数由8 bit提升至10 bit或以上,图像色域范围由BT.709标准提升至BT.2020标准,能提供更多的动态范围和图像细节。然而,目前与HDR显示设备相适配的视频图像资源十分匮乏。因此,通过逆色调映射,将原本的LDR图像生成对应的高质量HDR图像,也就是逆色调映射,是有效提升原有图像视频质量的有效途径之一^[1]。

从LDR图像到HDR图像的映射是一个非线性的、不适定问题,存在多种解。与LDR图像相比, HDR图像色域更广,广义上的HDR图像色域应能覆盖到90%以上的DCI-P3色域范围;位深

由LDR图像的8 bit增加到10 bit。因此,在不同场景下,由LDR图像生成对应的HDR图像需要良好的对应点像素生成能力。由此启发可以使用神经网络来完成上述逆映射。

卷积神经网络(convolutional neural networks, CNN)首先被用于上述逆色调映射,以完成HDR重建。实验结果表明,一些基于CNN的方法能够获得比传统方法更高的性能^[2-7]。但是,这些基于CNN的方法通常涉及大量参数,因而在训练中会花费很长时间。此外,在网络训练中往往使用L2损失函数,虽然获得了较高的峰值信噪比(peak signal-to-noise ratio, PSNR),但图像主观质量偏于平滑,降低了HDR的观看体验。近年来,为克服上述问题,研究人员提出使用基于对抗生成网络(generative adversarial network, GAN)的HDR重建方法。以往工作^[8-11]一般都使用U-Net做为GAN的生成器,使用卷积配合降采样的结构

收稿日期: 2020-09-14; 录用日期: 2021-04-23; 网络出版时间: 2021-05-17 17:00

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210517.1523.003.html

基金项目: 浙江省自然科学基金(LY20F010013)

* 通信作者: E-mail: DandanDing@hznu.edu.cn

引用格式: 贝悦, 王琦, 程志鹏, 等. 基于条件生成对抗网络的HDR图像生成方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 45-52. BEI Y, WANG Q, CHENG Z P, et al. HDR image generation method based on conditional generative adversarial network[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 45-52(in Chinese).

作为鉴别器,提高了重建 HDR 的主观性能。这些研究表明了 GAN 网络在 HDR 重建方面具有巨大的潜力。GAN 网络无需要求一个假设的数据分布,而是使用一种分布直接进行采样,从而达到理论上可以完全逼近真实数据,这也是 GAN 网络最大的优势。但是,GAN 网络无需预先建模的方法对于较大图像而言,生成目标的可控性不强,无法生成具有特定性质的图像。

受上述工作的启发,本文提出一种基于条件生成对抗网络(conditional generative adversarial network, CGAN)的从单张 LDR 图像生成对应 HDR 图像的方法。利用 CGAN 网络的思想,通过在 GAN 网络的生成网络和鉴别网络中添加条件性的约束,来解决训练过于自由的问题,实现了由单张 LDR 图像到对应 HDR 图像的端到端的非线性映射。实验结果表明,本文方法不仅能够将 8 bit 的 LDR 图像自然地映射到 10 bit 的 HDR 图像,还能挖掘 LDR 图像中的一些隐藏特征,与以往方法相比,所提方法获得了较高的主观与客观质量。

1 相关工作

基于神经网络方法以端到端的方式解决逆色调映射问题具有巨大潜力。

1.1 多曝光的方法

多曝光的方法是处理逆色调映射的最直接方法,其合并不同曝光拍摄的多个 LDR 图像,最终生成单个 HDR 图像。不过,一般多曝光的图像获取需要使用专业相机,这对于实际应用并不友好,因为实际应用中涉及的图像几乎都是非专业用户拍摄的单曝光图像。为此,普遍采用的方式是:首先,使用软件算法从单个输入 LDR 图像生成若干个不同曝光的 LDR 图像;然后,使用这些生成的 LDR 图像重建出对应的 HDR 图像。如此,多曝光方法一般包括 2 个步骤,即生成和重建,且每个步骤都可以由神经网络来实现。

基于上述多曝光的思想,Endo 等^[2]开发了一对基于“编码器-解码器”结构的 CNN 网络 DrT-MO,包括向上曝光模型和向下曝光模型,分别推断 2 组曝光的 LDR 图像,使用已有的合并方法将这些 LDR 图像合并为一个 HDR 图像。Lee 等^[7]提出了一个 CNN 链式结构,采用 2 个并行的 CNN,每个 CNN 推断 3 个 LDR 图像。后来, Lee 等^[10]基于 GAN 的结构进一步改进了设计,使用 2 个神经网络 G_plus 和 G_minus 来生成曝光图

像。Xu 等^[8]将 GAN 用于 LDR 图像的合并,先利用相机响应曲线来更改输入 LDR 图像的曝光时间,并获得 2 个曝光过度 and 2 个曝光不足的图像,训练了一个 GAN 网络来合并这些 LDR 图像以进行 HDR 图像重建。

1.2 单曝光的方法

相对于多曝光的方法,单曝光的方法将输入的 LDR 图像直接转换为输出的 HDR 图像,灵活性更高。

1.2.1 基于 CNN 的单曝光

Takeuchi 等^[12]提出了一种基于 CNN 的、从 BT.709 到 BT.2020 的色彩空间转换方法。Eilertsen 等^[3]基于自动编码器网络重构输入 LDR 图像中的过饱和区域,所提出的 HDRCNN 方法在图像中的过饱和和像素比例低于 5% 时,可以达到较好的效果。Marnerides 等^[5]设计了一个 ExpandNet, LDR 图像通过局部、中等和全局 3 种 CNN 分支后进行融合,得到对应的 HDR 图像。ExpandNet 能够提升一些图片的主观质量,但在某些图像上,会出现颜色偏移或者主观质量不高等问题。Kinoshita 和 Kiya^[6]在现有 U-Net 的基础上,添加了一个全局编码器,以和现有的 U-Net 编码器并行工作,来自 2 个编码器的结果被一起并送入 U-Net 解码器进行 HDR 重建。

1.2.2 基于 GAN 的单曝光

GAN 网络已经在很多方面取得了巨大的进展,如图像超分辨率^[13-14]、图像风格迁移^[15-16]、人体姿态估计^[17]、人体运动传递^[18]等。在逆色调映射方面,GAN 网络刚刚起步。Ning 等^[9]基于 U-Net 设计了生成器,并采用了基于 CNN 的鉴别器。Lee 等^[10]基于 GAN 进行超分辨率与 HDR 的联合重建。以上方法都是基于现成的网络展开,针对逆色调映射,有必要设计新的网络结构配合新的损失函数,以获得更好的重建效果。

1.3 GAN 网络和 CGAN 网络

GAN 网络由 Goodfellow 等^[19]提出,是一种基于对抗生成的博弈思想创造出的模型,其组成有 2 个网络,分别为生成网络 G 和鉴别网络 D。生成网络和鉴别网络相互对抗,所采用的思想是零和博弈思想,即双方在平等的情况下开局,各自使用各自的策略去与对方对抗,在对抗中双方再利用对方的策略及时对自己的策略进行调整。双方充分遵循“损人利己”去实现获得胜利的目的。这个思想拓展到深度学习领域,即生成网络和鉴别网络为博弈的双方,生成网络不断发挥自己拟合数据的能力去欺骗鉴别网络,而鉴别网络则尽

力去辨别生成网络传送来的拟合数据,两者的最终目标是达到纳什平衡^[20],最终让生成网络学习到真实的数据分布。

如图 1 所示,生成网络 G 根据给出的标签样本的数据分布,将服从随机分布的噪声 z 包装成真实的样本数据,该过程也被称为生成样本数据的过程。生成网络用该样本数据去欺骗鉴别网络。鉴别网络 D 则用来鉴别生成网络输出的样本数据的真假性。

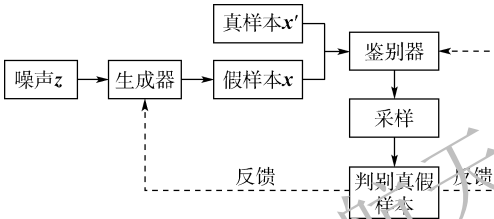


图 1 GAN 网络基本结构

Fig. 1 Basic structure of GAN network

生成器为了能够学习真实的样本分布 $P_{\text{data}}(\mathbf{x})$,先通过随机分布的噪声 z (一般设置为高斯分布) 创建映射 $G(z; \theta_g)$,再通过鉴别器的映射 $D(\mathbf{x}; \theta_d)$ 判断所生成的数据是否符合真实样本的分布,其中 G, D 是由参数为 θ_g, θ_d 的神经网络表示的微分函数。在 GAN 网络中,通常采用的代价函数为 $\min_G \max_D (D, G) = E_{\mathbf{x} \sim P_{\text{data}}(\mathbf{x})}([\log D(\mathbf{x})]) +$

$$E_{z \sim P_z(z)}[\log(1 - D(G(z)))] \quad (1)$$

式中: \mathbf{x} 为真实数据分布;最大化 $D(\mathbf{x})$ 表示鉴别器将尽可能地学习真实样本数据分布; $P_z(z)$ 为输入的噪声分布; $G(z)$ 表示生成器生成的样本数据分布; $D(G(z))$ 表示鉴别器将尽力去鉴别生成器生成的样本数据是否为真。在训练过程中,先将两者之一参数固定,优化另一方,一段时间后交换固定和优化角色。如此反复博弈,生成器和鉴别器最终将达到纳什平衡。

理论上,GAN 网络有能够拟合任何复杂样本数据的可能性,但在实际应用中,GAN 在拟合复杂样本数据时表现不够稳定。因此,GAN 网络被提出。在 GAN 网络基础上,CGAN 网络通过加入条件的方式加强对数据生成的引导,加入的条件是任意的,如标签信息、数据属性信息等。在 CGAN 网络中,生成网络接收的就是随机噪声 z 和加入的条件 c 。因此,CGAN 的代价函数一般为 $\min_G \max_D V(D, G) = E_{\mathbf{x} \sim P_{\text{data}}(\mathbf{x})}([\log D(\mathbf{x} | c)]) +$

$$E_{z \sim P_z(z)}[\log(1 - D(G(z | c)))] \quad (2)$$

通过这种方式,原本的 GAN 网络从无监督或者半监督的学习转化成有监督的学习。CGAN 网

络和 GAN 网络一样都是相互交替训练。CGAN 网络从训练鉴别网络开始,再训练生成网络。可见,CGAN 网络可以从添加的条件中得到需要的生成信息,从而有利于图像生成任务的进行。

2 改进的逆色调映射算法

2.1 生成网络

受 Marneride 等^[5]采用多分支网络分别提取低频、中频和高频特征等工作的启发,本文所设计的生成网络的结构如图 2 所示。该模型使用 256×256 大小的 LDR 图像作为输入,通过 3 个分支后,对得到的 3 个特征图进行融合并输出。在 layer 层中,卷积核尺寸为 3×3 ,边界使用 1 作为填充,并使用 ReLU 激活函数。由于使用目的不同,步长在不同的分支中略有不同。

1) 分支一。使用了 6 个 layer 层和 1 个 4×4 的卷积层,layer 层使用的卷积核大小为 3×3 ,步长为 2,这是为了将输入的 256×256 大小的图片汇聚为 1 个像素点,以获得整张图片的感受野,从而获得色调映射前图像的整体色彩变化,本分支最终输出 $1 \times 1 \times 64$ 尺寸的特征图。

2) 分支二。使用 3 个 layer 层和一个 3×3 的卷积层,layer 层步长是 1,以利于生成网络学习到 LDR 图像的中频信息的分布。在该网络分支中,输入图像的通道数是 3,输出图像的通道数是 64。

3) 分支三。仅由 2 个 layer 层组成,每个 layer 层都使用 3×3 的卷积核,步长为 1。这使得该分

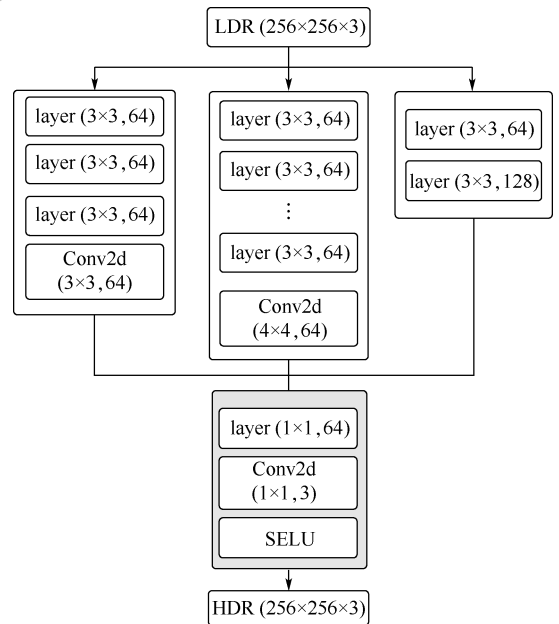


图 2 所提出的生成网络结构

Fig. 2 Structure of the proposed generative network

支能够获得 5×5 的感受野,从而能够获得图像局部较为剧烈的变化特征,该分支最终得到 $256 \times 256 \times 128$ 尺寸的特征图。

所输入的 LDR 图像经过 3 个分支后,先将分支一获得的能够反映全局色调变化的一个像素点扩充为 256×256 大小,这样是为了在下面的融合中,使图像能够反映映射前全局色调变化,并与另外 2 个分支生成的特征图按照维度串联成 $256 \times 256 \times 256$ 大小,最终通过一个 layer 层将特征图数目减少到 3,得到 $256 \times 256 \times 3$ 尺寸的生成图像,该 layer 层中使用的激活函数是 SELU。

2.2 鉴别网络

鉴别网络用于判别生成图像是否符合真实的数据分布。在本文方法中,鉴别网络的结构如图 3 所示。

将生成网络生成的图片和原 HDR 图像按照通道数串联成 $256 \times 256 \times 6$ 大小,使用图 3 所示的鉴别块(block)进行下采样。其中,每个鉴别块使用卷积核为 4×4 ,步长为 2,边界填充为 1 的卷积层,并跟随归一化处理,使用 0.2 的 LeakyReLU 激活函数。图像依次经过 4 个鉴别块,每经过一个鉴别块后特征图都会缩小 2 倍,在得到 $32 \times 32 \times 512$ 尺寸的图片之后,使用一层与鉴别块相同的卷积层。鉴别器将最终的结果进行是或非的判别。

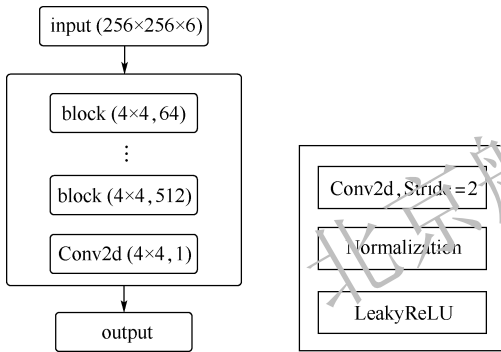


图 3 本文鉴别网络及其内部鉴别块的结构

Fig. 3 Structure of the proposed authentication network and its internal authentication block

2.3 代价函数

鉴别网络对真实样本的分布通过鉴别后判断为真(即输出 1),对生成网络生成的样本进行鉴别后输出为假(即输出 0)。生成网络则尽力使自己生成的样本分布获得真的评价(即获得 1)。因此,网络的一部分损失函数可以表示为式(2)。一方面,鉴别网络要对真实的样本分布经过鉴别网络后生成的分布与相同大小的全 1 矩阵做交叉熵,用于识别真实的样本分布;另一方面,生成网

络生成的样本分布经过鉴别网络后,与相同大小的全 0 矩阵做交叉熵,用于使得鉴别器尽可能地识别虚假的数据分布。为了使生成网络生成的数据分布能够尽力欺骗鉴别网络,将生成网络生成的数据分布与全 1 矩阵做交叉熵后再送入鉴别网络。此外,在生成网络的损失函数中,使用均方误差(mean square error, MSE)进行逐像素的差别计算,以保证生成图像和真实样本图像之间的相似性。其中, MSE 的表达如下:

$$MSE = \frac{1}{2n} \sum_{i=1}^n \|y(x_i) - a(x_i)\|^2 \quad (3)$$

式中: y 为真实的数据分布; a 为生成网络生成的数据分布; x_i 为对应的像素分布。

最终,整个网络的损失函数为

$$Loss = \min_G \max_D V(G, D) + MSE \quad (4)$$

3 实验结果与分析

3.1 实验设置

通过从海量视频中收集了 8 262 张 HDR 高清图像,在逐一剔除不良数据之后,选取了 6 736 张大图像,再将这些大图像逐一剪裁成 3072×3072 张尺寸为 960×480 的小图像。在剔除相似场景后,最终得到 7 632 张 960×480 大小的图像。本实验选取其中 4 000 张图像,并随机剪裁成 256×256 大小,用来作为标签数据。对于这些图像,使用 OpenCV 中的色调映射算法随机进行映射,得到的图像被作为对应的 LDR 图像样本。除以上 4 000 张训练图像外,从获取的 7 632 张图像中去掉训练集后,随机选取不重复的 20 张图像作为测试集,测试集的缩略图如图 4 所示。

本实验使用 Adam 优化器,生成网络的学习率设为 10^{-3} ,鉴别网络的学习率设为 5×10^{-4} 。在训练的过程中,即使已经将生成网络的学习率



图 4 实验所使用的 20 张 LDR 测试图片

Fig. 4 20 LDR test pictures used in this experiment

设置成鉴别网络的 2 倍,判别网络也总能轻而易举地在对抗中取得上风,这样就会导致生成网络的损失函数几乎没有下降,产生 GAN 网络常见的梯度消失问题,损失函数容易陷入局部最优解。因此,训练中,在更新 k 次生成网络参数的同时只更新一次鉴别网络的参数,以保证控制鉴别网络的鉴别能力与生成网络的生成能力尽量持平。如果 k 值过大,就会让生成网络的损失函数的值来回震荡; k 值过小,鉴别网络会达到局部最优点,产生梯度消失问题。在实验中,根据训练集大小,让生成网络更新 5 次,鉴别网络更新 1 次。如此,模型能够较快收敛且重建图像的质量较为稳定。

实验基于 Pytorch 平台展开,使用 CPU i9-9900K CPU@3.60 GHz 处理器,32 GB 运行内存,NVIDIA GeForce RTX 2080Ti GPU 进行训练与测试。网络训练时间约为 40 h。

3.2 实验结果

使用所得到的模型对图 4 所示的 20 张图像进行测试,并给出了客观与主观测试结果。

使用 PSNR、MPSNR、SSIM、MS-SSIM 及 HDR-VDP-2 共 5 个客观指标对 HDR 重建图像的质量进行评价。其中,MS-SSIM 客观反映了图像在多

尺度上的结构相似性,HDR-VDP-2 用算法来模拟人眼观看图像的过程。MS-SSIM 与 HDR-VDP-2 是用来评价 HDR 重建图像质量的重要指标。使用不同的方法对图 4 所示的测试集进行测试,所得到的平均值如表 1 所示。可以看出,与以往方法 DrTMO^[2]、ExpandNet^[5]、HDCNN^[3] 相比,本文方法获得了最高 SSIM、MS-SSIM 与 HDR-VDP-2 值,反映了所提方法能够较好地重建出 HDR 图像。

此外,还对比了不同方法所得到的 HDR 图像的主观质量。由于普通显示器无法显示 HDR 图像,将所有方法得到的 HDR 图像都通过同样的方法再映射为 LDR 图像,以使它们能够在普通显示器上可视化。如图 5 所示,DrTMO^[2] 方法生成的图像偏白,与原 HDR 图像差距较大;ExpandNet^[5] 在有些图像上有严重的色度失真,影响了主观质

表 1 不同方法的客观性能比较

Table 1 Comparison of objective performance among different methods

方法	PSNR	MPSNR	SSIM	MS-SSIM	HDR-VDP-2
DrTMO ^[2]	22.31	22.44	0.58	0.59	63.79
ExpandNet ^[5]	23.61	23.79	0.70	0.71	78.02
HDCNN ^[3]	25.70	25.95	0.60	0.63	79.93
本文方法	24.99	25.26	0.71	0.77	78.67

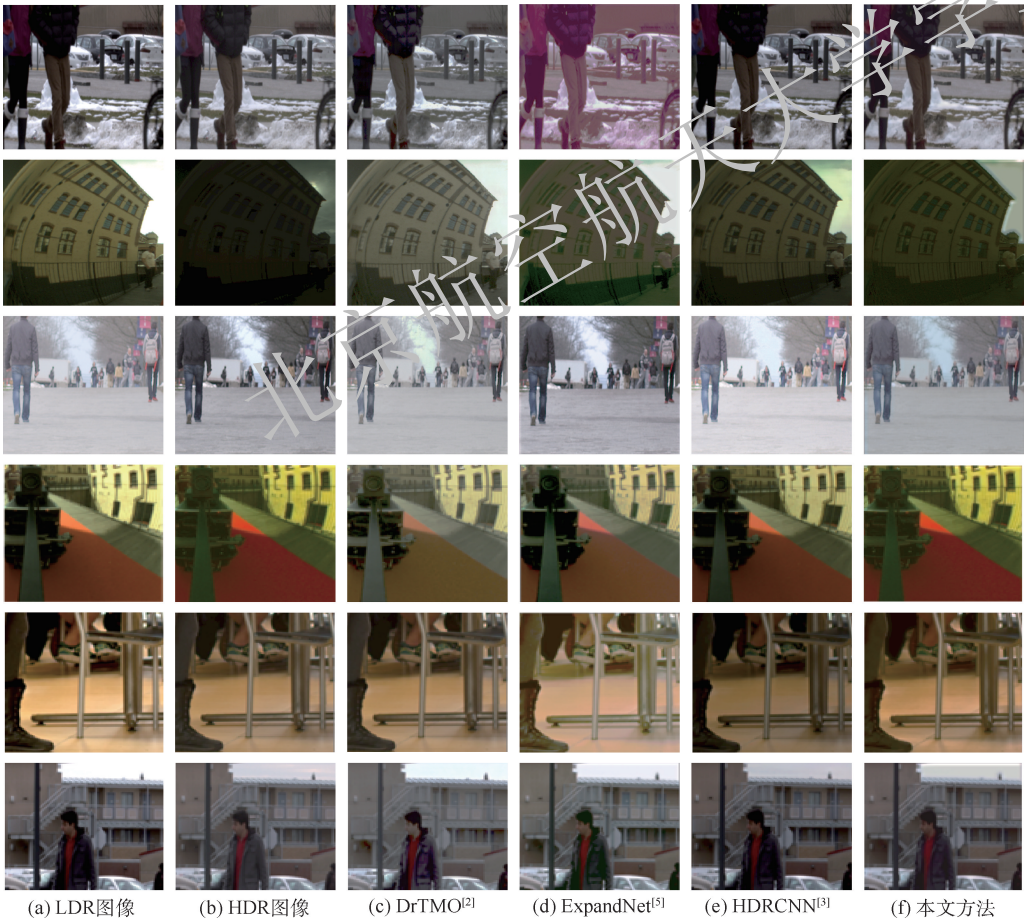


图 5 不同方法得到的 HDR 图像的主观效果对比

Fig. 5 Comparison of subjective effects of HDR images obtained by different methods

量;HDRCNN^[3]对于曝光区域低于5%的图像有较好效果,但是也会产生色度偏移,如第二行右上角的天空有明显的色度偏移。与上述方法相比,本文方法可以得到质量较高的HDR图像,图像看上去自然,与原HDR图像较为接近。Expand-Net^[5]方法中出现的色彩偏移等现象也得到了解决。此外,所训练得到的模型不仅仅针对某一类场景,在各种场景,各种亮度条件下都能得到较好质量的重建图像。如图6所示,在LDR图像的BT.709色域难以显示的模糊特征也能够再得到的HDR图像中有更加清晰的表达;如图7所



图6 低色域模糊场景下的HDR图像重建

Fig.6 HDR image reconstruction in low-color-gamut blurred scene



图7 一般场景下的HDR图像重建

Fig.7 HDR image reconstruction in general scenes

示,在明亮场景下重建的图像色彩自然,模糊区域也有一定程度的亮度提升,并且没有明显的色彩偏移现象。

4 消融实验

为了验证多分支网络的有效性,对生成网络进行了消融研究。

首先,去掉了提取中频信息的分支,所得实验结果如表2所示。可以看出,去掉中频分支后的生成网络所获得的客观指标数值均低于所提出的三分支网络,获得的主观图像质量的色彩饱和度不足,亮度不够高,如图8(a)所示。

然后,为进一步验证多分支网络的有效性,分别对3个分支进行了单独训练,实验结果如表2所示。图8展示了保留不同分支后的主观结果,可以看出,单独分支所生成的图像存在明显的偏色,且纹理细节不够丰富。值得注意的是,由于低频分支会将输入的 256×256 大小的图像汇聚到1个像素点,以获得整张图片的感受野,低频分支最终的输出尺寸是 1×1 。为直观地展示低频分支的输出图像,将其放大为 256×256 大小的图像,如图8(d)所示。4种消融实验证明,本文所提出的生成网络能够显著提高图像的质量,使得生成图像色彩饱和度更高,主观质量更好,更加接近参考图像。

此外,将3个分支输出的特征图进行了可视化,结果如图9所示。

表2 消融实验:网络中不同分支的客观性能比较

Table 2 Comparison of objective performance of different branches of network in ablation experiment

方法	PSNR	MPSNR	SSIM	MS-SSIM	HDR-VDP-2
本文方法	24.99	25.26	0.71	0.77	78.67
去掉中频分支	22.06	22.46	0.61	0.65	77.73
仅中频分支	22.36	30.46	0.42	0.45	77.54
仅高频分支	22.84	42.44	0.45	0.47	78.72

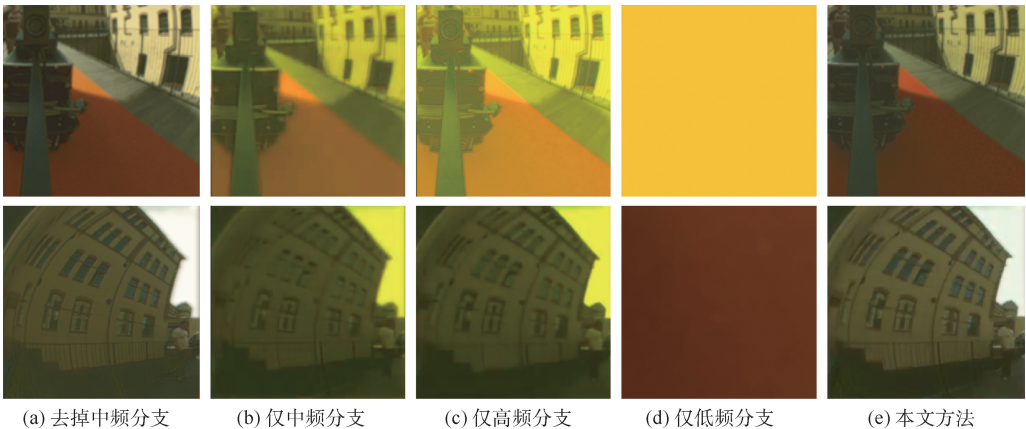


图8 消融实验:保留网络中不同分支所得到的主观图像质量

Fig.8 Subjective image quality by retaining different branches of network in ablation experiment

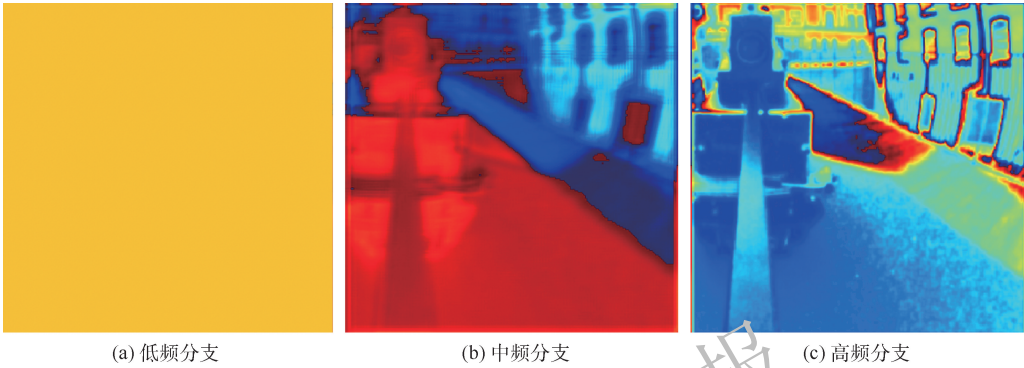


图 9 不同分支输出的特征图

Fig. 9 Feature maps output from different branches

5 结 论

基于 GAN 网络架构,本文提出了一种 LDR 图像到 HDR 图像的逆色调映射算法。

1) 设计了一种新的生成网络,使用多分支结构,提取图像低频、中频、高频特征,并将不同尺度的特征进行融合得到最终的 HDR 图像。

2) 设计了一种新的鉴别器网络,使用组合的鉴别块完成鉴别任务。

3) 实验结果表明,所提出的方法在客观指标上超过了以往方法,尤其是在直接反映 HDR 重建图像质量的 MS-SSIM 与 HDR-VDP-2 指标上取得了较高性能。在主观质量上,所重建的 HDR 图像主观质量自然并且无显著色彩失真。

参考文献 (References)

- [1] 马正先. HDR 技术及其在 4K 超高清电视上的应用[J]. 电视技术,2019,43(1):33-39.
- MA Z X. HDR technology and application on 4K ultra-high definition TV[J]. Television Technology,2019,43(1):33-39 (in Chinese).
- [2] ENDO Y,KANAMORI Y,MITANI J. Deep reverse tone mapping[J]. ACM Transactions on Graphics,2017,36(6):177:1-177:10.
- [3] EILERTSEN G,KRONANDER J,DENES G, et al. HDR image reconstruction from a single exposure using deep CNNs[J]. ACM Transactions on Graphics,2017,36(6):1-15.
- [4] XU Y C,SONG L,XIE R, et al. Deep video inverse tone mapping[C]//2019 IEEE Fifth International Conference on Multimedia Big Data (BigMM). Piscataway: IEEE Press, 2019: 142-147.
- [5] MARNERIDES D,BASHFORD-ROGERS T,HATCHETT J, et al. ExpandNet: A deep convolutional neural network for high dynamic range expansion from low dynamic range content[J]. Computer Graphics,2018,37(2):37-49.
- [6] KINOSHITA Y,KIYA H. iTM-Net: Deep inverse tone mapping using novel loss function considering tone mapping operator [J]. IEEE Access,2019,7:73555-73563.
- [7] LEE S,AN G H,KANG S J. Deep chain HDR: Reconstructing a high dynamic range image from a single low dynamic range image[J]. IEEE Access,2018,6:49913-49924.
- [8] XU Y C,NING S Y,XIE R, et al. GAN based multi-exposure inverse tone mapping [C] // 2019 IEEE International Conference on Image Processing (ICIP). Piscataway: IEEE Press, 2019:1-5.
- [9] NING S Y,XU H T,SONG L, et al. Learning an inverse tone mapping network with a generative adversarial regularizer[C]// 2018 IEEE International Conference on Acoustics, Speech and Signal Processing (ICASSP). Piscataway: IEEE Press, 2018: 1383-1387.
- [10] LEE S,AN G H,KANG S J. Deep recursive HDR: Inverse tone mapping using generative adversarial networks [C] // Proceedings of the European Conference on Computer Vision (ECCV). Berlin: Springer,2018:596-611.
- [11] RONNEBERGER O,FISCHER P,BROX T. U-Net: Convolutional networks for biomedical image segmentation [C] // International Conference on Medical Image Computing and Computer-Assisted Intervention. Berlin: Springer,2015:234-241.
- [12] TAKEUCHI M,SAKAMOTO Y,YOKOYAMA R, et al. A gamut-extension method considering color information restoration using convolutional neural networks [C] // 2019 IEEE International Conference on Image Processing (ICIP). Piscataway: IEEE Press,2019:774-778.
- [13] LEDIG C,THEIS L,HUSZÁR F, et al. Photo-realistic single image super-resolution using a generative adversarial network [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2017: 4681-4690.
- [14] WANG X T,KE Y,WU S X, et al. EsrGAN: Enhanced super-resolution generative adversarial networks [C] // Proceedings of the European Conference on Computer Vision (ECCV). Berlin: Springer,2018:63-79.
- [15] ISOLA P,ZHU J Y,ZHOU T, et al. Image-to-image translation with conditional adversarial networks [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press,2017:1125-1134.
- [16] ZHU J Y,PARK T,ISOLA P, et al. Unpaired image-to-image translation using cycle-consistent adversarial networks [C] // Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press,2017:2223-2232.

- [17] SIAROHIN A, SANGINETO E, LATHUILIÈRE S, et al. Deformable GANs for pose-based human image generation [C] // Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 3408-3416.
- [18] CHAN C, GINOSAR S, ZHOU T H, et al. Everybody dance now [C] // Proceedings of the IEEE International Conference on Computer Vision. Piscataway: IEEE Press, 2019: 5933-5942.
- [19] GOODFELLOW I, POUGET-ABADIE J, MIRZA M, et al. Generative adversarial nets [C] // Advances in Neural Information Processing Systems, 2014: 2672-2680.
- [20] RATLIFF L J, BURDEN S A, SASSTRY S S. Characterization and computation of local Nash equilibria in continuous games [C] // 2013 51st Annual Allerton Conference on Communication, Control, and Computing. Piscataway: IEEE Press, 2013: 917-924.

HDR image generation method based on conditional generative adversarial network

BEI Yue¹, WANG Qi¹, CHENG Zhipeng¹, PAN Xinghao¹, YANG Mohan², DING Dandan^{2,*}

(1. MIGU Video Co., Ltd., Shanghai 201201, China;

2. Beijing Brave Video Technologies Incorporation, Beijing 100036, China)

Abstract: Compared with low dynamic range (LDR) images, high dynamic range (HDR) images have a wider color gamut and higher brightness range, which is more in line with human visual effects. However, since most of the current image acquisition devices are LDR devices, HDR image resources are scarce. An effective way to solve this problem is to map LDR images to HDR images through inverse tone mapping. This paper proposes an inverse tone mapping algorithm based on conditional generative adversarial network (CGAN) to reconstruct HDR images. To this end, a multi-branch-based generation network and a discrimination network based on discrimination blocks are designed, and the data generation and feature extraction capabilities of CGAN are used to map a single LDR image from the BT.709 color gamut to the corresponding BT.2020 color area. The experimental results show that the proposed network can obtain higher objective and subjective quality compared with the existing methods. Especially for fuzzy areas in the low color gamut, the proposed method can reconstruct clearer textures and details.

Keywords: conditional generative adversarial network (CGAN); convolutional neural network; inverse tone mapping; gamut mapping; feature extraction

Received: 2020-09-14; Accepted: 2021-04-23; Published online: 2021-05-17 17:00

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210517.1523.003.html

Foundation item: Zhejiang Provincial Natural Science Foundation of China (LY20F010013)

* Corresponding author. E-mail: DandanDing@hznu.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0549

基于智能优化箱粒子滤波的移动 机器人 FastSLAM



罗景文^{1,*}, 秦世引²

(1. 云南师范大学信息学院, 昆明 650500; 2. 北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院, 北京 100083)

摘要: 针对传统 FastSLAM 算法需要大量粒子构建地图导致计算复杂度高、难以提高估计精度等问题, 研究构建了一种基于智能优化箱粒子滤波 (IOBPF) 的移动机器人 FastSLAM 算法。首先, 将萤火虫算法 (FA) 的动态寻优机制引入箱粒子滤波 (BPF), 建立了箱粒子的荧光亮度更新公式、吸引度计算公式和位置更新公式, 使箱粒子集智能化地向高似然区域移动, 避免了箱粒子的退化现象。然后, 以改进的智能优化箱粒子滤波进行机器人位姿估计, 并采用扩展区间卡尔曼滤波 (EIKF) 完成地图的构建和更新。移动机器人的模型仿真和实体实验结果表明, 所提智能化 FastSLAM 算法可有效提升箱粒子的性能, 并降低地图构建所需粒子数, 从而显著提高 FastSLAM 的定位精度和地图构建的鲁棒性。

关键词: 同步定位与地图构建; 移动机器人; 箱粒子滤波 (BPF); 萤火虫算法 (FA); 扩展区间卡尔曼滤波 (EIKF)

中图分类号: TP242.6; TB553

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2022)01-0053-14

随着人工智能和机器人技术的高速发展及其在各行各业的推广应用, 人们对于拥有自主作业能力的智能机器人的需求日益增加, 而同步定位与地图构建 (simultaneous localization and mapping, SLAM) 是实现机器人真正智能化的关键支撑技术。目前, 针对 SLAM 的求解途径大致可归纳为基于最优滤波的方法和基于图优化的方法^[1]。其中, 基于最优滤波的方法主要依据递归贝叶斯状态估计理论, 主要包括基于扩展卡尔曼滤波 (extended Kalman filter, EKF) 的方法和基于粒子滤波 (particle filter, PF) 的方法。对于在 EKF 架构下解算的 SLAM 算法, 环境特征的感知信息会随着机器人的运动持续地加入到联合状态特征向量及其协方差矩阵中, 其主要问题在于对特征点深度和协方差矩阵的初始值依赖较大, 如

果设置欠妥, 则会使得估计结果不一致, 甚至导致算法不收敛^[2-3]。为此, Doucet 等^[4] 根据 Rao-Blackwellized 粒子滤波 (Rao-Blackwellized particle filter, RBPF) 的分解思想提出了 RBPF-SLAM, 该方法可以有效解决地图构建过程中的数据关联问题, 并且可以根据实际应用需要构建出不同类型的地图。随后, Montemerlo 等^[5] 又提出了 FastSLAM 算法, 并通过进一步改进和优化提出了更加完善的版本 FastSLAM 2.0^[6], 但该算法需要采样足够数量的粒子才能正确完成地图构建, 由于每个粒子都存储了一张周围环境的完整地图, 同时又包含了机器人轨迹估计的结果, 需要占用大量的计算资源和存储空间。因此, FastSLAM 类算法面临的主要挑战是如何尽可能减少采样所需的粒子数。为了解决算法存储量过大的问题,

收稿日期: 2020-09-25; 录用日期: 2020-11-13; 网络出版时间: 2020-12-02 14:02

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201202.1127.001.html

基金项目: 国家自然科学基金 (62063036); 云南师范大学博士科研启动项目 (01000205020503115)

* 通信作者。E-mail: by1503117@buaa.edu.cn

引用格式: 罗景文, 秦世引. 基于智能优化箱粒子滤波的移动机器人 FastSLAM[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 53-66.
LUO J W, QIN S Y. FastSLAM for mobile robot based on box particle filter with intelligence optimization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 53-66(in Chinese).

Eliazar 和 Parr^[7] 研究并提出了一种基于分布式粒子的 SLAM 算法,大幅度降低了算法占据的存储空间。为了减少地图构建过程中需要采样的粒子数,通常采取将当前时刻的观测与已构建的地图进行扫描匹配,再将匹配结果替代误差较大的里程计读数,进而改善粒子采样的提议分布^[8-10]。

然而,这类基于概率的 SLAM 算法中都存在一个共同的缺陷,即滤波一致性问题。Bailey 等^[11] 研究发现, RBPF-SLAM 在足够数量粒子条件下可以构建出较为准确的地图,但其滤波结果的一致性仅在较短时间内满足要求。而此问题如果采用区间分析(interval analysis, IA)技术则可以得到有效地解决^[12]。这是由于区间分析所针对的运算对象是区间量,当浮点数受到四舍五入运算的影响产生误差时,利用区间运算却能得到包含精确解的严格区间界限,因此可以提供有界的结果,保证了滤波的一致性。Gning 等^[13] 将区间运算的特点与传统 PF 不受系统模型约束的性能优势相结合,提出了一种新颖的非线性滤波算法,称为箱粒子滤波(box particle filter, BPF),其核心思想是:将传统的点粒子和系统误差统计模型分别取代为区间箱粒子和系统误差界限模型,再进行贝叶斯滤波。相比于传统 PF,其最大的性能优势在于所需采样的箱粒子数少且运行速度快,因而算法的运算复杂度低、实时性好。在目标跟踪领域的一些应用中^[14-15], BPF 只需采样数十个箱粒子就可以达到与传统 PF 采样数千粒子所获得的滤波精度和可靠性。

基于以上分析,本文在 FastSLAM 算法架构基础上,充分利用 BPF 所需粒子数少、运行速度快的性能优势,针对 BPF 中的箱粒子退化现象,综合运用萤火虫算法(firefly algorithm, FA)^[16] 的寻优机制和 IA 技术,创立高性能的智能优化 BPF 算法,使得箱粒子集朝着机器人真实轨迹靠近,进而提高移动机器人位姿估计和同步定位的精度。结合扩展区间卡尔曼滤波(extended interval Kalman filter, EIKF)^[17] 完成环境地图的构建和更新,进而增加路标协方差矩阵预测和更新的精度和鲁棒性。

1 区间分析

在区间分析^[18]中,一维闭合区间定义了实数域中一个连续、封闭的子集:

$$[x] = [\underline{x}, \bar{x}] = \{x \in \mathbf{R} \mid \underline{x} \leq x \leq \bar{x}\} \quad (1)$$

式中: \underline{x} 和 \bar{x} 分别为区间 $[x]$ 的下界和上界。

如果将上述区间的定义推广至 \mathbf{R}^n 维实数空间,则 n 维区间向量,或称 n 维箱粒子 $[X]$ 定义了 n 个一维闭合区间的笛卡儿积。

$$[X] = [x_1] \times [x_2] \times \cdots \times [x_n] = \times_{i=1}^n [x_i] \quad (2)$$

图 1 展示了一个二维实数域中的箱粒子,其基本数学定义如表 1 所示。

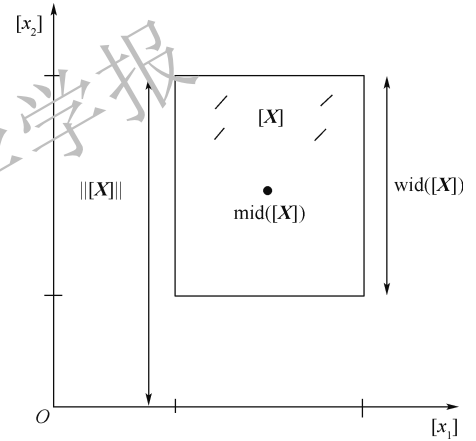


图 1 二维空间中的箱粒子及其数学定义

Fig. 1 Box particle and its mathematical definition in two-dimensional space

表 1 二维箱粒子的基本数学定义

Table 1 Basic mathematical definition of two-dimensional box particle

参数	数学表示
宽度	$wid([X]) = \max_i wid([x_i])$
中心 范数	$mid([X]) = (mid([x_1]), mid([x_2]))$ $ [X] = \max_i [x_i] $
体积	$ [X] = wid([x_1]) \cdot wid([x_2])$

一般情况下, \mathbf{R}^n 空间中的箱粒子 $[X]$ 经过非线性函数 f 映射后所得到的 $f([X])$ 为非规则的箱体形状。为了便于计算和分析,使得 $[X]$ 在非线性的映射作用后得到规则的箱体形状,区间分析定义了包含函数(inclusion functions),即已知函数 $f: \mathbf{R}^n \rightarrow \mathbf{R}^m$, 则其对应的区间函数 $[f]: \mathbf{IR}^n \rightarrow \mathbf{IR}^m$ 是包含函数,如果满足:

$$f([X]) \subset [f]([X]) \quad \forall [X] \in \mathbf{IR}^n \quad (3)$$

式中: \mathbf{IR}^n 为 n 维实区间的集合。

对于各种类型的函数 f , 区间分析的一个主要目的就是提供合理有效的包含函数 $[f]$, 使得 $[f]([X])$ 在包含所有可能解的同时其区间所含范围不太大,这样就可以很大程度上减少算法的计算量,提高收敛速度。为此,区间分析引入了区间约束(interval constraint)的概念,即利用某种特定算法对原区间进行约束,也就是解决约束满足问题(constraint satisfaction problem, CSP),其定

义为:在 n 维实数域上,实值约束函数 $g(\mathbf{x}) = g(x_1, \dots, x_n) = 0$ 的约束集为

$$H: (g(\mathbf{x}) = 0, \mathbf{x} \in [X]) \quad (4)$$

式中: $g(\mathbf{x}) = (g_1(\mathbf{x}), g_2(\mathbf{x}), \dots, g_m(\mathbf{x}))^T, \mathbf{x} = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ 。则 CSP 的解集为

$$S = \{\mathbf{x} \in [X] | g(\mathbf{x}) = 0\} \quad (5)$$

在式(4)中, H 的本质就是求解出一个包含 $[X]$ 中所有 \mathbf{x} , 并满足约束函数 $g(\mathbf{x})$ 的具有最小冗余的箱粒子 $[X]'$, 进而利用 $[X]'$ 代替 $[X]$, 即 $S \subseteq [X]' \subseteq [X]$ 。在 BPF 中, 箱粒子的区间收缩一般采用前向后向传播算法, 也称约束传播 (constraints propagation, CP) 算法或 CP 收缩子, 该算法的特点是实现起来简单, 而且在高冗余数据和约束情况下, 具有较高的执行效率^[13]。

2 智能优化箱粒子滤波

2.1 箱粒子滤波算法

BPF 充分结合了序列蒙特卡罗 (sequential Monte Carlo, SMC) 方法和 IA 技术, 其核心思想是: 利用在状态空间中随机采样的具有一定体积的箱粒子代替常规的点粒子, 再利用系统误差界限模型代替系统误差统计模型对加权箱粒子集进行序贯迭代。在区间分析的框架中, k 时刻系统状态向量 \mathbf{x}_k 和观测向量 \mathbf{z}_k 分别表示为区间状态向量 $[X_k] \in \mathbb{R}^{n_x}$ 和区间观测向量 $[Z_k] \in \mathbb{R}^{n_y}$ 。同理, 状态转移函数 f 和观测函数 h 分别表示为包含函数 $[f]$ 和 $[h]$, 则系统状态方程为

$$\begin{cases} [X_{k+1}] = [f]([X_k] + [U_k]) + [V_k] \\ [Z_{k+1}] = [h]([X_{k+1}]) + [W_{k+1}] \end{cases} \quad (6)$$

式中: $[V_k]$ 和 $[W_{k+1}]$ 分别为状态转移噪声和观测噪声箱粒子; $[U_k]$ 为控制输入箱粒子。

Gning 等^[19] 在贝叶斯滤波框架下将 BPF 视为采用混合均匀概率密度函数 (probability density function, PDF) 的滤波算法, 即将每个箱粒子内部都拟合为一个以该箱粒子为支撑集的均匀 PDF, 每个 PDF 很好地描述了对应箱粒子的状态特性。因此, 若令 $U_{[X]}$ 表示以箱粒子 $[X]$ 为支撑集的 PDF, 则随机变量 \mathbf{x} 可表示为一组均匀 PDF 的加权和。

$$p(\mathbf{x}) = \sum_{i=1}^N \omega_i U_{[X_i]}(\mathbf{x}) \quad (7)$$

式中: N 为混合均匀 PDF 的数目; $[X_i]$ 为第 i 个箱粒子; $\sum_{i=1}^N \omega_i = 1, \forall i, \omega_i \geq 0$ 。

基于上述分析, 根据贝叶斯滤波估计原理,

BPF 的迭代步骤如下:

1) 预测。在 k 时刻, 假设状态 \mathbf{x}_k 的 PDF 可表示为

$$p(\mathbf{x}_k | \mathbf{z}_{1:k}) = \sum_{i=1}^N \omega_k^i U_{[X_k^i]}(\mathbf{x}_k) \quad (8)$$

则时间更新步骤如下:

$$p(\mathbf{x}_{k+1} | \mathbf{z}_{1:k}) = \int p(\mathbf{x}_{k+1} | \mathbf{x}_k) p(\mathbf{x}_k | \mathbf{z}_{1:k}) d\mathbf{x}_k = \sum_{i=1}^N \omega_k^i \int_{[X_k^i]} p(\mathbf{x}_{k+1} | \mathbf{x}_k) U_{[X_k^i]}(\mathbf{x}_k) d\mathbf{x}_k \quad (9)$$

假设 $k+1$ 时刻的状态转移噪声对应的箱粒子为 $[V_k]$, 考虑包含函数 $[f]$, 对于 $\forall i = 1, 2, \dots, N$, 如果 $\mathbf{x}_k \in [X_k^i]$, 则有 $\mathbf{x}_{k+1} \in [f]([X_k] + [U_k]) + [V_k]$, 因此存在如下关系:

$$p(\mathbf{x}_{k+1} | \mathbf{x}_k) U_{[X_k^i]}(\mathbf{x}_k) = 0 \quad \forall \mathbf{x}_{k+1} \notin [f]([X_k] + [U_k]) + [V_k] \quad (10)$$

由式(10)可知, 每一个概率密度积分项

$\int_{[X_k^i]} p(\mathbf{x}_{k+1} | \mathbf{x}_k) U_{[X_k^i]}(\mathbf{x}_k) d\mathbf{x}_k$ 都可以近似为一个以 $[f]([X_k] + [U_k]) + [V_k]$ 为支撑集的均匀 PDF 分量进行模拟, 即

$$\int_{[X_k^i]} p(\mathbf{x}_{k+1} | \mathbf{x}_k) U_{[X_k^i]}(\mathbf{x}_k) d\mathbf{x}_k \approx [f]([X_k] + [U_k]) + [V_k] \quad (11)$$

因此, 预测概率密度可近似为

$$p(\mathbf{x}_{k+1} | \mathbf{z}_{1:k}) \approx \sum_{i=1}^N \omega_k^i U_{[f]([X_k] + [U_k]) + [V_k]}(\mathbf{x}_{k+1}) = \sum_{i=1}^N \omega_k^i U_{[X_{k+1}^i | k]}(\mathbf{x}_{k+1}) \quad (12)$$

式(12)表明, $k+1$ 时刻预测状态 PDF 可用 N 个权值为 ω_k^i , 支撑集箱粒子为 $[X_{k+1}^i | k]$ 的均匀 PDF 加权和近似。

2) 更新。假设状态的似然函数 $p(\mathbf{z}_{k+1} | \mathbf{x}_{k+1})$ 可用一组以箱粒子为支撑集的均匀 PDF 加权和近似。为了简单考虑, 此处可认为是单个均匀 PDF, 即

$$p(\mathbf{z}_{k+1} | \mathbf{x}_{k+1}) = U_{[z_{k+1}]}(h(\mathbf{x}_{k+1})) \quad (13)$$

令 $k+1$ 时刻观测噪声为 \mathbf{w}_k , 则 $k+1$ 时刻实际观测箱粒子 $[Z_{k+1}]$ 包含了所有 $h(\mathbf{x}_{k+1}) + \mathbf{w}_k$ 。因此, 观测更新为

$$p(\mathbf{x}_{k+1} | \mathbf{z}_{1:k+1}) = \frac{1}{\eta_{k+1}} p(\mathbf{z}_{k+1} | \mathbf{x}_{k+1}) p(\mathbf{x}_{k+1} | \mathbf{z}_{1:k}) = \frac{1}{\eta_{k+1}} \sum_{i=1}^N \omega_k^i \underbrace{U_{[z_{k+1}]}(h(\mathbf{x}_{k+1})) U_{[X_{k+1}^i | k]}(\mathbf{x}_{k+1})}_{\psi_i} \quad (14)$$

式中: $\eta_{k+1} = \int p(\mathbf{z}_{k+1} | \mathbf{x}_{k+1}) p(\mathbf{x}_{k+1} | \mathbf{z}_{1:k}) d\mathbf{x}_{k+1}$ 为归

一化系数,且每一项 Ψ_i 都是常数函数,其支撑集为

$$SS_{\Psi_i} = \{ \mathbf{x}_{k+1} \in [\mathbf{X}_{k+1}^i] \mid h(\mathbf{x}_{k+1}) \in [\mathbf{Z}_{k+1}] \} \subset \mathbf{R}^n \quad (15)$$

事实上,式(15)定义了一个 CSP,即预测箱粒子 $[\mathbf{X}_{k+1}^i | k]$ 可通过观测函数 h 与实际观测箱粒子 $[\mathbf{Z}_{k+1}]$ 的关系进行约束,以消除原箱粒子中多余的部分。因此,利用收缩子对 $[\mathbf{X}_{k+1}^i | k]$ 进行收缩,并将约束后得到的新的箱粒子记为 $[\hat{\mathbf{X}}_{k+1}^i]$,这样就可以利用这组箱粒子来拟合 $k+1$ 时刻状态的后验概率 $p(\mathbf{z}_{k+1} \mid \mathbf{x}_{k+1})$ 。

根据式(15)定义的支撑集集合,定义 $[\hat{\mathbf{X}}_{k+1}^i]$ 为包含 SS_{Ψ_i} 的最小箱粒子,即 $[\hat{\mathbf{X}}_{k+1}^i] = [SS_{\Psi_i}]$,根据均匀 PDF 的性质及收缩子具有的收缩性和完备性,可得

$$U_{[\hat{\mathbf{X}}_{k+1}^i | k]}(\mathbf{x}_{k+1}) \mid [\mathbf{X}_{k+1}^i] = U_{SS_{\Psi_i}}(\mathbf{x}_{k+1}) \mid SS_{\Psi_i} \quad (16)$$

结合式(14)和式(16),进一步得到

$$\begin{aligned} U_{[\mathbf{Z}_{k+1}]}(h(\mathbf{x}_{k+1})) U_{[\hat{\mathbf{X}}_{k+1}^i | k]}(\mathbf{x}_{k+1}) &= \\ U_{[\mathbf{Z}_{k+1}]}(h(\mathbf{x}_{k+1})) \frac{|SS_{\Psi_i}|}{|[\mathbf{X}_{k+1}^i]|} U_{SS_{\Psi_i}}(\mathbf{x}_{k+1}) & \end{aligned} \quad (17)$$

因此,状态后验 PDF 为

$$\begin{aligned} p(\mathbf{x}_{k+1} \mid \mathbf{z}_{1:k+1}) &= \\ \frac{1}{\eta_{k+1}} \sum_{i=1}^N \omega_k^i \frac{1}{|[\mathbf{Z}_{k+1}]|} \cdot \frac{|SS_{\Psi_i}|}{|[\mathbf{X}_{k+1}^i]|} U_{SS_{\Psi_i}}(\mathbf{x}_{k+1}) & \propto \\ \frac{1}{\eta_{k+1}} \sum_{i=1}^N \omega_k^i \frac{|[\hat{\mathbf{X}}_{k+1}^i]|}{|[\mathbf{X}_{k+1}^i]|} U_{|[\hat{\mathbf{X}}_{k+1}^i]|}(\mathbf{x}_{k+1}) & \end{aligned} \quad (18)$$

根据式(18),箱粒子的似然为

$$\begin{cases} L_k^i = \prod_{j=1}^b L_k^i(j) \\ L_k^i(j) = \frac{|[\hat{\mathbf{X}}_{k+1}^i(j)]|}{|[\mathbf{X}_{k+1}^i(j)]|} \end{cases} \quad (19)$$

式中: $|[\mathbf{X}]|$ 为箱粒子的体积; b 为状态观测维数。

因此,箱粒子的权重更新为 $\hat{\omega}_{k+1}^i \propto \omega_k^i L_k^i$,进而状态的后验概率 $p(\mathbf{x}_{k+1} \mid \mathbf{z}_{1:k+1})$ 可用一组加权箱粒子 $\{\hat{\omega}_{k+1}^i, [\hat{\mathbf{X}}_{k+1}^i]\}$ 拟合, $i=1, 2, \dots, N$ 。

3) 重采样。针对 BPF 中的箱粒子退化现象,通常采取计算有效样本 $N_{\text{eff}} = 1 / \sum_{i=1}^N (\omega_k^i)^2$ 的大小,并选择一个阈值 N_{th} ,如果 $N_{\text{eff}} < N_{\text{th}}$,则执行随机子划分重采样,即根据需要重采样的次数,将当前时刻得到的箱粒子随机地选取其某一维状态

子区间进行均匀的划分,使得箱粒子能够保持一个合适的尺寸。该方法不但保证了当前时刻的箱粒子集能够顺利进入下一时刻的迭代,而且也有效去除了箱粒子内部的冗余区域。然而,该方法对箱粒子的子区间进行选取是随机的,这会导致每次实验的结果都不同,因此反复执行随机子划分重采样对滤波精度影响较大。

2.2 萤火虫算法智能优化箱粒子滤波

尽管 BPF 在许多实际的应用中被证明是有效的,但对于高非线性系统和观测误差较大的情况下,其滤波精度不高^[20]。作为一种新的非线性滤波算法,BPF 的发展时间较短,理论体系还需进一步完善,算法的性能还有进一步提高的空间,其应用方面则主要集中在目标跟踪领域。针对箱粒子的退化现象,考虑结合 FA 的寻优机制对箱粒子集的空间分布进行智能优化,以改善 BPF 的滤波性能。

FA^[16] 是受自然界中的萤火虫通过荧光进行信息交流的群体行为启发而演变得来的。萤火虫的荧光亮度和萤火虫间的吸引度是 FA 的 2 个主要因素。其中,荧光亮度用于表示萤火虫所处当前位置的优劣程度,并决定了其下一时刻的运动方向;吸引度表示萤火虫之间的相互作用,并决定了萤火虫移动的距离。FA 就是通过对荧光亮度和吸引度的不断迭代,使得萤火虫群体智能地向状态空间内更好的区域运动,进而实现目标的优化。

FA 作为一种新型仿生群智能优化算法,其最大的优势在于在工程上容易实现,需要调整的参数少,具有较好的收敛速度和收敛精度。文献[21]将 FA 的优化机制应用于 PF,提高了 PF 的估计精度,降低了状态估计所需的粒子数。因此,本文考虑结合 BPF 的运行机制和 FA 的寻优机制,根据最新观测利用区间分析定义箱粒子的荧光亮度计算公式及空间位置更新公式,进而模拟萤火虫进行觅食或交流的个体行为,使得箱粒子智能地向全局范围内更优的位置移动,这样就可以提高箱粒子集的整体质量,克服箱粒子的退化问题,避免了反复执行随机子划分重采样。

1) 箱粒子的荧光亮度更新公式。在标准 FA 中,当前时刻的每个萤火虫都需要和其他位置的萤火虫对比荧光亮度值大小,荧光亮度值低的萤火虫会被荧光亮度值高的萤火虫吸引,并朝着荧光亮度值高的萤火虫所处的空间位置移动。因此,萤火虫的相对荧光亮度更新公式定义为

$$I = I_m e^{-\gamma d_{ij}} \quad (20)$$

式中: I_m 和 γ 分别为萤火虫的最大萤光亮度和光强吸收系数; d_{ij} 为萤火虫 i 与 j 的空间欧氏距离。

如果直接将式(20)的更新机制应用于 BPF, 则将会进一步增加算法的运算复杂度。为了确保滤波精度,萤火虫在自适应迭代寻优过程中需要考虑最新的观测。而在区间分析的框架下,其关键思想就是求出当前时刻的预测观测和实际观测在多维状态空间中的“交”。因此,构造箱粒子荧光亮度的计算公式为

$$I([\mathbf{X}_{k+1}^i]) = |[Z_{k+1}^i] \cap [Z_{k+1}]| \quad (21)$$

式中: $I([\mathbf{X}_{k+1}^i])$ 和 $[Z_{k+1}^i]$ 分别为 $k+1$ 时刻第 i 个箱粒子的荧光亮度和预测观测; $[Z_{k+1}]$ 为实际观测。

根据式(21),由于每个时刻的实际观测值仅有一个,利用实际观测值和每个箱粒子的预测观测值进行对比,代替每个箱粒子之间荧光亮度值的对比,就可有效减小算法的运算复杂度。

2) 箱粒子的吸引度计算公式。在标准 FA 中,萤火虫的吸引度公式为

$$\beta = \beta_m e^{-\gamma d_i^2} \quad (22)$$

式中: β_m 为最大吸引度,一般设置为 $[0.8, 1]$ 内的常数。

如果萤火虫的吸引度越大,则其越容易吸引附近的萤火虫向自身所处的位置运动,这样一来,就会使得所有箱粒子都集中在状态的真实值附近,造成箱粒子的多样性丧失。基于上述分析,根据区间分析中 2 个中心区间距离的定义,给出 $k+1$ 时刻箱粒子 $[\mathbf{X}_{k+1}^i]$ 与全局最优箱粒子 $[\mathbf{g}_{k+1}]$ 之间的空间欧氏距离为

$$d_i = d([\mathbf{g}_{k+1}], [\mathbf{x}_{k+1}^i]) = \|\text{mid}([\mathbf{g}_{k+1}]) - \text{mid}([\mathbf{x}_{k+1}^i])\|_2 + |\text{rad}([\mathbf{g}_{k+1}]) - \text{rad}([\mathbf{x}_{k+1}^i])| \quad (23)$$

式中: $\|\cdot\|_2$ 为 2-范数。

在箱粒子荧光亮度更新公式基础上,进一步考虑在吸引度公式中加入一个随机权值项,这样就能改变箱粒子的移动信息,既能让箱粒子集在高似然区域合理的分布,又可以在一定程度上增强箱粒子的多样性,确保了滤波过程的持续运行。因此,构造箱粒子间的吸引度为

$$\beta = \beta_m e^{-\gamma d_i^2} + (1 - \omega_k^i) \cdot N(0, 1) \quad (24)$$

式中: $N(0, 1)$ 为均值为 0、方差为 1 的高斯分布随机向量; $(1 - \omega_k^i) \cdot N(0, 1)$ 为随机权值项。

当完成位置更新之后,需要计算并对比箱粒子的荧光亮度值,更新全局最优箱粒子:

$$[\mathbf{g}_{k+1}] \in \{[\mathbf{X}_{k+1}^1], [\mathbf{X}_{k+1}^2], \dots, [\mathbf{X}_{k+1}^N] \mid I([\mathbf{X}])\} = \max_{i=1,2,\dots,N} I([\mathbf{X}_{k+1}^i]) \quad (25)$$

3) 箱粒子的位置更新公式。在标准 FA 中,萤火虫 i 被萤火虫 j 吸引后移动的位置更新公式为

$$x_i = x_i + \beta(x_j - x_i) + \mu(\text{rand} - 1/2) \quad (26)$$

式中: x_i 和 x_j 分别为萤火虫 i 和 j 的空间位置; rand 表示某个随机数,且服从均匀分布 $U(0, 1)$; $\mu \in [0, 1]$ 为步长因子。

如果将式(26)的更新策略直接应用于 BPF,则需要用箱粒子 i 和其余的箱粒子 j 进行交互运算,这将对算法的实时性带来不利影响。为此,考虑利用每个箱粒子与全局最优箱粒子间的对比来替代箱粒子间的相互对比,利用每个箱粒子中心位置的更新使每个箱粒子的位置更新,这会提高 FA 的全局寻优能力,且该阶段的运算复杂度将由 $O(N^2)$ 减少至 $O(N)$ 。基于上述分析,构造箱粒子的位置更新公式为

$$\text{mid}([\mathbf{X}_{k+1}^i]) = \text{mid}([\mathbf{X}_{k+1}^i]) + \beta(\text{mid}([\mathbf{g}_{k+1}]) - \text{mid}([\mathbf{X}_{k+1}^i])) + 2d_i(\text{rand} - 1/2) \quad (27)$$

由式(27)可知,箱粒子的随机步长随 d_i 变化,且 $2d_i(\text{rand} - 1/2) \in [-d_i, d_i]$ 。采用上述位置更新策略后,当箱粒子间的空间位置相距较远时,箱粒子位置更新过程中吸引度所发挥的引导作用相对较弱,而箱粒子自身可以在区间 $[-d_i, d_i]$ 内随机自主的运动,这样就使得算法能够搜索较大的状态空间;当箱粒子之间的空间欧氏距离较近时,箱粒子在状态空间中的自主探索能力和移动范围随着空间欧氏距离 d_i 的减小而减弱,而此时箱粒子在位置更新过程中,吸引度起到的主导作用将逐渐增大,进而智能地引导箱粒子朝着全局最优的箱粒子所在位置移动。

通过以上优化策略,利用 FA 智能优化引导箱粒子集朝着高似然区域移动,可以有效克服箱粒子的退化现象,并且没有增加额外的操作和参数,保持了算法的简单性。另外,考虑到 FA 本身具有较强的收敛能力,如果迭代次数过多,则会造成算法的计算复杂度增高,而且利用 FA 智能优化的目的是为了使得箱粒子集朝着似然度高的区域移动,不需要收敛到最优值,否则会造成箱粒子的多样性丧失。因此,通过设定最大迭代次数,保证算法的实时性和箱粒子多样性,即当荧光亮度函数值大于设置的迭代终止阈值时,算法停止迭代,否则继续执行迭代,直至到达最大迭代次数。

当算法迭代至设定阈值时,表明箱粒子已经较好地分布在状态的真实值周围。

3 移动机器人 FastSLAM 方案设计

FastSLAM 算法的核心在于运用 RBPf 思想对 SLAM 问题后验概率进行分解,其实现了地图规模和状态估计之间的有效解耦。具体说来,就是将 SLAM 问题分解成为机器人路径 $\mathbf{x}_{1:k}$ 估计和基于该路径估计的地图 \mathbf{M} 创建 2 个子问题,即

$$p(\underbrace{\mathbf{x}_{1:k}, \mathbf{M} | \mathbf{z}_{1:k}, \mathbf{u}_{1:k}}_{\text{SLAM 后验}} | \underbrace{\mathbf{z}_{1:k}, \mathbf{u}_{1:k-1}, \mathbf{n}_{1:k}}_{\text{机器人路径后验}}) = p(\mathbf{x}_{1:k} | \mathbf{z}_{1:k}, \mathbf{u}_{1:k-1}, \mathbf{n}_{1:k}) \cdot \prod_{i=1}^L \underbrace{p(\mathbf{m}_i | \mathbf{x}_{1:k}, \mathbf{z}_{1:k}, \mathbf{n}_{1:k})}_{\text{地图后验}} \quad (28)$$

式中: $\mathbf{z}_{1:k} = \{\mathbf{z}_1, \mathbf{z}_2, \dots, \mathbf{z}_k\}$ 和 $\mathbf{u}_{1:k} = \{\mathbf{u}_1, \mathbf{u}_2, \dots, \mathbf{u}_k\}$ 分别为观测序列和控制输入序列; \mathbf{m}_i 为第 i 个环境路标的位置估计; $\mathbf{n}_{1:k} = \{\mathbf{n}_1, \mathbf{n}_2, \dots, \mathbf{n}_k\}$ 为数据关联的相关一致性。

根据 SLAM 的动态贝叶斯图模型,当已知机器人的运动轨迹 $\mathbf{x}_{1:k}$ 时,对其周围环境地图 \mathbf{M} 中存在的 N 个特征进行估计是相互独立的。因此, FastSLAM 采用 PF 估算机器人所有可能的轨迹后验,其中的每个粒子都包含一份机器人完整的潜在地图。然而,为了提高估计精度,就需要增加描述后验概率分布所需的粒子数,这对于 FastSLAM 算法来说代价巨大,会增加算法的复杂度。此外,反复的重采样会造成粒子有效性和多样性的损失,导致出现粒子退化现象,使得算法的性能下降,甚至失效;另一方面,在所得路径估计基础上利用常规 EKF 对地图特征估计存在计算量过大、精度不高甚至发散等问题。

因此,考虑将改进的智能优化箱粒子滤波 (IOBPF) 用于实现移动机器人位姿估计,并在此基础上利用 EIKF 完成地图构建与更新,为了表示方便,简记为 IOBPF-SLAM 算法。其中, k 时刻第 i 个箱粒子的结构形式如下:

$$[\mathbf{X}_k^i] = \{([x], [y], [\theta])_k^i, (\hat{\mathbf{m}}_1^i, \boldsymbol{\Sigma}_1^i)_k^i, \dots, (\hat{\mathbf{m}}_l^i, \boldsymbol{\Sigma}_l^i)_k^i\} \quad (29)$$

式中: $([x], [y], [\theta])_k^i$ 为 k 时刻对机器人的位姿估计; $(\hat{\mathbf{m}}_j^i)_k^i$ 为第 i 个箱粒子对第 j 个路标的位置估计,其不确定性协方差为 $\boldsymbol{\Sigma}_j^i$; $[\mathbf{Z}_k]$ 为 k 时刻的实际观测;第 j 个路标描述为 $\mathbf{m}_j = (m_{xj}, m_{yj})$ 。

3.1 移动机器人同步定位

在区间分析框架下,移动机器人系统的运动模型表示为

$$\begin{cases} [x_{k+1}] = [x_k] + [\Delta d_k] \cos([\theta_k] + \frac{1}{2}[\Delta \theta_k]) \\ [y_{k+1}] = [y_k] + [\Delta d_k] \sin([\theta_k] + \frac{1}{2}[\Delta \theta_k]) \\ [\theta_{k+1}] = [\theta_k] + [\Delta \theta_k] \end{cases} \quad (30)$$

式中: k 时刻的输入区间向量 $[\mathbf{U}_k]$ 由机器人的基本位移 $[\Delta d_k]$ 和基本旋转角 $[\Delta \theta_k]$ 组成,即 $[\mathbf{U}_k] = ([\Delta d_k], [\Delta \theta_k])^T, ([x] \times [y])^T$ 为机器人在全局坐标系下的位置, $[\theta]$ 为机器人运动方向。

机器人系统的距离-角度观测模型为

$$\begin{cases} [r_k] = \sqrt{([m_x] - [x_k])^2 + ([m_y] - [y_k])^2} \\ [\varphi_k] = \arctan\left(\frac{[m_y] - [y_k]}{[m_x] - [x_k]}\right) - [\theta_k] \end{cases} \quad (31)$$

式中:观测区间向量 $[\mathbf{Z}_k]$ 由距离观测区间量 $[r_k]$ 和角度观测区间量 $[\varphi_k]$ 组成,即 $[\mathbf{Z}_k] = ([r_k], [\varphi_k])^T$ 。

假设 k 时刻的箱粒子集为 $\{\omega_k^i, [\mathbf{X}_k^i]\}, i = 1, 2, \dots, N$, 控制输入为 $[\mathbf{U}_k]$, 则 $k+1$ 时刻的预测箱粒子为

$$[\mathbf{X}_{k+1|k}^i] = p([\mathbf{X}_{k+1}^i] | [\mathbf{X}_k^i], [\mathbf{U}_k^i]) \approx [\mathbf{f}]([\mathbf{X}_k^i] + [\mathbf{U}_k^i]) + [\mathbf{V}_k^i] \quad (32)$$

预测观测箱粒子为

$$[\mathbf{Z}_{k+1}^i] = p([\mathbf{Z}_{k+1}^i] | [\mathbf{X}_{k+1|k}^i]) = [\mathbf{h}]([\mathbf{X}_{k+1|k}^i]) + [\mathbf{W}_{k+1}^i] \quad (33)$$

对于环境中设定的路标,根据 $k+1$ 时刻的实际观测 $[\mathbf{Z}_{k+1}]$, 每个箱粒子对应的荧光亮度计算如下:

$$I([\mathbf{X}_{k+1}^i]) = |[\mathbf{Z}_{k+1}^i] \cap [\mathbf{Z}_{k+1}]| \quad (34)$$

进而,利用式(24)计算箱粒子的吸引力,并利用式(27)和式(25)分别更新箱粒子的位置和全局最优箱粒子。如果预测观测箱粒子与实际观测箱粒子的交集为空,即 $I([\mathbf{X}_{k+1}^i]) = \emptyset$, 则 $[\mathbf{X}_{k+1}^i]$ 保持不变;如果 $I([\mathbf{X}_{k+1}^i]) \neq \emptyset$, 则利用 CP 收缩子对 $[\mathbf{X}_{k+1}^i]$ 进行收缩,得到新的箱粒子 $[\tilde{\mathbf{X}}_{k+1}^i]$ 。根据系统观测模型,每个箱粒子的似然计算如下:

$$L^i = p([\mathbf{Z}_{k+1}] | [\mathbf{X}_{k+1}^i]) = \prod_{j=1}^b L^i(j) \quad (35)$$

$$L^i(j) = \frac{I([\mathbf{X}_{k+1}^i])}{|[\mathbf{Z}_{k+1}^i(j)]|} \quad (36)$$

则每个箱粒子的权重更新如下:

$$\omega_{k+1}^i = p([\mathbf{Z}_{k+1}] | [\mathbf{X}_{k+1}^i]) \omega_k^i = L^i \omega_k^i \quad (37)$$

归一化权重为

$$\omega_{k+1}^i = \frac{\omega_{k+1}^i}{\sum_{j=1}^N \omega_{k+1}^j} \quad (38)$$

因此, $k+1$ 时刻的状态估计值为

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1} = \sum_{i=1}^N \omega_{k+1}^i \text{mid}([\tilde{\mathbf{X}}_{k+1}^i]) \quad (39)$$

在具体应用中,可将权值最大的箱粒子的中心近似为状态估计值。另外,针对估计值 $\hat{\mathbf{x}}_{k+1}$, 其对应的状态估计协方差为

$$\hat{\mathbf{P}}_{k+1} = \sum_{i=1}^N \omega_{k+1}^i (([\tilde{\mathbf{X}}_{k+1}^i] / 2) + (\hat{\mathbf{x}}_{k+1} - \text{mid}([\tilde{\mathbf{X}}_{k+1}^i]))(\hat{\mathbf{x}}_{k+1} - \text{mid}([\tilde{\mathbf{X}}_{k+1}^i]))^T) \quad (40)$$

式中: $[\tilde{\mathbf{X}}_{k+1}^i] / 2$ 为将 $\text{mid}([\tilde{\mathbf{X}}_{k+1}^i])$ 作为状态估计时的置信度大小。

3.2 环境地图构建

Chen 等^[17]将区间分析引入卡尔曼滤波,将噪声模型和系统模型的误差用区间范围来表示,提出了一种新的区间卡尔曼滤波(interval Kalman filter, IKF)算法,其迭代公式与标准卡尔曼滤波的结构形式完全相同,只是运算变量为区间向量或区间矩阵,估计结果为 2 条边界曲线,最终结果将 2 个边界值取平均或加权处理获得。由于区间运算保证了结果的完备性,在一些实际应用中^[22-23],IKF 相比于卡尔曼滤波展示出了更好的鲁棒性和精度。

对于区间非线性系统,结合 IKF 和 EKF 便可进一步得到 EIKF 的迭代公式。为了下文表示方便,利用上标“ I ”表示区间量,即 $[\mathbf{X}_k]$ 表示为 \mathbf{X}_k^I , 状态转移包含函数 $[f]$ 和观测包含函数 $[h]$ 分别表示为 f^I 和 h^I , Σ_k^I 为状态估计的区间协方差矩阵, \mathbf{Q}_k^I 和 \mathbf{R}_k^I 分别为系统噪声区间协方差矩阵和观测噪声区间协方差矩阵,则 EIKF 算法的递归过程如下。

1) 状态初始值。

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{X}}_0^I = E\{\mathbf{X}_0^I\} \\ \Sigma_0^I = \text{Cov}\{\mathbf{X}_0^I\} \end{cases} \quad (41)$$

2) 计算区间雅可比矩阵。

$$\begin{cases} \mathbf{A}_k^I = \frac{\partial f_k^I}{\partial \mathbf{X}_k^I}(\hat{\mathbf{X}}_k^I) \\ \mathbf{C}_{k+1}^I = \frac{\partial h_{k+1}^I}{\partial \mathbf{X}_{k+1}^I}(\hat{\mathbf{X}}_{k+1,k}^I) \end{cases} \quad (42)$$

3) 预测。

$$\hat{\mathbf{X}}_{k+1,k}^I = f_k^I(\hat{\mathbf{X}}_k^I) \quad (43)$$

$$\Sigma_{k+1,k}^I = \mathbf{A}_k^I \Sigma_k^I (\mathbf{A}_k^I)^T + \mathbf{Q}_k^I \quad (44)$$

4) 计算新息和区间卡尔曼增益。

$$\mathbf{r}_{k+1}^I = \mathbf{Z}_{k+1}^I - \mathbf{h}_{k+1}^I(\hat{\mathbf{X}}_{k+1,k}^I) \quad (45)$$

$$\mathbf{K}_{k+1}^I = \Sigma_{k+1,k}^I (\mathbf{C}_{k+1}^I)^T ((\mathbf{C}_{k+1}^I \Sigma_{k+1,k}^I (\mathbf{C}_{k+1}^I)^T + \mathbf{R}_{k+1}^I)^{-1}) \quad (46)$$

5) 更新。

$$\hat{\mathbf{X}}_{k+1}^I = \hat{\mathbf{X}}_{k+1,k}^I + \mathbf{K}_{k+1}^I \mathbf{r}_{k+1}^I \quad (47)$$

$$\Sigma_{k+1}^I = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_{k+1}^I \mathbf{C}_{k+1}^I) \Sigma_{k+1,k}^I \quad (48)$$

值得说明的是,EIKF 中的实际观测 \mathbf{z}_k^I 在被观测之前是一个不确定的区间矢量,在被观测之后就是一个普通的矢量^[24]。

常规 FastSLAM 算法利用 EKF 更新地图,但需要对非线性的模型进行线性化。由于机器人系统具有强非线性,线性化只能精确到泰勒级数的一阶,造成估计精度下降甚至导致滤波发散。因此,本文利用 EIKF 取代 EKF 完成环境特征估计。根据 FastSLAM 的解算过程,如果机器人的运动轨迹已知,则对各个特征进行估计彼此是相互独立的,而 $k+1$ 时刻是否对第 j 个环境特征进行更新取决于 k 时刻第 j 个特征是否被传感器观测到。从而,根据传感器获得的最新观测完成数据关联后,需考虑以下情况:

1) 如果某个路标是第一次被机器人观测到,则其均值 $(\hat{\mathbf{m}}_{\text{new}}^I)_{k+1}^i$ 和协方差 $(\Sigma_{\text{new}}^I)_{k+1}^i$ 初始化为

$$(\hat{\mathbf{m}}_{\text{new}}^I)_{k+1}^i = (\mathbf{h}^I)^{-1}(\mathbf{Z}_{k+1}^I, (\mathbf{X}_{k+1}^I)^i) \quad (49)$$

$$(\Sigma_{\text{new}}^I)_{k+1}^i = ((\mathbf{C}_{k+1}^I)^{-1})^T \mathbf{R}_{k+1}^I (\mathbf{C}_{k+1}^I)^{-1} \quad (50)$$

$$\mathbf{C}_{k+1}^I = \frac{\partial \mathbf{h}^I}{\partial \mathbf{m}_{k+1}^I}((\hat{\mathbf{X}}_{k+1}^I)^i, (\hat{\mathbf{m}}_{\text{new}}^I)_{k+1}^i) \quad (51)$$

2) 如果机器人最新观测中包含环境地图中的第 j 个路标,则其均值 $(\hat{\mathbf{m}}_j^I)_{k+1}^i$ 和协方差 $(\Sigma_j^I)_{k+1}^i$ 利用 EIKF 更新如下:

$$(\hat{\mathbf{m}}_j^I)_{k+1}^i = (\hat{\mathbf{m}}_j^I)_k^i + (\mathbf{K}_{k+1}^I)^i (\mathbf{r}_{k+1}^I)^i \quad (52)$$

$$(\Sigma_j^I)_{k+1}^i = (\mathbf{I} - (\mathbf{K}_{k+1}^I)^i (\mathbf{C}_{k+1}^I)^i) (\Sigma_j^I)_k^i \quad (53)$$

$$(\mathbf{C}_{k+1}^I)^i = \frac{\partial \mathbf{h}^I}{\partial \mathbf{X}_{k+1}^I}((\hat{\mathbf{X}}_{k+1}^I)^i) \quad (54)$$

$$(\mathbf{r}_{k+1}^I)^i = \mathbf{Z}_{k+1}^I - (\hat{\mathbf{Z}}_{k+1}^I)^i \quad (55)$$

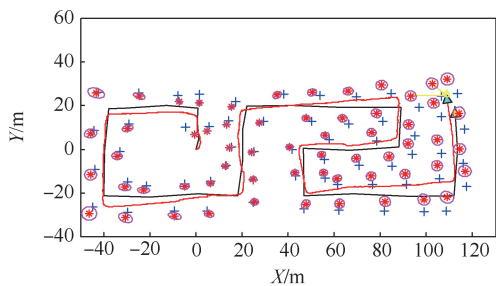
$$(\hat{\mathbf{Z}}_{k+1}^I)^i = \mathbf{h}^I((\hat{\mathbf{m}}_j^I)_k^i, (\hat{\mathbf{X}}_{k+1}^I)^i) \quad (56)$$

$$(\mathbf{K}_{k+1}^I)^i = (\Sigma_j^I)_k^i ((\mathbf{C}_{k+1}^I)^i)^T \cdot ((\mathbf{C}_{k+1}^I)^i (\Sigma_j^I)_k^i ((\mathbf{C}_{k+1}^I)^i)^T + \mathbf{R}_{k+1}^I)^{-1} \quad (57)$$

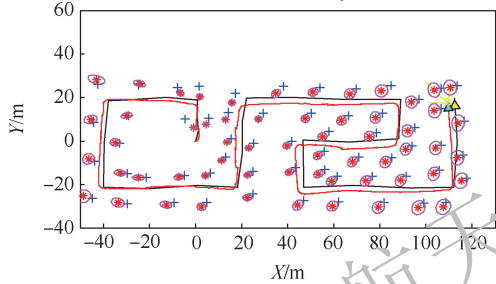
3) 如果机器人最新的观测没有包含环境地图中的第 j 个路标,则其均值和协方差不变。

$$(\hat{\mathbf{m}}_j^I, \Sigma_j^I)_{k+1}^i = (\hat{\mathbf{m}}_j^I, \Sigma_j^I)_k^i \quad (58)$$

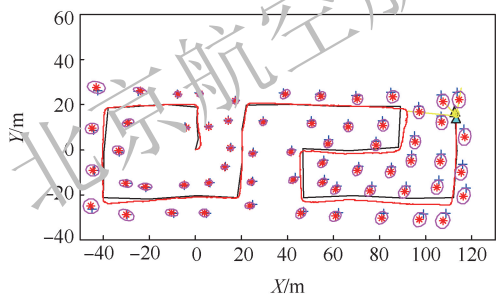
4) 如果机器人再也没有观测到周围环境的任何特征,则将前一时刻的地图信息作为当前时



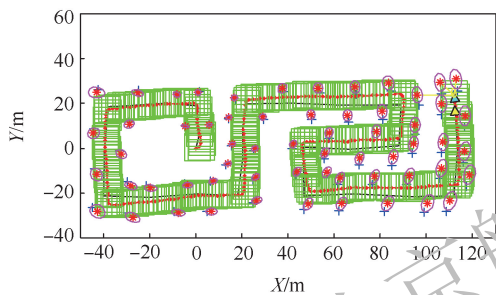
(a) FastSLAM 2.0 ($N_p = 100$)



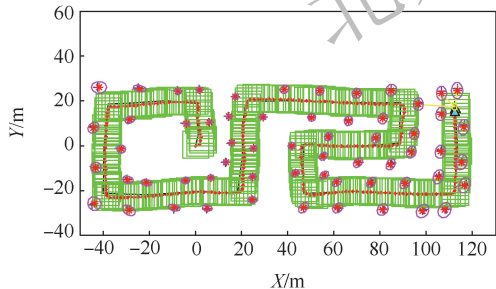
(b) UFastSLAM ($N_p = 100$)



(c) STSRCDKF-SLAM ($N_p = 100$)



(d) BPF-SLAM ($N = 10$)



(e) IOBPF-SLAM ($N_p = 10$)

+ 参考路标 — 参考轨迹 * 估计路标 — 估计轨迹
□ 箱粒子 ○ 路标估计协方差

图 3 模拟环境下的不同 SLAM 算法运行结果比较

Fig. 3 Comparison of running results among different SLAM algorithms in simulation environment

PF-SLAM 估计路径与参考轨迹吻合度更高, 相对应的路标估计也更为准确。

为了验证算法在增长观测噪声条件下的误差性能, 设置环境特征的角度观测噪声为 2° , 距离观测噪声分别为 0.1, 0.3, 0.4, 0.55, 0.7, 0.8, 1.0, 1.2, 1.35, 1.5 m 进行仿真实验。图 4 展示了上述 5 种 SLAM 算法在开展了 30 次仿真实验后的均方根误差 (RMSE) 均值及标准差的比较情况。可以看出, 5 种 SLAM 算法的轨迹估计误差及标准差随着观测噪声的增长逐渐增加。然而, IOBPF-SLAM 算法由于采用 FA 智能优化, 提高了箱粒子集的整体估计效能, 并提供了全局一致的结果, 因此其 RMSE 均值和标准差增长速度要低于其他算法。这意味着 IOBPF-SLAM 的估计精度相较于其他几种算法更好, 并具有较好的运行稳定性。

为了在上述增长观测噪声条件下验证 IOBPF-SLAM 能有效避免粒子退化, 对于 N 次仿真实验, 利用有效粒子百分比进行评估。

$$N_{\text{Peff}} = \frac{N_{\text{eff}}}{N} = \frac{1}{N \sum_{i=1}^N (\omega_k^i)^2} \quad (60)$$

在开展了 30 次仿真实验后, 从图 5 可以看出,

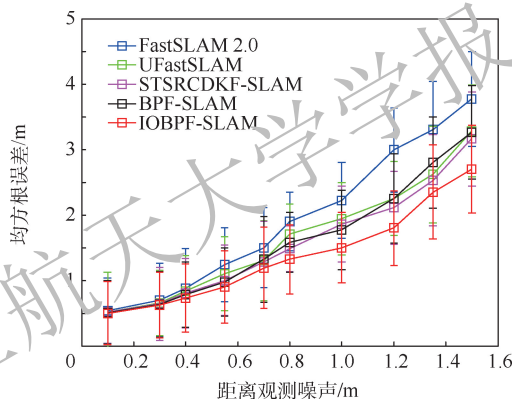


图 4 不同 SLAM 算法的 RMSE 比较

Fig. 4 Comparison of RMSE among different SLAM algorithms

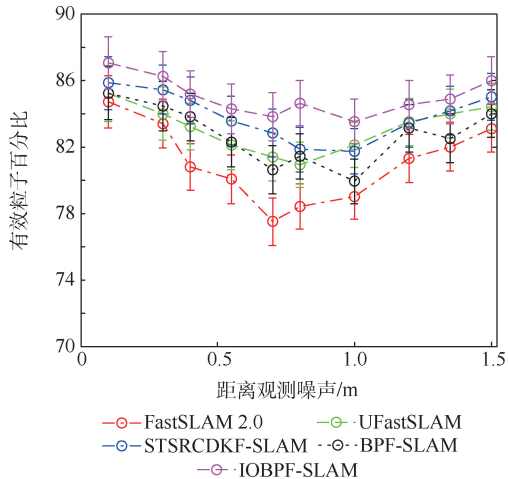


图 5 不同 SLAM 算法的有效粒子数百分比

Fig. 5 Percentage of effective particle number for different SLAM algorithms

IOBPF-SLAM 的有效箱粒子百分比均高于 82%，这意味着在算法执行过程中，最多仅有 18% 的箱粒子没有发挥作用，然而这部分箱粒子主要是为了保持箱粒子的多样性，这说明了 FA 智能优化的有效性。

Gning 等^[19]指出，如果 BPF 的滤波结果为状态的最优估计，则需要满足：①真实状态向量 \mathbf{x} 必须包含于后验 PDF 的所有支撑集区域内；②状态后验 PDF 的支撑集区域体积应该为最小。针对条件①，Gning 等^[15]进一步指出了包含准则 ρ_k ，并说明了当不满足此条件时，该滤波器不收敛。为了解释 ρ_k ，需要利用置信集的概念。在 BPF 中，一般采用所有支撑集箱粒子的“并集”来表示置信集 $C_k(1)$ ，即

$$C_k(1) = \bigcup_{i=1}^N [X_k^i] \quad (61)$$

因此，包含准则 ρ_k 可由如下计算得到：

$$\rho_k = \begin{cases} 1 & \mathbf{x}_k^* \in \bigcup_{i=1}^N [X_k^i] \\ 0 & \text{其他} \end{cases} \quad (62)$$

如果满足 $\rho_k = 1$ ，则表明在所有以 $[X_k^i]$ 为支撑集的后验 PDF 内已经包含了状态的真实值。从图 6 可以看出，相比于标准的 BPF，IOBPF 运用 FA 优化机制引导箱粒子集智能地向高似然区域移动，使该箱粒子集更好地满足了 $\rho_k = 1$ ，因此提高了滤波性能。

对于一个滤波算法而言，如果其估计误差满足：①均值等于零；②小于或等于其计算所得的协方差，则称该滤波算法是一致的。如果一个滤波算法不一致，则其滤波精度就具有不确定性，这会导致算法估计结果不可靠。Bailey 等^[14]分析并阐述了粒子退化现象是造成 FastSLAM 算法不一致的主要原因，并进一步提出了利用归一化估计方差 (normalized estimation error squared, NEES)

准则来验证算法是否满足一致性。具体而言，假设 \mathbf{x}_k^* 为 k 时刻机器人的真实状态，且该状态的维数为 d ，并假设 $\{\hat{\mathbf{x}}_k, \hat{\mathbf{P}}_k\}$ 为其估计值和方差，则 NEES 计算如下：

$$\varepsilon_k = (\mathbf{x}_k^* - \hat{\mathbf{x}}_k)^\top \hat{\mathbf{P}}_k^{-1} (\mathbf{x}_k^* - \hat{\mathbf{x}}_k) \quad (63)$$

NEES 本质上描述的是一种加权距离，一般需要开展 N 次蒙特卡罗实验，然后采用平均 NEES 进行检验，即

$$\bar{\varepsilon}_k = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \varepsilon_{ik} \quad (64)$$

显然， ε_k 服从自由度为 Nd 的 χ^2 分布，则判断算法的一致性就可转化为统计学中的检验问题，因此算法符合一致性需要满足如下关系：

$$\bar{\varepsilon}_k \leq \frac{1}{N} \chi_{Nd, 1-\alpha}^2 \quad (65)$$

式中：给定显著性水平 $\alpha = 0.05$ ，并将双边概率为 95% 的区域作为一致性区域时， $\bar{\varepsilon}_k$ 的界定区间为 $[2.19, 3.93]$ 。

因此，为了评估上述 5 种 SLAM 算法的一致性，分别开展 30 次仿真实验，结果如图 7 所示，其中红色的实线和红色的虚线分别表示一致性测试的下限和上限。可以看出，UFastSLAM 采用无迹变换，避免了由于线性化带来的误差，其一致性优于 FastSLAM 2.0；而 STSRCDKF-SLAM 改进了提议分布，并采用自适应重采样有效保持了粒子的多样性，因此其一致性保持更为持久。相比起来，IOBPF-SLAM 在区间分析基础上结合 FA 的寻优机制，构造了箱粒子集的智能优化策略，因此提供了有界的、更为一致性的结果。

通过对不同 SLAM 算法的计算机 CPU 运行时间来对比不同粒子数条件下的 SLAM 算法计算复杂度。对于每组设定的粒子数，分别开展 30 次仿真实验，其平均计算复杂度如图 8 所示。可以

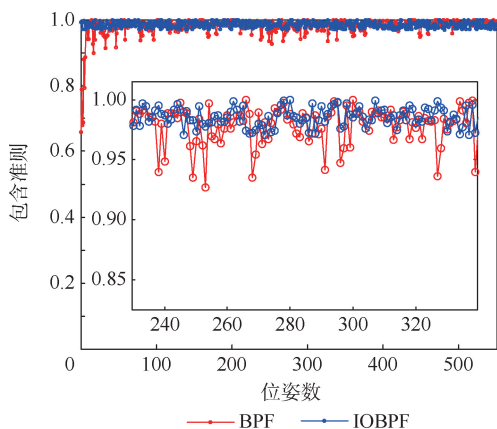


图 6 不同箱粒子的包含值

Fig. 6 Inclusion values of different box particles

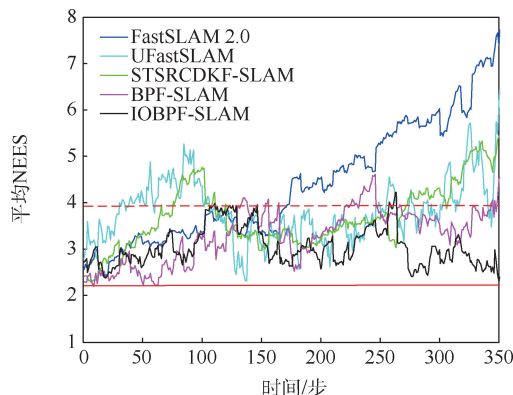


图 7 不同 SLAM 算法的一致性比较

Fig. 7 Comparison of consistency among different SLAM algorithms

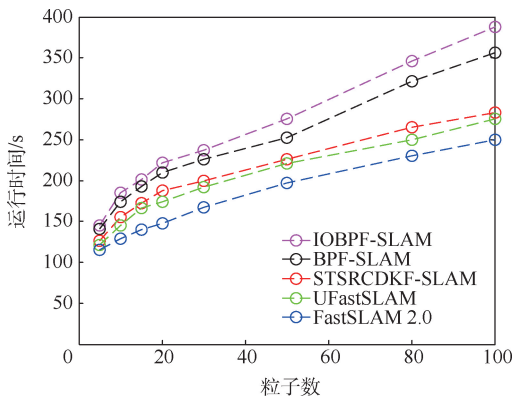


图 8 不同粒子数条件下算法的运行时间比较

Fig. 8 Comparison of running time among algorithms under different particle numbers

看出,上述 5 种 SLAM 算法的时间复杂度随着粒子数的增长逐步增加, FastSLAM 2.0 的运算复杂度与粒子数呈近似线性关系。在使用相同粒子数的条件下,由于涉及区间运算和群智能优化过程,提出算法的复杂度要高于其他算法,但由上述图 3 的运行结果可知, IOBPF-SLAM 利用 10 个箱粒子所获得的估计精度就已经超过前 3 种基于 PF 的 SLAM 算法。因此,为获得较高的估计精度, IOBPF-SLAM 的计算代价相对最低,算法执行所需时间更短。

4.2 移动机器人测试结果与性能评价

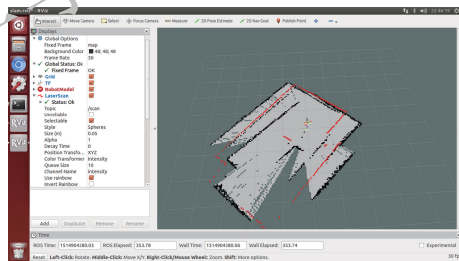
为测试 IOBPF-SLAM 的实际应用效果,利用装备 Raspberrypi-3b 控制主板和 SLAMTEC 激光雷达的差分驱动轮式移动机器人(RPLIDAR-A1)分别针对 GridSLAM^[8]、GMapping^[9]、BPF-SLAM 和 IOBPF-SLAM 开展对比实验。实验利用一台上位机笔记本电脑在 Ubuntu14.04 下安装机器人操作系统(ROS),利用 teleop_twist_keyboard 软件包控制机器人运动,并结合占用概率地图构建方法^[29],采用栅格地图来建立环境模型,通过加载图形可视化工具 Rviz 显示地图的构建过程。实验场景如图 9 所示。

实验中,移动机器人运动速度为 0.4 m/s,最大转向速度为 0.3 rad/s,控制频率为 40 Hz,激光雷达最大测距范围为 6 m,并具有 360°全方位扫描能力。环境中设置了 30 个路标点及 2 个纸箱作为障碍物,生成栅格地图分辨率为 25 cm²/cell,粒子数目设置为 $N_p = 10, N_b = 10$ 。由图 10 的地图构建过程可以看出,当采用 10 个粒子时, GridSLAM 无法正常完成地图构建,而其余 3 种算法均能完成二维栅格地图构建。

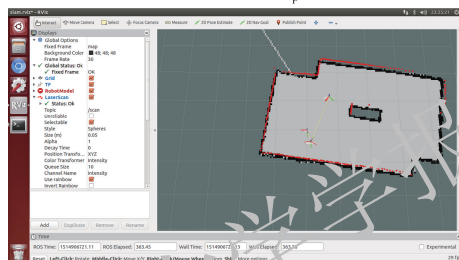
为了定量分析实验结果,表 3 比较了在正确构建出环境地图条件下 4 种算法的性能参数。可



图 9 差分驱动轮式移动机器人及其实验场景
Fig. 9 Differential drive wheeled mobile robot and experimental scene



(a) GridSLAM ($N_p = 10$)



(b) IOBPF-SLAM ($N_p = 10$)

图 10 地图构建过程

Fig. 10 Map building process

表 3 不同 SLAM 算法的性能比较

Table 3 Comparison of performance among different SLAM algorithms

算法	粒子数	CPU 时间/s	运行时间/s
GridSLAM	100	0.873	318.72
GMapping	30	0.401	261.37
BPF-SLAM	15	0.325	223.41
本文算法	10	0.337	247.69

以看出, GridSLAM 需要 100 个粒子才能正确完成地图构建,而 GMapping 在 RBPF 的基础上改进了采样提议分布并采用选择性重采样策略,有效减少了所需粒子数,同时防止了粒子退化现象,是目前最有效的栅格地图构建方法,但仍然需要 30 个粒子才能完成地图构建。相比起来, BPF-SLAM 和 IOBPF-SLAM 使用更少的粒子数就能完成地图构建,从而提高了 SLAM 系统的实时性。

另外, 2 种基于区间箱粒子的 SLAM 算法主要的时间消耗在于区间运算,且每个箱粒子都存储并保持自己的栅格地图,对每个箱粒子进行 FA

智能优化就意味着涉及整个地图的处理,因此,IOBPF-SLAM的运行时间相对于BPF-SLAM要长一些,但其所需粒子数更少,精度更好。图11进一步展示了IOBPF-SLAM的轨迹估计结果和设定路标的估计结果。移动机器人从“起点”位置(0,0)开始沿着黑色参考路径以蓝色箭头方向顺时针运动一个回环,基于改进的FA智能优化箱粒子所估计得到的运动轨迹能正确跟随由参考点定义的轨迹,并且所有的参考点都包含在定位箱粒子中,因此提供了一致的结果。

图12比较了实验中不同SLAM算法对于设定路标的位置估计误差。可以看出,移动机器人的整个运动过程中,在改进的智能优化BPF-SLAM估计所得的潜在路径基础上,IOBPF-SLAM采用EIKF对环境特征进行估计,虽然有少数几个路标点的位置估计误差大于GMapping,但IOBPF-SLAM对整个环境中设定路标的估计精度更高。

图13的地图构建结果进一步展示了IOBPF-SLAM生成的二维栅格地图与真实环境一致,其边缘清晰,没有重叠或扭曲,并且在整个过程中程

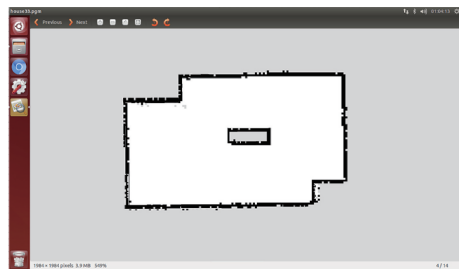


图13 IOBPF-SLAM生成的二维栅格地图

Fig. 13 Two-dimensional grid map generated by IOBPF-SLAM
序运行平稳,因此是可行有效的,可为工程应用提供参考依据。

5 结论

1) 本文算法将区间分析引入移动机器人FastSLAM算法架构中,利用BPF取代传统PF,并通过利用FA的动态寻优机制智能地引导箱粒子集朝着移动机器人的真实轨迹靠近,该策略没有增加额外的操作和参数,保持了算法的简单性。

2) IOBPF-SLAM可有效解决传统FastSLAM算法需要大量粒子构建地图的问题,同时克服了箱粒子的退化,避免了反复执行随机子划分重采样,因此在粒子数较少的情况下,能够获得良好的定位精度和地图构建精度,且计算量适中,满足实时性的要求。

3) 仿真和实验结果表明,IOBPF-SLAM相较于其他几种SLAM算法,为移动机器人的同步定位与建图估计提供了更为精确、可靠的结果。此外,通过对设定路标的位置估计发现,EIKF在计算量方面与传统EKF算法相当,但其滤波效果和鲁棒性相对于EKF有明显的优势。

考虑到BPF具有的性能优势,在后续工作中,将在区间分析基础上进一步结合其他智能优化与学习进化方法改善BPF的性能,并将其应用于复杂环境或其他类型传感器的移动机器人SLAM问题。

参考文献 (References)

- [1] 王忠立,赵杰,蔡鹤皋.大规模环境下基于图优化SLAM的图构建方法[J].哈尔滨工业大学学报,2015,47(1):75-85.
WANG Z L,ZHAO J,CAI H G. A survey of front-end method for graph-based SLAM under large-scale environment[J]. Journal of Harbin Institute of Technology,2015,47(1):75-85 (in Chinese).
- [2] SMITH R C,CHEESEMAN P. On the representation and estimation of spatial uncertainty[J]. International Journal of Robotics Research,1986,5(4):56-68.
- [3] HOLMES S A,KLEIN G,MURRAY D W. An $O(N_2)$ square

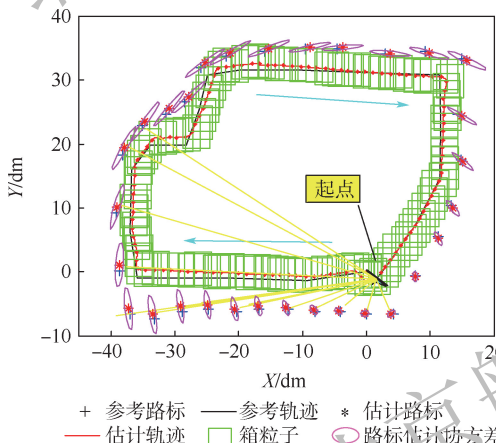


图11 IOBPF-SLAM的轨迹估计和路标估计结果
Fig. 11 Estimation results of trajectory and landmarks by IOBPF-SLAM

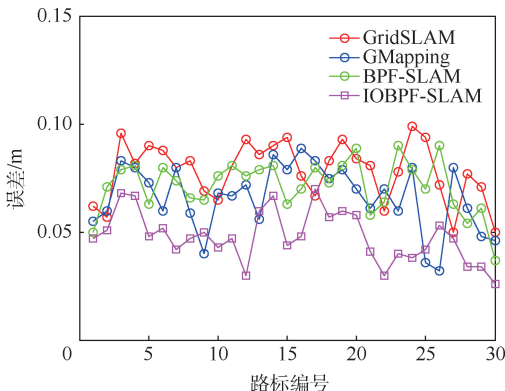


图12 不同SLAM算法的路标位置估计误差比较
Fig. 12 Comparison of estimation errors of landmark position among different SLAM algorithms

- root unscented Kalman filter for visual simultaneous localization and mapping [J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 2009, 31(7): 1251-1263.
- [4] DOUCET A, DE FREITAS N, MURPHY K, et al. Rao-Blackwellised particle filtering for dynamic Bayesian networks [M] // DOUCET A, DE FREITAS N, GORDON N. *Sequential Monte Carlo method in practice*. Berlin: Springer, 2001: 499-515.
- [5] MONTEMERLO M, THRUN S, KOLLER D, et al. FastSLAM: A factored solution to the simultaneous localization and mapping problem [C] // *Proceedings of the National Conference on Artificial Intelligence*, 2002: 593-598.
- [6] MONTEMERLO M, THRUN S, ROLLER D, et al. FastSLAM 2.0: An improved particle filtering algorithm for simultaneous localization and mapping that provably converges [C] // *Proceeding of the International Joint Conference on Artificial Intelligence*, 2003: 1151-1156.
- [7] ELIAZAR A, PARR R. DP-SLAM: Fast, robust simultaneous localization and mapping without predetermined landmarks [C] // *Proceedings of the International Joint Conference on Artificial Intelligence*, 2003: 1135-1142.
- [8] HAHNEL D, BURGARD W, FOX D, et al. An efficient fastSLAM algorithm for generating maps of large-scale cyclic environments from raw laser range measurements [C] // *International Conference on Intelligent Robots and Systems*. Piscataway: IEEE Press, 2003, 1: 206-211.
- [9] GRISETTI G, STACHNISS C, BURGARD W. Improved techniques for grid mapping with Rao-Blackwellized particle filters [J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2007, 23(1): 34-46.
- [10] 祝继华, 郑南宁, 袁泽剑, 等. 基于 ICP 算法和粒子滤波的未知环境地图创建 [J]. *自动化学报*, 2009, 35(8): 1107-1113. ZHU J H, ZHENG N N, YUAN Z J, et al. A SLAM approach by combining ICP algorithm and particle filter [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2009, 35(8): 1107-1113 (in Chinese).
- [11] BAILEY T, NIETO J, NEBOT E. Consistency of the FastSLAM algorithm [C] // *IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. Piscataway: IEEE Press, 2000: 424-429.
- [12] VINCKE B, LAMBERT A, ELOUARD A. Guaranteed simultaneous localization and mapping algorithm using interval analysis [C] // *International Conference on Control Automation Robotics and Vision*. Piscataway: IEEE Press, 2018: 1409-1414.
- [13] ABDALLAH F, GNING A, BONNIFAIT P. Box particle filtering for nonlinear state estimation using interval analysis [J]. *Automatica*, 2008, 44(3): 807-815.
- [14] 李振兴, 刘进忙, 李松, 等. 基于箱式粒子滤波的群目标跟踪算法 [J]. *自动化学报*, 2015, 41(4): 785-798. LI Z X, LIU J M, LI S, et al. Group targets tracking algorithm based on box particle filter [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2015, 41(4): 785-798 (in Chinese).
- [15] GNING A, RISTIC B, MIHAYLOVA L. Bernoulli particle/box-particle filters for detection and tracking in the presence of tri-ple measurement uncertainty [J]. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 2012, 60(5): 2138-2151.
- [16] YANG X S. Firefly algorithm, stochastic test functions and design optimization [J]. *International Journal of Bio-Inspired Computation*, 2010, 2(2): 78-84.
- [17] CHEN G, WANG J, SHIEH L S. Interval Kalman filtering [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1997, 33(1): 250-259.
- [18] JAULIN L, KIEFFER M, DIDRIT O, et al. *Applied interval analysis* [M]. Berlin: Springer, 2001: 1-116.
- [19] GNING A, MIHAYLOVA L, ABDALLAH F. Mixture of uniform probability density functions for non-linear state estimation using interval analysis [C] // *The 13th Conference on Information Fusion*. Piscataway: IEEE Press, 2010: 1-8.
- [20] GNING A, RISTIC B, MIHAYLOVA L, et al. An introduction to box particle filtering [J]. *IEEE Signal Processing Magazine*, 2013, 30(4): 166-171.
- [21] 田梦楚, 薄煜明, 陈志敏, 等. 萤火虫算法智能优化粒子滤波 [J]. *自动化学报*, 2016, 42(1): 89-97. TIAN M M, BO Y M, CHEN Z M, et al. Firefly algorithm intelligence optimized particle filter [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2016, 42(1): 89-97 (in Chinese).
- [22] LI N, MA H, YANG C. Interval Kalman filter based RFID indoor positioning [C] // *Control and Decision Conference*. Piscataway: IEEE Press, 2016: 6958-6963.
- [23] LE Y, HE X F, XIAO R Y. MEMS IMU and GPS/Bidou integrated navigation system using interval Kalman filter [J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2014, 568-570: 970-975.
- [24] HE X F, VIK B. Use of extended interval Kalman filter on integrated GPS/INS system [C] // *Proceedings of International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation*, 1999: 1907-1914.
- [25] 方振刚. MINS/GPS 组合导航系统若干关键技术研究 [D]. 南京: 东南大学, 2005: 55-56. WAN Z G. Research on some key technologies of MINS/GPS integrated navigation system [D]. Nanjing: Southeast University, 2005: 55-56 (in Chinese).
- [26] BAILEY T. SLAM simulations [DS/OL]. (2008-06-10) [2020-08-20]. <http://www.personal.acfr.usyd.edu.au/tbailey/software/index.html>.
- [27] KIM C, SAKTHIVEL R, WAN K C. Unscented fastSLAM: A robust and efficient solution to the SLAM problem [J]. *IEEE Transactions on Robotics*, 2008, 24(4): 808-820.
- [28] DUAN J M, LIU D, YU H X, et al. An improved FastSLAM algorithm for autonomous vehicle based on the strong tracking square root central difference Kalman filter [C] // *2015 IEEE 18th International Conference on Intelligent Transportation Systems (ITSC 2015)*. Piscataway: IEEE Press, 2015: 693-698.
- [29] STACHNISS C. *Robotic mapping and exploration* [M]. Berlin: Springer, 2009: 10-16.

FastSLAM for mobile robot based on box particle filter with intelligence optimization

LUO Jingwen^{1,*}, QIN Shiyin²

(1. School of Information Science and Technology, Yunnan Normal University, Kunming 650500, China;

2. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: The traditional FastSLAM algorithm requires a large number of particles to build the map, thus resulting in high computational complexity and difficulty in improving the estimation accuracy. In view of these problems, an algorithm of FastSLAM for mobile robot is presented based on box particle filter with intelligence optimization (IOBPF). First, the dynamic optimization mechanism of firefly algorithm (FA) is applied to the box particle filter (BPF), and the formulas of fluorescence brightness updating, attraction calculation and position updating of box particle are constructed, which makes the box particles move toward the high-likelihood region intelligently and avoid the phenomenon of box particle degeneracy. Then, the improved BPF with intelligence optimization is utilized to estimate the pose of robot, and the extended interval Kalman filter (EIKF) is employed to complete the map building and updating. The results of model simulation and entity experiment of mobile robot show that the intelligent FastSLAM algorithm in this paper can effectively improve the performance of box particles and reduce the number of particles required for map construction, thus significantly improving the positioning accuracy and robustness of map construction.

Keywords: simultaneous localization and mapping; mobile robot; box particle filter (BPF); firefly algorithm (FA); extended interval Kalman filter (EIKF)

Received: 2020-09-25; **Accepted:** 2020-11-13; **Published online:** 2020-12-02 14:02

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201202.1127.001.html

Foundation items: National Nature Science Foundation of China (62063036); Research Foundation for Doctor of Yunnan Normal University (01000205020503115)

* **Corresponding author.** E-mail: by1503117@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0550

Durbin 法在阻尼梁动响应求解中的运用分析



张夏阳, 张凯, 招启军*, 王博

(南京航空航天大学 航空学院 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 运用铁木辛柯梁理论和 K-V 阻尼理论, 研究了非比例阻尼梁在冲击载荷作用下的频域振动求解方法。推导采用了传统拉普拉斯正变换和基于 Durbin 公式的拉普拉斯反变换策略(统称拉普拉斯法), 发展了阻尼梁系统的动力学方程解法。拉普拉斯法的推演同时涵盖了 3 种典型的梁边界条件, 具有广泛的适用性。数值法的验证采用了特殊构造的比例阻尼点条件, 并与基于模态叠加法的求解结果进行了对比分析, 且数值算例充分考虑了数值参数和系统参数的影响。计算结果表明: 在不同边界条件和受载状态下, 拉普拉斯法与模态叠加法均能合理地计算出基本阻尼梁系统的动响应曲线, 且两者的求解精度保持在同一量级; 同时, 捕捉到拉普拉斯法的求解精度会受到系统长细比等参数的影响。拉普拉斯法具有比传统实、复模态叠加法更易操作的特性, 但其精度受到了算法固有参数和阶跃外载型式的影响, 稳定性仍需进一步提高。

关键词: 结构力学; 拉普拉斯变换; Durbin 法; K-V 阻尼梁; 动响应

中图分类号: V214.3⁺¹

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2022)01-0067-12

基础梁结构的动态特性求解在学术界和工程界引起了广泛的关注。其中, 铁木辛柯梁模型因适用于短梁的求解, 被不断运用于机械系统的单元构成与组合建模^[1-4]。在阶跃载荷受载条件下, 铁木辛柯梁系统的动力学特性分析是一个基础的研究方向^[5-7]。

除有限元方法外, 梁系统的动响应分析方法根据求解策略的不同整体可分为 2 类: 第 1 类方法为基于模态振型的叠加策略。该类方法主要包含具有解析特性的实模态叠加法或复模态叠加法和基于数值策略的伽辽金法、瑞利里兹法及用于求解动态响应的差分格式等^[8-10]。其中, 对于具有对称特性和比例阻尼形式的动力学方程, 求解常采用实模态叠加法^[5,11]。对具有非对称特性或非比例阻尼形式的动力学方程, 需采用复模态叠加法导出模型的复域向量值或动态响应, 但计

算结果具有解析特性。对于高自由度或强耦合性梁模型, 在多数情况下易运用近似方法, 如适用频率和模态振型求解的瑞利法或伽辽金法^[12-14]。此外, 针对动响应求解问题(如时变问题), 基于数值差分格式的方法具有更好的操作性^[15-16]。第 2 类方法主要为基于拉普拉斯变换衍生的求解方法, 即通过拉普拉斯变换、频域内推导、拉普拉斯反变换最终得到方程的时域解(拉普拉斯的正变换和反变换统称为拉普拉斯法)。根据求解手段的不同, 可划分为解析型谱分析法和数值型拉普拉斯反变换法。谱分析法因复域内积分变换的复杂性很少使用^[17], 而拉普拉斯反变换法通过提高适用性和计算效率弥补了其缺陷^[18]。通常拉普拉斯变换法的正变换都是解析的, 其反变换则含有数值逼近部分。从拉普拉斯反变换法的发展历程进行划分: 第 1 类方法为基于多项式的数值

收稿日期: 2020-09-25; 录用日期: 2020-12-11; 网络出版时间: 2021-02-03 16:05

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210203.1159.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(12032012); 国家重点实验室基金(61422200101); 江苏高校优势学科建设工程

* 通信作者。E-mail: zhaoqijun@nuaa.edu.cn

引用格式: 张夏阳, 张凯, 招启军, 等. Durbin 法在阻尼梁动响应求解中的运用分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 67-78. ZHANG X Y, ZHANG K, ZHAO Q J, et al. Application analysis of Durbin method in solving dynamic response of damped beam[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 67-78(in Chinese).

反变换法^[19],第2类方法为高斯求积法^[20],第3类方法为特定轮廓的梯形积分法^[21],本文的求解将用到第4类数值方法,即基于傅里叶变换的求解法。此法最早由 Dubner 和 Abate^[22]提出,后被 Durbin^[23]发展定型,经其改进的傅里叶展式可求解任意时间的动态响应。由于 Durbin 法的适用性较广,本文的阻尼梁系统求解可充分体现其优势。

一般而言,阻尼系统的动响应求解更具复杂性,尤其当结构阻尼不具备比例特性时,动力学分析变得更为复杂。以往研究对阻尼的建模多采用工程阻尼模型(如瑞利阻尼)^[24-25],通常系统的阻尼矩阵具有比例阻尼特性。当考虑非比例阻尼情形时,相关研究多倾向于将阻尼矩阵对称化。对于非对称情况,多数研究集中于结构的频谱分析及相关稳定特性研究。考虑到在非比例阻尼系统解析推导过程中传统复模态叠加法的复杂性,近年来涌现出已提及的拉普拉斯变换法。但当前拉普拉斯法的研究对象仅基于无阻尼系统的振动求解,考虑阻尼特性的求解算法还未成熟。因而,本文考虑阻尼特性的研究顺应了数值方法的发展方向。与传统复模态叠加法相比,拉普拉斯法在求解过程中不需对模态振型分类讨论,可同时对无阻尼和有阻尼系统进行计算^[26],具有更好的适用性。本文通过对典型阻尼梁系统的推导求解,进一步推广了数值方法的适用性。

综上所述,本文利用 Durbin 法对铁木辛柯梁承受阶跃载荷的动态特性进行推演,并同时考虑 K-V 阻尼的影响。推导涵盖了多种典型边界条件以验证算法的适用性。通过与常规模态叠加法进行对比的方法对数值法的精度进行检验,数值算例对2种模型的计算效果进行了详尽的比较。

1 模型建立

图1为承受阶跃载荷的均匀梁模型的示意图。梁总长为 L ,在梁表面距参考坐标点 o 点 d 处位置施加纵向阶跃外载,受载后梁仅发生 z 向变形。根据铁木辛柯梁理论,在弹性范围内,梁的自然变形动力学方程满足:

$$kGA \frac{\partial^2 z_s}{\partial x^2} = \rho A \frac{\partial^2 (z_s + z_b)}{\partial t^2} \quad (1a)$$

$$EI \frac{\partial^3 z_b}{\partial x^3} + kGA \frac{\partial z_s}{\partial x} = \rho I \frac{\partial^3 z_b}{\partial x \partial t^2} \quad (1b)$$

式中: ρ 为梁结构的体密度; A 为梁的横截面面积; I 为截面惯性矩; E 为弹性模量; G 为剪切模量; z_s 和 z_b 分别表示剪切变形和弯曲引起的竖向

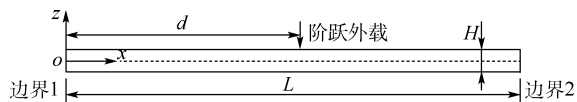


图1 梁系统总体框架

Fig. 1 General framework of beam system

位移; k 为截面的剪切系数^[27],用于表示剪切效果的平均; x 和 t 分别为轴向尺度和时间尺度变量。

进一步,引入 K-V 阻尼模型考虑阻尼影响^[28]。对于截面内的任意一点,拉伸和剪切方向的应力-应变关系满足式(2a),截面应变关系满足式(2b):

$$\begin{cases} \sigma = E\varepsilon + C_b \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} \\ \tau = G\gamma + C_s \frac{\partial \gamma}{\partial t} \end{cases} \quad (2a)$$

$$\varepsilon = \frac{\partial \varphi}{\partial x} \quad (2b)$$

式中: σ 为拉伸应力; ε 为拉伸应变; τ 为剪切应力; γ 为剪切应变; h 为截面的高度变量; φ 为截面弯曲变形角度; C_b 为拉伸黏性系数; C_s 为剪切黏性系数。

进而截面的剪力 M 和弯矩 Q 可以通过积分表示为

$$M = \int_{-h/2}^{h/2} \sigma Bhdh = EI \frac{\partial \varphi}{\partial x} + C_b I \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x \partial t} \quad (3a)$$

$$Q = \int_{-h/2}^{h/2} \tau Bdh = kGA\gamma + C_s kA \frac{\partial \gamma}{\partial t} \quad (3b)$$

式中: E 和 H 分别为梁截面的宽度和高度。

将如上阻尼效应应力代入总体受力方程中,对于剪切和弯矩分量满足^[26]:

$$\begin{bmatrix} \rho A & \rho A \\ \rho I \frac{\partial}{\partial x} & 0 \end{bmatrix} \ddot{\mathbf{q}} + \begin{bmatrix} 0 & -C_s kA \frac{\partial^2}{\partial x^2} \\ -C_b I \frac{\partial^3}{\partial x^3} & -C_s kA \frac{\partial}{\partial x} \end{bmatrix} \dot{\mathbf{q}} + \begin{bmatrix} 0 & -kGA \frac{\partial^2}{\partial x^2} \\ -EI \frac{\partial^3}{\partial x^3} & -kGA \frac{\partial}{\partial x} \end{bmatrix} \mathbf{q} = \mathbf{F} \quad (4)$$

式中: $\mathbf{q} = [z_b, z_s]^T$; \mathbf{F} 为外载。

为了进一步将动力学方程进行无量纲化,引入下述变换(r 为梁截面的等效惯性半径): $X =$

$$\frac{x}{L}, \bar{\mathbf{q}} = \frac{\mathbf{q}}{L}, \lambda_0 = \sqrt{\frac{kG}{E}}, L_r = \frac{L}{r}, d^* = \frac{d}{L}, w_0 =$$

$$\sqrt{\frac{\sqrt{kGE}}{\rho L^2}}, C_s^* = \frac{C_s k}{w_0 \rho L^2}, C_b^* = \frac{C_b}{w_0 \rho L^2}, \zeta = w_0 t_0.$$

从而,式(4)转化为

$$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ \frac{\partial}{\partial x} & 0 \end{bmatrix} \bar{\mathbf{q}} + \begin{bmatrix} 0 & -C_s^* \frac{\partial^2}{\partial x^2} \\ -C_b^* \frac{\partial^3}{\partial x^3} & -C_s^* L_r^2 \frac{\partial}{\partial x} \end{bmatrix} \bar{\mathbf{q}} + \begin{bmatrix} 0 & -\lambda_0 \frac{\partial^2}{\partial x^2} \\ -\frac{1}{\lambda_0} \cdot \frac{\partial^3}{\partial x^3} & -\lambda_0 L_r^2 \frac{\partial}{\partial x} \end{bmatrix} \bar{\mathbf{q}} = \mathbf{F}^* \quad (5)$$

2 拉普拉斯解

根据控制方程的形式,解的一般形式可以表达为: $\bar{\mathbf{q}}_L = [R(p) \ S(p)]^T e^{\lambda x}$ (p 和 λ 为拉普拉斯法推导中用到的变量),将其通过拉普拉斯正变换转换至频域后,可得

$$\begin{bmatrix} p^2 & p^2 - C_s^* p \lambda^2 - \lambda_0 \lambda^2 \\ -p^2 + C_b^* p \lambda^2 + \frac{\lambda^2}{\lambda_0} & C_s^* L_r^2 p + \lambda_0 L_r^2 \end{bmatrix} \bar{\mathbf{q}}_L = \bar{\mathbf{F}}_L^* \quad (6)$$

根据解的存在性原理,导出系统的特征方程:

$$\begin{cases} \lambda_1 = \left(\frac{-b + \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a} \right)^{1/2} \\ \lambda_2 = \left(\frac{-b - \sqrt{b^2 - 4ac}}{2a} \right)^{1/2} \end{cases} \quad (7)$$

式(7)的通解可以表示为

$$\bar{\mathbf{q}}_L = \begin{bmatrix} \mathbf{u}_{1+} \\ \mathbf{v}_{1+} \end{bmatrix} e^{-\lambda_1 x} + \begin{bmatrix} \mathbf{u}_{1-} \\ \mathbf{v}_{1-} \end{bmatrix} e^{\lambda_1 x} + \begin{bmatrix} \mathbf{u}_{2+} \\ \mathbf{v}_{2+} \end{bmatrix} e^{-\lambda_2 x} + \begin{bmatrix} \mathbf{u}_{2-} \\ \mathbf{v}_{2-} \end{bmatrix} e^{\lambda_2 x} \quad (8)$$

式中: $\mathbf{u}_{1\pm}, \mathbf{u}_{2\pm}, \mathbf{v}_{1\pm}, \mathbf{v}_{2\pm}$ 为基向量。

式(8)中的 2 组系数满足 ($i = 1, 2$):

$$K_i = \frac{\mathbf{v}_{i+}}{\mathbf{u}_{i+}} = \frac{\mathbf{v}_{i-}}{\mathbf{u}_{i-}} = \frac{p^2 - C_b^* p \lambda_i^2 - \frac{\lambda_i^2}{\lambda_0}}{C_s^* L_r^2 p + \lambda_0 L_r^2} \quad (9)$$

为进行力与力矩的动力学求解,导出截面剪力和弯矩的无量纲形式如下: $\bar{V}_L = \frac{kGA}{w_0 \rho A L r} \bar{Z}_s' =$

$$\lambda_0 L_r \bar{Z}_s', \bar{M}_L = \frac{EI}{w_0 \rho I r} \bar{Z}_b'' = \frac{L_r}{\lambda_0} \bar{Z}_b''$$

与文献[29]保持一致,建立端部边界条件的向量表达式:

$$\mathbf{b} = \mathbf{Rc} \quad (10)$$

式中:

$$\mathbf{b} = (\bar{Z}_L, \bar{\varphi}_L, \bar{V}_L, \bar{M}_L)$$

$$\mathbf{c} = (\mathbf{u}_{1+}, \mathbf{u}_{2+}, \mathbf{u}_{1-}, \mathbf{u}_{2-})^T$$

$$\mathbf{R} = [\mathbf{R}_{ij}]_{4 \times 4}$$

系统的边界条件满足(式(11a)、式(11b)、式(11c)分别表示两端固支、悬臂、两端简支状态):

$$\begin{bmatrix} \mathbf{R}_{11}(0) & \mathbf{R}_{12}(0) & \mathbf{R}_{13}(0) & \mathbf{R}_{14}(0) \\ \mathbf{R}_{21}(0) & \mathbf{R}_{22}(0) & \mathbf{R}_{23}(0) & \mathbf{R}_{24}(0) \\ \mathbf{R}_{11}(1) & \mathbf{R}_{12}(1) & \mathbf{R}_{13}(1) & \mathbf{R}_{14}(1) \\ \mathbf{R}_{21}(1) & \mathbf{R}_{22}(1) & \mathbf{R}_{23}(1) & \mathbf{R}_{24}(1) \end{bmatrix} \mathbf{c} = \begin{bmatrix} \bar{Z}_L^0 \\ \bar{\varphi}_L^0 \\ \bar{Z}_L^1 \\ \bar{\varphi}_L^1 \end{bmatrix} \quad (11a)$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{R}_{11}(0) & \mathbf{R}_{12}(0) & \mathbf{R}_{13}(0) & \mathbf{R}_{14}(0) \\ \mathbf{R}_{21}(0) & \mathbf{R}_{22}(0) & \mathbf{R}_{23}(0) & \mathbf{R}_{24}(0) \\ \mathbf{R}_{31}(1) & \mathbf{R}_{32}(1) & \mathbf{R}_{33}(1) & \mathbf{R}_{34}(1) \\ \mathbf{R}_{41}(1) & \mathbf{R}_{42}(1) & \mathbf{R}_{43}(1) & \mathbf{R}_{44}(1) \end{bmatrix} \mathbf{c} = \begin{bmatrix} \bar{Z}_L^0 \\ \bar{\varphi}_L^0 \\ \bar{V}_L^1 \\ \bar{M}_L^1 \end{bmatrix} \quad (11b)$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{R}_{11}(0) & \mathbf{R}_{12}(0) & \mathbf{R}_{13}(0) & \mathbf{R}_{14}(0) \\ \mathbf{R}_{41}(0) & \mathbf{R}_{42}(0) & \mathbf{R}_{43}(0) & \mathbf{R}_{44}(0) \\ \mathbf{R}_{11}(1) & \mathbf{R}_{12}(1) & \mathbf{R}_{13}(1) & \mathbf{R}_{14}(1) \\ \mathbf{R}_{41}(1) & \mathbf{R}_{42}(1) & \mathbf{R}_{43}(1) & \mathbf{R}_{44}(1) \end{bmatrix} \mathbf{c} = \begin{bmatrix} \bar{Z}_L^0 \\ \bar{M}_L^0 \\ \bar{Z}_L^1 \\ \bar{M}_L^1 \end{bmatrix} \quad (11c)$$

式中:“0”表示左端点,“1”表示右端点; \mathbf{R} 分别为梁在 3 种典型边界条件下的系数矩阵,其详细表达式与文献[17]的式(10)相一致。

系统在受载状态下,变量 \mathbf{c} 的通解可以表示为^[29]

$$\mathbf{c} = (\mathbf{I} - \mathbf{r})^{-1} \mathbf{s} \quad (12)$$

式中:

$$\mathbf{R}_b = \mathbf{D}(\mathbf{I} - \mathbf{r})$$

$$\mathbf{r} = -\mathbf{D}^{-1}(\mathbf{L} + \mathbf{U})$$

$$\mathbf{R}_b = \mathbf{D} + \mathbf{L} + \mathbf{U}$$

$$\mathbf{s} = \mathbf{D}^{-1} \mathbf{t}$$

其中: $\mathbf{D}, \mathbf{L}, \mathbf{U}, \mathbf{t}$ 与文献[29]保持一致。

考虑到解的上述推演结构,将式(10)进一步转换为

$$\mathbf{b} = \mathbf{R}(\mathbf{I} - \mathbf{r})^{-1} \mathbf{s}^* - \mathbf{R} \mathbf{s}_0^* \quad (13)$$

式中:

$$\begin{cases} \mathbf{s}_0^*(X, p) = (\mathbf{s}_+(d) \ \mathbf{0})^T & 0 < X < d^* \\ \mathbf{s}_0^*(X, p) = (\mathbf{0} \ \mathbf{s}_-(d))^T & d^* < X < 0 \\ \mathbf{s}_0^*(X, p) = (\mathbf{s}_+(d) \ \mathbf{s}_-(d))^T & X \text{ 域内} \end{cases}$$

式(13)的显式解可通过半无限梁系统的推演得出,根据文献[29-30]的推演,可将其表示为

$$\mathbf{s}_+(d) = (\mathbf{u}_{1+}, \mathbf{u}_{2+}) \quad (14a)$$

$$\mathbf{s}_-(d) = (\mathbf{u}_{1-}, \mathbf{u}_{2-}) \quad (14b)$$

式中:

$$\mathbf{u}_{1+} = -\frac{\mathbf{F}_0^* e^{\lambda_1 d^*}}{2p\lambda_1(K_1 - K_2)}$$

$$\mathbf{u}_{1-} = -\frac{\mathbf{F}_0^* e^{-\lambda_1 d^*}}{2p\lambda_1(K_1 - K_2)}$$

$$\mathbf{u}_{2+} = -\frac{\mathbf{F}_0^* e^{\lambda_2 d^*}}{2p\lambda_2(K_1 - K_2)}$$

$$u_{2-} = -\frac{F_0^* e^{-\lambda_2 d^*}}{2p\lambda_2(K_1 - K_2)}$$

由于考虑了阻尼的影响,上述 u_{1+} 、 u_{1-} 、 u_{2+} 、 u_{2-} 与文献[29-30]的表达式不同。至此,系统受载后响应 $R(p, X)$ 的频域解已经导出。为求得其时域解,还需进行拉普拉斯反变换。考虑到 $R(p, X)$ 表达式的复杂性,采用 Durbin 构造的拉普拉斯反变换法进行求解,具体过程为

$$\begin{aligned} f(x, \xi) + \sum_{n=1}^{\infty} e^{-2\xi_0 n T} f(x, 2nT + t) = \\ \frac{e^{\xi_0 \xi}}{T} \left[-\frac{1}{2} \operatorname{Re} \{ F(x, \xi_0) \} \right] + \\ \frac{e^{\xi_0 \xi}}{T} \sum_{n=1}^{\infty} \operatorname{Re} \left\{ F \left(x, \xi_0 + \frac{in\pi}{T} \right) \right\} \cos \left(\frac{n\pi\xi}{T} \right) - \\ \sum_{n=0}^{\infty} \operatorname{Im} \left\{ F \left(x, \xi_0 + \frac{in\pi}{T} \right) \right\} \operatorname{sh} \left(\frac{n\pi\xi}{T} \right) \end{aligned} \quad (15)$$

式中: ξ_0 和 T 为拉普拉斯反变换中使用的定常参数; n 为阶次。

3 模态叠加解

为了验证数值方法的准确性,本文采用文献[31]的求解过程导出了模态叠加法的结果。

首先假设无量纲响应 $\begin{bmatrix} Z_s \\ Z_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_1 \\ C_2 \end{bmatrix} e^{i\omega t}$, $\Omega = \omega^2$, 并

$$\begin{vmatrix} -\frac{\lambda_0 \eta^2}{\Omega} \sinh \eta - \frac{K_1}{K_2} \cdot \frac{\lambda_0 \alpha^2}{\Omega} \cdot \frac{\eta}{\alpha} \sin \alpha & \frac{\lambda_0 \eta^2}{\Omega} (\cos \alpha - \cosh \eta) \\ K_1 (\eta \cosh \eta - \eta \cos \alpha) & K_1 \eta \sinh \eta - K_2 \frac{\eta^2}{\alpha^2} \alpha \sin \alpha \end{vmatrix} = 0 \quad (20)$$

式中: $K_1 = -\frac{\lambda_0 \eta^2 + \Omega}{\Omega}$, $K_2 = \frac{\lambda_0 \alpha^2 - \Omega A_4}{\Omega}$, $A_2 = \frac{\eta^2}{\alpha^2}$,

$$\frac{A_3}{A_1} = -\frac{K_1 \eta}{K_2 \alpha} \cdot \frac{A_2}{A_1} = -\frac{\sinh \eta + \frac{K_1}{K_2} \cdot \frac{\alpha^2}{\eta^2} \sin \alpha}{\cosh \eta - \cos \alpha}。$$

当 $\Omega > \lambda_0 L_r^2$ 时,式(16)的解由 2 对虚根组成,

$$\begin{vmatrix} \sin \beta - \frac{\alpha}{\beta} \cdot \frac{K_1}{K_2} \sin \alpha & \cos \beta - \cos \alpha \\ \beta K_1 (\cos \beta - \cos \alpha) & -\beta K_1 \sin \beta + \alpha K_2 \frac{\beta^2}{\alpha^2} \sin \alpha \end{vmatrix} = 0 \quad (22)$$

式中: $K_1 = \frac{\lambda_0 \beta^2 - \Omega}{\Omega}$, $K_2 = \frac{\lambda_0 \alpha^2 - \Omega A_4}{\Omega}$, $A_2 = -\frac{\beta^2}{\alpha^2}$,

$$\frac{A_3}{A_1} = -\frac{\beta}{\alpha} \cdot \frac{K_1}{K_2} \cdot \frac{A_2}{A_1} = \frac{\sin \beta - \frac{\alpha}{\beta} \cdot \frac{K_1}{K_2} \sin \alpha}{\cos \alpha - \cos \beta}。$$

求解式(5)的无阻尼型式:

$$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & \lambda \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{Z}_s \\ \ddot{Z}_b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -C_s^* \lambda^2 & 0 \\ -C_s^* L_r^2 \lambda & -C_b^* \lambda^3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{Z}_s \\ \dot{Z}_b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\lambda_0 \lambda^2 & 0 \\ -\lambda_0 L_r^2 \lambda & -\frac{\lambda^3}{\lambda_0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Z_s \\ Z_b \end{bmatrix} = 0 \quad (16)$$

根据解的存在性法则,得到

$$\lambda^4 + \Omega \lambda_0 + \frac{1}{\lambda_0} \lambda^2 + \Omega^2 - \lambda_0 L_r^2 \Omega = 0 \quad (17)$$

其特征值为

$$\lambda^2 = -\frac{1}{2} \Omega \left(\lambda_0 + \frac{1}{\lambda_0} \right) \left[1 \pm \sqrt{\frac{\left(\lambda_0 - \frac{1}{\lambda_0} \right)^2 + 4 \frac{\lambda_0 L_r^2}{\Omega}}{\left(\lambda_0 + \frac{1}{\lambda_0} \right)^2}} \right] \quad (18)$$

3.1 模态特性求解

当 $\Omega < \lambda_0 L_r^2$ 时,以两端固支条件为例,式(16)的解由一对实根和一对虚根组成,记为 $\pm \eta$ 和 $\pm \alpha i$ 。从而,系统的振型和特征方程可以表示为

$$\begin{bmatrix} Z_s \\ Z_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sinh(\eta X) \\ K_1 \sinh(\eta X) \end{bmatrix} + \frac{A_2}{A_1} \begin{bmatrix} \cosh(\eta X) \\ K_1 \cosh(\eta X) \end{bmatrix} + \frac{A_3}{A_1} \begin{bmatrix} \sin(\alpha X) \\ K_2 \sin(\alpha X) \end{bmatrix} + \frac{A_4}{A_2} \cdot \frac{A_2}{A_1} \begin{bmatrix} \cos(\alpha X) \\ K_2 \cos(\alpha X) \end{bmatrix} \quad (19)$$

记为 $\pm \beta i$ 和 $\pm \alpha i$, 从而

$$\begin{bmatrix} Z_s \\ Z_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin(\beta X) \\ K_1 \sin(\beta X) \end{bmatrix} + \frac{A_2}{A_1} \begin{bmatrix} \cos(\beta X) \\ K_1 \cos(\beta X) \end{bmatrix} + \frac{A_3}{A_1} \begin{bmatrix} \sin(\alpha X) \\ K_2 \sin(\alpha X) \end{bmatrix} + \frac{A_4}{A_2} \cdot \frac{A_2}{A_1} \begin{bmatrix} \cos(\alpha X) \\ K_2 \cos(\alpha X) \end{bmatrix} \quad (21)$$

需要指出的是,考虑到实际情况, $\Omega = \lambda_0 L_r^2$ 的情况不存在^[11,29]。此外,悬臂边界和简支边界的推导过程相同,本文不再赘述。

3.2 阻尼系统动响应求解

考虑系统阻尼的影响后,动力学方程变为

$$\begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & \lambda \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{Z}_s \\ \dot{Z}_b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -C_s^* \lambda^2 & 0 \\ -C_s^* L_r \lambda & -C_b^* \lambda^3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{Z}_s \\ \dot{Z}_b \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\lambda_0 \lambda^2 & 0 \\ -\lambda_0 L_r \lambda & -\frac{\lambda^3}{\lambda_0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Z_s \\ Z_b \end{bmatrix} = 0 \quad (23)$$

经张夏阳等^[31]证明,当 $C_s^*/C_b^* = \lambda_0^2$ 时,系统满足比例阻尼条件: $KM^{-1}C = CM^{-1}K$, K 为刚度矩阵, M 为质量矩阵, C 为阻尼矩阵,从而可通过模态叠加法验证拉普拉斯法的精度。通过变量分离型式表示系统考虑阻尼后的响应:

$$\begin{bmatrix} Z_s \\ Z_b \end{bmatrix} = \sum_{n=1}^{\infty} \begin{bmatrix} Z_{sn}(X) \\ Z_{bn}(X) \end{bmatrix} Q_n(\zeta) \quad (24)$$

式中: $Q_n(\zeta)$ 表示阻尼系统的模态响应。

将 3.1 节模态振型的显式表达式代入式(21),并左乘 $[Z_{sm} \ Z_{bm}]$,再考虑模态正交性将结果沿 $\int_0^1 dX$ 路径进行积分,式(21)最终转换为

$$\ddot{Q}_m + 2\kappa_m w_m \dot{Q}_m + \Omega_m Q_m = F_m^* \quad (25)$$

式中: Q_m 为模态响应; κ_m 为阻尼比; w_m 为振动频率; $\Omega_m = w_m^2$ 。式(25)的求解与文献[26]保持一致。

4 数值计算

为了验证数值方法的精度和有效性,计算模型考虑了不同位置阶跃载荷的影响,即 $d^* = 0.5$ 和 $d^* = 0.25$;响应的计算点定于 $X = 0.2$ 和 $X = 0.8$,以形成对称和非对称计算条件。为满足误差条件^[23],选择参数 $T = 140, \zeta_0 T = 10$ 用于 $L_r = 10$ 时不同边界条件的动响应计算;选择参数 $T = 140, T = 300, T = 700$ 和 $\zeta_0 T = 10$ 用于 $L_r = 100$ 时不同边界条件的动响应计算。由于模态叠加法的精度取决于叠加阶次,计算保留了前 300 阶模态的信息。系统的其他原始数据可参考文献[26]。结果均通过无量纲位移和无量纲时间进行展示。

图 2 ~ 图 5 描述了载荷处于对称加载($d^* = 0.5$)

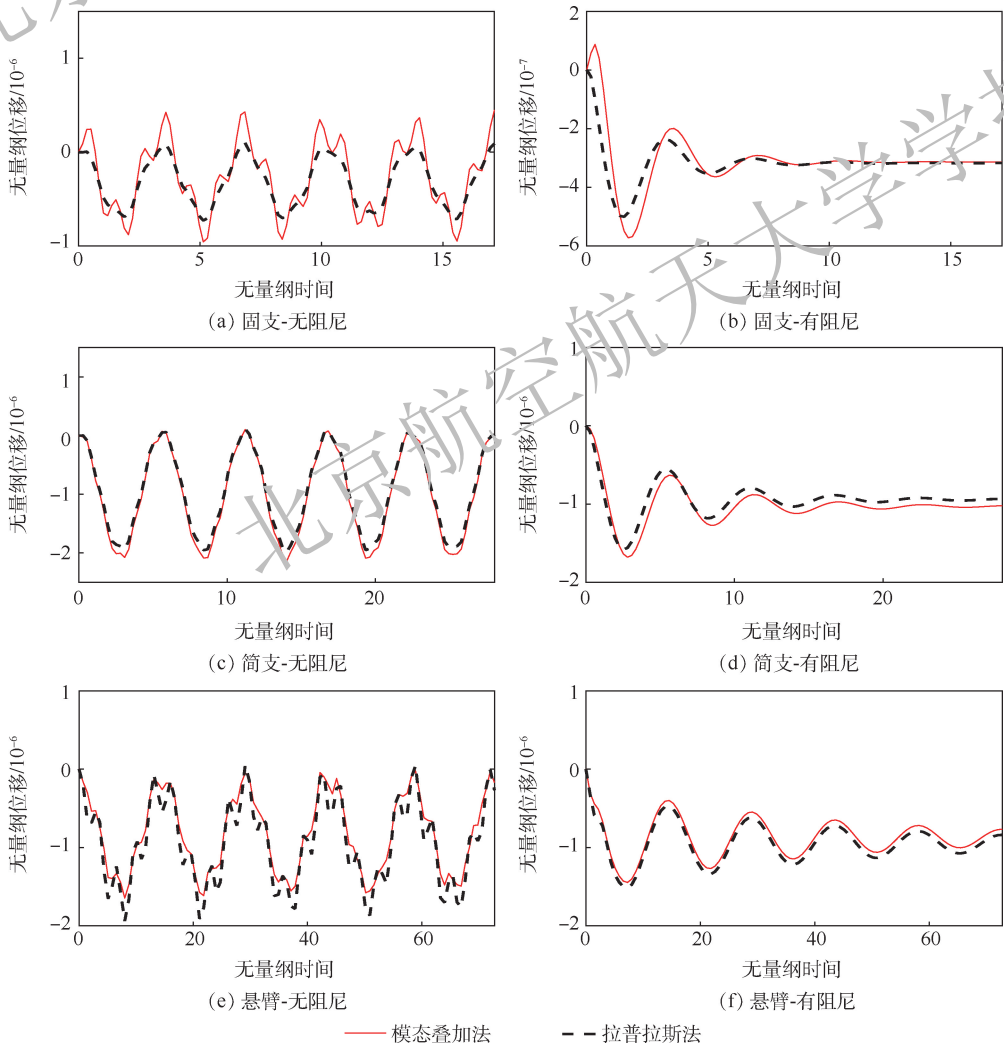


图 2 $d^* = 0.5, L_r = 10, X = 0.2$ 状态下系统总响应

Fig. 2 Curves of total dynamic responses of system under $d^* = 0.5, L_r = 10$ and $X = 0.2$ conditions

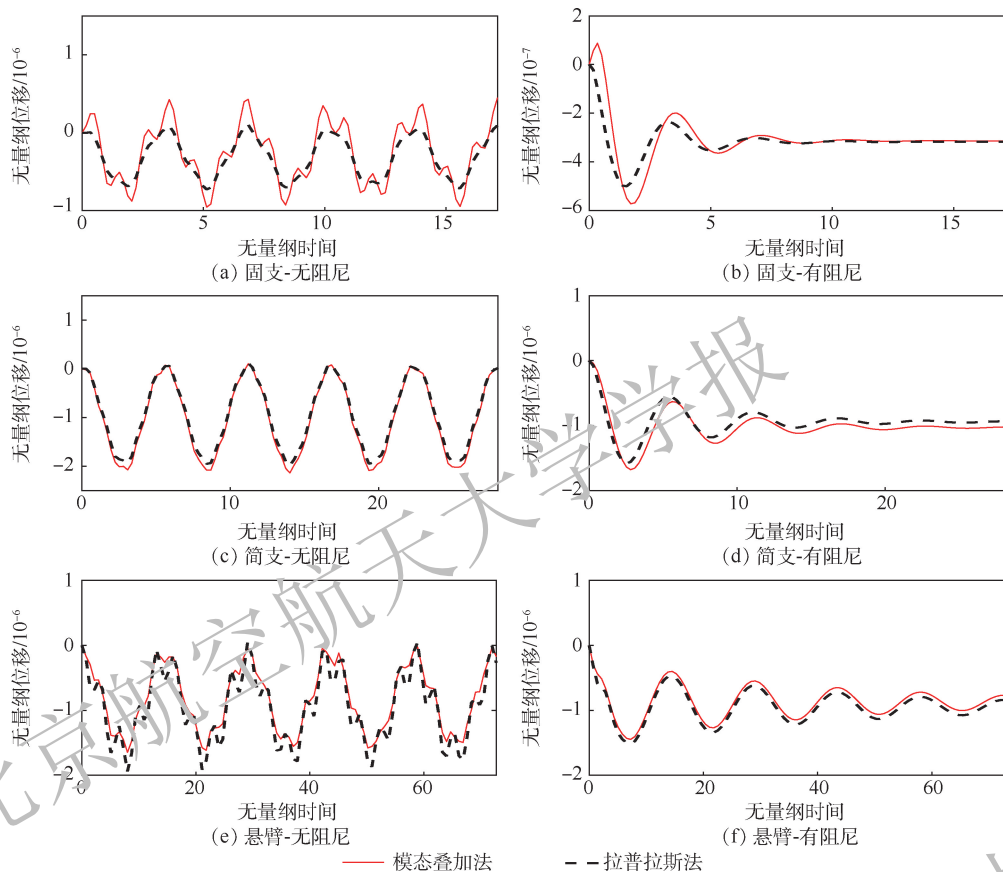


图3 $d^* = 0.5, L_r = 10, X = 0.8$ 状态下系统总响应

Fig. 3 Curves of total dynamic responses of system under $d^* = 0.5, L_r = 10$ and $X = 0.8$ conditions

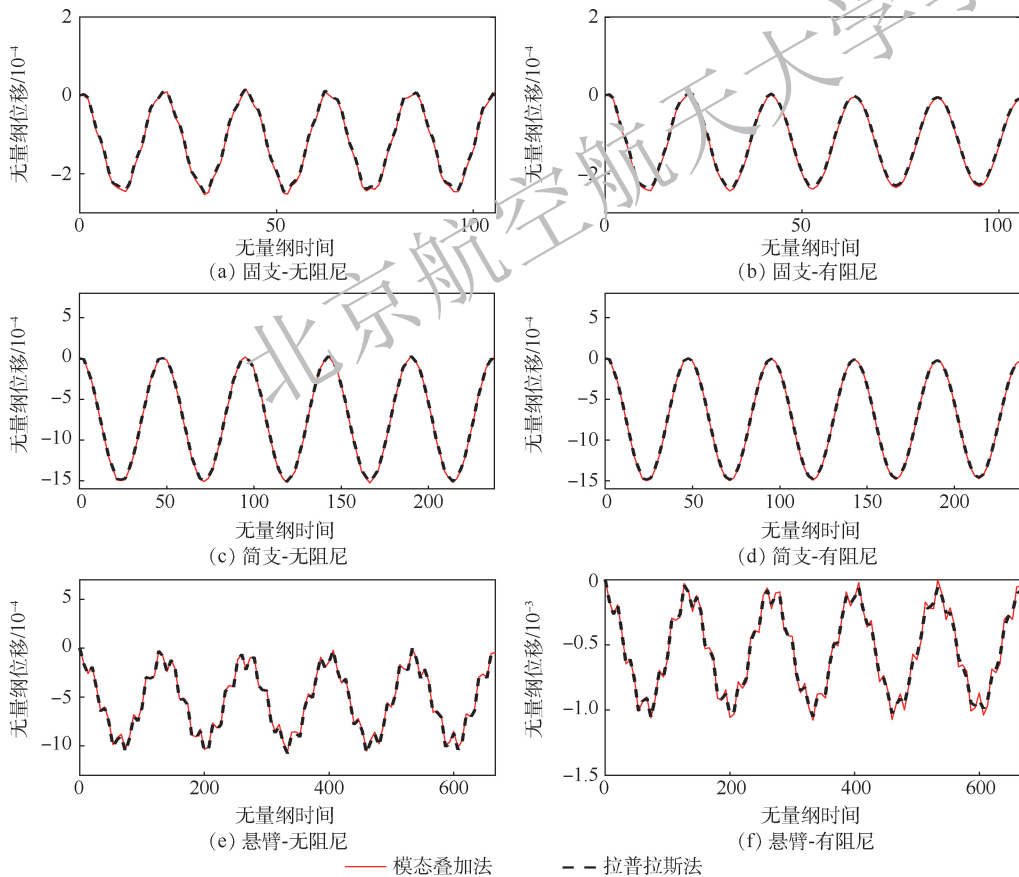


图4 $d^* = 0.5, L_r = 100, X = 0.2$ 状态下系统总响应

Fig. 4 Curves of dynamic responses in $d^* = 0.5, L_r = 100$ and $X = 0.2$ conditions

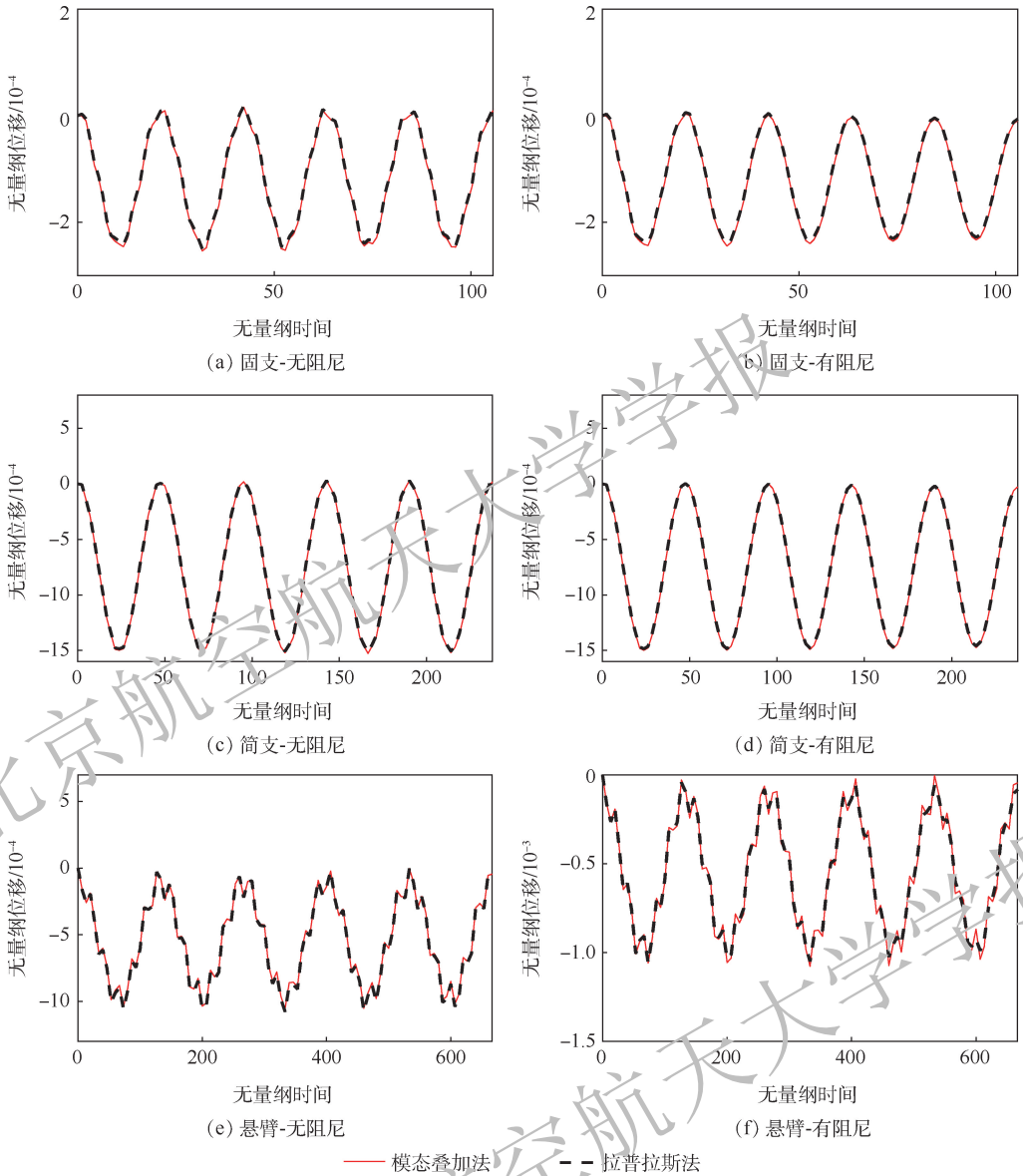


图 5 $d^* = 0.5, L_r = 100, X = 0.8$ 状态下系统总响应

Fig. 5 Curves of total dynamic responses of system under $d^* = 0.5, L_r = 100$ and $X = 0.8$ conditions

时动响应的计算结果,实际对于悬臂边界无对称加载情形。通过各图内部不同子图之间的横向对比,可以看出阻尼和边界条件对计算效果的影响,通过不同图之间的纵向对比可以观测到不同数据条件对计算效果的影响。图中仅绘出了无量纲时间 ζ 在 5 倍第一阶振动周期内的动态变化历程,这足以揭示算法的计算精度和准确性,即 $\zeta \in [0, 10\pi/\omega_1]$ 。从结果来看,对于不同长细比状态 $L_r = 10$ 和 $L_r = 100$,拉普拉斯法和模态叠加法的计算结果在不同计算点(即 $X = 0.2$ 和 $X = 0.8$)呈现出了一致的对称性,如图 2(a) ~ (d) 和相对应的图 3(a) ~ (d) 所示,且计算结果的对称性不受阻尼状态的影响。

对比 2 种方法的求解结果可以得出,拉普拉斯法的计算幅值和变化趋势与模态叠加法总体保

持一致,但在某些计算条件下仍存在一定的偏差。其根本原因是:拉普拉斯法受算法固有参数的影响较大,如 ζ_0 和 T ,这与文献的分析相一致^[23]。当系统处于小长细比 $L_r = 10$ 状态时,拉普拉斯法与模态叠加法在响应幅值和相位上差距明显,但幅值仍保持同量级;对于有阻尼情形,拉普拉斯法的计算结果相较模态叠加法在相位上存在微弱的延迟,如图 2(b) 所示,但响应曲线最终回归至与模态叠加法一致的稳定状态;总体来看,拉普拉斯法能合理地预测动响应的变化规律。当处于大长细比 $L_r = 100$ 时,拉普拉斯法的计算结果几乎与模态叠加法重合,表明其能精准地预测动响应的变化规律;与 $L_r = 10$ 时的情形相比,阻尼效应引起的相位偏差也随即消失。通过对不同计算条件的计算效果进行对比,表明拉普拉斯法的稳定性

会受到参数的影响。

图6~图9进一步绘制了系统在非对称加载情形下(此时载荷位于 $d^* = 0.25$)的计算结果。其结果与对称加载情形下(即载荷位于 $d^* = 0.5$)得到的规律相一致,具体表现在:拉普拉斯法的计算效果在 $L_r = 100$ 时与模态叠加法的符合度较好,但在 $L_r = 10$ 的求解状态下振幅和相位偏差显著。显然,在非对称加载状态下 $X = 0.2$ 和 $X = 0.8$ 的响应曲线也不再相同。与对称加载情况相比,非对称加载有使计算精度恶化的趋势。例1:在 $L_r = 10$ 时,图6(e)、(f)中2种方法的结果差异要明显大于图2(e)、(f)情形。例2:在 $L_r = 100$ 时,图8(a)、(b)和图9(a)、(b)中2种方法的计算结果存在明显的偏差,而图4(a)、(b)和图5(a)、(b)中2种方法的响应曲线几乎

重合。总体来看,拉普拉斯法从相位和幅值上仍能合理地预测动响应的变化规律;与对称加载情形的对比表明,拉普拉斯法的精度会受到载荷位置的影响。从Durbin给出的误差判别式^[23]可以得出,拉普拉斯法的计算精度依赖于 ζ_0 和 T ,同时也依赖于空间变量 X ,从而在不同的加载状态下会产生不同的求解效果。本文还进一步证明了其求解效果会受到不同边界条件和结构几何参数的影响,这对算法的稳定性提出了更高的要求。Durbin法的稳定性不是理论固有的缺陷,仍有提高的空间,但目前算法的稳定性较传统模态叠加法差。

从分析结果来看,拉普拉斯法的稳定性仍然存在不足之处,表现在求解效果依赖于 ζ_0 和 T 的取值。针对这一问题,Durbin^[23]通过误差分析,总

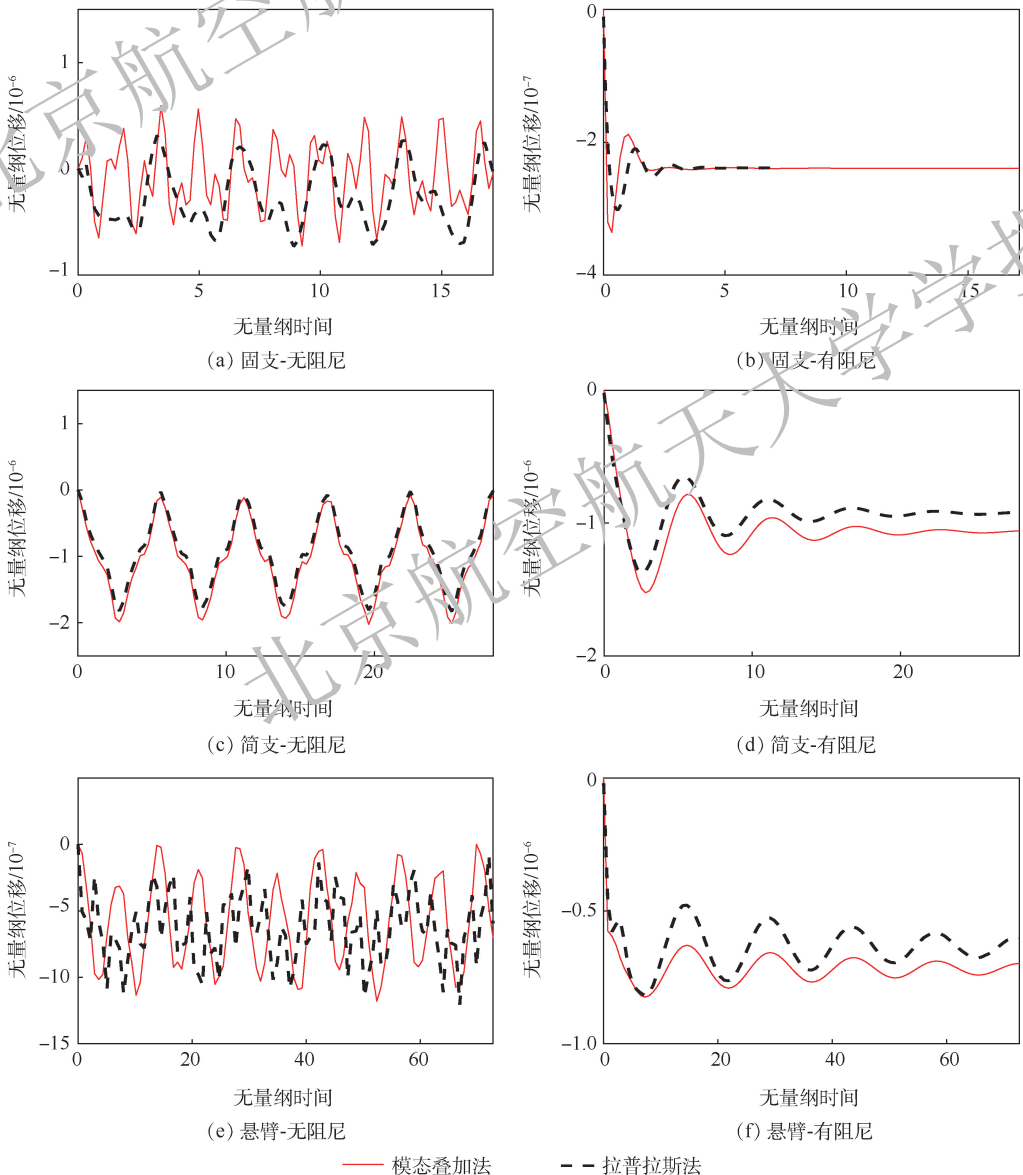


图6 $d^* = 0.25, L_r = 10, X = 0.2$ 状态下系统总响应

Fig. 6 Curves of total dynamic responses of system under $d^* = 0.25, L_r = 10$ and $X = 0.2$ conditions

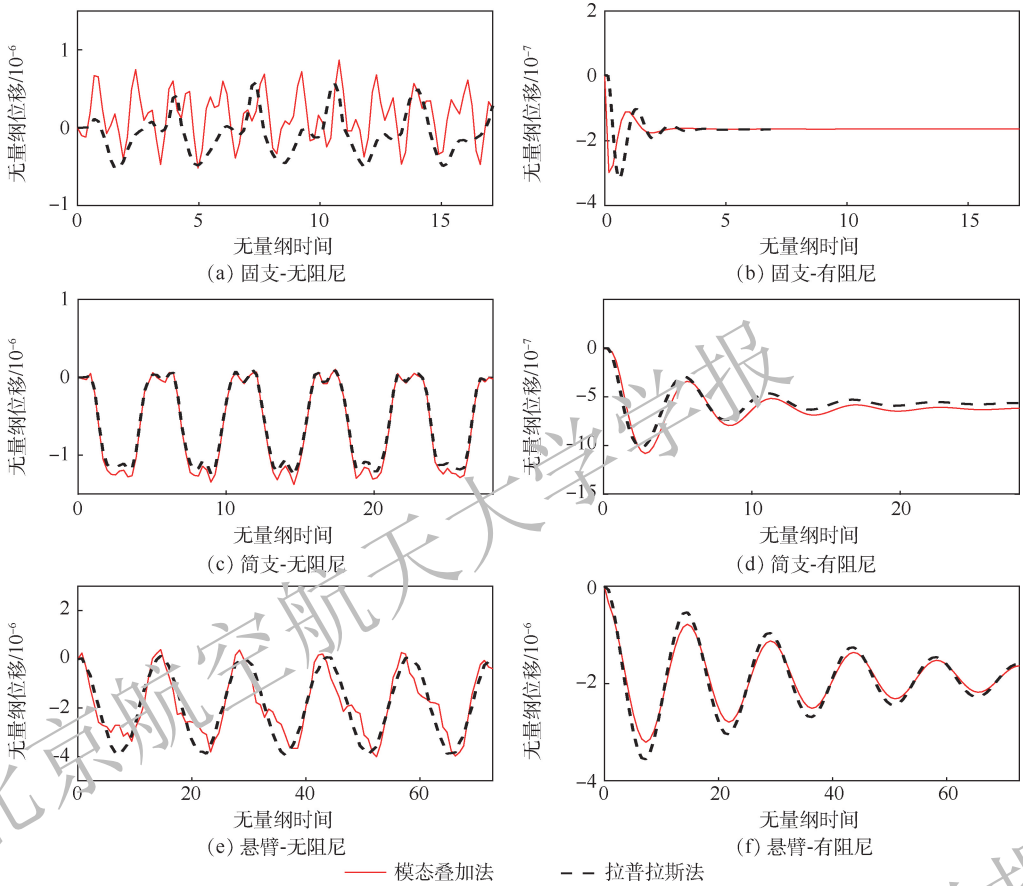


图 7 $d^* = 0.25, L_r = 10, X = 0.8$ 状态下系统总响应

Fig. 7 Curves of total dynamic responses of system under $d^* = 0.25, L_r = 10$ and $X = 0.8$ conditions

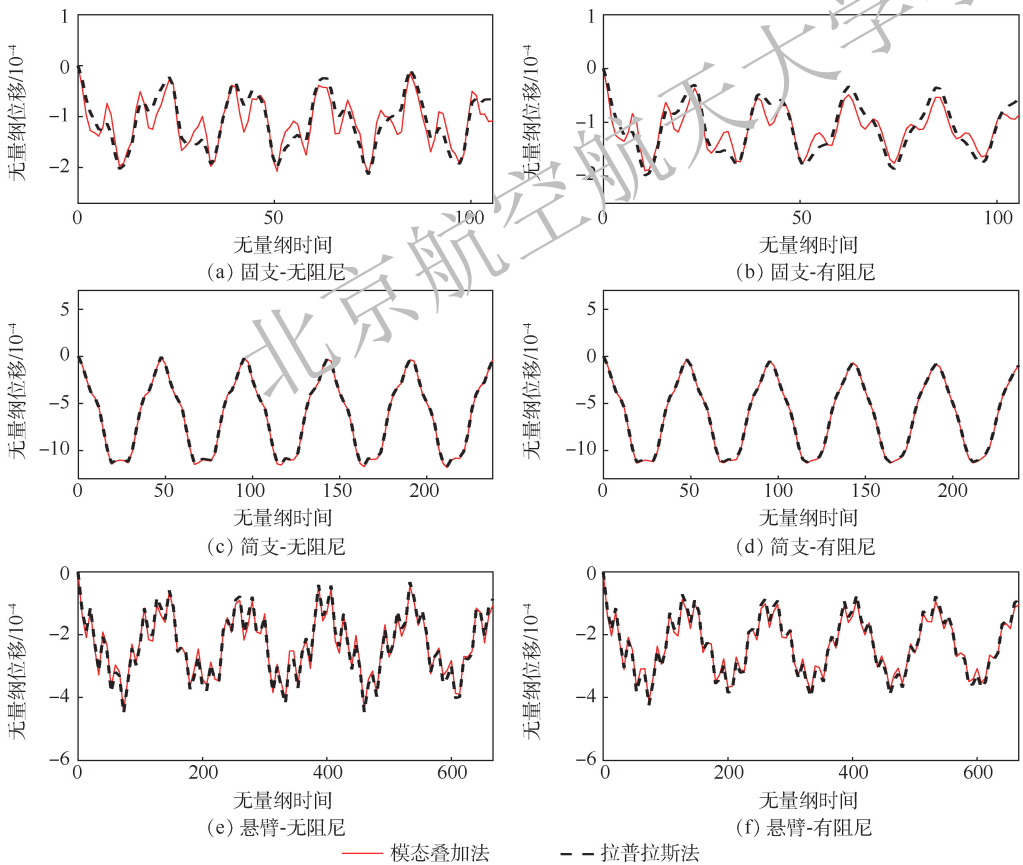


图 8 $d^* = 0.25, L_r = 100, X = 0.2$ 状态下系统总响应

Fig. 8 Curves of total dynamic responses of system under $d^* = 0.25, L_r = 100$ and $X = 0.2$ conditions

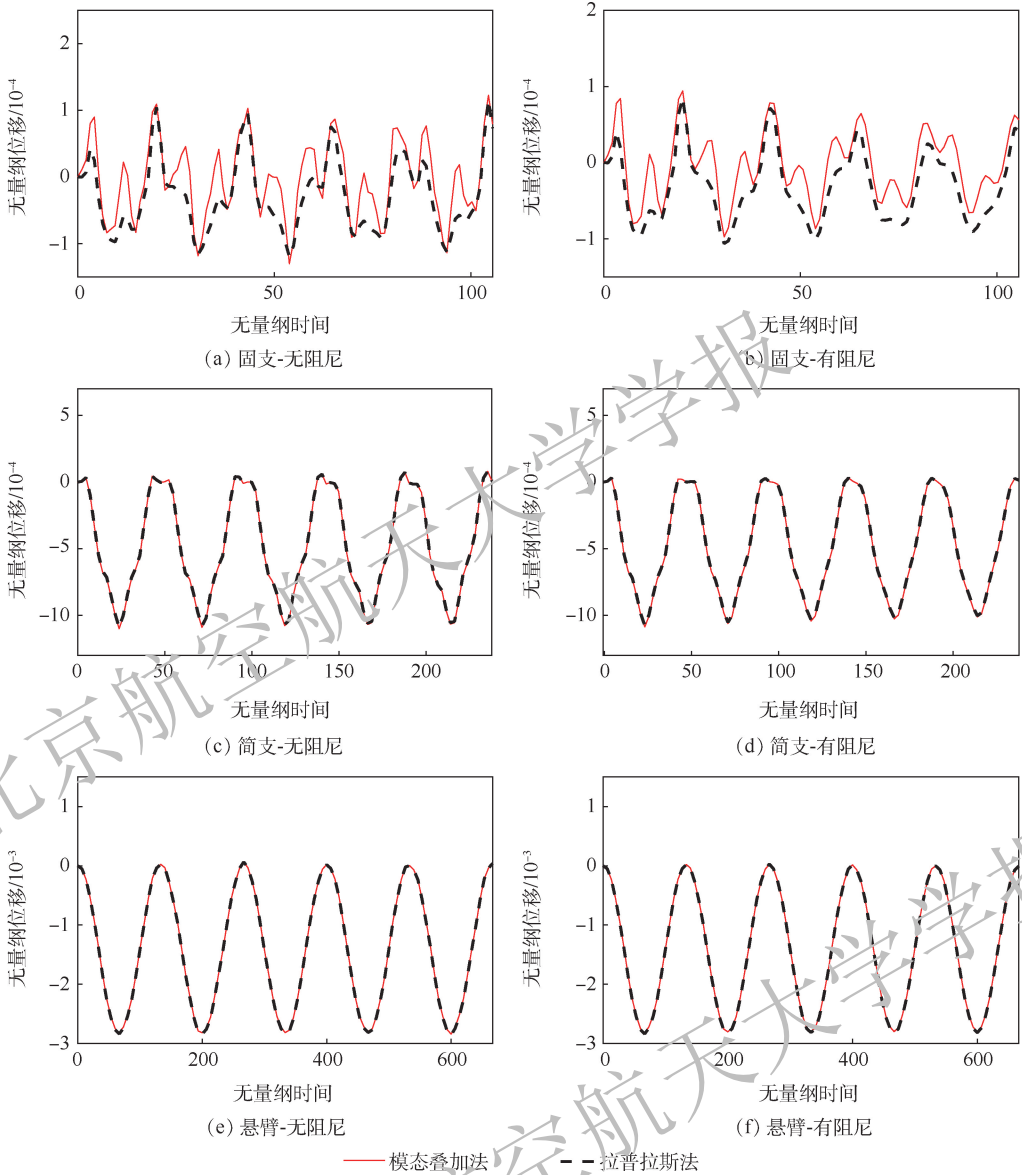


图9 $d^* = 0.25, L_r = 100, X = 0.8$ 状态下系统总响应

Fig. 9 Curves of total dynamic responses of system under $d^* = 0.25, L_r = 100$ and $X = 0.8$ conditions

结了拉普拉斯法在常规外载情形下收敛性较好的参数选择区间,即 $\zeta_0 T \in [5, 10]$, 阶次取 $[50, 5000]$ 。若外载的幅值较大或连续性较差,如本文的阶跃型加载,参数经验区间的有效性将受到影响,这是拉普拉斯法发展中要进一步考虑的问题。尽管如此,拉普拉斯法作为一种求解梁系统振动特性的有效频域解法,预期将得到更加广泛的关注和运用。Durbin 法同时具有处理复杂方程的能力,可用于多段梁结构系统振动方程的求解^[29]。本文的推导和计算证明拉普拉斯法能同时处理不同阻尼状态的能力,具有比模态叠加法易操作的特性。由于阶跃载荷受载状态下的梁系统可以作为基本单元进行扩展,如通过离散求解手段对移动载荷受载状态时的逼近模拟,从而拉普拉斯法具有广阔的应用前景。

5 结论

本文以铁木辛柯梁模型为基本梁系统的建模基础,通过发展 Su 和 Ma^[29] 的理论和运用 Durbin 法导出了阻尼梁在阶跃受载状态下的动响应数值解。为了验证数值法的准确性,采用了与文献中基于比例阻尼状态点的模态叠加法进行对比的论证方法。同时,在 Su 和 Ma 的基础上,求解将计算模型扩展至 3 种典型的边界条件,进一步提高了算法的适用性。

本文的数值计算和结果分析表明:

- 1) 证明了采用 Durbin 法导出的数值解适用于任意阻尼状态的铁木辛柯梁系统动态特性求解。
- 2) 相较于传统时域模态叠加法,基于拉普拉

斯反变换的频域求解法的推导形式简单、适用性强,能同时考虑不同长细比和边界条件的影响。拉普拉斯法能合理地预测阻尼梁系统在阶跃载荷作用下动响应的变化规律。求解结果在幅值和相位上与文献参考值具有同量级的精度。

3) 拉普拉斯法的计算精度同时受数值参数和系统参数的影响,表明算法的稳定性仍需进一步提高。当梁系统的长细比较小时,数值法的结果与参考值之间存在一定的偏差;考虑阻尼影响时的动响应曲线也捕捉到了一定程度的相位滞后。

参考文献 (References)

- [1] LABUSCHAGNE A, RENSBURG N F J V, MERWE A J V D. Comparison of linear beam theories[J]. *Mathematical and Computer Modelling*, 2009, 49(1-2): 20-30.
- [2] STEPHEN N G. The second spectrum of Timoshenko beam theory—Further assessment[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2006, 292(1-2): 372-389.
- [3] HAN S M, BENAROYA H, WEI T. Dynamics of transversely vibrating beams using four engineering theories[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 1999, 225(5): 935-988.
- [4] KOCATÜRK T, SIMSEK M. Dynamic analysis of eccentrically prestressed viscoelastic Timoshenko beams under a moving harmonic load[J]. *Computers and Structures*, 2006, 84(31): 2113-2127.
- [5] 邢誉峰. 有限长 Timoshenko 梁弹性碰撞接触瞬间的动态特性[J]. *力学学报*, 1999, 31(1): 68-74.
- XING Y F. The characteristics of Timoshenko beam during the process of elastic impact and contact[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 1999, 31(1): 68-74 (in Chinese).
- [6] SHIM V P W, TOH S L, QUAH S E. Impact-induced flexural waves in a Timoshenko beam—Shearographic detection and analysis[J]. *Experimental Mechanics*, 1994, 34(4): 340-348.
- [7] YAMAMOTO S, SATO K, KOSEKI H. A study on lateral impact of Timoshenko beam[J]. *Computational Mechanics*, 1990, 6(2): 101-108.
- [8] DADFARNIA M, JALILI N, ESMAILZADEH E A. Comparative study of the Galerkin approximation utilized in the Timoshenko beam theory[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2005, 280(3-5): 1132-1142.
- [9] YAMANAKA K, HEPPLER G R, HUSEYIN K. The stability of a flexible link with a tip rotor and a compressive tip load[J]. *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, 1996, 11(6): 882-887.
- [10] AZAM S E, MOFID M, KHORASKANI R A. Dynamic response of Timoshenko beam under moving mass[J]. *Scientia Iranica*, 2013, 20(1): 50-56.
- [11] XING Y, QIAO Y, ZHU D. Elastic impact on finite Timoshenko beam[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2002, 18(3): 252-263.
- [12] 周健斌, 章俊杰, 孟光. 计及陀螺效应的翼吊式机翼-发动机系统结构动力学特性研究[J]. *振动与冲击*, 2012, 31(6): 145-149.
- ZHOU J B, ZHANG J J, MENG G. Structural dynamic characteristics of a wing-engine system with gyro effects[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2012, 31(6): 145-149 (in Chinese).
- [13] 赵永辉. 气动弹性力学与控制[M]. 北京: 科学出版社, 2007.
- ZHAO Y H. *Aeroelastic mechanics and control* [M]. Beijing: Science Press, 2007 (in Chinese).
- [14] LI L, HEPPLER G R, HUSEYIN K. Stability of a flexible link with an arbitrarily oriented tip rotor and a conservative tip load [C] // *IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Piscataway: IEEE, 2000, 2: 1472-1477.
- [15] 李攀. 旋翼非定常自由尾迹及高置信度直升机飞行力学建模研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- LI P. Rotor unsteady free-vortex wake model and investigation on high-fidelity modeling of helicopter flight dynamic [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010 (in Chinese).
- [16] FRIEDMANN P P, STRAUB F. Application of the finite element method to rotary-wing aeroelasticity[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1978, 25(1): 36-44.
- [17] SU Y C, MA C C. Theoretical analysis of transient waves in a simply-supported Timoshenko beam by ray and normal mode methods[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2011, 48(3): 535-552.
- [18] DAVIES B, MARTIN B. Numerical inversion of the Laplace transform: A survey and comparison of methods[J]. *Journal of Computational Physics*, 1979, 33(1): 1-32.
- [19] MILLER M K, GU Y W T. Numerical inversion of the Laplace transform by use of Jacobi polynomials[J]. *SIAM Journal on Numerical Analysis*, 1966, 3(4): 624-635.
- [20] PÉSESSENS L. Some aspects of Gaussian quadrature formulae for the numerical inversion of the Laplace transform[J]. *Computer Journal*, 1971, 14(4): 433-436.
- [21] DUFFY D G. On the numerical inversion of Laplace transforms: Comparison of three new methods on characteristic problems from applications[J]. *ACM Transactions on Mathematical Software*, 1993, 19(3): 333-359.
- [22] DUBNER H, ABATE J. Numerical inversion of Laplace transforms by relating them to the finite fourier cosine transform[J]. *Journal of the ACM*, 1968, 15(1): 115-123.
- [23] DURBIN F. Numerical inversion of Laplace transforms; An efficient improvement to Dubner and Abate's method[J]. *Computer Journal*, 1974, 17(4): 371-376.
- [24] HU M, WANG A, ZHANG X. Approximate analytical solutions and experimental analysis for transient response of constrained damping cantilever beam[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2010, 31(11): 1359-1370.
- [25] GU L, QIN Z, CHU F. Analytical analysis of the thermal effect on vibrations of a damped Timoshenko beam[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2015, 60-61(52): 619-643.
- [26] ZHANG X, ZHU M, LIANG H. Dynamic analysis of the continuous fluid-structure system based on Timoshenko model and considering damping [C] // *58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. Re-

- ston; AIAA, 2017: 1-17.
- [27] JENSEN J J. On the shear coefficient in Timoshenko's beam theory [J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1966, 33 (2): 621-635.
- [28] ZHAO H L, LIU K S, ZHANG C G. Stability for the Timoshenko beam system with local Kelvin-Voigt damping [J]. *Acta Mathematica Sinica*, 2005, 21 (3): 655-666.
- [29] SU Y C, MA C C. Transient wave analysis of a cantilever Timoshenko beam subjected to impact loading by Laplace transform and normal mode methods [J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2012, 49 (9): 1158-1176.
- [30] BOLEY B, CHAO C. Some solutions of the Timoshenko beam equations [J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1955, 22 (4): 579-586.
- [31] 张夏阳, 祝明, 武哲. 基于 K-V 阻尼模型的铁木辛柯梁振动响应分析 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2018, 44 (3): 500-507.
- ZHANG X Y, ZHU M, WU Z. Response analysis of Timoshenko beam based on K-V damping model [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2018, 44 (3): 500-507 (in Chinese).

Application analysis of Durbin method in solving dynamic response of damped beam

ZHANG Xiyang, ZHANG Kai, ZHAO Qijun*, WANG Bo

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on Timoshenko's beam theory and K-V damping model, the method for the frequency domain vibration solution of the non-proportionally damped beam under a stationary impact load is studied. The dynamic response of the damped beam is derived by introducing traditional Laplace transformation and Durbin's Laplace inverse transformation (Laplace method). Three typical beam boundaries are taken into consideration in the derivation of Laplace method to demonstrate its applicability. Thereafter, the numerical method is validated under a special proportional damping condition and compared with the modal superposition method. The numerical experiments fully investigate the impact of algorithmic parameters and system parameters. The calculation results indicate that the dynamic responses of the fundamental damped beam system can be reasonably computed by the Laplace method under various boundary and loading conditions, showing comparable accuracy with the modal superposition method. However, the Laplace method is slightly affected by the slenderness ratio of the system. Although Laplace method is easier to manipulate than traditional modal superposition method, its accuracy is affected by its inherent numerical parameters and step external load type, and thus the algorithm stability needs further improvement.

Keywords: structural mechanics; Laplace transformation; Durbin method; K-V damped beam; dynamic response

Received: 2020-09-25; Accepted: 2020-12-11; Published online: 2021-02-03 16:05

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210203.1159.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (12032012); National Key Laboratory Foundation of China (61422200101); Priority Academic Program Development of Jiangsu Higher Education Institutions

* Corresponding author. E-mail: zhaqijun@nuaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0355

飞行员头盔夜视镜系统气流吹袭性能研究



赵彦鹏¹, 吴明磊^{1,*}, 刘何庆¹, 洪涛², 李军², 张友刚²

(1. 空军特色医学中心, 北京 100142; 2. 中航工业航空救生装备有限公司, 襄阳 441003)

摘 要: 开展飞行员头盔夜视镜系统的高速气流吹袭试验, 研究其气动特性和作用在人体颈椎上的力, 评价其对弹射救生安全性的影响, 为头盔夜视镜系统的设计和使用提供依据。采用高速气流吹袭台(敞开式风洞)吹袭的试验方法, 将弹射座椅固定在吹袭台喷口前的台架上, 试验假人(HYBRID II型假人)端正地放置在弹射座椅上, 试验假人穿抗荷服, 佩戴头盔、夜视镜、供氧面罩。以850 km/h的吹袭速度作为试验的起点, 按照试验设计确定的原则依次调整吹袭速度。夜视镜分下位(工作)和上位(非工作)2个状态进行试验, 用高速摄像机记录头盔夜视镜在吹袭时的佩戴状态, 测量试验假人颈椎下端的力和力矩。高速摄像机、力和力矩测量系统用高速气流吹袭台设定的时间基准同步测量。共进行了10发试验, 其中5发试验夜视镜从头盔上吹脱, 5发未吹脱; 获得了各次试验中假人颈椎的受力曲线及夜视镜吹脱的时刻和轨迹。按照试验合格判据, 吹袭速度均未超过850 km/h。头盔加装夜视镜后, 相比头盔不加装夜视镜, 气流吹袭性能下降, 吹袭速度800 km/h以上颈椎力矩超标, 700 km/h为临界点, 600 km/h合格。建议将头盔夜视镜系统的气流吹袭性能包线限制在600 km/h以内。

关键词: 飞行员; 头盔; 夜视镜; 气流吹袭; 弹射救生; 生理耐限

中图分类号: R852.21; R857.1; V211.73

文献标志码: A **文章编号:** 1001-5965(2022)01-0079-08

战斗机飞行员弹射座椅救生系统, 为飞行员逃生提供了安全有效的技术保障。这种敞开式弹射救生系统, 在离机出舱的瞬间, 人体会受到高速气流的吹袭而发生损伤。而飞行员头盔、供氧面罩等个体防护装备, 为人体免受高速气流吹袭起到了重要的防护作用^[1-2]。夜视镜增强了人的夜间视觉能力, 将夜视镜安装在飞行员头盔上, 提高了飞行员夜间飞行时的观察能力, 已推广应用到高性能战斗机^[3-7]。

飞行员头盔因功能和防护性能要求的差异, 轻型头盔质量约1 000 g, 较重头盔达到1 700 g。安装在头盔上的夜视镜, 因管径尺寸、结构和性能的差异, 重约340~500 g, 长约100 mm, 安装支架和电源装置重约110 g。因此安装了夜视镜的头

盔, 质量特性和外形发生了显著改变, 其对飞行员弹射救生的安全性影响需要高度重视^[8-10]。

为了避免夜视镜对弹射安全产生不利影响, 弹射前应将其从头盔上摘下。目前, 有手动摘下和自动抛放2种方式。手动方式要求飞行员熟练掌握夜视镜安装使用方法, 能在弹射离机前快速将其摘下。自动方式是在头盔上安装动力抛放装置, 与弹射装置联动, 一旦弹射装置启动, 立即抛放夜视镜。手动摘下方式, 增加了飞行员弹射离机动作时间, 可能导致损失有利的弹射时机。自动抛放方式, 结构复杂, 进一步增加了头盔的质量, 也可能影响佩戴的舒适性。

美国空军使用夜视镜, 采用手动摘下的方式, 其飞行手册规定, 飞行员在弹射前要摘下夜视镜,

收稿日期: 2020-07-23; 录用日期: 2020-09-19; 网络出版时间: 2020-10-15 16:37

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201015.1437.003.html

* 通信作者: E-mail: wuminglei@sina.com

引用格式: 赵彦鹏, 吴明磊, 刘何庆, 等. 飞行员头盔夜视镜系统气流吹袭性能研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 79-86. ZHAO Y P, WU M L, LIU H Q, et al. Windblast performance of pilot helmet-mounted night vision goggle system[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 79-86 (in Chinese).

防止其被弹射冲击力从头盔的安装座上抛下并造成损伤,也曾针对自动释放机构性能进行过研究,探究是否存在戴夜视镜弹射的可能性^[9-10],但未对佩戴夜视镜弹射进行风险评估^[11-12]。

事故调查分析认为,低空、高速、不利姿态弹射的成功率较低,再加上头盔上安装夜视镜,飞行员在弹射中颈部损伤风险将显著增加^[11-12]。2013年,美国空军一名 F-16 战斗机飞行员在执行夜间飞行训练时,出现空间定向障碍无法改出而被迫选择弹射跳伞,气流吹袭和稳定伞展开产生了大约 40 G 过载,使安装了夜视镜的头盔瞬间脱落,飞行员因头颈部遭受严重损伤而死亡^[13-14]。

针对手动摘下方式,危急时刻飞行员能否在弹射前快速摘下夜视镜,取决于飞机的危险程度、飞行员的情景感知和有效处置时间。如果飞行员未能摘下夜视镜,戴夜视镜弹射是否安全及什么条件下安全,是产品研制和使用单位十分关心的问题。弹射过程时间短、运动剧烈,飞行员受到多种外力的作用,而弹射的初始阶段是头盔夜视镜系统最有可能影响飞行员安全的时刻,此时飞行员主要受到弹射冲击及高速气流吹袭作用,损伤风险较大^[11,15]。本文针对弹射离机出舱瞬间气流吹袭这一主要外力作用,开展头盔夜视镜系统气动特性及其对人的安全性研究,为飞行员头盔夜视镜系统的设计和使用提供依据。

1 材料和方法

1.1 试验件

某型飞行保护头盔 2 件,配套供氧面罩 1 件,规格满足试验假人(HYBRID II 型第 50 百分位假人)佩戴适体。夜视镜 6 件(编号 1#~6#),为双管双目微光夜视镜模拟件。模拟件与成品夜视镜结构一致,轮廓尺寸与成品误差为 ± 3 mm,质量误差为 ± 5 g。头盔带有夜视镜电源模块和安装支架。

陪试产品包括某型弹射座椅、抗荷服和 HYBRID II 型第 50 百分位假人。

1.2 试验设备

1) GCT-1 型高速气流吹袭台。吹袭速度为 300~1 650 km/h,最大速度下最长吹袭时间为 10 s,速压控制准确度 2% 以内,速压波动度小于 1.5%。

2) 力和力矩测量系统。由安装在 HYBRID II 型假人颈椎下端的三轴向力和力矩传感器(美国第一技术公司,IF-210)、机载数据采集系统(Hi-Techniques 公司,Echelon)和计算机组成,测

量和采集假人颈椎下端的力和力矩。

3) 高速摄像机(日本 NAC 公司,MEMRE-CAM HX-3E)。摄像速度为 500~3 000 帧/s,分辨率 2 560×1 920 像素,拍摄记录整个吹袭过程和头盔夜视镜的佩戴状态。

1.3 试验设计

1.3.1 佩戴原则

为获取夜视镜与头盔共同作用下假人头颈部力学数据,气流吹袭试验应在夜视镜安装于头盔上状态下进行。试验时,将弹射座椅固定在高速气流吹袭台喷口前的台架上,将试验假人(穿抗荷服)端正放置在弹射座椅上,用背带系统系紧。保护头盔端正佩戴在假人头上,系紧下颌带;将供氧面罩插销牢固插到头盔插座上,波纹管连接在座椅上;将夜视镜瞳距、俯仰、上下调节到中位,牢固地安装在头盔安装板上。夜视镜分下位(工作)和上位(非工作)2 个状态进行试验。夜视镜下位时,头盔护目镜放在上位,夜视镜上位时,头盔护目镜放在下位,如图 1 所示。

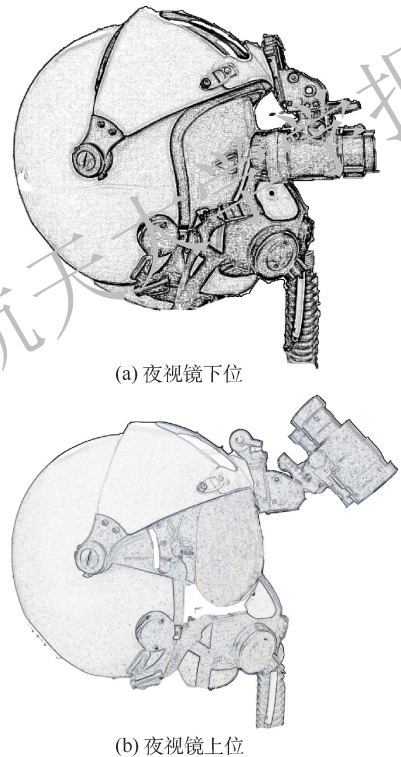


图 1 夜视镜下位和上位示意图

Fig. 1 Schematic of lower state and upper state of night vision goggles

1.3.2 试验合格判据

试验目的是获得头盔配装夜视镜时的气流吹袭性能(对抗气流吹袭的能力),以作用在人体颈部的力和力矩是否造成颈椎损伤作为判定依据。头颈部受力坐标系定义如下:坐标原点 o 位于第七颈椎 C7 处, ox 轴在人体矢状面内,水平向后为

正; oy 轴在人体冠状面内,水平向右为正; oz 轴在人体矢状面内,垂直向上为正。气动阻力记为 F_x ,侧力记为 F_y ,升力记为 F_z ,对应各轴向的力矩分别记为 M_x 、 M_y 和 M_z 。

本文合格判据如下:高速气流吹袭条件下,颈椎升力小于1 416 N,阻力小于3 532 N,侧力小于376 N;作用在颈椎俯仰方向力矩(M_y)峰值小于190 N·m。合格判据的升力、阻力、侧力的指标来自文献[16],且相关研究形成了国家军用标准GJB 6751—2009^[17]。合格判据力矩指标来自文献[18-19]。

合格判据是依据人头颈部损伤耐限研究的相关标准和文献。国家军用标准GJB 6751—2009^[17]规定了作用在人体头颈部的升力、阻力、侧力等可耐受的限值。目前,针对高速气流吹袭作用在颈椎上力矩的生理耐限标准相关研究较少。本文关于力矩的合格判据选自文献[18-19],其是关于动力学环境下佩戴头盔时人头颈生物力学的响应研究,与本文背景最为近似。在机动车碰撞损伤与防护的研究中,有关颈椎损伤的生物力学研究结果,因试验条件或方法的差异,得到的损伤耐限标准也不尽一致^[20-22]。

另外,根据本文试验件的特点,即头盔、夜视镜、供氧面罩结构上的对称性,在迎面气流的作用下,施加于颈部的力矩主要是 M_y ,其他方向力矩相对较小。因此,只以 M_y 的峰值作为合格判据的指标,其他方向的力矩作为参考。

在以往飞行员头盔产品试验评价中,都是以国家军用标准GJB 6751—2009^[17]作为考核依据。本文增加作用在颈椎上的力矩作为评价指标和合格判据,也是第一次尝试,目的是进一步限制气流吹袭可能对人体的伤害。

1.3.3 有效试验判定原则

若一次吹袭试验结束时,夜视镜与头盔连接完好,仍处于佩戴状态,称为有效试验,记录的颈部受力数据有效;若试验时,夜视镜从头盔上吹脱,试验有意义,但试验的有效性需比对力、力矩曲线的峰值时刻与夜视镜吹脱时刻出现的前后进行判定。力、力矩曲线峰值时刻出现在夜视镜吹脱时刻之前,颈部受力数据有效,该试验仍为有效试验。反之,颈部受力数据只作参考,此情形称为部分有效试验。

1.3.4 吹袭速度设置原则

本次头盔加装夜视镜的吹袭试验,吹袭速度从850 km/h开始,分以下2种情况:

1) 如850 km/h为有效试验并满足合格判

据,增加吹袭速度至1 000 km/h(增量150 km/h)。如1 000 km/h仍为有效试验并满足合格判据,增加吹袭速度至1 100 km/h(增量100 km/h)。1 100 km/h是目前所用头盔和供氧面罩防护性能的上限,上限吹袭速度到此为止。

2) 如850 km/h为部分有效试验或不满足合格判据,降低吹袭速度至700 km/h(减少150 km/h)。如700 km/h仍为部分有效试验或不满足合格判据,降低吹袭速度至600 km/h(减少100 km/h),反之继续按100 km/h递减。

除上述一般原则,还需根据现场试验情况视情调整吹袭速度,如夜视镜吹脱后,其后的试验,吹袭速度应减小。

1.4 试验方法

1.4.1 试验准备

弹射座椅模拟装机状态固定在高速气流吹袭台喷口前的台架上。按照佩戴原则,将座椅、假人、头盔、供氧面罩、夜视镜安装完毕。

检查高速气流吹袭台,处于良好工作状态;测试系统调试、设置试验参数。

布置高速摄像机视场位置,摄像速度设置为500 帧/s,图像分辨率1 024 像素×1 024 像素。

高速摄像机、力和力矩测量系统统一用高速气流吹袭台设定的时间基准同步测量,完成测试系统联试,准备工作完成。

1.4.2 试验步骤

高速气流吹袭台上电、自检;启动吹袭台,气流稳定时给出时间零点(定义为0 s);第1发吹袭速度峰值设置为850 km/h。在0~2 s内吹袭台气流吹袭速度保持试验所要求的速度;气流稳定时,峰值作用时间150~200 ms。

吹袭台完全停止工作后,记录、保存测量数据;实验人员进入现场,检查试验件状态。

1.4.3 调整吹袭速度

根据第1发试验情况,按照试验合格准则和吹袭速度设置原则,进行第2发试验。若试验件损坏,更换新的试验件。依次完成全部试验。

2 结果分析

2.1 基本试验结果

6件夜视镜模拟件,共完成10发吹袭试验。夜视镜上位4发,下位6发。10发试验,吹袭速度均未超过850 km/h,头盔面罩均保持完好,而夜视镜吹脱5发(上位4发,下位1发),夜视镜完好并保持固定在头盔上5发。夜视镜保持固定在

头盔上的5发,头盔前缘相对试验假人眼睛均有不同程度上仰移动。作用在试验假人颈椎上的升力均小于1 416 N,阻力均小于3 532 N,侧力均小于376 N;作用在试验假人颈椎上的俯仰力矩小于190 N·m的有6发,大于190 N·m的有4发

(1发夜视镜吹脱,3发夜视镜保持)。基本试验结果如表1所示。表中:U代表上位状态,L代表下位状态;吹袭速度为试验设置峰值。试验件状态含义为:A表示头盔面罩完好,B表示夜视镜保持,C表示夜视镜吹脱,D表示头盔上移。

表1 基本试验结果

Table 1 Essential test results

序号	夜视镜编号	夜视镜/护目镜位置	吹袭速度/($\text{km} \cdot \text{h}^{-1}$)	试验件状态	升力 F_z/N	侧力 F_y/N	阻力 F_x/N	俯仰力矩 $M_y/(\text{N} \cdot \text{m})$
1	1#	U/L	850	A;C	1 083.8	288.5	1 143.7	219.0
2	2#	L/U	700	A;C	880.3	261.3	916.8	172.4
3	3#	L/U	600	A;B;D	340.5	95.5	357.8	75.5
4	3#	L/U	700	A;B;D	1 098.8	270.2	966.2	201.2
5	3#	U/L	600	A;C	550.9	276.8	677.2	130.7
6	4#	L/U	700	A;B;D	918.3	212.8	929.0	158.5
7	4#	U/L	600	A;C	789.5	349.5	971.1	154.5
8	5#	L/U	800	A;B;D	932.1	250.0	983.8	199.5
9	5#	U/L	700	A;C	703.8	265.3	838.6	154.6
10	6#	L/U	850	A;B;D	1 221.9	294.4	1 028.4	232.6

2.2 夜视镜吹脱时刻与试验有效性判定

对夜视镜吹脱的5发试验有效性判定,需对比力、力矩曲线的峰值时刻与夜视镜吹脱时刻。因高速摄像机、力和力矩测量系统用高速气流吹袭台设定的时间基准同步测量,试验时设置了信号跳变时刻,作为同时计时的时间点。

设跳变时刻为 T ,高速摄像机采集到夜视镜脱落时刻为 t_1 ,传感器采集到力或力矩峰值时刻为 t_{\max} ,比较 $T+t_1$ 与 t_{\max} 大小即可。

以第1发试验为例,跳变时刻为162.166 s,高速摄像机显示夜视镜脱落发生于第533帧图像,由于高速摄像机采用的频率为500帧/s,即每帧图片的记录时间为2 ms,可计算1发试验中夜视镜吹脱时刻为163.232 s。对颈椎传感器采集到的数据处理可知,该时间点之前三轴向的力和力矩均已达到峰值。因此,在第1发试验中,夜视镜被吹脱时,头颈部受力情况已达到峰值并开始减小,得到的力和力矩峰值可以作为该吹袭条件下实际受力峰值。第1发试验中力和力矩峰值时刻与夜视镜吹脱时刻的对比如图2、图3所示。

用同样方法得到第2、5、7和9发试验中力和力矩峰值时刻与夜视镜吹脱时刻,结果如表2所示。

由表2可知,在夜视镜吹脱的5发试验中,均存在 $T+t_1$ 大于 t_{\max} 的关系,据此判断夜视镜吹脱时颈部受到的力和力矩均已达到峰值,颈部受力数据有效。因此,全部10发试验均为有效试验。

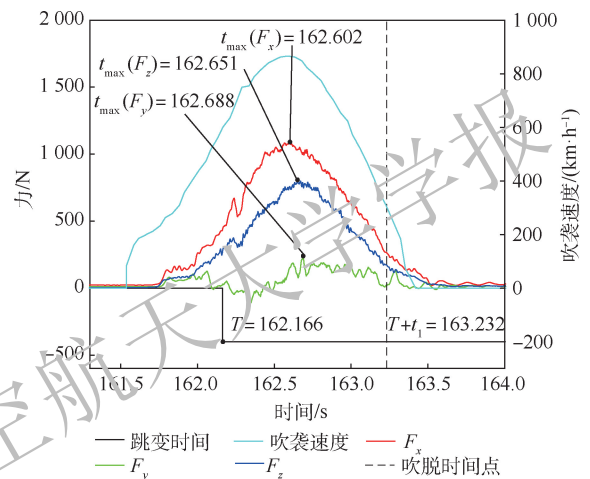


图2 第1发试验三轴向力曲线及吹脱时刻

Fig. 2 Triaxial force curves and blow-off moments of Test 1

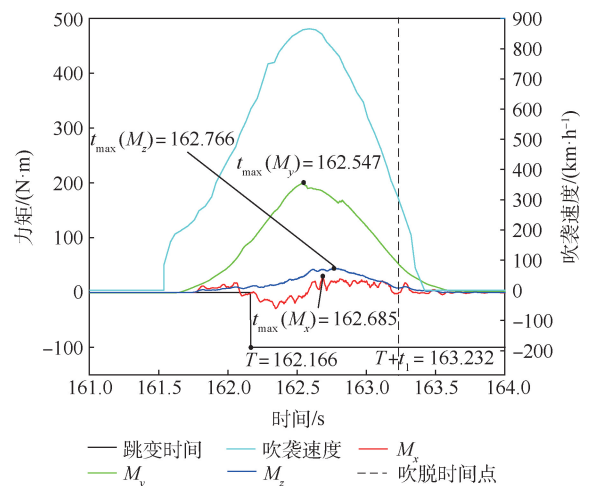


图3 第1发试验三轴向力矩曲线及吹脱时刻

Fig. 3 Triaxial torque curves and blow-off moments of Test 1

表 2 力和力矩的峰值时刻与夜视镜吹脱时刻

Table 2 Moment of force and torque peak and blow-off of night vision goggles

序号	T	t_1	$T + t_1$	t_{max}			t_{max}		
				F_x	F_y	F_z	M_x	M_y	M_z
1	162.166	1.066	163.232	162.602	162.688	162.651	162.685	162.547	162.766
2	161.688	1.280	162.968	162.152	162.406	162.235	162.406	161.961	162.234
5	189.200	1.280	190.480	189.712	189.646	189.852	189.646	189.780	189.872
7	176.006	1.314	177.320	176.324	176.481	176.522	176.480	176.304	176.476
9	163.889	1.258	165.147	164.397	164.275	164.433	164.198	164.336	164.402

2.3 夜视镜吹脱轨迹

根据高速摄像机记录的夜视镜吹脱的轨迹,计算了吹脱后 100 ms 以内的轨迹数据,向上为垂直位移,顺风向为水平位移,如图 4 所示。

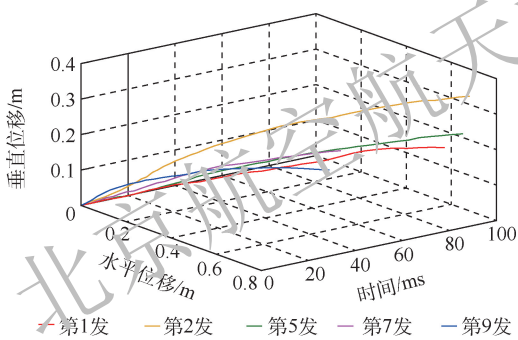
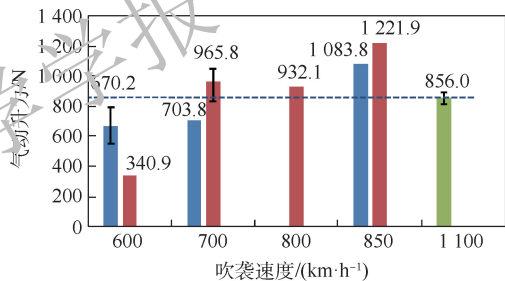
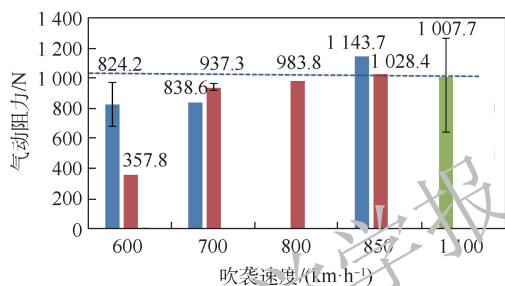


图 4 夜视镜吹脱轨迹

Fig. 4 Blow-off trajectory of night vision goggles



(a) 头盔加装夜视镜与未加装夜视镜气动升力对比



(b) 头盔加装夜视镜与未加装夜视镜气动阻力对比

■ 头盔加装夜视镜(夜视镜上位)
■ 头盔加装夜视镜(夜视镜下位) ■ 头盔未加装夜视镜

图 5 头盔加装夜视镜与未加装夜视镜

气动升力与气动阻力对比

Fig. 5 Comparison of aerodynamic lift and drag between helmets with and without night vision goggles

3 讨论

3.1 头盔加装与不加装夜视镜的对比分析

飞行员头盔、夜视镜是各自具有独立功能的装备,组合形成了一种成本低、构造简单、灵巧高效的飞行员夜视装备,其作用意义是明确的。但头盔加装夜视镜后的气流吹袭性能研究,目前国内和国外研究报道均较少。

本次试验设计只进行头盔佩戴夜视镜的吹袭试验,未进行同一吹袭速度下不戴夜视镜的吹袭试验。但在此前(2016—2019年)的产品研制中,有 4 发头盔未加装夜视镜的吹袭试验(头盔护目镜下位),所用头盔、供氧面罩、试验假人规格型号及弹射座椅等试验条件均与本次试验相同,吹袭速度为 1 100 km/h,仅记录气动升力和阻力作为考核标准。将此 4 发试验中所记录的气动升力和阻力的统计结果(平均值、标准差)与本次试验中所得到的数据(区分夜视镜上位和下位 2 个状态)进行对比,比较结果如图 5 所示。

本文所用头盔技术说明书中给出了“所用头盔与供氧面罩、弹射座椅等配套使用,保证在 1 100 km/h 以下速度弹射离机安全”的性能包线。因此,与吹袭速度 1 100 km/h 时头盔不戴夜

视镜的试验结果进行比较,可以分析头盔加装夜视镜之后的气动升力和阻力的变化。

从图 5 可以看出,头盔加装夜视镜后,吹袭速度在 700 km/h 时,试验假人颈椎的升力和阻力值已接近或达到 1 100 km/h 时,未加装夜视镜时的数值。吹袭速度在 800 km/h 以上时,升力和阻力均达到或超过 1 100 km/h 吹袭时试验假人颈椎的升力和阻力。据此判断头盔加装夜视镜后,降低了弹射救生包线。即对比此前头盔未加装夜视镜进行的 1 100 km/h 吹袭试验,所测试验假人颈部升力峰值,与本次试验中 700 km/h 吹袭速度的峰值相当。由此可见,加装夜视镜后头盔夜视镜系统气流吹袭性能下降。由于之前未将作用在颈椎上力矩作为头盔吹袭性能评定标准,无有效数据可对比。

3.2 头盔夜视镜系统气流吹袭性能分析

夜视镜与头盔的连接,是通过连接装置上的

机械接口实现的,可完成夜视镜的插、拔及旋转操作。夜视镜有2种佩戴状态:①处于眼前观察位置,称为下位或工作位;②向上翻转离开眼睛观察位置,称为上位或非工作位。本次10发吹袭试验,夜视镜处于上位4发,下位6发。上位4发均吹脱;下位1发吹脱,5发完好但头盔前缘相对假人眼睛均有不同程度上仰移动。

夜视镜上位时更容易飞脱,是因为此时夜视镜翻转上仰,镜身面对气流,迎风面积增大,自身受到较大的气动升力;而下位时,镜身顺向气流,迎风面积较小,受到气动升力也小。

无论夜视镜上位与下位,也无论吹脱与否,依据试验合格判据,综合表1的10发试验结果,尽管各次的升力、阻力、侧力都满足要求,但吹袭速度800 km/h、850 km/h时,3发试验俯仰力矩峰值均超出试验合格判据的要求,即大于 $190\text{ N}\cdot\text{m}$,认为对颈椎造成损伤,是不安全的。700 km/h为临界点,4发试验中,有1发俯仰力矩峰值超出试验合格判据(但超出量不大,仅有5.9%),其他3发未超出试验合格判据,认为对颈椎可能造成损伤,处于安全的临界状态。600 km/h的3发试验均满足试验合格判据的要求,认为是安全的。综合头盔加装与不加装夜视镜的对比分析结果,因此,建议将头盔夜视镜系统的气流吹袭性能包线限制在600 km/h以内,或根据具体机种的战术使用要求,适当进行放宽。

3.3 夜视镜吹脱

从本次试验结果看,夜视镜吹脱之前,颈部受到的力和力矩均已达到峰值。也就是说,夜视镜吹脱,并未影响到颈椎受到的作用力。但就整个弹射救生过程而言,对夜视镜吹脱的利弊还要作进一步的分析研究。

1) 夜视镜吹脱有利于减轻头颈部的受力。弹射过程,从启动弹射座椅开始,经历出舱、射出座椅稳定伞和救生伞、人椅分离,到乘救生伞降落。在此期间,受到弹射过载、气流吹袭、开伞冲击等外力的作用。从原理上说,夜视镜吹脱,减轻了头盔质量,无论何种外力下颈部受力都将减小,进而降低损伤风险。

2) 夜视镜吹脱对弹射过程是否造成影响。在弹射座椅救生系统中,救生伞装在座椅头靠内,也有将座椅稳定伞和救生伞都装在座椅头靠内。夜视镜吹脱,从座椅头靠上方飞过,是否影响开伞程序,需要进一步分析研究。可根据本文获得的夜视镜吹脱轨迹数据,结合弹射时座椅的运动轨迹和开伞程序进行分析,或开展专项研究,确定吹

脱的夜视镜对弹射过程是否造成影响,以确保整个救生系统安全有效工作。

3.4 试验方法分析

开展弹射救生试验,主要有地面弹射试验(零高度、零速度)、火箭滑轨试验(零高度、速度可控)和高速气流吹袭试验(零高度、速度可控)^[1-2,8,10,15-16]。本文针对高速气流吹袭对头盔夜视镜的影响开展研究,未考虑弹射过程。模拟弹射过程可能会影响到对夜视镜吹袭的观察分析,且试验难度和成本增加。头盔夜视镜系统在整个弹射过程中的安全性,应开展专项研究。

3.5 夜视镜的使用和需要开展的相关研究

关于夜视镜的使用,包括战术应用和使用操作2个方面。战术应用是指通过夜视镜的视觉增强能力在训练作战中的应用,如编队飞行中对其他飞机的观察协同、对地目标的观察识别等。使用操作是指对夜视镜的调校和摘除方式。夜视镜的调校是通过调整夜视镜的眼距、瞳距、焦距、视度的调节获得最佳的视场和分辨力,摘除方式则是指应急情况下(如弹射离机)是手动摘除还是自动摘除。在非应急情况下,包括具有自动摘除功能的夜视镜,均使用手动摘除方式。应急情况下采用自动摘除方式,减少了飞行员的操作程序,争取宝贵的逃生时间,但自动抛放装置结构复杂,增加了头盔的质量。手动摘除方式,头盔与夜视镜之间的交联结构简单,增加质量较少,但手动摘除方式增加了飞行员的操作动作,可能延误逃生时机。这2种摘除方式各有利弊,都有产品应用。但目前比较倾向于手动摘除方式,主要原因是弹射离机等应急情况发生概率很小,而减轻头盔质量对增强头盔舒适性、减轻颈肌疲劳意义更大,尤其是长航时飞行更需要轻量舒适的头戴装备。为了尽可能争取逃生时间,克服手动摘除带来的时间延误,要求飞行员进行使用操作练习,熟练掌握夜视镜的安装使用方法^[11-13,23]。

关于夜视镜的使用,除上述情况外,还有一种情况同时涉及战术应用和使用操作2个方面,夜间着陆,是戴夜视镜飞行着陆还是摘下夜视镜。非战争时期,机场跑道灯光为飞机着陆提供了条件。此时,飞行员不需要借助夜视镜着陆,为减轻着陆冲击带来头颈部载荷,飞行员应在着陆前摘下夜视镜。而战争时期,可能出现灯火管制的情况。此时,飞行员是否需要借助夜视镜着陆,目前还在研究实践中。可以肯定的是,若飞行员借助夜视镜着陆,则要求飞行员付出更多的训练,以掌握着陆的技巧和方法。

若飞行员借助夜视镜着陆,着陆冲击载荷与头戴装备的耦合作用,将会增加头颈部的受力^[19,24]。着陆冲击的载荷特点、头盔夜视镜对头颈部受力的影响等,这方面的工作需要进一步开展研究,包括部队调研,听取飞行员的意见。

总之,本次开展的飞行员头盔夜视镜系统气流吹袭性能研究,理清了高速气流作用下头盔夜视镜的响应特性,获得了头盔夜视镜系统气流吹袭的性能包线及夜视镜吹脱的时机和轨迹,为弹射救生安全性研究提供了第一手资料,为飞行员头盔夜视镜系统的设计和使用提供了依据。

4 结束语

本文通过开展地面模拟高空飞行状态下高速气流吹袭试验,研究飞行员头盔夜视镜系统的气动特性,评价其对弹射救生安全性的影响。通过模拟600 km/h、700 km/h、800 km/h、850 km/h的吹袭速度,分析提取了夜视镜在不同工位状态下,获得了试验假人颈椎的受力曲线及夜视镜吹脱的时刻和轨迹,并依据相关的国家军用标准和理论研究,得到了如下结论:头盔加装夜视镜后,气流吹袭性能下降,吹袭速度800 km/h以上颈椎力矩超标,700 km/h为临界点,600 km/h合格。建议将头盔夜视镜系统的气流吹袭性能包线限制在600 km/h以内。

致谢 感谢中国电子科技集团公司第五十五研究所和云南北方光学电子集团有限公司给予本文的大力支持。

参考文献 (References)

- [1] 孙喜庆,姜世忠. 航空航天生物动力学[M]. 西安:第四军医大学出版社,2013:132-133.
SUN X Q,JIANG S Z. Aerospace biodynamics[M]. Xi'an:The Fourth Military Medical University Press, 2013: 132-133 (in Chinese).
- [2] 中国人民解放军总装备部. 弹射座椅型乘员应急离机救生系统通用规范:GJB 1800A—2007[S]. 北京:总装备部军标出版发行部出版,2007.
The General Equipment Department,PLA. General specification for ejection seat type of aircrew emergency escape system;GJB 1800A—2007[S]. Beijing:The Circulation Department of the General Equipment Department,PLA,2007(in Chinese).
- [3] 孙立华. 军用夜视镜[J]. 百科知识,2015(8):25-26.
SUN L H. Military night vision goggles[J]. Encyclopedia Knowledge,2015(8):25-26(in Chinese).
- [4] 刘何庆,邓略,吴明磊,等. 飞行员夜视头盔过载稳定性研究[J]. 中华航空航天医学杂志,2016,27(4):274-279.
LIU H Q,DENG L,WU M L,et al. Study on the stability of pilot's night vision goggles mounted helmet under G loads[J]. Chinese Journal of Aerospace Medicine,2016,27(4):274-279 (in Chinese).
- [5] KEDEM S. Expanding the use of HMD for night missions using a modular design[C]//Proceedings of the International Society for Optical Engineering,1999,3689:90-97.
- [6] 陈航辉,刘俊彪.“天价头盔”开启空战新时代[N/OL]. 解放军报,2015-04-25(05)[2017-03-20]. <http://www.81.cn/jjbmmap/content/1/2015-04/25/05/2015042505.pdf>.
CHEN H H,LIU J B. "Sky-high helmet"-Opens a new era of air combat[N/OL]. China's PLA Daily,2015-04-25(05)[2017-03-20]. <http://www.81.cn/jjbmmap/content/1/2015-04/25/05/2015042505.pdf> (in Chinese).
- [7] 红漫,郭涛. 具有夜视功能的头盔显示器[J]. 红外与激光工程,2007,36(增刊):583-588.
HONG M,GUO T. Helmet mounted display with night vision[J]. Infrared and Laser Engineering,2007,36(Supplementary):583-588(in Chinese).
- [8] 吴明磊,马春生,刘威,等. 弹射时装显示器头盔对人体的生物力学效应[J]. 中华航空航天医学杂志,2005,16(4):267-271.
WU M L,MA C S,LIU W,et al. Biodynamic effect of helmet with mounted display system on human during ejection[J]. Chinese Journal of Aerospace Medicine,2005,16(4):267-271 (in Chinese).
- [9] SELF B P,ISDAHL W. Performance of the ITT night vision system auto-release mechanism during sustained acceleration[J]. Safe Journal,1998,28(2):101-105.
- [10] JACKSON T W,CRAIG J L. Design,development,fabrication, and safety-of-flight testing of a panoramic night vision goggle[C]//Proceedings of SPIE,1999:96-109.
- [11] Inspector General. AD-A616902. Evaluation of aircraft ejection seat safety when using advanced helmet sensors[R]. Washington,D.C.:U.S. Department of Defense,2015:1-34.
- [12] 吴明磊. 飞行员使用综合显示/夜视头盔安全策略分析[J]. 中华航空航天医学杂志,2018,29(1):1-7.
WU M L. Analysis on safety strategy for the pilots with integrated helmet display/night vision goggles[J]. Chinese Journal of Aerospace Medicine,2018,29(1):1-7(in Chinese).
- [13] 吴铨. 从飞行事故看战斗机飞行员夜视飞行中的航空医学问题[J]. 航空军医,2015,43(5):183-185.
WU Q. Aviation medicine issues reflected from the accidents of fighter pilot's night vision flight[J]. Flight Surgeon,2015,43(5):183-185(in Chinese).
- [14] BRIAN E. F-16 investigation;Pilot killed while ejecting[EB/OL]. [2015-07-06]. <http://archive.airforcetimes.com/article/20131106/NEWS/311060011/F-16-investigation-Pilot-killed-while-ejecting>.
- [15] 罗永昌. 军事航空医学概论[M]. 北京:人民军医出版社,2014:69-70.
LUO Y C. Introduction to military aviation medicine[M]. Beijing:People's Military Medical Publishing House,2014:69-70 (in Chinese).
- [16] 张云然,吴桂荣. 高速气流吹袭问题[J]. 航空学报,1994,15(7):826-832.
ZHANG Y R,WU G R. The problems of windblast[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,1994,15(7):826-832 (in Chinese).
- [17] 中国人民解放军总装备部. 人耐受高速气流吹袭限值:GJB

- 6751—2009[S]. 北京:中国人民解放军总装备部,2009.
- The General Equipment Department, PLA. Tolerance limit of crewman to high speed windblast: GJB 6751—2009[S]. Beijing: The General Equipment Department, PLA, 2009 (in Chinese).
- [18] PERRY C E, BUHRMAN J R. Effect of helmet inertial properties on the biodynamics of the head and neck during + G_x impact acceleration[J]. *Safe Journal*, 1996, 26(2): 34-41.
- [19] 孙晓艳, 吴明磊, 刘何庆, 等. 佩戴头盔时头颈对 - G_x 加速度的动力学响应[J]. *中华航空航天医学杂志*, 2018, 29(2): 99-104.
- Sun X Y, WU M L, LIU H Q, et al. Dynamics response of head and neck to - G_x acceleration when wearing helmet[J]. *Chinese Journal of Aerospace Medicine*, 2018, 29(2): 99-104 (in Chinese).
- [20] BOSTROM O, BOHMARIN K, HALAND Y, et al. New ASI-long-term neck injury criteria candidates based on rear frontal crash analysis [C] // *Proceedings of the IRCOBI*, 2000: 249-264.
- [21] KLEINBERGER M, EPPINGER R, KUPPA S, et al. Development of improved injury criteria for the assessment of advanced automotive restraint system; NHTSA Docket 98-4405-9 [R]. Washington, D. C. : U. S. Department of Transportation, 1998.
- [22] PANJABI M M, WANG J L, DELSON N. Neck injury criterion based on intervertebral motions and its evaluation using an instrumented neck dummy [C] // *Proceedings of IRCOBI*, 2005: 179-190.
- [23] 熊端琴, 郭小朝. 航空夜视镜人机工效研究进展[J]. *中华航空航天医学杂志*, 2005, 16(4): 312-315.
- XIONG D Q, GUO X C. The man-machine ergonomics problems of aviator's night vision goggles (NVGs)-A review [J]. *Chinese Journal of Aerospace Medicine*, 2005, 16(4): 312-315 (in Chinese).
- [24] PARR J C, MILLER M E, PELLETTIERE J A. Neck injury criteria formulation and injury risk curves for the ejection environment: A pilot study [J]. *Aviation Space Environment Medicine*, 2013, 84(12): 1240-1248.

Windblast performance of pilot helmet-mounted night vision goggle system

ZHAO Yanpeng¹, WU Minglei^{1,*}, LIU Heqing¹, HONG Tao², LI Jun², ZHANG Yougang²

(1. Air Force Medical Centre, PLA, Beijing 100142, China;

2. Aerospace Life-Support Industries, Ltd., Xiangyang 441003, China)

Abstract: High-speed windblast experiments of pilot helmet-mounted night vision goggle system were carried out to study its aerodynamic characteristics and the forces on human cervical vertebra, and to evaluate the influence on the safety of ejection life-saving, so as to provide a basis for the design and use of helmet-mounted night vision goggle system. The test was carried out by an open wind tunnel called high-speed windblast test platform. The ejection seat was fixed in front of the tunnel nozzle, and the HYBRID II dummy was fastened on the ejection seat with anti-gravity suit, helmet with night vision goggles and oxygen mask. Taking 850 km/h as the starting speed, we adjusted the speed in turn according to the principle determined by the experimental design. The night vision goggles had lower and upper state, which corresponded to working and non-working state respectively. The helmet-mounted night vision goggles wearing state during the windblast was recorded by a high-speed camera, and the force and torque of the lower cervical vertebra of the test dummy were measured. The high-speed camera and force and torque measuring system used the time benchmark set by the windblast test system to achieve synchronous measurement. A total of ten tests were carried out, in five of which the night vision goggles were blown off the helmet, and in another five of which they were not. The force and torque curves of the cervical vertebra, and the time and trajectory of the goggles blown off were obtained in each test. According to the test criterion, the blowing speeds do not exceed 850 km/h. Compared with the helmet without night vision goggles, the windblast performance of helmet-mounted night vision goggles is relatively reduced. The cervical torque exceeds the standard when the speed is more than 800 km/h, 700 km/h is the critical point and 600 km/h is qualified. It is recommended to limit the windblast performance envelope of helmet-mounted night vision goggle system to 600 km/h.

Keywords: pilot; helmet; night vision goggles; windblast; ejection life-saving; physiological tolerance

Received: 2020-07-23; Accepted: 2020-09-19; Published online: 2020-10-15 16:37

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201015.1437.003.html

* Corresponding author. E-mail: wuminglei@sina.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0534

航天飞行器铸件舱段结构快速设计方法



郑成成*, 王捷冰, 吴曼乔, 许大帅, 杨晨, 陈爽

(空间物理实验室, 北京 100076)

摘 要: 为提高航天飞行器铸件舱段在方案论证阶段的结构设计效率、设计质量和迭代效率,基于航天飞行器复杂曲面结构特点对铸件舱段结构特征参数进行研究,提出曲线比率法以描述纵筋参数化布局;定义骨架模型发布元素,以实现铸件舱段的 Top-Down 设计。提出航天飞行器铸件舱段结构快速参数化设计方法,通过定义特征命名规则和创建特征集合实现建模规范化,通过封装舱段设计知识实现设计快速化,通过创建特征参数和公式实现特征参数化。通过建立交互式铸件舱段结构快速设计环境,实现铸件舱段结构的快速实例化、快速修改,并以航天飞行器铸件舱段为例验证了所提方法的可行性和有效性。

关键词: 复杂曲面; 骨架模型; 参数化设计; 快速设计; 快速修改; 建模规范化

中图分类号: V423

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2022)01-0087-08

为满足高速飞行要求,航天飞行器具有其他航天产品不同的高升阻比气动外形。舱段是航天飞行器重要组成部分,起承载、保证气动外形等作用,在结构上具有扁平化、非等截面、外形复杂、内部空间狭小等特点。航天飞行器舱段尺寸满足铸造要求,为确保研制进度,通常采用铸造方法节省制造与装配时间。在方案论证阶段,弹道、气动、载荷等条件多轮迭代以寻找最优解,舱段结构方案会随之变化以满足总体设计需求,除此之外,应力集中、刚度不足、结构失稳等结构强度因素也会推动舱段结构设计方案不断完善。总体方案的多轮迭代与结构设计方案的不完善对航天飞行器舱段结构的快速设计和快速修改提出了更高要求。

随着数字化技术的不断发展,快速设计技术已广泛应用于航空航天领域。快速设计又称快速响应设计,是一种以缩短产品开发周期、提高产品设计质量为目的的现代设计方法^[1]。张卫东等^[2]对运载火箭数字化快速设计方法进行了详

细的研究,覆盖了整流罩、仪器舱、级间段、贮箱等结构部件的快速设计,适用于规则的回转体产品快速设计。王小军等^[3]通过三维模型自动再生的模板派生技术和用户自定义特征技术在运载火箭箭体结构件模板库、增压输送系统和三维管路系统的快速设计中广泛应用。刘洋^[4]基于制造特征对飞机长桁结构件进行分类,运用参数化设计技术构建长桁参数化模型,建立参数解算方法完成飞机长桁快速设计。Li 等^[5]提出了导弹的快速设计方法,适用于舱段横截面较规则的情况。唐家鹏^[6]、秦海峰^[7]、刘明^[8]等建立了参数化的特征库,通过特征导入与特征的变更实现快速设计。陈裨等^[9]提出了机身各类结构件的参数化描述及构建模型的方法。因航天飞行器舱段扁平化、非等截面等结构特点,目前大量的快速设计方法难以直接满足此类舱段的快速设计需求。

本文基于快速设计技术、Top-Down 设计理念^[10-11]与参数化设计技术^[11]等,综合考虑航天飞行器铸件舱段结构特点,详细分析铸件舱段重要

收稿日期: 2020-09-21; 录用日期: 2021-01-08; 网络出版时间: 2021-02-07 15:58

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210207.1526.002.html

* 通信作者: E-mail: chengzcc@163.com

引用格式: 郑成成, 王捷冰, 吴曼乔, 等. 航天飞行器铸件舱段结构快速设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 87-94. ZHENG C C, WANG J B, WU M Q, et al. Rapid design method of spacecraft casting cabin structure[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 87-94 (in Chinese).

结构特征参数化表述,将设计经验、设计流程等隐性知识显性化,以骨架模型和特征参数为驱动,实现铸件舱段特征的批量快速设计与布局,并能在参数化模型基础上通过参数修改完成特征的快速修改。

1 铸件舱段参数化原型

铸件舱段参数化原型如图1所示。设计初期根据 Top-Down 设计理念,在结构骨架模型(structural frame model, SFM)和参数骨架模型(parametric frame model, PFM)中建立总体级和舱段级定形、定位参考,通过“发布—复制”机制引用到铸件舱段模型中。设计人员在铸件舱段结构快速设计界面选取铸件模型引用的参考,并输入参数完成铸件舱段结构的快速设计,将输入参数与特征建立公式关系。通过 CAE 分析铸件舱段主承力结构是否满足设计需求,不满足可通过修改 PFM 和铸件模型中的参数驱动铸件特征完善。当气动外形发生改变时,通过更新 SFM 和铸件模型完成结构特征的自动更新。

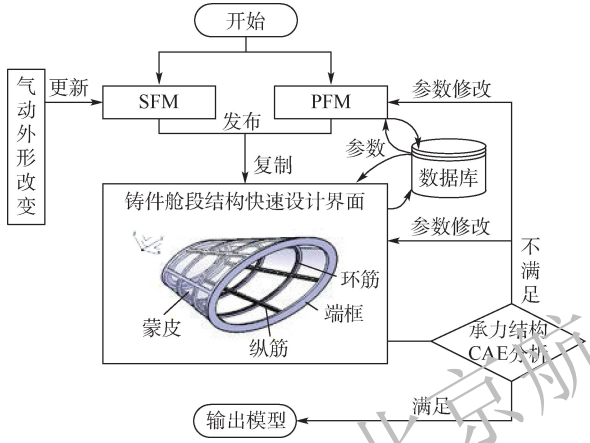


图1 铸件舱段参数化原型

Fig. 1 Parameterized prototype of casting cabin

1.1 铸件舱段坐标系

基于 Top-Down 设计理念,铸件舱段坐标系与飞行器坐标系重合。飞行器坐标系定义为:飞行器球头顶点为坐标系原点,OX 轴位于纵向对称平面内,垂直于后底面指向后方为正,OY 轴位于纵向对称平面内,垂直于 OX 轴指向背风面方向为正,OZ 轴由右手法则确定。

1.2 铸件舱段结构参数

铸件舱段结构特征可由定形参数和定位参数描述:

$$P = \sum (Ps_n + Pl_n) \tag{1}$$

式中:P 为铸件舱段结构特征所需的参数总和;Ps

为特征定形参数;Pl 为特征定位参数;n = S (蒙皮)、F (端框)、R (环筋)、V (纵筋)。

1) 蒙皮

蒙皮是维持航天飞行器气动外形的结构,能够将外部气动载荷传递到飞行器内部骨架结构。蒙皮定位参数为舱段外包络曲面 Cs、舱段迎风面曲面 Csw 或舱段背风面曲面 Csl、蒙皮左边界 Cpl、蒙皮右边界 Cpr,如图2所示,蒙皮定形参数为蒙皮厚度 Sd。

蒙皮定形参数与定位参数描述如下:

$$Ps_s ::= \langle C_s \rangle < \text{舱段曲面} \rangle \langle C_{pl} \rangle \langle C_{pr} \rangle$$

$$Pl_s ::= \langle S_d \rangle$$

$$\langle \text{舱段曲面} \rangle ::= \langle C_{sw} \rangle | \langle C_{sl} \rangle$$

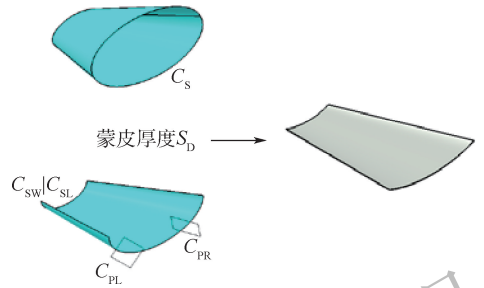


图2 蒙皮定形与定位参数

Fig. 2 Shaping and positioning parameters of skin

2) 端框

端框是航天飞行器舱段主承力骨架结构,包含飞行器舱段连接的机械接口,位于舱段内部骨架结构的前后两端。端框常采用轴向连接的L型连接方式。受强度条件、舱段连接等因素的影响,端框内形面形式多样,通常采用草图 Fsk 控制端框内形面。端框分为前端框和后端框,定位参数相似,定形参数一致。端框定位参数包括蒙皮内表面 S1、前端面 Pf 或后端面 Pb,定形参数包括端框宽度 Fw1、端框宽度 Fw2、端框厚度 Fsk、端框厚度 Ft2,如图3所示。

端框的定形参数与定位参数描述如下:

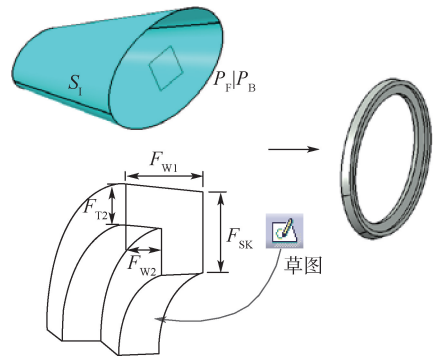


图3 端框定形与定位参数

Fig. 3 Shaping and positioning parameters of end frame

$PS_F ::= \langle S_1 \rangle \langle \text{端框端面} \rangle$

$PI_F ::= \langle F_{W1} \rangle \langle F_{W2} \rangle \langle F_{T2} \rangle \langle F_{SK} \rangle$

$\langle \text{端框端面} \rangle ::= \langle P_F \rangle | \langle P_B \rangle$

3) 环筋

环筋是航天飞行器舱段主承力骨架结构,沿飞行器轴向依次排布,提供环向支撑刚度。铸件舱段中,常用环筋根据截面分为 T 型环筋、L 型环筋和普通环筋。各类环筋定位参数一致,包括蒙皮内表面 S_1 与环筋定位面 R_p , R_p 与舱段坐标系 YOZ 平面平行。T 型环筋的定形参数包括环筋宽度 R_{W1} 、环筋宽度 R_{W2} 、环筋宽度 R_{W3} 、环筋厚度 R_{T1} 、环筋厚度 R_{T2} ,如图 4 所示。环筋内形面存在 2 种控制方式,分别为蒙皮内表面偏移 R_{T1} 、 R_{T2} 控制和草图 R_{SK1} 、 R_{SK2} 控制。L 型环筋和普通环筋的参数表述可通过 T 型环筋定形参数表达,L 型环筋中参数 R_{W2} 为零,普通环筋中参数 R_{W2} 、 R_{W3} 、 R_{T2} 为零。

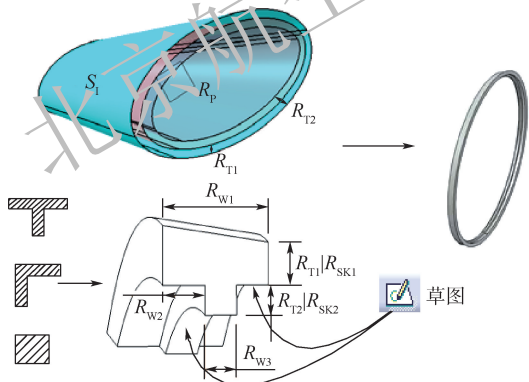


图 4 环筋定形与定位参数

Fig. 4 Shaping and positioning parameters of ring reinforcement

“布尔装配”是 T 型环筋常采用的建模步骤,但布尔运算会使模型后期修改操作变慢,因此在铸件舱段快速设计过程中应尽量避免布尔运算。本文采用“封闭曲面—凸台”方法创建 T 型环筋避免布尔运算,如图 5 所示。通过获取航天飞行器舱段蒙皮 C_R 的空间包围盒,获取包围盒后端面 P_B 侧 4 个极值点,向与环筋定位面投影得到点 D_n ,并通过 f_R 得到凸台草图的顶点 E_n 。

$$E(E_{y_n}, E_{z_n}) = f_R D(D_{y_n}, D_{z_n})$$

$$1.05 < f_R < 1.1 \quad (2)$$

式中: f_R 为安全系数,确保凸台能够完整地外包围曲面分割。

凸台参数为隐性参数,可从舱段蒙皮转化得到。故环筋的定形参数与定位参数描述为

$PS_R ::= \langle S_1 \rangle \langle R_p \rangle$

$PI_R ::= \langle R_{W1} \rangle \langle R_{W2} \rangle \langle R_{W3} \rangle \langle \text{内形面约束 1} \rangle$

$\langle \text{内形面约束 2} \rangle \langle C_R \rangle \langle P_B \rangle$

$\langle \text{内形面约束 1} \rangle ::= \langle R_{T1} \rangle | \langle R_{SK1} \rangle$

$\langle \text{内形面约束 2} \rangle ::= \langle R_{T2} \rangle | \langle R_{SK2} \rangle$

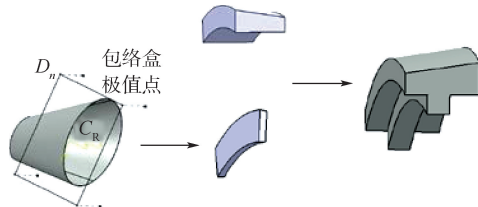


图 5 “封闭曲面—凸台”环筋创建过程

Fig. 5 “Closed surface—pad” ring reinforcement creation process

4) 纵筋

纵筋是航天飞行器舱段主承力骨架结构,沿飞行器轴向贯穿排布,提供纵向支撑刚度。为提高抗弯刚度,保证工艺可实现性,纵筋法向需尽量与蒙皮表面垂直。考虑舱段受力,需保证前后端面上纵筋位置分布的相对一致性。蒙皮表面上各点法矢方向均不同,传统纵筋创建方法复杂,位置难以表述。本文在舱段截面相似的特点上提出了曲线比率法。提取舱段外包络曲面在前、后端面上的边线,拟合 2 条相映射的非闭合曲线 L_F 、 L_B ,在 2 条曲线上设置相映射的曲线起点,以起点作为比率零点,设置一致的比率值 R_V 来确定纵筋在舱段上的位置,并获取 L_F 上比率点在舱段外包络面上的法矢确定纵筋的法向方向,如图 6 所示。曲线比率法满足纵筋与蒙皮表面尽量垂直需求,能够保证前后端面纵筋位置的相对一致性,便于实现纵筋的参数化建模。

铸件舱段中,常用纵筋根据截面外形分为 T 型纵筋和普通纵筋。同环筋相似,普通环筋的定形参数表述均可通过 T 型环筋定形参数表达。因航天飞行器独特的外形,舱段外包络曲面中存在多处曲率值极大的拓扑面,曲面“外插延伸—偏移”等操作容易报错,难以保证纵筋快速建模的正确率,因此将曲面元素作为输入特征,避免使用数字参数进行偏移操作。T 型纵筋的定形参数

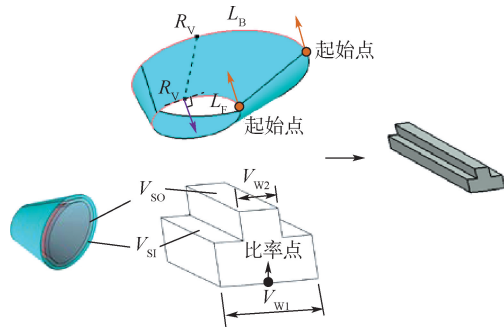


图 6 纵筋定形与定位参数

Fig. 6 Shaping and positioning parameters of longitudinal reinforcement

有纵筋宽度 V_{W1} 、纵筋宽度 V_{W2} 、内形面 V_{S1} 和内形面 V_{S0} , 如图 6 所示。

为避免布尔运算, 使用“封闭曲面—凸台”方法创建纵筋。因内形面 V_{S0} 空间形状复杂, 通过内形面 V_{S0} 切割凸台会得到不同结果, 需要考虑凸台高度数值的设置。凸台过高, 分割操作后可能存在不连续的实体模型; 凸台过低, 无法满足纵筋高度需求。本文通过舱段在前端面上的空间坐标信息推导出凸台的合理高度范围, 如图 7 所示, 即通过获取飞行器舱段蒙皮 C_R 的空间包络盒, 获取到前端面 P_F 上 4 个极值点, 并计算极值点之间的极值边长 ($(Q_{y_{MAX}} - Q_{y_{MIN}}), (Q_{z_{MAX}} - Q_{z_{MIN}})$), 因舱内安装仪器设备, 纵筋不会过高, 设定凸台高度范围为

$$H_V = f_V \text{MIN}((Q_{y_{MAX}} - Q_{y_{MIN}}), (Q_{z_{MAX}} - Q_{z_{MIN}}))$$

$$0.2 < f_V < 0.3$$

式中: f_V 为高度调整系数。

凸台厚度参数为急性参数, 可从舱段蒙皮转化得到。纵筋的定形参数与定位参数描述如下:

$$P_{S_V} ::= \langle S_1 \rangle \langle L_F \rangle \langle L_B \rangle \langle R_V \rangle$$

$$P_{L_V} ::= \langle V_{W1} \rangle \langle V_{W2} \rangle \langle V_{S1} \rangle \langle V_{S0} \rangle \langle C_R \rangle \langle P_F \rangle$$

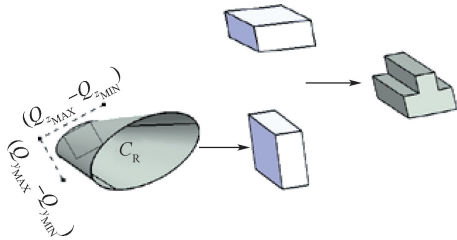


图 7 “封闭曲面—凸台”纵筋创建过程

Fig. 7 “Closed surface—pad” longitudinal reinforcement creation process

1.3 骨架模型

骨架模型是支持产品 Top-Down 设计理念的强有力工具, 包括 SFM 和 PFM。骨架模型是指在装配模型中产生的特殊零件模型, 是建立模型实体特征的基准参考, 主要包括表达设计意图和设计条件的基准面、轴、点、坐标系、控制曲线、曲面和参数等。

基于骨架模型的协同设计方法优化了航天飞行器设计过程中各专业之间的协作模式, 特别是在方案设计阶段气动外形多变的情况下, 将设计员各自为战、口头协调的设计过程转变为统一基准、流程化和层次化的设计过程。

基于骨架模型的铸件舱段结构快速创建过程如图 8 所示。在总体骨架中完成总体级参考元素的创建, 如 C_S 、 P_F 等; 在舱段骨架中完成舱段级参考元素的创建, 如 C_{SW} 、 S_1 等。将骨架中的参考

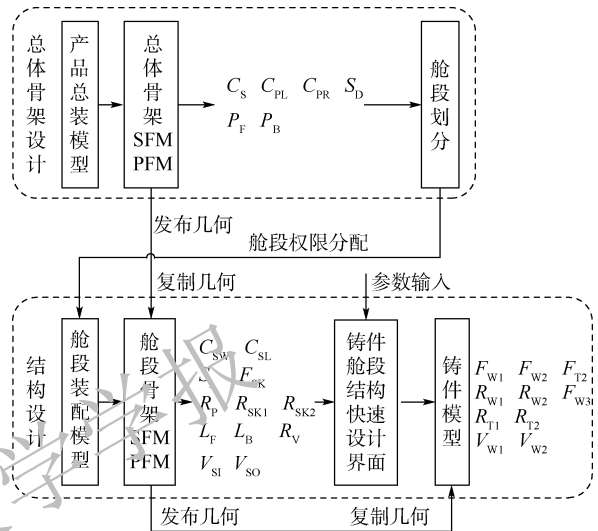


图 8 基于骨架模型的铸件舱段结构快速创建过程

Fig. 8 Rapid creation process of casting cabin based on skeleton model

元素发布、复制到铸件模型中, 通过铸件舱段结构快速设计界面选取参考元素, 并输入相关参数完成铸件模型的快速创建, 将输入的参数在铸件模型中通过公式与特征建立关系, 实现全参数驱动, 便于后续模型修改。

2 铸件舱段快速建模

2.1 快速建模工具

CATIA V5 中可定制的有效参数化存在 4 种不同层次, 参数化工具包括组件应用架构 (component application architecture, CAA)、VBScript、智能软件 (知识模式、用户自定义特征 (user-defined features, UDF)) 和 CATIA 本身参数化^[6]。CAA 是基于组件的定制开发, 是对其组件对象的组合和扩展, 采用了标准接口 (COM) 技术和对象连接与嵌入 (OLE) 技术, COM 技术作为一种软件架构具备了更好的模块独立性和可扩展性, 使 CAA 的程序设计更加容易且趋于标准化^[12-13]。知识工程顾问 (knowledge advisor) 模块能让开发人员把产品的设计知识 (包括尺寸关系式、尺寸约束、特征关系式等) 用知识工程原理表达出来, 组成一个产品的知识库, 达到减少设计失误、实现自动设计、获得最高生产率的目的^[14]。本文采用 CAA 作为快速建模工具, 运用知识工程顾问模块原理, 实现铸件舱段的快速参数化设计。

2.2 快速建模方法

铸件舱段结构快速建模方法如图 9 所示。根据创建特征选取定形与定位参数, 并提供一组经验参数, 设计者根据需求修改参数; 通过 COM 接口与特征传递实现特征命名、特征集合创建、特征

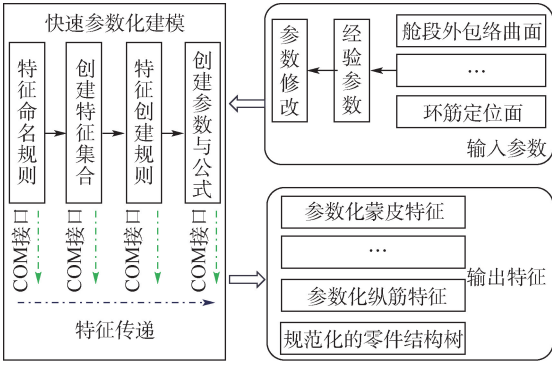


图 9 铸件舱段结构快速建模方法

Fig. 9 Rapid modeling method of casting cabin structure

建模、参数和公式创建;输出参数化、规范化的特征模型。

铸件舱段结构快速建模可定义为

<快速建模> ::= <特征命名> <特征集合>
<特征创建> <参数与公式>

1) 特征命名规则

传统结构建模采用 CATIA 软件自动生成的名称对建模特征命名,名称不具有唯一性,识别度低,不利于模型的查看与修改。本文提出了适用于铸件舱段结构特征的命名规则,对蒙皮、端框、环筋、纵筋建模过程中生成的参数、公式、建模特征、辅助建模特征等进行规范化命名,便于对结构树的管理、查看与修改。特征命名规则定义为“特征名称_参考元素名称_操作名称”,由 3 部分组成,如“环筋外环_前定位面_分割”。

2) 创建特征集合

传统建模过程中,建模特征在结构树上存储随意,辨识度低,不利于后续模型的查看与修改。本文从规范化建模角度出发,针对重要的铸件舱段结构特征创建特征集合,对建模特征进行规范化管理。特征集合包含参数集、关系集、几何图形集和几何体,是参数化快速建模的基础,能够对铸件舱段特征创建过程中生成的参数、关系式、建模特征、辅助建模特征等进行规范化的分类管理,增加模型特征辨识度。特征集合通过调用 COM 接口自动创建。

3) 特征创建规则

特征创建是明确铸件舱段特征建模和位置布置的过程,则特征创建可定义为

<特征创建> ::= {蒙皮}, {端框}, {环筋}, {纵筋}

① 蒙皮。由 C_s 、 C_{sL} 或 C_{sR} 描述蒙皮外形,由 C_{pL} 、 C_{pR} 描述蒙皮边界,通过 S_D 确定蒙皮厚度。

② 端框。由 S_1 、 P_F 或 P_B 描述端框位置,通过 F_{W1} 、 F_{W2} 、 F_{T2} 、 F_{SK} 等参数确定端框形状。

③ 环筋。由 S_1 、 R_p 描述环筋位置,由 C_R 、 P_B

确定凸台草图约束,通过 R_{W1} 、 R_{W2} 、 R_{W3} 、 R_{T1} 、 R_{T2} 、 R_{SK1} 、 R_{SK2} 等参数确定环筋形状。

④ 纵筋。由 S_1 、 L_F 、 L_B 、 R_V 描述纵筋位置,由 C_R 、 P_F 确定凸台高度,通过 V_{W1} 、 V_{W2} 、 V_{S1} 、 V_{S0} 等参数确定纵筋形状。

舱段中包含多个环筋与纵筋,为提升建模效率,本文通过遍历输入的多个环筋定位面或比率值,并针对每个环筋与纵筋的特点进行交互式参数修改,调用 COM 接口实现环筋与纵筋的批量创建。

4) 参数与公式创建

利用 CATIA 软件中参数与公式功能对铸件舱段模型中的蒙皮、端框、环筋、纵筋的相关参数进行约束。根据 CATIA 与 Top-Down 的设计原理,当特征参数发生变化后,特征也会随之发生改变。各特征的特征与公式关系如表 1 所示。运用 CATIA 知识工程顾问模块提供的 COM 接口创建参数与公式。

表 1 铸件舱段参数与公式

Table 1 Parameters and formulas of casting cabin

特征	参数	公式
蒙皮	无	不创建
端框	F_{W1} 、 F_{W2} 、 F_{T2}	创建
环筋	R_{W1} 、 R_{W2} 、 R_{W3} 、 R_{T1} 、 R_{T2}	创建
纵筋	V_{W1} 、 V_{W2}	创建

2.3 知识驱动建模

传统建模过程中,设计人员在个人经验、标准规范、设计指南、成功案例等隐性知识的基础上进行铸件舱段结构设计。大量的知识获取与使用才能设计出高质量的铸件舱段结构模型,设计难度大。隐性知识常存在于设计人员的脑海、电子文档、纸质材料等载体中,知识获取过程繁琐^[15]。本文以铸件舱段建模知识为核心,依托舱段建模流程与规则,利用知识工程原理将隐性知识显性化到铸件舱段结构快速设计界面中,驱动铸件舱段快速建模,如图 10 所示。知识驱动建模依托 CATIA 软件中零件设计、知识工程等模块实现。

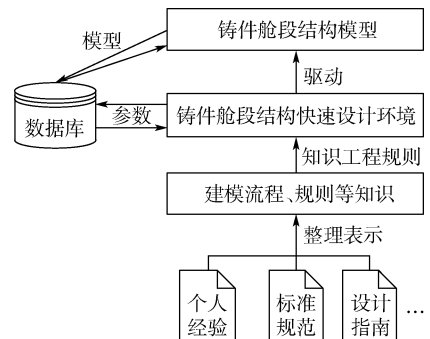


图 10 知识驱动建模方法

Fig. 10 Knowledge-driven modeling method

3 应用验证

使用 CAA 开发工具在 CATIA V5 环境中开发出航天飞行器铸件舱段结构快速设计环境,如图 11 所示。

本文以某航天飞行器铸件舱段为例验证铸件舱段结构快速设计方法,在航天飞行器铸件舱段结构快速设计环境中选取并设置相关元素与参数,基于本文论述规则快速实现模型参数化建模。纵筋快速建模过程如图 12 所示,铸件舱段建模效果如图 13 所示。经 CAE 分析,在设计载荷条件

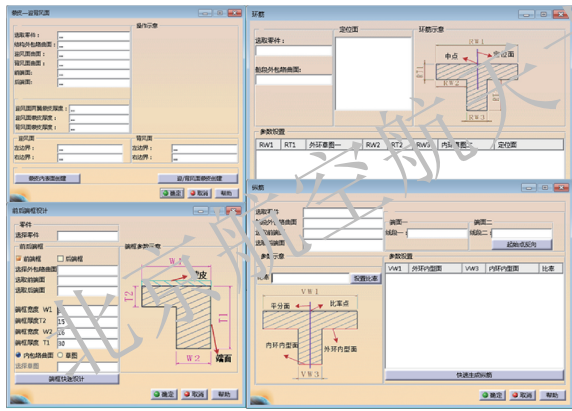


图 11 航天飞行器铸件舱段结构快速设计环境

Fig.11 Rapid design environment for casting cabin of spacecraft

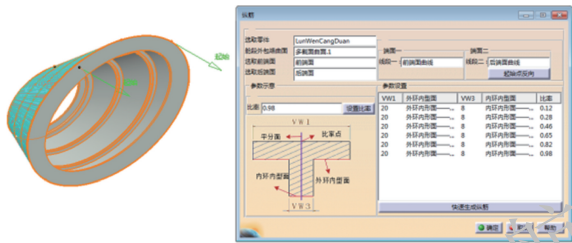


图 12 纵筋快速建模过程

Fig.12 Rapid modeling process of longitudinal reinforcement

下,强度不满足设计要求。

通过修改纵筋参数 R_V 、 V_{W1} 、 V_{W2} 来改变纵筋在铸件舱段中的位置布局与结构形状,如表 2 所示。

更改后铸件舱段建模效果如图 14 所示。经 CAE 分析,在设计载荷条件下,强度满足设计要求,设计效率和修改效率大幅提升。

铸件舱段模型中,参数与公式创建效果如图 15 所示,特征命名效果如图 16 所示。

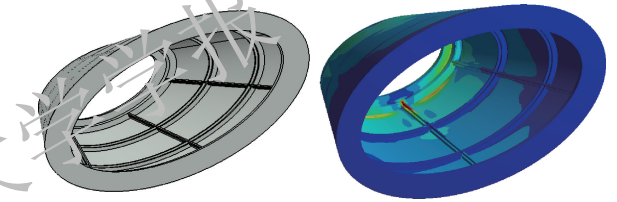


图 13 铸件舱段建模效果

Fig.13 Modeling result of casting cabin

表 2 纵筋参数对比

Table 2 Comparison of longitudinal reinforcement parameters

纵筋	原始值/更改值	R_V	V_{W1}/mm	V_{W2}/mm
纵筋_比率_0.12	原始值	0.12	20	4
	更改值	0.14	25	4.5
纵筋_比率_0.46	原始值	0.46	20	4
	更改值	0.44	25	4.5
⋮				

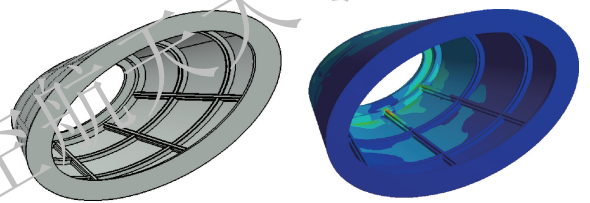


图 14 铸件舱段模型修改效果

Fig.14 Modification result of casting cabin model



图 15 参数与公式创建效果

Fig.15 Result of parameter and formula creation



图 16 特征命名效果

Fig. 16 Result of feature naming

4 结 论

1) 详细描述了航天飞行器铸件舱段重要结构特征的定形参数、定位参数,提出曲线比率法对纵筋参数化布局进行表述。定义了舱段骨架模型发布元素,实现铸件舱段的 Top-Down 设计。

2) 从特征命名、特征集合创建、特征建模、参数和公式 4 个维度诠释了航天飞行器铸件舱段结构快速参数化设计方法,实现了舱段建模规范化、设计知识显性化和建模特征参数化。

3) 开发了航天飞行器铸件舱段结构快速设计环境,实现了铸件舱段蒙皮、端框、环筋、纵筋的快速建模、快速修改、参数化建模、结构树规范化,通过实例验证了本文方法的有效性。

参考文献 (References)

[1] 宗驰. 复杂机械产品快速响应设计集成系统研究 [D]. 武汉: 武汉大学, 2010.
ZONG C. Research on rapid response design integrated system for complicated mechanical product [D]. Wuhan: Wuhan University, 2010 (in Chinese).

[2] 张卫东, 李少阳, 郑宇, 等. 运载火箭数字化工程 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2017.
ZHANG W D, LI S Y, ZHENG Y, et al. Digital engineering of launch vehicle [M]. Beijing: China Aerospace Publishing House, 2017 (in Chinese).

[3] 王小军, 陈海东, 等. 运载火箭数字样机工程 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2017.
WANG X J, CHEN H D, et al. Digital prototype project of launch vehicle [M]. Beijing: China Aerospace Publishing

House, 2017 (in Chinese).

[4] 刘洋. 基于特征的飞机长桁结构件快速建模技术研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
LIU Y. Research on feature-based rapid modeling for aircraft stringer parts [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015 (in Chinese).

[5] LI J X, NING T, XI P. Rapid structure design and automated adjustment of missile body [J]. Procedia CIRP, 2016, 56: 84-89.

[6] 唐家鹏, 席平, 胡毕富, 等. 知识驱动飞机翼面结构快速设计 [J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39 (6): 808-812.
TANG J P, XI P, HU B F, et al. Knowledge-driven rapid design on aircraft wing structure [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39 (6): 808-812 (in Chinese).

[7] 秦海峰, 王强, 黄翔. 基于特征与知识的航空钣金快速设计系统的研究与开发 [J]. 机械制造与研究, 2010, 39 (4): 13-16.
QIN H F, WANG Q, HUANG X. Research on and development of rapid design system for aviation sheet metal based on features and knowledge [J]. Machine Building & Automation, 2010, 39 (4): 13-16 (in Chinese).

[8] 刘明, 郝博, 李振国. 航空机翼翼梁的快速建模技术研究 [J]. 组合机床与自动化加工技术, 2016 (8): 22-29.
LIU M, HAO B, LI Z G. Research on the rapid modeling of aircraft wing beam model [J]. Modular Machine Tool & Automatic Manufacturing Technique, 2016 (8): 22-29 (in Chinese).

[9] 陈禛, 罗明强, 武哲. 民用飞机机身结构快速设计及自动化调整 [J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40 (6): 782-787.
CHEN B, LUO M Q, WU Z. Rapid structure design and automated adjustment of civil aircraft fuselage [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40 (6): 782-787 (in Chinese).

[10] 周运金. 基于 Pro/E 的两种自顶向下的设计方法 [J]. 机械设计与制造, 2007 (3): 80-82.
ZHOU Y J. Two top-down design methods based on Pro/E [J]. Machinery Design & Manufacture, 2007 (3): 80-82 (in Chinese).

[11] 崔琼瑶, 齐从谦. 基于参数化技术的自顶向下设计及其应用 [J]. 同济大学学报, 2002, 30 (9): 1087-1090.
CUI Q Y, QI C Q. Parametric technology-based on top-down design and application in product developing [J]. Journal of Tongji University, 2002, 30 (9): 1087-1090 (in Chinese).

[12] 梁岱春, 张为民, 隋立江. 浅析基于 CAA 的 CATIA 二次开发 [J]. 航空制造技术, 2012 (10): 65-68.
LIANG D C, ZHANG W M, SUI L J. Brief analysis on secondary development of CATIA based on CAA [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2012 (10): 65-68 (in Chinese).

[13] 蒋丽. CATIA 软件二次开发基础技术 [J]. 汽车工程师, 2016 (4): 38-41.
JIANG L. Basic technology for CATIA secondary development [J]. Auto Engineer, 2016 (4): 38-41 (in Chinese).

[14] 王智明, 杨旭, 平海涛. 知识工程及专家系统 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2006.
WANG Z M, YANG X, PING H T. Knowledge engineering and

expert system[M]. Beijing: Chemical Industry Press, 2006 (in Chinese).

出版社, 2009.

[15] 施荣明, 赵敏, 孙聪. 知识工程与创新[M]; 北京: 航空工业

SHI R M, ZHAO M, SUN C. Knowledge engineering and innovation[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2009 (in Chinese).

Rapid design method of spacecraft casting cabin structure

ZHENG Chengcheng^{*}, WANG Jiebing, WU Manqiao, XU Dashuai, YANG Chen, CHEN Shuang

(Science and Technology on Space Physics Laboratory, Beijing 100076, China)

Abstract: In order to improve the structural design efficiency, design quality and iterative efficiency of the spacecraft casting cabin in the scheme demonstration stage, the structural parameters of the casting cabin are studied in combination with structural characteristics of the spacecraft with complex surface, and the curve curvature method is used to express the parametric layout of longitudinal reinforcement. The publication elements of the cabin structural frame model are defined to achieve the Top-Down design of the casting cabin. Simultaneously, a rapid parametric design method for spacecraft casting cabin structure is proposed, normalized modeling is implemented by defining casting feature naming rules and creating feature sets, the rapid design is realized by encapsulating cabin design knowledge, and the feature parameterization is realized by creating feature parameters and formulas. Finally, the rapid design environment for the interactive casting cabin structure is established, rapid structure design and rapid structure modification of casting cabin structure are realized, and the feasibility and effectiveness of the proposed method are verified by the example of spacecraft casting cabin.

Keywords: complex surface; structural frame model; parametric design; rapid structure design; rapid structure modification; normalized modeling

Received: 2020-09-21; Accepted: 2021-01-08; Published online: 2021-02-07 15:58

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210207.1526.002.html

* Corresponding author. E-mail: chengzcc@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0543

旋翼翼型高维多目标气动优化设计

宋超, 周铸, 李伟斌*, 罗骁

(中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 绵阳 621000)



摘 要: 先进旋翼翼型设计是典型的多设计点、多目标优化问题, 常规优化方法已无法满足翼型高维多目标优化设计的要求。基于分解的多目标优化算法(MOEA/D), 建立了考虑高低速升阻特性、力矩特性、阻力发散特性等的旋翼翼型高维多目标优化设计方法, 并采用高精度 kriging 模型以提高优化设计效率。针对旋翼内段、中段翼型进行了 5 个设计目标的全局优化设计, 采用自组织图映射(SOM)方法对最优 Pareto 解集进行了聚类分析。典型翼型 CFD 结果分析表明, 中段翼型低速力矩系数幅值减小约 50.7%, 高速最大升力系数提高约 6.5%, 最大升阻比提高约 7.7%, 同时阻力发散特性得到改善, 内段翼型同样取得了良好的多目标优化效果。研究表明, MOEA/D 算法对高维多目标气动优化设计问题具有很好的适应性, 能有效提升旋翼高低速气动性能设计的能力。

关键词: 旋翼翼型; 高维多目标; 气动优化; 基于分解的多目标优化算法(MOEA/D); 自组织图映射(SOM)

中图分类号: V221.52

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2022)01-0095-11

旋翼是直升机的核心气动部件, 旋翼气动设计技术为直升机平台性能提供坚实的支撑^[1]。旋翼翼型是旋翼气动设计的基础, 直接影响直升机的飞行包线、载荷、噪声等关键指标, 其复杂的工作状态决定了翼型设计是一项十分复杂的工作。旋翼桨叶之间存在强烈的气动干扰, 且展向剖面翼型相对气流速度受高速旋转而差别巨大。在直升机飞行的不同工况下, 前飞速度与旋转速度叠加, 使得旋翼在不同方位角的工况也剧烈变化。例如, 在前飞时, 前行桨叶桨尖区域上存在跨声速流动, 伴随激波的产生; 在机动飞行时, 旋翼后行桨叶上存在分离或动态失速现象。因此, 先进的旋翼翼型要求兼顾高速低阻、低速高升力、低零升力矩等特性^[2], 其设计是典型的多设计点、多目标和强约束优化问题。

基于数值优化方法的翼型设计技术已经取得

了很大进步, 但如何满足多设计点、多目标、多约束的设计要求, 仍是亟需突破的难点。对于多目标优化问题, 常见的做法是采用目标加权方法将多目标统一为单目标。例如, 杨慧等^[3]在开展旋翼翼型多目标、多约束设计时, 将悬停状态阻力、机动状态升力、阻力发散马赫数特性等多设计目标加权统一为单目标问题。王清和招启军^[4]提出了适用于中型运输直升机旋翼翼型设计的目标及约束条件, 利用遗传算法对 SC1095 翼型进行了优化, 也将多个设计目标组合为单一目标。

目标加权方法的优化结果依赖于权因子的选取, 当优化目标较多时, 选取合适的权因子是十分困难的。采用基于 Pareto 非支配关系的多目标进化算法, 如 NSGA-II, 可以得到整个 Pareto 最优前沿, 以供设计者决策。Wang 和 Zhao^[5]采用 NSGA-II 算法进行了考虑 2 个设计点的旋翼翼型设

收稿日期: 2020-09-23; 录用日期: 2021-02-05; 网络出版时间: 2021-02-19 13:28

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210219.1308.002.html

* 通信作者: E-mail: liweibin@nudt.edu.cn

引用格式: 宋超, 周铸, 李伟斌, 等. 旋翼翼型高维多目标气动优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 95-105.

SONG C, ZHOU Z, LI W B, et al. Many-objective aerodynamic optimization design for rotor airfoils[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 95-105 (in Chinese).

计,旨在提高翼型升阻特性。Massaro 和 Benini^[6]以 SC1095 翼型为基准,利用进化算法与代理模型进行了旋翼翼型两目标的设计,得到了最优 Pareto 前沿。然而,进化多目标算法解决高维多目标设计问题(目标数大于3)时面临难以收敛的挑战。具体而言,随着目标数的增多,Pareto 占优关系难以区分进化个体,进化动力不足,描述 Pareto 前沿的解集数目也呈指数级增长,算法收敛缓慢,甚至难以收敛。为了避免高维多目标优化问题面临的收敛困难问题,Zhao 等^[7]利用主成分分析(principal component analysis, PCA)降维方法,将6个目标的旋翼设计问题转化为2个目标设计问题。然而,多目标自身相关的严苛要求和降维对结果的不确定影响,使得降维方法的应用受到了一定限制。

在进化算法研究领域,解决高维多目标优化算法难以收敛的问题也是热点之一。Deb 和 Jain^[8]利用聚类算子替换了 NSGA-II 中的拥挤距离算子,提出了 NSGA-III 算法,能够有效应用于高维多目标优化问题。Zhang 和 Li^[9]提出了一种基于分解的多目标优化算法(multi-objective evolutionary algorithm based on decomposition, MOEA/D),其优越的性能受到了学者们的广泛关注。利用高维多目标优化算法,能够充分考虑复杂气动优化所涉及的多个目标,有助于提高综合气动性能。然而,该类算法对复杂气动优化设计问题的适应性还未得到验证。

高维多目标优化设计面临的另一个挑战是目标空间的可视化问题。由于目标空间维数的增加,Pareto 前沿难以在二维或三维坐标系中直观展现。高维目标空间的可视化也是亟待解决的问题与研究的热点。高维目标空间可视化技术可分为2类:①在平行坐标系中表示目标的解,如热图^[10]和平行坐标系^[11];②构建高维到二维的映射关系,并保留解之间的距离信息,如自组织图映射(self-organizing mapping, SOM)^[12]、径向坐标可视化^[13]、雷达图^[14]等。SOM 方法凭借其直观的解集性质表达形式,成为了目前流行的可视化方法。Kumano 等^[15]采用多目标遗传算法进行了涉及4个目标的公务机机翼气动/结构多学科优化,并利用 SOM 对最优 Pareto 前沿进行了可视化分析。王超^[16]利用 SOM 对旋翼翼型与战斗机翼型最优 Pareto 前沿进行了聚类分析,为设计决策提供了全局视角。

为实现旋翼高维多目标气动优化设计,提高

旋翼翼型综合气动特性,基于 MOEA/D 算法建立了考虑高低速升阻特性、力矩特性、阻力发散特性等的旋翼翼型高维多目标优化设计方法,并采用高精度 kriging 模型以提高优化设计效率。采用 SOM 方法对最优解集进行了聚类分析,并对典型最优翼型进行了验证与分析。

1 高维多目标优化设计框架

针对旋翼翼型的高维多目标优化设计问题,本文采用 MOEA/D 算法进行问题求解。算法在优化过程中需要计算大量的种群,对利用高精度 CFD 分析的优化问题,需要耗费巨大的计算资源。本文利用 kriging 模型,建立设计变量与气动特性之间较为精确的模型,以代替耗时的高精度 CFD 分析。本节简略介绍 MOEA/D 算法与 kriging 代理模型。

1.1 MOEA/D 算法

MOEA/D 算法并不直接近似 Pareto 前沿,而是将多目标优化问题分解成一定数量的单目标优化子问题,然后利用进化算法同时求解这些单目标子问题。这些单目标最优解集的集合是真实 Pareto 前沿面的一个良好近似。每个单目标子问题通过初始权重向量之间的距离组成邻域,子问题在对应的邻域内与其他子问题进行协同优化。一般采用加权函数、Tchebycheff 函数、基于惩罚的边界交叉(penalty-based boundary intersection, PBI)等方法将多目标转换为单目标求解。本文采用 Tchebycheff 函数聚合方法,其数学表达式为

$$\min g_j^l(\mathbf{x} | \boldsymbol{\lambda}^j, \mathbf{z}^*) = \max_{1 \leq i \leq k} \{ \boldsymbol{\lambda}_i^j | f_i(\mathbf{x}) - z_i^* \} \quad (1)$$

式中: \mathbf{x} 为决策变量; $\mathbf{z}^* = (z_1^*, z_2^*, \dots, z_k^*)$ 为参考点; $z_i^* = \min \{ f_i(\mathbf{x}) | \mathbf{x} \in \Omega \}$; $\boldsymbol{\lambda}^j$ 为权重向量,共有 N 组权重向量。

采用 Das-Dennis 方法^[17]生成指定数量的相对均匀的权重向量,它们同时满足如下条件:

$$\lambda_1^j + \lambda_2^j + \dots + \lambda_k^j = 1$$

$$\lambda_i^j \in \left\{ 0, \frac{1}{H}, \frac{2}{H}, \dots, \frac{H}{H} \right\}, i = 1, 2, \dots, k \quad (2)$$

式中: H 为用户定义的正整数;权重向量个数(种群个数)满足 $N = C_{H+k-1}^{k-1}$ 。

下面简单描述 MOEA/D 算法步骤:

步骤1 算法初始化。

构造权重向量 $\boldsymbol{\lambda}^1, \boldsymbol{\lambda}^2, \dots, \boldsymbol{\lambda}^N$, 并计算任意2个权重向量之间的欧氏距离,为每个权重向量选出最近的 T 个向量作为它的邻域 $B(i) = \{i_1, i_2, \dots, i_T\}$ 。

初始化种群 $\mathbf{x}^1, \mathbf{x}^2, \dots, \mathbf{x}^N$, 设 $\mathbf{FV}^i = F(\mathbf{x}^i)$, $i = 1, 2, \dots, N$ 。

初始化 $\mathbf{z} = (z_1, z_2, \dots, z_k)$, $z_j = \min_{1 \leq i \leq N} f_j(\mathbf{x}^i)$, 其中 $j = 1, 2, \dots, k$ 。

步骤 2 更新。

繁殖:从 $B(i)$ 中选择 2 个个体 r_1, r_2 , 利用 $\mathbf{x}^{r_1}, \mathbf{x}^{r_2}$ 交叉生成新的个体 $\bar{\mathbf{y}}$, 再以一定的变异概率生成 \mathbf{y} 。

修正:在 \mathbf{y} 的基础上应用特定的修正或启发式改进策略, 得到新的个体 \mathbf{y}' ; 若 $f_j(\mathbf{y}') < z_j$, 则 $z_j = f_j(\mathbf{y}')$, $j = 1, 2, \dots, k$ 。

更新解:若 $g^{lc}(\mathbf{y}' | \lambda^j, \mathbf{z}) \leq g^{lc}(\mathbf{x}^j | \lambda^j, \mathbf{z})$, $j \in B(i)$, 则 $\mathbf{x}^j = \mathbf{y}'$, $\mathbf{FV}^j = F(\mathbf{y}')$ 。

步骤 3 停止判断。

若满足停止条件, 算法停止, 输出 Pareto 前沿, 否则执行步骤 2。

1.2 kriging 模型

kriging 模型是一种基于随机过程的估计方差最小无偏估计模型, 适用于拟合具有高度非线性、多峰值问题, 在气动优化设计领域中有广泛的应用。随机函数 $Y(\mathbf{x})$ 定义为

$$Y(\mathbf{x}) = \sum_{j=1}^k \beta_j f_j(\mathbf{x}) + Z(\mathbf{x}) \quad (3)$$

式中: $f_j(\mathbf{x})$ 为基函数, 一般可选为简单的多项式;

β_j 为基函数对应的系数; $\sum_{j=1}^k \beta_j f_j(\mathbf{x})$ 代表 $Y(\mathbf{x})$ 的数学期望值; $Z(\mathbf{x})$ 为均值为 0、方差为 σ_z^2 的静态随机过程。对于设计空间中的任意 2 个位置 \mathbf{x} 与 \mathbf{x}' , 随机量的协方差可表述为

$$\text{Cov}[Z(\mathbf{x}), Z(\mathbf{x}')] = \sigma_z^2 R(\mathbf{x}, \mathbf{x}') \quad (4)$$

式中: 相关函数 $R(\mathbf{x}, \mathbf{x}')$ 只与空间距离有关, 代表了不同位置随机变量之间的相关性, 相关函数在两位置距离无穷大时 $R = 0$, 距离为零时 $R = 1$; R 随距离的增大而减小。

本文选用常用的高斯函数:

$$R_{\text{gauss}} = \exp[-\theta_k |\mathbf{x}_k^{(i)} - \mathbf{x}_k^{(j)}|^2] \quad (5)$$

式中: θ 为 kriging 超参数, 本文采用最大似然估计方法训练得到 θ 。

采用交叉验证 (leave-one-out) 方法来验证 kriging 模型精度, 定义为

$$e(\mathbf{x}) = \left| \frac{y(\mathbf{x}^i) - y^{-(i)}(\mathbf{x}^i)}{y(\mathbf{x}^i)} \right| \quad (6)$$

式中: $y(\mathbf{x}^i)$ 为第 i 个样本点的响应值; $y^{-(i)}(\mathbf{x}^i)$ 为 \mathbf{x}^i 的预测值, 特殊之处在于该预测值是由利用排除第 i 个样本点之后的样本集所建立模型的预测值。

2 求解器精度验证

进行旋翼翼型气动优化设计研究前, 先验证求解器的精度。气动特性求解采用 PMB3D^[18]。求解 RANS 方程所采用的时间推进方法为 LU-SGS, 空间离散采用 JST 格式。湍流模型为 Spalart-Allmaras 模型。计算网格为 C 型结构网格, 网格示意图如图 1 所示。

为排除计算网格对结果的影响, 开展网格无关性检验, 选取 3 套网格作为检验对象。表 1 为不同网格量对应的升力系数 C_l 和阻力系数 C_d 。计算状态为 $Ma = 0.6, Re = 2.5 \times 10^6, C_l = 0.50$ 。从表中可以看出, 3 组不同网格量计算得到的升力系数几乎一致, 阻力系数随网格量的增大而减小, 其中网格 2 与网格 3 的阻力系数仅相差 0.67%。因此, 兼顾网格规模和计算精度考虑, 选用网格 2 进行流场分析。

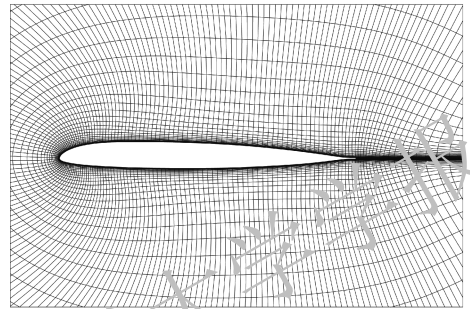


图 1 OA309 翼型计算网格

Fig. 1 Computational grids for OA309 airfoil

表 1 OA309 翼型气动特性随网格量的变化

Table 1 Aerodynamic performance of OA309 airfoil with different amounts of computational grids

网格编号	网格量	C_l	C_d
1	16 714	0.50	0.011 293
2	33 744	0.50	0.010 831
3	50 370	0.50	0.010 758

为验证求解器的可靠性, 进行了 OA309 翼型不同状态下计算值与实验值的对比。实验值来自西北工业大学翼型叶栅空气动力学国防科技重点实验室 NF-6 风洞, 实验雷诺数表示为 $Re = Ma \times 4.2 \times 10^6$ 。图 2 为 OA309 翼型表面压力分布计算值与实验值对比 ($Ma = 0.6, Re = 2.5 \times 10^6, C_l = 0.6$), 计算值在压力峰值处略小于实验值, 两者总体吻合良好 (C_p 为表面压力系数)。图 3 为相同状态下 OA309 翼型极曲线的计算值和实验值对比, 可以看出两者的阻力值吻合良好。在 $C_l = 0.5$ 时, 阻力计算值相比实验值的计算误差约为 6.4%。由此可以看出, PMB3D 计算结果能够很好反映翼型的气动特性。

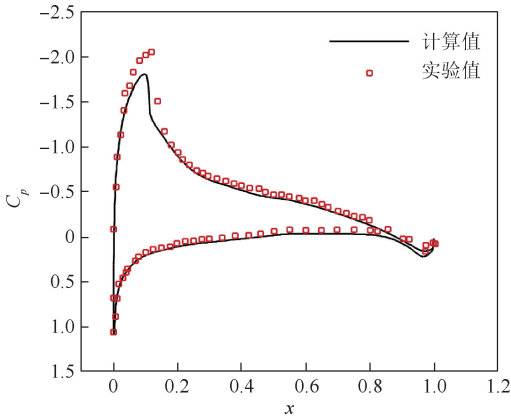


图2 OA309翼型表面压力系数分布计算值与实验值对比
($Ma = 0.6, Re = 2.5 \times 10^6, C_l = 0.6$)

Fig. 2 Comparison of pressure coefficient at surface between numerical results and experimental data for OA309 airfoil
($Ma = 0.6, Re = 2.5 \times 10^6, C_l = 0.6$)

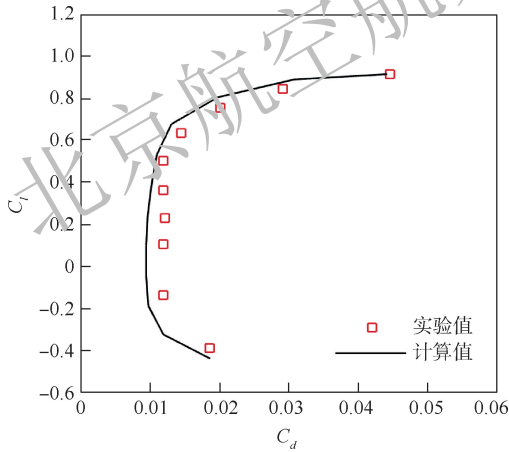


图3 OA309翼型极曲线计算值与实验值对比
($Ma = 0.6, Re = 2.5 \times 10^6$)

Fig. 3 Comparison of polars between numerical results and experimental data for OA309 airfoil
($Ma = 0.6, Re = 2.5 \times 10^6$)

3 旋翼翼型高维多目标算例

旋翼不同站位的翼型流场环境随旋翼工作状态和旋翼方位角的变化而剧烈变化,因此,旋翼翼型的设计需要充分考虑其站位的不同。一般将旋翼翼型划分为外段翼型(90% $R \sim 100\% R$, R 为旋翼半径)、中段翼型(80% $R \sim 90\% R$)和内段翼型(75% $R \sim 80\% R$)。外段翼型强调高速性能;内段

翼型强调高升力性能;中段翼型则兼顾两方面性能。然而,旋翼翼型设计指标之间往往相互矛盾、相互制约,需要根据直升机性能需求确定设计目标,通过仔细地权衡和折中,在上述要求中取得一个较好的平衡。

本文充分考虑旋翼翼型的各项性能指标,提炼出高维多目标设计优化问题,避免了设计目标难以权衡的问题。下面分别以布置在中段的9%厚度翼型和内段的12%厚度翼型为例,进行旋翼翼型高维多目标优化。

3.1 9%厚度旋翼翼型高维多目标算例

以OA309翼型为初始翼型,翼型参数化采用CST(class function/shape function transformation)方法^[19],翼型上下表面型函数阶数均为6,设计变量数目为14。以OA309翼型的CST参数为基准,设计变量变化范围为 $\pm 20\%$ 。

旋翼设计同时考虑高升力能力、悬停效率和阻力发散特性,具体的设计目标和约束条件如表2所示。 $Ma = 0.4$ 时的最大升力系数是衡量旋翼翼型性能的重要参数,同时需要考虑 $Ma = 0.4$ 时的力矩特性,对应于表中的前2个设计目标。 $Ma = 0.6$ 时,机动状态需要较大的最大升力系数,对应表2中设计目标3;在 $Ma = 0.6$ 时,为悬停状态,为了提高悬停效率,需要减小翼型阻力,对应设计目标4。最后,考虑阻力发散特性,同时约束力矩系数的绝对值。本设计问题的设计目标个数为5,几何约束与力矩约束共5个,涉及的计算状态共7个。定义多目标设计问题为

$$\begin{aligned} \min & \begin{cases} f_1 = -C_{l1}/C_{l1}^0 \\ f_2 = |C_{m2}|/|C_{m2}^0| \\ f_3 = -C_{l3}/C_{l3}^0 \\ f_4 = C_{d4}/C_{d4}^0 \\ f_5 = [(C_{d5} - C_{d6})^2 + (C_{d6} - C_{d7})^2] / \\ \quad [(C_{d5}^0 - C_{d6}^0)^2 + (C_{d6}^0 - C_{d7}^0)^2] \end{cases} \\ \text{s. t.} & \begin{cases} |C_{m5}| < |C_{m5}^0| \\ |C_{m6}| < |C_{m6}^0| \\ |C_{m7}| < |C_{m7}^0| \\ A \geq A^0 \times 0.995 \\ |(t - t^0)/t^0| \leq 0.01 \end{cases} \end{aligned}$$

表2 9%厚度旋翼翼型设计目标与约束

Table 2 Design objectives and constraints for a rotor airfoil with 9% thickness

编号	设计状态	设计目标	约束
1	$Ma = 0.4, Re = 3.2 \times 10^6, C_l = C_{lmax}$	$\max: C_l$	
2	$Ma = 0.4, Re = 3.2 \times 10^6, C_m = C_{mmax} $	$\min: C_m $	
3	$Ma = 0.6, Re = 4.8 \times 10^6, C_l = C_{lmax}$	$\max: C_l$	
4	$Ma = 0.6, Re = 4.8 \times 10^6, C_l = 0.6$	$\min: C_d$	
5	$Ma = Mdd0, Re = Ma \times 8 \times 10^6, C_l = 0$	$\min: C_d$	$ C_m (\text{design}) < C_m (\text{OA309})$

式中:对 5 个设计目标进行了归一化处理,参考值为 OA309 翼型的性能;下标数字对应设计状态;设计状态 5、6、7 对应的马赫数分别为 0.80、0.81、0.82, $Re = Ma \times 8 \times 10^6$;上标 0 表示基准翼型;A 为翼型面积; t 为翼型最大相对厚度; C_m 为力矩系数。

根据设计问题,采用进化算法开展优化设计,需要大量评估翼型的气动性能,而高精度 CFD 流场分析耗时耗力。为提高优化效率,采用 kriging 模型建立气动特性的响应模型,替代优化过程中的流场计算。首先,采用拉丁超立方试验设计方法(latin hypercube sampling, LHS)^[20]生成 700 个样本点,在 7 个给定的设计状态下进行翼型气动特性分析。进而采用交叉验证方法检验模型精度。以设计状态 1 为例,在 700 个样本点中随机抽取 1 个样本点进行交叉验证,重复进行 10 次,得到的最大预测误差与平均预测误差如表 3 所示。从表中可以看出力矩系数的预测误差相对较大,但最大预测误差仅为 2.596%,阻力系数预测误差保持在 0.2% 以下,升力系数预测更为准确。交叉验证结果表明,kriging 模型具有较高的预测精度,可以替代高精度的 CFD 流场分析。

表 3 设计状态 1 的 kriging 模型交叉验证结果

Table 3 Results of cross validation for kriging model under design condition 1

气动性能	最大预测误差/%	平均预测误差/%
C_l	0.043 7	0.016 1
C_d	0.191 1	0.088 0
C_m	2.596 0	0.697 4

在建立了高精度 kriging 模型之后,利用 kriging 模型进行 5 目标的全局优化设计。首先,采用 MOEA/D 算法,参数设置采用 Das-Dennis 方法: $H = 9$,得到权重向量个数为 715,邻居子问题规模为 20,交叉概率为 0.5,最大迭代步数为 200 步。

图 4 给出了优化迭代 200 步后的 Pareto 前沿。从图中可以看出, f_1 与 f_4 、 f_1 与 f_5 存在较为明显的非支配关系,然而 f_1 与 f_2 、 f_3 的支配关系不明显。类似图 4 的二维图像不能很好表达设计目标之间的关系,很难从中选择出综合性能良好的设计结果。

本文采用 SOM 处理最优 Pareto 前沿,选取的 SOM 单元个数为 6×6 。SOM 聚类分析将每组目标视为一个个体,根据个体之间的距离将 715 组 5 维目标映射在 36 个单元上,处理后的结果如图 5 所示。比较图 5(a) 与图 5(d),图 5(a) 中深

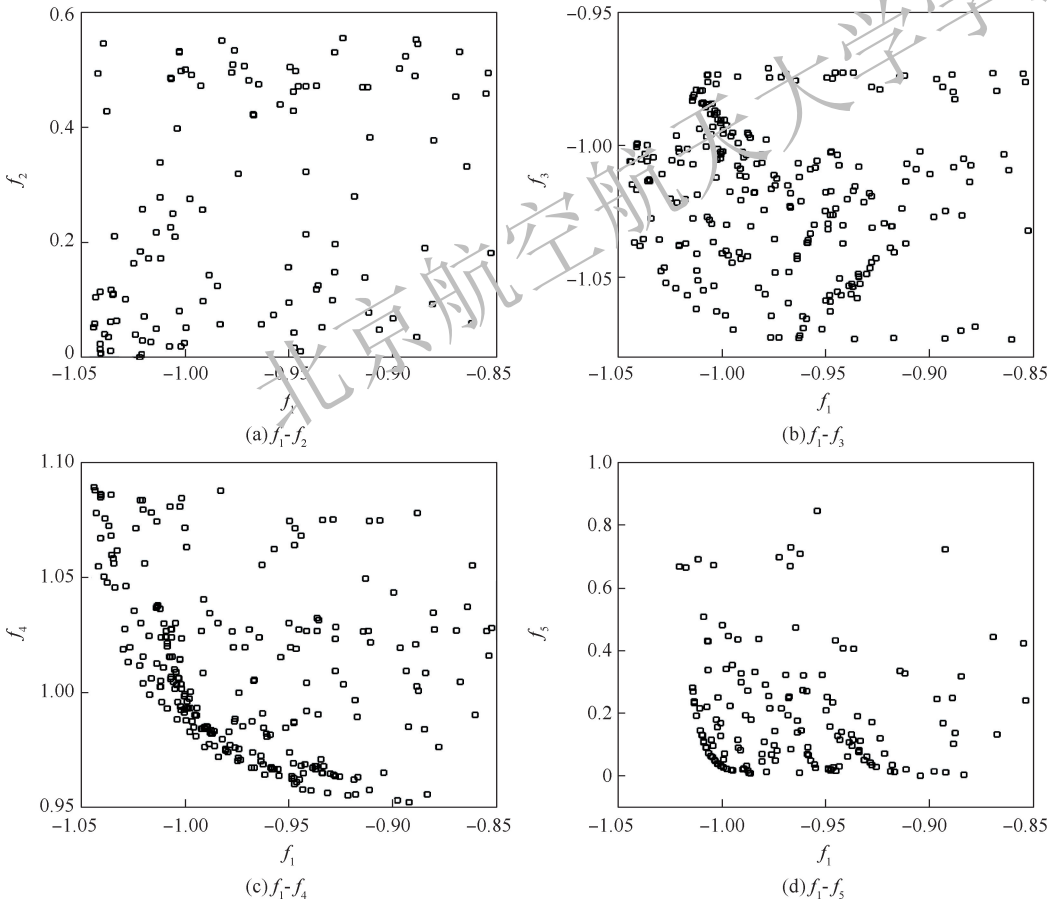


图 4 旋翼翼型优化最优 Pareto 前沿

Fig.4 Optimal Pareto front for optimization of rotor airfoil

色区域基本对应图 5(b) 中浅色区域, 反映出目标 1 与目标 4 是相互矛盾的, 这也与图 4 中反映的趋势一致, 说明了 SOM 聚类分析的正确性。图 5(f) 为每个 SOM 单元包含的个体数, 综合图 5(a) ~ (e), 折中选取图 5(f) 亮黄色单元中的

个体进行分析。表 4 中给出了亮黄色单元中的 8 组目标, 可以看出 8 组最优目标具有高度相似性, 其中目标 1 和目标 4 与基本翼型基本保持一致, 目标 3 略有下降, 目标 2 和目标 5 提升明显。下面选取其中第 1 个个体, 并利用 CFD 进行气动特性分析。

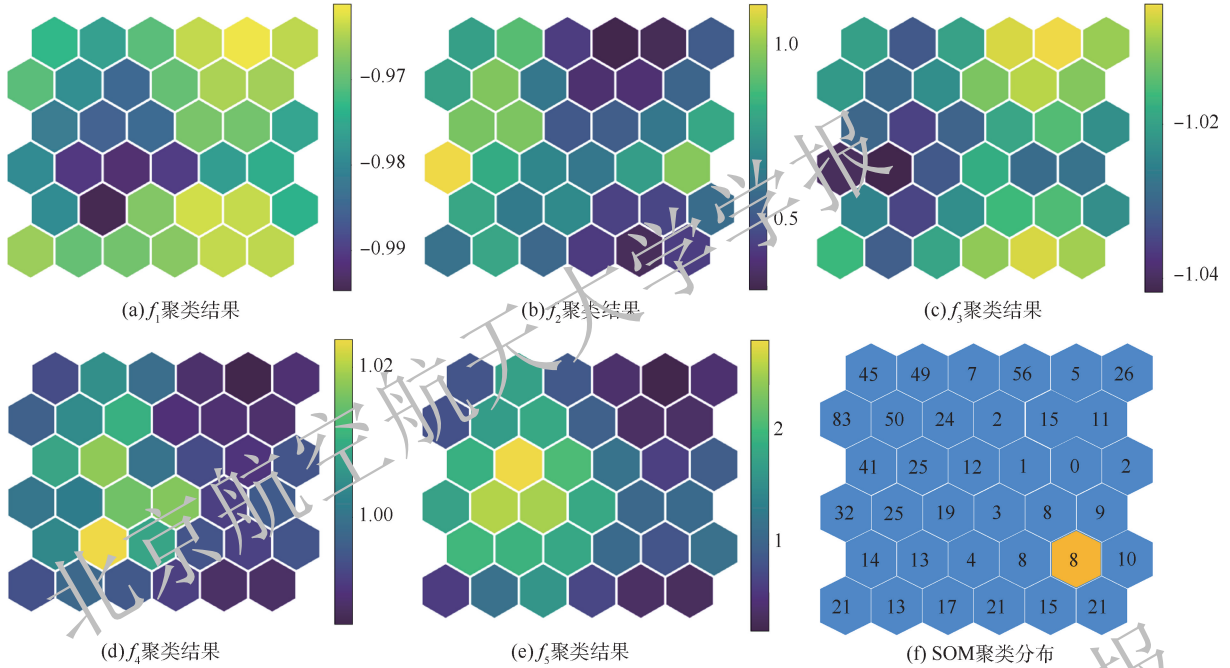


图 5 最优 Pareto 前沿 SOM 可视化结果 (9% 厚度翼型)

Fig. 5 Visualization results of optimal Pareto front using SOM (airfoil with 9% thickness)

表 4 Pareto 前沿中选取的 8 组最优目标

Table 4 Eight groups of optimal objectives selected from Pareto front

ID	f_1	f_2	f_3	f_4	f_5
1	-1.006 9	0.485 2	-0.973 2	1.027 5	0.338 7
2	-1.000 7	0.494 3	-1.002 6	0.991 5	0.169 0
3	-1.000 8	0.476 9	-1.004 9	0.992 6	0.128 4
4	-1.009 8	0.478 3	-0.984 1	1.024 3	0.131 0
5	-1.009 0	0.423 1	-0.983 8	1.020 1	0.111 5
6	-1.009 0	0.471 0	-0.984 2	1.031 4	0.108 8
7	-1.007 5	0.489 1	-0.984 7	1.015 4	0.090 7
8	-1.002 8	0.431 9	-0.976 9	1.014 5	0.179 6

图 6 为选取的优化翼型形状, 表 5 为优化翼型与 OA309 翼型的几何信息, 包括最大相对厚度与翼型面积, 从表中可以看出, 优化翼型的相对厚度与无量纲面积均满足约束条件。

优化翼型与 OA309 翼型的升阻特性对比如图 7 所示, 可以看出, 优化翼型与 OA309 翼型在 $Ma = 0.4$ 时的升阻特性基本一致。图 8 给出了 $Ma = 0.4$ 时的力矩特性。可以看出, 优化翼型的零升力矩绝对值相比 OA309 翼型基本不变, 在更大的升力系数范围内, 优化翼型相比 OA309 翼型的力矩系数更接近 0, 力矩系数幅值 ($C_l \approx 0.8$) 减小约 50.7%, 力矩特性得到改善。在高马赫数

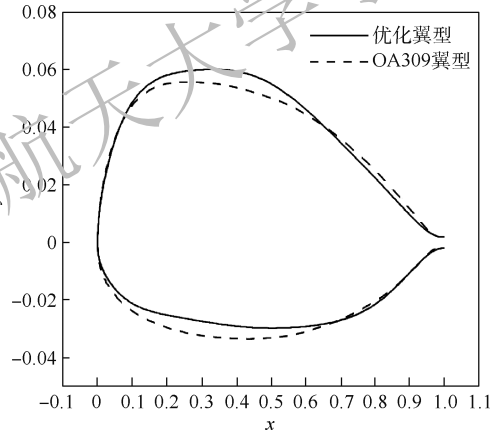


图 6 OA309 翼型与优化翼型形状

Fig. 6 Geometry shape of OA309 and optimized airfoils

表 5 OA309 翼型与优化翼型几何信息

Table 5 Geometry information of OA309 and optimized airfoils

翼型	最大相对厚度	面积
OA309 翼型	0.087 9	0.063 76
优化翼型	0.088 4	0.063 12

$Ma = 0.6$ 时, 气动特性可以由图 9、图 10 中看出, 高马赫数下的最大升力系数和最大升阻比均有明显提高, 其中最大升力系数提高约 6.5%, 最大升阻比提高约 7.7%。对于力矩特性, 优化翼型在较大范围具有更小的力矩幅值, 力矩特性得到提升。

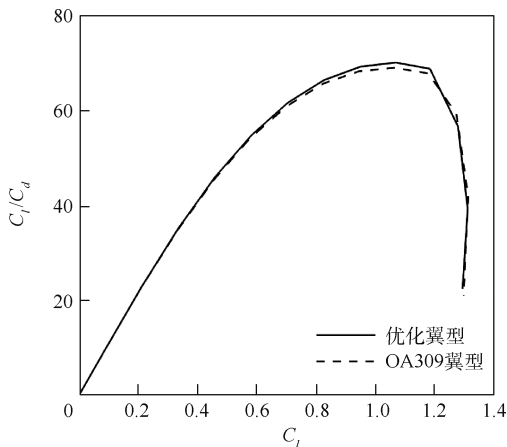


图 7 OA309 翼型与优化翼型升阻特性对比
($Ma = 0.4, Re = 3.2 \times 10^6$)

Fig. 7 Comparison of lift drag ratio curves between OA309 and optimized airfoils ($Ma = 0.4, Re = 3.2 \times 10^6$)

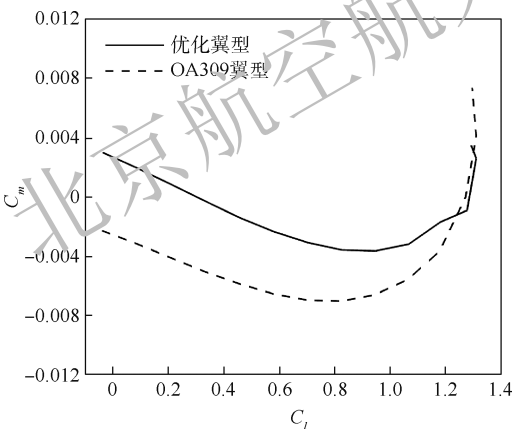


图 8 OA309 翼型与优化翼型力矩特性对比
($Ma = 0.4, Re = 3.2 \times 10^6$)

Fig. 8 Comparison of moment coefficient curves between OA309 and optimized airfoils ($Ma = 0.4, Re = 3.2 \times 10^6$)

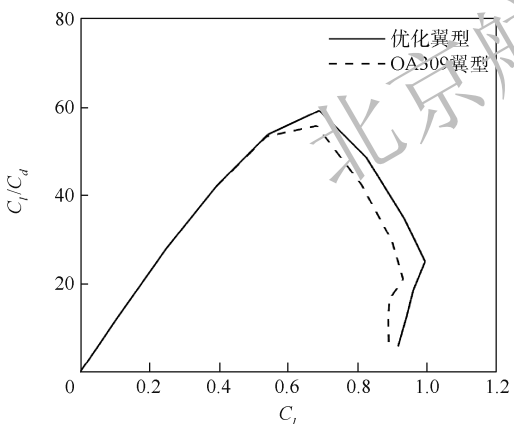


图 9 OA309 翼型与优化翼型升阻特性对比
($Ma = 0.6, Re = 4.8 \times 10^6$)

Fig. 9 Comparison of lift drag ratio curves between OA309 and optimized airfoils ($Ma = 0.6, Re = 4.8 \times 10^6$)

图 11 给出了优化翼型与 OA309 翼型的阻力发散特性。从图中可以看出,在一定速度范围内,优化翼型具有更低的阻力水平,在 $Ma = 0.83$ 之前,阻力系数增长更加缓慢。尽管之后阻力系数

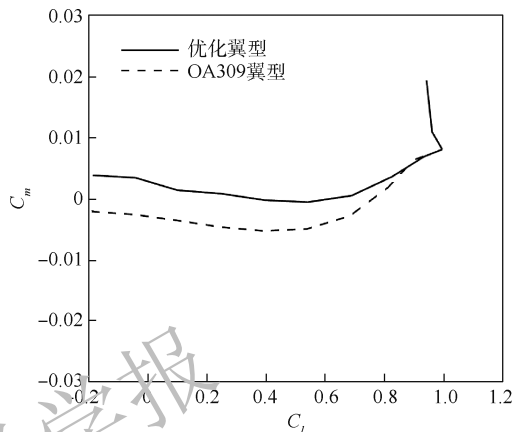


图 10 OA309 翼型与优化翼型力矩特性对比
($Ma = 0.6, Re = 4.8 \times 10^6$)

Fig. 10 Comparison of moment coefficient curves between OA309 and optimized airfoil ($Ma = 0.6, Re = 4.8 \times 10^6$)

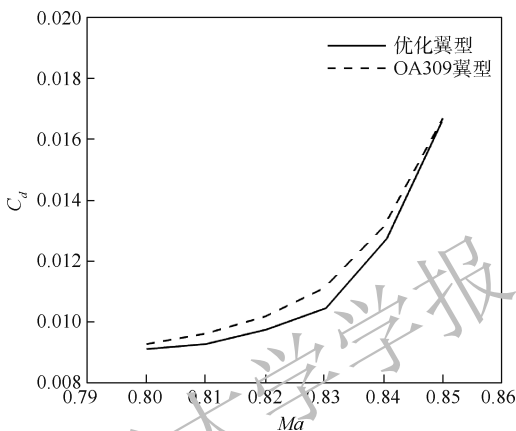


图 11 OA309 翼型与优化翼型阻力系数随马赫数变化特性对比 ($C_i = 0, Re = Ma \times 8 \times 10^6$)

Fig. 11 Comparison of drag coefficient varying with Mach number between OA309 and optimized airfoils ($C_i = 0, Re = Ma \times 8 \times 10^6$)

增长较快,但翼型很少工作在更高的马赫数下。因此,优化翼型具有更好的阻力发散特性。综上所述,优化翼型保持了低速的高升力特性,提高了高速时的阻力性能,同时提升了力矩特性。

3.2 12% 厚度旋翼翼型高维多目标算例

以 OA312 翼型为初始翼型,进行旋翼内段翼型优化,设计状态如表 6 所示。设计考虑低速时的最大升力特性、高速时的翼型阻力及阻力发散马赫数。定义设计问题如下:

$$\min \begin{cases} f_1 = -C_{l1}/C_{d1}^0 \\ f_2 = |C_{m2}|/|C_{m2}^0| \\ f_3 = -(C_{l3}/C_{d3})/(C_{l3}^0/C_{d3}^0) \\ f_4 = C_{d4}/C_{d4}^0 \\ f_5 = [(C_{d5} - C_{d6})^2 + (C_{d6} - C_{d7})^2] / [(C_{d5}^0 - C_{d6}^0)^2 + (C_{d6}^0 - C_{d7}^0)^2] \end{cases}$$

$$s. t. \begin{cases} |C_{m5}| < |C_{m5}^0| \\ |C_{m6}| < |C_{m6}^0| \\ |C_{m7}| < |C_{m7}^0| \\ A \geq A^0 \times 0.995 \\ |(t - t^0)/t^0| \leq 0.01 \end{cases}$$

式中:下标数字对应设计状态;设计状态 5、6、7 对应的马赫数分别为 0.74、0.75、0.76; $Re = Ma \times 8 \times 10^6$;其余符号含义同 3.1 节。

翼型参数化方法、设计变量选取和优化算

表 6 12%厚度旋翼翼型设计目标与约束

Table 6 Design objectives and constraints for a rotor airfoil with 12% thickness

编号	设计状态	设计目标	约束
1	$Ma = 0.4, Re = 3.2 \times 10^6, C_l = C_{lmax}$	$\max: C_l$	
2	$Ma = 0.4, Re = 3.2 \times 10^6, C_m = C_{mmax} $	$\min: C_m $	
3	$Ma = 0.6, Re = 4.8 \times 10^6, C_l/C_d = (C_l/C_d)_{max}$	$\max: C_l/C_d$	
4	$Ma = 0.72, Re = 5.8 \times 10^6, C_l = 0$	$\min: C_d$	
5	$Ma = Mdd0, Re = Ma \times 8 \times 10^6, C_l = 0$	$\min: C_d$	$ C_m (design) < C_m (OA312)$

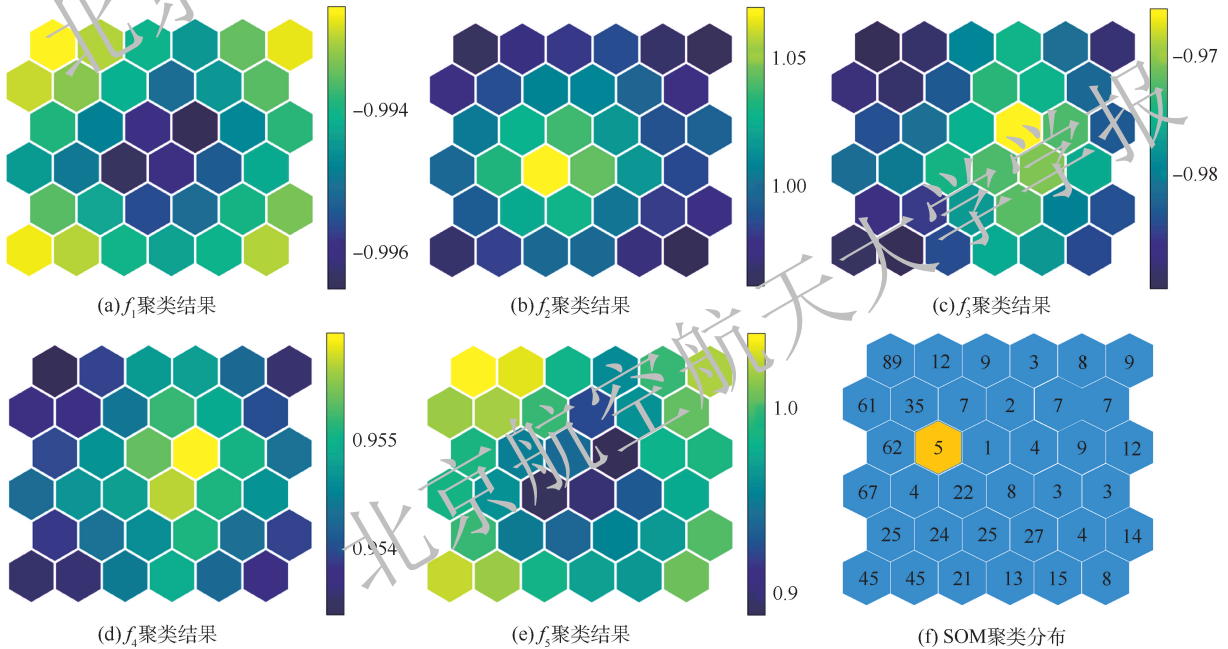


图 12 最优 Pareto 前沿 SOM 可视化结果(12%厚度翼型)

Fig. 12 Visualization results of optimal Pareto front using SOM (airfoil with 12% thickness)

表 7 Pareto 前沿中选取的 5 组最优目标

Table 7 Five groups of optimal objectives selected from Pareto front

ID	f_1	f_2	f_3	f_4	f_5
1	-1.000 0	0.992 8	-0.998 9	0.958 4	0.963 7
2	-0.992 6	0.992 5	-1.005 4	0.953 6	0.946 3
3	-1.000 1	0.994 3	-0.990 0	0.957 1	0.956 1
4	-0.992 9	0.992 4	-1.002 4	0.954 1	0.997 4
5	-0.992 6	0.994 8	-0.995 7	0.952 9	0.995 7

法参数设置与 3.1 节相同。采用 SOM 方法进行优化结果后的处理。SOM 可视化结果如图 12 所示。从图中明显看出,目标 1 与目标 3、4 是相互矛盾的,而目标 1 与目标 5 则有较好的正相关关系。OA312 翼型具有较高的低速最大升力系数,因此,在确保升力系数不损失的情况下,尽可能降低高速工况阻力。最终,选取的一组解在图 12(f)中标记出来,相应的目标值如表 7 所示。选取表中第 2 个最优解,利用 CFD 进行详细性能分析。

图 13 为优化翼型与 OA312 翼型的几何形状对比,表 8 中为翼型的几何信息,包括最大相对厚度与翼型面积,从表中看出,优化翼型的相对厚度与无量纲面积均满足约束条件。

图 14 给出了翼型在 $Ma = 0.4$ 时的升阻特性。从图中看出,在升力线性段,两者无明显差别,优化翼型的最大升力系数略有下降。图 15 给出了 $Ma = 0.4$ 时的翼型力矩特性,优化翼型相比 OA312 翼型的力矩特性有明显改善。在 $Ma = 0.6$

时,优化翼型的升阻特性略优于 OA312 翼型(见图 16)。同时力矩特性改善明显,如图 17 所示, $|C_m|$ 的最大值减小约 11%。

图 18 给出了优化翼型与 OA312 翼型的阻力发散特性。从图中可以明显看出,优化翼型在较宽的马赫数范围内保持着更低的阻力系数,其中在 $Ma = 0.76$ 处减阻效果为 6.1%。

综上,旋翼内段翼型的优化取得了良好效果,在保持低速高升力特性的同时,明显提高了高速时的阻力性能,同时提升了力矩特性。

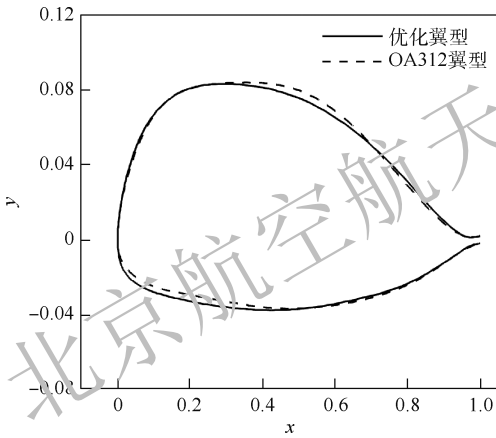


图 13 OA312 翼型与优化翼型形状

Fig. 13 Geometry shape of OA312 and optimized airfoils

表 8 OA312 翼型与优化翼型几何信息

Table 8 Geometry information of OA312 and optimized airfoils

翼型	最大相对厚度	面积
OA309 翼型	0.119 8	0.084 1
优化翼型	0.119 8	0.083 7

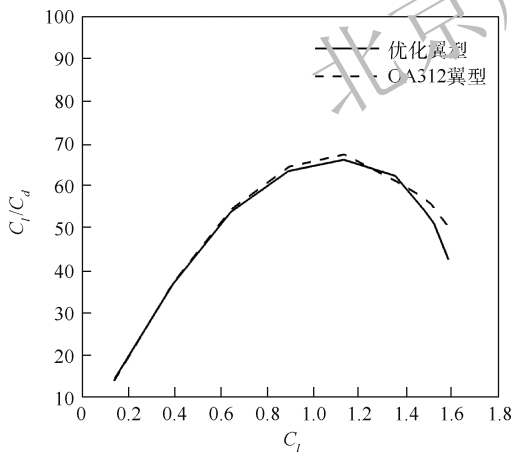


图 14 OA312 翼型与优化翼型升阻比对比
($Ma = 0.4, Re = 3.2 \times 10^6$)

Fig. 14 Comparison of lift-to-drag ratio curves between OA312 and optimized airfoils ($Ma = 0.4, Re = 3.2 \times 10^6$)

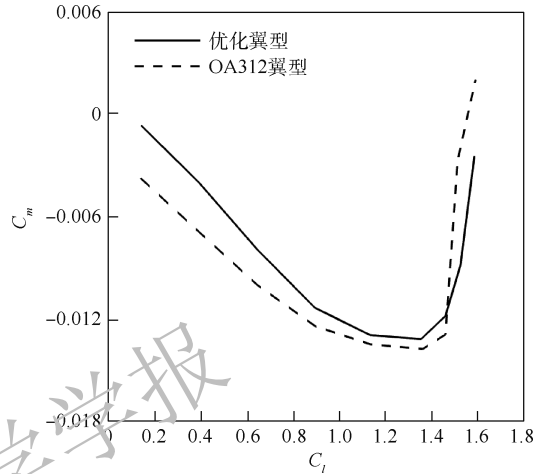


图 15 OA312 翼型与优化翼型力矩特性对比
($Ma = 0.4, Re = 3.2 \times 10^6$)

Fig. 15 Comparison of moment coefficient curves between OA312 and optimized airfoils ($Ma = 0.4, Re = 3.2 \times 10^6$)

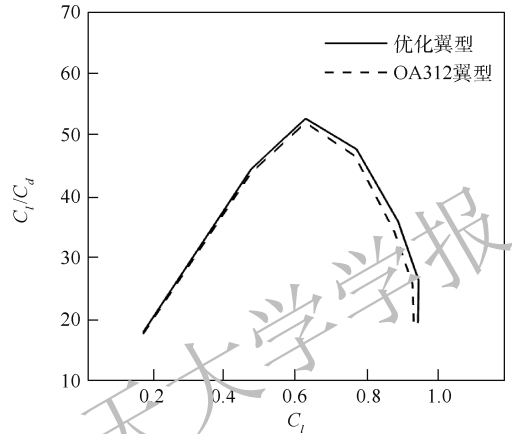


图 16 OA312 翼型与优化翼型升阻特性对比
($Ma = 0.6, Re = 4.8 \times 10^6$)

Fig. 16 Comparison of lift-to-drag ratio curves between OA312 and optimized airfoils ($Ma = 0.6, Re = 4.8 \times 10^6$)

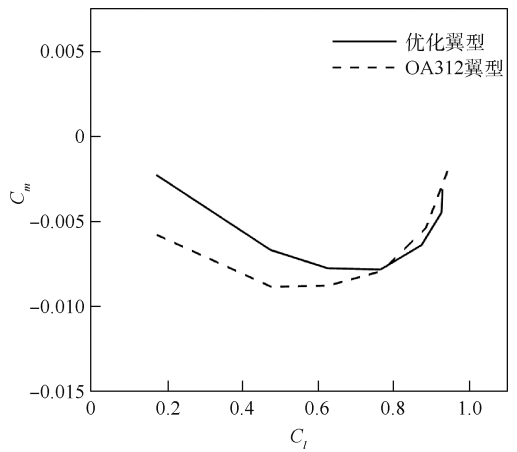


图 17 OA312 翼型与优化翼型力矩特性对比
($Ma = 0.6, Re = 4.8 \times 10^6$)

Fig. 17 Comparison of moment coefficient curves between OA312 and optimized airfoils ($Ma = 0.6, Re = 4.8 \times 10^6$)

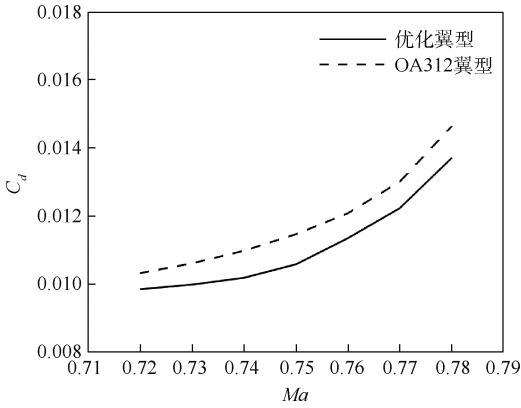


图 18 OA312 翼型与优化翼型阻力系数随马赫数变化特性对比 ($C_l = 0, Re = Ma \times 8 \times 10^6$)

Fig. 18 Comparison of drag coefficient varying with Mach number between OA312 and optimized airfoils ($C_l = 0, Re = Ma \times 8 \times 10^6$)

4 结论

基于 MOEA/D 算法,本文提出了旋翼翼型高维多目标优化设计方法,采用 kriging 代理模型提高了求解效率,并应用 SOM 方法对最优 Pareto 解集进行了可视化分析。旋翼翼型 5 目标优化设计的结果表明:

1) MOEA/D 算法能够有效求解高维多目标气动优化设计问题;结合高精度代理模型,能够高效解决旋翼翼型复杂气动优化设计问题。

2) 高维多目标优化设计结果难以通过二维图表直观地展示最优 Pareto 前沿。SOM 聚类分析能够为设计者的决策提供较好的全局可视化结果,有助于从 Pareto 前沿中选取综合性能良好的设计结果。

3) 旋翼翼型高维多目标设计避免了设计目标的加权或折中处理,利用高维多目标进化算法实现了翼型阻力特性、力矩特性和阻力发散特性的综合提升,能够提高旋翼悬停、机动性能和操纵特性。

参考文献 (References)

[1] 邓景辉. 直升机旋翼气动基础技术[M]. 北京:航空工业出版社, 2013:1-3, 112, 256.
DENG J H. Aerodynamic methodology of a helicopter rotor [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013:1-3, 112, 256 (in Chinese).

[2] LEISHMAN G J. Principles of helicopter aerodynamics [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2006:1, 387.

[3] 杨慧, 宋文萍, 韩忠华, 等. 旋翼翼型多目标多约束气动优化设计[J]. 航空学报, 2012, 33(7): 1218-1226.
YANG H, SONG W P, HAN Z H, et al. Multi-objective and

multi-constrained optimization design for a helicopter rotor airfoil [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(7): 1218-1226 (in Chinese).

[4] 王清, 招启军. 基于遗传算法的旋翼翼型综合气动优化设计[J]. 航空动力学报, 2016, 31(6): 1487-1495.
WANG Q, ZHAO Q J. Synthetical optimization design of rotor airfoil by genetic algorithm [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(6): 1487-1495 (in Chinese).

[5] WANG Q, ZHAO Q J. Rotor aerodynamic shape design for improving performance of an unmanned helicopter [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 13(30): 1-10.

[6] MASSARO A, REININI E. Multi-objective optimization of helicopter airfoils using surrogate-assisted memetic algorithms [J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(2): 375-383.

[7] ZHAO K, GAO Z H, HUANG J T, et al. Aerodynamic optimization of rotor airfoil based on multi-layer hierarchical constraint method [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(6): 1541-1552.

[8] DEB K, JAIN H. An evolutionary many-objective optimization algorithm using reference-point-based nondominated sorting approach, Part I: Solving problems with box constraints [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2014, 18(4): 577-601.

[9] ZHANG Q, LI H. MOEA/D: A multi-objective evolutionary algorithm based on decomposition [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2007, 11(6): 712-731.

[10] PRYKE A, MOSTAGHIM S, NAZEMI A. Heatmap visualization of population based multi-objective algorithms [C] // Proceedings of Conference on Evolutionary Multi-Criterion Optimization. Berlin: Springer, 2007: 361-375.

[11] INSELBERG A. Parallel coordinates: Visual multidimensional geometry and its applications [M]. Berlin: Springer, 2009.

[12] KOHONEN T. Self-organizing maps [M]. Berlin: Springer, 2001.

[13] HOFFMAN P, GRINSTEIN G, MARX K, et al. DNA visual and analytic data mining [C] // 1997 Proceedings of IEEE Visual Conference. Piscataway: IEEE Press, 1997: 437-441.

[14] BLASCO X, HERRERO J M, SANCHIS J, et al. A new graphical visualization of n -dimensional Pareto front for decision-making in multi-objective optimization [J]. Information Sciences, 2008, 178(20): 3908-3924.

[15] KUMANO T, JEONG S, OBAYASHI S, et al. Multidisciplinary design optimization of wing shape for a small jet aircraft using kriging model [C] // 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2006.

[16] 王超. 基于代理模型的高效气动优化与高维多目标问题研究[D]. 西安:西北工业大学, 2018.
WANG C. Research on surrogate-based efficient aerodynamic optimization and many-objective problems [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2018 (in Chinese).

[17] DAS I, DENNIS J E. Normal-boundary intersection: A new method for generating the Pareto surface in nonlinear multicriteria optimization problems [J]. SIAM Journal on Optimization, 1998, 8(3): 631-657.

[18] 黄江涛, 周铸, 刘刚, 等. 飞行器气动/结构多学科延迟耦合伴随系统数值研究[J]. 航空学报, 2018, 39(5): 121731.

- HUANG J T, ZHOU Z, LIU G, et al. Numerical study of aerodynamic multidisciplinary lagged coupled adjoint system for aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(5):121731 (in Chinese).
- [19] KULFAN B M. Universal parametric geometry representation method[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(1):142-158.
- [20] GIUNTA A, WOJTKIEWICZ S, ELDRED M. Overview of modern design of experiments methods for computational simulations [C]//41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2003.

Many-objective aerodynamic optimization design for rotor airfoils

SONG Chao, ZHOU Zhu, LI Weibin*, LUO Xiao

(Computational Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: The design of advanced rotor airfoils is a typical multi-design-condition and multi-objective optimization problem, and traditional optimization methods cannot meet the requirement of high-dimensional multi-objective optimization design for airfoils. In this paper, a many-objective optimization design method for rotor airfoils is proposed based on the multi-objective evolutionary algorithm based on decomposition (MOEA/D), which considers the lift and drag performance under both low-and high-speed conditions, moment performance and drag divergence performance. The high-precision kriging model is utilized to improve the optimization design efficiency. Five-objective global optimization design for the inner section and middle section of the rotor airfoil is conducted in this paper. The optimal Pareto solution set is clustering analyzed by the self-organizing mapping (SOM) and a representative rotor airfoil is selected and analyzed using the CFD solver. The results show that, for the airfoil in the middle section, the magnitude of the moment coefficient at low speed is reduced by about 50.7%. At high speed, the maximum lift coefficient is improved by about 6.5%, and the maximum lift-to-drag ratio is increased by about 7.7%, and meanwhile the drag divergence performance is enhanced. Evident performance improvement for the inner section airfoil is also achieved. The results show that the MODA/D is suitable for many-objective aerodynamic optimization design problems, and the proposed method can effectively improve the low-and high-speed aerodynamic performance design capability for the rotor airfoil.

Keywords: rotor airfoil; many-objective; aerodynamic optimization; multi-objective evolutionary algorithm based on decomposition (MOEA/D); self-organizing mapping (SOM)

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0536

基于 Bootstrap 理论的小子样寿命评估模型



赵远^{1,*}, 杨琳²

(1. 西安导航技术研究所, 西安 710068; 2. 兰州理工大学 理学院, 兰州 730050)

摘 要: 针对航天产品小子样、长寿命的特点,提出了基于 Bootstrap 理论的小子样寿命评估模型。采用 B-样条函数构造 Bootstrap 样本经验分布函数,进行放回抽样。在此基础上,分别采用非参数 Bootstrap 方法和参数 Bootstrap 方法建立了寿命评估模型。采用提出的模型对空心阴极循环点火寿命试验数据进行评估,得到多个寿命特征结果,与传统的参数极大似然估计方法的计算结果进行了对比分析,其评估精度满足工程的应用需求,验证了该模型的工程实用性和有效性。

关键词: 小子样; 寿命评估; Bootstrap; B-样条函数; 经验分布函数

中图分类号: TB114.3

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2022)01-0106-07

中国长寿命静止轨道卫星平台、深空探测平台以及空间站等都对电推进系统和推力器提出了长寿命工作要求。推力器在轨飞行前,需要进行地面寿命试验验证,来评估其寿命是否满足要求。以 LIPS-200 离子推力器为例,兰州空间技术物理研究所用 2 年的时间验证了 12 000 h 的寿命。由于推力器长寿命、高可靠以及制造成本和试验费用昂贵,其试验样本只有 1 个,这就为寿命评估带来了巨大的挑战。

空心阴极作为电子源和中和器,是离子和霍尔推力器及其电推进系统中的核心部件,阴极电子发射能力的衰减或失效也就意味着整个推力器的失效。从而,空心阴极的寿命与可靠性评估对整个推力器寿命评估有重要的意义,不但能够支持整个推力器的寿命与可靠性评估,而且还能够为推力器后续设计过程中的可靠性预计和分配提供输入。空心阴极的寿命与可靠性试验,相对于推力器的可靠性试验成本低,而且能够进行多台试验,置信度相对较高。

近年来,在统计学领域应用较多的 Bootstrap

方法,为小样本条件下统计量分布的直接模拟提供了一种新的工具。Bootstrap 方法最早由 Efron^[1]提出,以用于处理样本数据量少的统计学数据处理方法,其基本思想是:通过对原始观测样本数据进行有放回地随机抽样,来构造自助样本,利用这些自助样本对总体分布进行统计推断^[2]。该方法只依赖于给定的原始观测样本数据,且能够充分挖掘原始观测样本数据所携带的总体信息,不需要对产品参数的实际分布作任何假设以及增加新的数据观测。Bootstrap 方法^[1]是一种将小样本问题转化为大样本问题的分析方法,摆脱了传统统计方法对分布假定的依赖,适合于多种分布和参数的估计。

Bootstrap 方法已经广泛地应用于多个领域,如医学、生物统计、金融、通信、岩土工程等领域^[3-5]。文献[6]将 Bootstrap 估计方法引入到可靠性统计分析,提出了可靠性参数和特征量的 Bootstrap 区间估计方法。文献[7]建立了寿命分布的参数 Bootstrap 拟合优度检验方法,数值仿真结果表明,相对于传统的经验分布函数检验,特别

收稿日期: 2020-09-21; 录用日期: 2021-01-03; 网络出版时间: 2021-02-03 17:09

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210203.1610.004.html

* 通信作者: E-mail: happy_life03@163.com

引用格式: 赵远, 杨琳. 基于 Bootstrap 理论的小子样寿命评估模型[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 106-112.

ZHAO Y, YANG L. Lifetime evaluation model of small sample based on Bootstrap theory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 106-112 (in Chinese).

是在小样本的情况下,该方法优势明显。文献[8-9]将 Bootstrap 方法应于岩土工程的可靠度分析与风险控制中,为小样本容量岩土体参数最优边缘分布函数和最优 Copula 函数的识别提供了一种有效途径。文献[10]采用 Bootstrap 理论建立了可修系统贮存可用度近似置信下限评估方法,其评估精度满足工程应用要求。文献[11]提出了特小子样试验下导弹精度评定的 Bootstrap 方法,为相关武器系统的精度评定提供了一条新思路。

鉴于 Bootstrap 方法的上述优势,本文将 Bootstrap 理论应用于小子样的可靠性评估中,提出了基于 Bootstrap 理论的小子样寿命评估模型。以航天器空心阴极循环点火寿命试验数据为例,进行寿命评估,证明了本文模型的工程实用性和有效性。

1 基于 Bootstrap 理论的小子样寿命评估原理

基于 Bootstrap 理论的小子样寿命评估原理如图 1 所示。根据产品的小子样试验的失效数据 (n 个样本量),建立样本经验分布函数。根据样本经验分布函数,相继地、独立地从样本失效数据中抽出 M 个容量为 n 的 Bootstrap 样本。

在产品寿命计算过程中,可以采用 2 种计算方式:选用非参数 Bootstrap 方法,能够确定产品的平均寿命和一定置信度下产品的寿命置信区间,选用参数 Bootstrap 方法,能够确定产品的失效分布函数以及寿命分布函数、一定置信度下产品给定寿命的可靠度置信区间和一定置信度下产品给定可靠度的寿命置信区间。

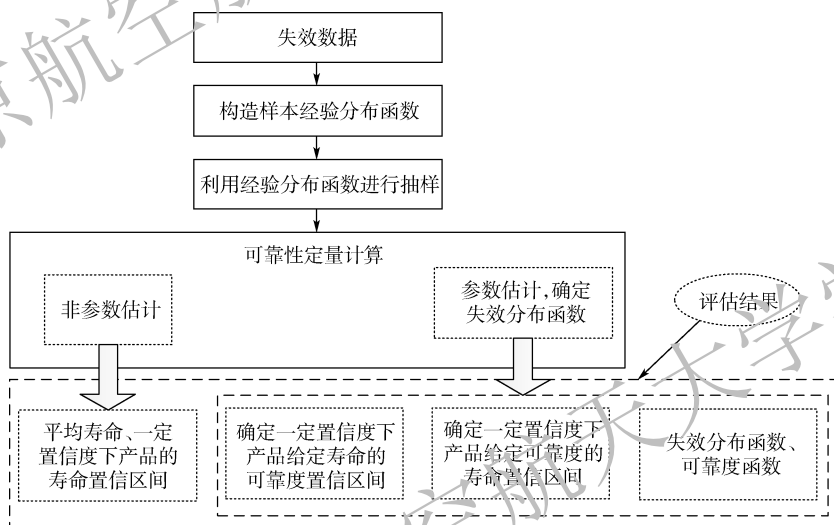


图 1 基于 Bootstrap 理论的小子样寿命评估原理

Fig. 1 Lifetime evaluation principle of small sample based on Bootstrap theory

2 基于 Bootstrap 理论的小子样寿命评估方法

1) 根据产品小子样试验的失效数据 (n 个样本量),建立样本经验分布函数。

文献[12-13]中已经证明了 1 次 B-样条函数和

3 次 B-样条函数可以很好地逼近母体的真实分布函数,本文在此基础上采用上述 B-样条函数来构造样本经验分布函数。具体实现过程如下:

① t_1, t_2, \dots, t_n 是 n 个失效数据,将 t_1, t_2, \dots, t_n 按从小到大的次序排列,并重新编号,记为 $t'_1 \leq t'_2 \leq \dots \leq t'_n$ 。构造实数 \mathbf{R} 上的折线函数 $F_n(t)$:

$$F_n(t) = \begin{cases} 0 & t < t'_1 \\ \frac{2}{n(t'_{k+2} - t'_k)}t + \frac{kt'_{k+2} - t'_{k+1} - (k+1)t'_k}{n(t'_{k+2} - t'_k)} & t \in [t'_k, t'_{k+1}] \\ 1 & t > t'_n \end{cases}$$

$$\begin{cases} t < t'_1 \\ t \in \left[\frac{t'_k + t'_{k+1}}{2}, \frac{t'_{k+1} + t'_{k+2}}{2} \right] \\ t > t'_n \end{cases} \quad (1)$$

式中: $k=0, 1, 2, \dots, n-1$, 令 $t'_0 = t'_1, t'_{n+1} = t'_n$ 。

② 对区间 $[t'_1, t'_n]$ 上作一个步长为 h 的均匀划分 Δ :

$t'_1 = a_0 < a_1 < \dots < a_m = t'_n$

要求在均匀划分 Δ 中,区间的最大样本点数小于 $nD_{n,\theta} - 1, D_{n,\theta}$ 为给定水平 θ 下的统计量

D_n 的临界值(柯尔莫哥洛夫检验)。

③ 对 Δ 进行延拓。

$\Delta_1: a_0 < a_1 < \dots < a_m < a_m + h = a_{m+1}$

在实数域上定义函数 $S_1(t)$:

$$S_1(t) = \begin{cases} 0 & t < a_0 \\ \sum_{i=0}^{m+1} F_n(a_i) M_2\left(\frac{t-a_0}{h} - i\right) & a_0 \leq t \leq a_{m+1} \\ 1 & t > a_{m+1} \end{cases} \quad (2)$$

式中:

$$M_2(x) = \begin{cases} 1-x & 0 \leq x < 1 \\ 1+x & -1 \leq x < 0 \\ 0 & \text{其他} \end{cases}$$

$S_1(t)$ 为由 1 次 B-样条函数构造的样本经验分布函数。

④ 对 Δ 进行延拓。

$\Delta_2: a_{-2}(a_0 - 2h) < a_{-1}(a_0 - h) < a_0 < a_1 < \dots < a_m < a_{m+1}(a_m + h) < a_{m+2}(a_m + 2h)$

在实数域上定义函数 $S_3(t)$:

$$S_3(t) = \begin{cases} 0 & t < a_{-1} \\ \sum_{i=-2}^{m+2} F_n(a_i) M_4\left(\frac{t-a_0}{h} - i\right) & a_{-1} \leq t \leq a_{m+2} \\ 1 & t > a_{m+2} \end{cases} \quad (3)$$

式中:

$$M_4(x) = \begin{cases} 1-x & |x| \leq 1 \\ 1+x & 1 \leq |x| < 2 \\ 0 & |x| \geq 2 \end{cases}$$

$S_3(t)$ 为由 3 次 B-样条函数构造的样本经验分布函数。

使用 1 次 $S_1(t)$ 函数作为抽样的样本经验分布函数,具有公式简单、收敛、稳定性好特点;使用 3 次 $S_3(t)$ 函数作为样本经验分布函数,其代数精度高,并且能够得到密度函数。

2) 根据样本经验分布函数,相继地、独立地从样本失效数据中抽出 M 个容量为 n 的 Bootstrap 样本。

选取样本经验分布函数 $S_1(t)$ 或 $S_3(t)$ 进行抽样,抽出 M 个容量为 n 的 Bootstrap 样本。样本 1: $S^{*1} = \{t_1^{*1}, \dots, t_n^{*1}\}$; 样本 2: $S^{*2} = \{t_1^{*2}, \dots, t_n^{*2}\}$; 样本 i : $S^{*i} = \{t_1^{*i}, \dots, t_n^{*i}\}, i=1, 2, \dots, M$ 。

3) 可靠性定量计算。

① 非参数的可靠性评估。

非参数 Bootstrap 方法计算过程如下:

a) 对于每个样本 S^{*i} 求出数学期望,即平均

寿命:

$$E(S^{*i}) = \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n t_j^{*i} = \bar{t}^{*i} \quad i=1, 2, \dots, M \quad (4)$$

则平均寿命的均值为

$$\bar{\bar{t}} = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M \bar{t}^{*i} \quad (5)$$

b) 将 $\bar{t}^{*1}, \bar{t}^{*2}, \dots, \bar{t}^{*M}$ 从小到大排序,得 $\bar{t}^{*(1)} \leq \bar{t}^{*(2)} \leq \dots \leq \bar{t}^{*(M)}$ 。

记 $k_1 = M \times (\gamma/2), k_2 = M \times (1 - (\gamma/2))$, 以 $\bar{t}^{*(k_1)}$ 和 $\bar{t}^{*(k_2)}$ 分别表示在 $1 - \gamma$ 置信水平下寿命 t 的置信区间,即 $(\bar{t}^{*(k_1)}, \bar{t}^{*(k_2)})$ 。

② 参数估计。

以 Weibull 分布为例,参数 Bootstrap 方法计算过程如下:

a) 产品寿命和可靠性分布模型采用 Weibull 分布,某个时刻 T 的可靠度 $R(T)$ 为

$$R(T) = \exp\left[-\left(\frac{T}{\beta}\right)^\alpha\right] \quad (6)$$

式中: $\alpha > 0; \beta > 0$ 。

可靠度为 R 时的可靠寿命 $T(R)$:

$$T(R) = \beta \left[\ln\left(\frac{1}{R}\right) \right]^{\frac{1}{\alpha}} \quad (7)$$

b) 对第 i 个样本,得到其对数似然方程组^[14]:

$$\begin{cases} \frac{\sum_{j=1}^n (t_j^{*i})^\alpha \ln t_j^{*i}}{\sum_{j=1}^n (t_j^{*i})^\alpha} - \frac{1}{\alpha} - \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n \ln t_j^{*i} = 0 \\ \frac{1}{n} \sum_{j=1}^n (t_j^{*i})^\alpha = \beta^\alpha \end{cases} \quad (8)$$

解方程组(8)得到

$$\begin{cases} \alpha = \alpha_i^* (t_1^{*i}, \dots, t_n^{*i}) \\ \beta = \beta_i^* (t_1^{*i}, \dots, t_n^{*i}) \end{cases}$$

式中: $i=1, 2, \dots, M$ 。

c) 通过 M 个样本分别得到 $(\alpha_1^*, \beta_1^*), (\alpha_2^*, \beta_2^*), \dots, (\alpha_M^*, \beta_M^*)$, 这些样本均值为

$$\begin{cases} \bar{\alpha}^* = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M \alpha_i^* \\ \bar{\beta}^* = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M \beta_i^* \end{cases} \quad (9)$$

进而得出产品的可靠度函数的平均估计:

$$R^*(t) = \exp\left[-\left(\frac{t}{\bar{\beta}^*}\right)^{\bar{\alpha}^*}\right]$$

d) 在给定寿命 T 下,通过式(6)得到

$$R_i^*(T) = \exp\left[-\left(\frac{T}{\beta_i^*}\right)^{\alpha_i^*}\right] \quad i=1, 2, \dots, M$$

将 $R_i^*(T)$ 从小到大排序,得 $R_{(1)}^*(T) \leq$

$$R_{(2)}^*(T) \leq \dots \leq R_{(M)}^*(T).$$

记 $k_1 = M \times (\gamma/2), k_2 = M \times (1 - (\gamma/2))$, 以 $R_{k_1}^*(T)$ 和 $R_{k_2}^*(T)$ 分别表示在 $1 - \gamma$ 置信水平下工作时间 T 的可靠度置信区间, 即 $(R_{k_1}^*(T), R_{k_2}^*(T))$ 。

e) 在给定的可靠度 R 下, 通过式(7)得到

$$t_i^*(R) = \beta_i^* \left[\ln\left(\frac{1}{R}\right) \right]^{\frac{1}{\alpha_i^*}} \quad i = 1, 2, \dots, M$$

将 $t_i^*(R)$ 从小到大排序, 得 $t_{(1)}^*(R) \leq t_{(2)}^*(R) \leq \dots \leq t_{(M)}^*(R)$ 。

记 $k_1 = M \times (\gamma/2), k_1 = M \times (1 - (\gamma/2))$, 以 $t_{k_1}^*(R)$ 和 $t_{k_2}^*(R)$ 分别表示在 $1 - \gamma$ 置信水平下可靠度为 R 的寿命置信区间, 即 $(t_{k_1}^*(R), t_{k_2}^*(R))$ 。

3 应用实例

本节对国产某型推力器空心阴极的点火寿命

试验数据进行寿命评估, 空心阴极点火寿命数据如表 1 所示。影响空心阴极点火寿命的主要因素是其内部加热丝材料的高温蒸发和冷热交变引起的热丝微观组织改变, 通常采用二参数的 Weibull 分布, 进行寿命评估^[15-16]。本文采用二参数 Weibull 分布进行评估实例验证。

表 1 空心阴极点火寿命试验数据

点火循环模式	点火失效次数
点火成功后工作 4 min, 关闭冷却 20 min	13 957
点火成功后工作 1 min, 关闭冷却 20 min	14 255
点火成功后工作 2 h, 关闭冷却 30 min	13 780
点火成功后工作 2 h, 关闭冷却 30 min	14 576
点火成功后工作 2 h, 关闭冷却 30 min	14 632

通过表 1 的数据, 得出样本数据: $t_1 = 13 780, t_2 = 13 957, t_3 = 14 255, t_4 = 14 576, t_5 = 14 632$, 通过式(1), 得到 $F_5(t)$:

$$F_5(t) = \begin{cases} 0 & t < 13 780 \\ \frac{2}{885}t - \frac{5 512}{177} & t \in \left[13 780, \frac{13 780 + 13 957}{2} \right] \\ \frac{2}{2 375}t - \frac{27 262}{2 375} & t \in \left[\frac{13 780 + 13 957}{2}, \frac{13 957 + 14 255}{2} \right] \\ \frac{2}{3 095}t - \frac{26 974}{3 095} & t \in \left[\frac{13 957 + 14 255}{2}, \frac{14 255 + 14 576}{2} \right] \\ \frac{2}{1 885}t - \frac{5 540}{377} & t \in \left[\frac{14 255 + 14 576}{2}, \frac{14 576 + 14 632}{2} \right] \\ \frac{t}{140} - \frac{3 623}{35} & t \in \left[\frac{14 576 + 14 632}{2}, 14 632 \right] \\ 1 & t > 14 632 \end{cases}$$

对给定的水平 $\theta = 0.05$, 查柯尔莫哥洛夫检验临界值得 $D_{5,\theta} = 0.563 28, 5D_{5,\theta} - 1 = 1.816 4$ 。要求在均匀划分 Δ 中, 区间的最大样本点个数小于 1.816 4, 从而取最大样本点个数为 1。

按上述要求, 在 $[13 780, 14 632]$ 区间上作步长 $h = 42.6$ 的均匀划分 $\Delta; a_0 = 13 780 < 13 822.6 < \dots <$

$14 589.4 < 14 632 = a_{20}$, 补充定义 $a_{21} = 14 674.6$, 相应的划分点数值与函数值如表 2 所示。

3.1 评估模型计算

为了说明本文方法的可行性, 通过 1 次 B-样条函数构造样本经验分布函数来进行抽样, 见式(2)。

在实数域上定义函数 $S_1(t)$:

$$S_1(t) = \begin{cases} 0 & t < 13 780 \\ \sum_{i=0}^{21} F_n(a_i) M_2\left(\frac{t - 13 780}{42.6} - i\right) & 13 780 \leq t \leq 14 674.6 \\ 1 & t > 14 674.6 \end{cases}$$

依据分布函数 $S_1(t)$ 进行抽样, 抽出 1 000 组容量为 5 的样本。

1) 采用非参数 Bootstrap 方法计算空心阴极的平均点火寿命和一定置信度下的点火寿命置信

区间, 其计算结果如下:

① 通过式(4), 得到每个样本的平均寿命; 进一步, 通过式(5), 得到平均寿命为 14 245。

② 将样本的平均寿命 $\bar{t}^{*1}, \bar{t}^{*2}, \dots, \bar{t}^{*1 000}$ 自小

表2 划分点数值和函数值

Table 2 Divide point value and function value

编号	数值	函数 F_5 值
a_0	13 780	0
a_1	13 822.6	0.096 3
a_2	13 865.2	0.192 5
a_3	13 907.8	0.233 1
a_4	13 950.4	0.269
a_5	13 993	0.304 8
a_6	14 035.6	0.340 7
a_7	14 078.2	0.376 6
a_8	14 120.8	0.409 6
a_9	14 163.4	0.437 1
a_{10}	14 206	0.464 6
a_{11}	14 248.6	0.492 1
a_{12}	14 291.2	0.519 7
a_{13}	14 333.8	0.547 2
a_{14}	14 376.4	0.574 7
a_{15}	14 419	0.603 7
a_{16}	14 461.6	0.648 9
a_{17}	14 504.2	0.694 1
a_{18}	14 546.8	0.739 3
a_{19}	14 589.4	0.784 5
a_{20}	14 632	1
a_{21}	14 674.6	1

到大排序,即

$$\bar{t}^{*(1)} \leq \bar{t}^{*(2)} \leq \dots \leq \bar{t}^{*(M)}$$

进一步得到在 90% 置信水平下空心阴极点火平均寿命的置信区间为(14 006, 14 459)。

2) 参数 Bootstrap 方法,其计算结果如下:

通过求解式(8),能够解得 $(\alpha_1^*, \beta_1^*), (\alpha_2^*, \beta_2^*), \dots, (\alpha_{1000}^*, \beta_{1000}^*)$;通过式(9),得到平均的估计结果:

$$\begin{cases} \bar{\alpha}^* = \frac{1}{1000} \sum_{i=1}^{1000} \alpha_i^* = 73.366 8 \\ \bar{\beta}^* = \frac{1}{1000} \sum_{i=1}^{1000} \beta_i^* = 14 371 \end{cases}$$

从而空心阴极点火的平均寿命分布函数为

$$R^*(t) = \exp\left[-\left(\frac{t}{14 371}\right)^{73.366 8}\right]$$

与 NEXT 推力器空心阴极点火寿命分布函数 $(\alpha = 51.19, \beta = 14 105)^{[15]}$ 相比,两者的特征寿命参数 β 相近,而国产空心阴极寿命函数的形状参数 α 较大。这也表明了由于阴极材料以及工艺差异,国产空心阴极与 NEXT 推力器空心阴极相比,在特征寿命附近失效率变化更显著。

① 通过式(6)得到

$$R_i^*(t) = \exp\left[-\left(\frac{t}{\beta_i^*}\right)^{\alpha_i^*}\right]$$

式中: $i = 1, 2, \dots, 1000$ 。

在空心阴极使用任务要求中,空心阴极点火

次数上限要求为 13 800 次,通过模型得到在 90% 置信水平下空心阴极点火 13 800 次的可靠度置信区间为(0.770 9, 0.998 8)。

图 2 为 90% 置信水平下空心阴极点火寿命可靠度置信区域,其中灰色区域为 1 000 组样本得到的寿命分布曲线,虚线为 90% 置信水平下的寿命为 13 800 的下限曲线,实线为上限曲线。寿命为 13 800 的直线与上、下限曲线的交点分别表示其在 90% 置信水平下的可靠度置信上、下限。

② 通过式(7),得到

$$t_i^*(R) = \beta_i^* \left[\ln\left(\frac{1}{R}\right) \right]^{\frac{1}{\alpha_i^*}}$$

式中: $i = 1, 2, \dots, 1000$ 。在 90% 置信水平下可靠度为 0.9 的点火的寿命置信区间为(13 543, 14 271)。

图 3 为 90% 置信水平下可靠度的寿命置信区域,其中虚线为 90% 置信水平下的可靠度为 0.9 的下限曲线,实线为上限曲线。可靠度为 0.9 的直线与上、下限曲线的交点分别表示其在 90% 置信水平下的寿命置信上、下限。

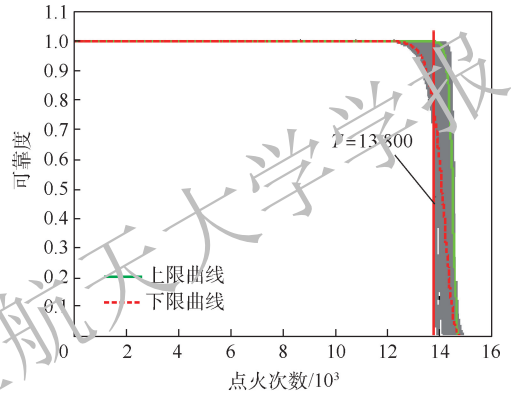


图2 给定寿命的可靠度置信区域

Fig. 2 Confidence region of reliability for a given lifetime

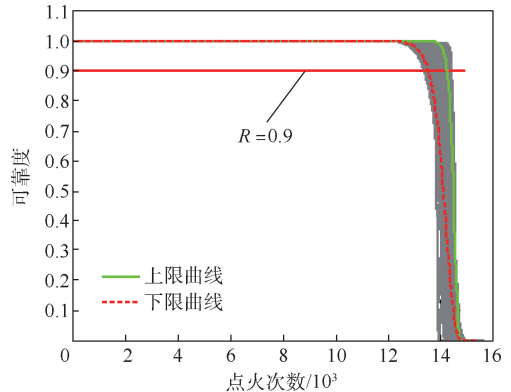


图3 给定可靠度的寿命置信区域

Fig. 3 Confidence region of lifetime for a given reliability

3.2 结果对比

对试验数据进行传统的 Weibull 分布参数估计,得到 $\alpha = 50.778, \beta = 14 400.8$ 。

从而,其寿命分布函数为

$$R(t) = \exp\left[-\left(\frac{t}{14\,400.8}\right)^{50.778}\right]$$

通过空心阴极的试验数据,得到其近似的平均寿命 T :

$$T = \frac{1}{5} \sum_{i=1}^5 t_i = 14\,240$$

通过本文中非参数寿命评估模型得到的平均寿命为 14 245。在 90% 置信水平下空心阴极点火平均寿命的置信区间为(14 006, 14 459)。

采用传统参数估计得到的平均点火寿命为

$$T_{TF} = \int_1^{\infty} R(t) dt = \int_1^{\infty} \exp\left[-\left(\frac{t}{14\,400.8}\right)^{50.778}\right] dt = 14\,242$$

采用本文中的模型得到的平均点火寿命为

$$T_{TF}^* = \int_1^{\infty} \exp\left[-\left(\frac{t}{14\,371}\right)^{73.3668}\right] dt = 14\,260$$

以近似的平均寿命为参考,得到不同的寿命计算方法的相对误差,如表 3 所示。可以看出,采用本文中提出的评估模型(见表 3 中方法 3、方法 4)以及传统的参数估计(见表 3 中方法 2)得到的平均寿命与近似的平均寿命非常接近,点火次数相差值在 20 次以内,相对误差都小于 0.002。采用本文中的非参数评估模型(见表 3 中方法 5)得到了 90% 置信度下的平均寿命置信区间,从表 3 中可以看出,方法 1、方法 2、方法 3 和方法 4 中寿命结果都在该平均寿命置信区间中;其中平均寿命置信区间的上下限与近似平均寿命的相对误差小于或等于 0.016。通过上述相对误差结果可以看出,通过本文中的评估模型得到的寿命评估结果与近似的平均寿命非常接近,评估精度能够满足工程需求。

表 3 寿命结果的相对误差

Table 3 Relative error of lifetime results

序号	计算方法	寿命结果	与 T 相对误差
1	近似的平均寿命	14 240	0
2	传统参数估计	14 242	0.000 14
3	非参数评估模型	14 245	0.000 35
4	参数寿命评估模型	14 260	0.001 3
5	非参数评估模型	(14 006, 14 459)	(-0.016, 0.015)

4 结 论

航天产品高可靠、长寿命以及试验成本高的特点,使得其试验代价非常高,试验数据宝贵,为了充分地挖掘试验数据信息并满足工程应用中多类型可靠性特征信息的需求,本文提出了一种基于 Bootstrap 理论的小子样寿命评估模型。该模型具有以下优点:

1) 在构造样本经验分布函数基础上,将 Bootstrap 方法应用于寿命与可靠性评估中,通过多次抽样,扩大了信息量,充分挖掘试验数据中所携带的寿命与可靠性总体信息,提高了小子样数据评估的准确性。

2) 将构造的 1 次 B-样条函数和 3 次 B-样条函数作为本文模型的样本经验分布函数应用到可靠性评估中。与现有的 Bootstrap 理论的经验分布函数相比,构造的经验分布函数逼近的母体真实分布函数更加精确,提高了可靠性评估的精确度。

3) 通过该评估模型能够给出多种寿命与可靠性评价结果:产品的平均寿命;一定置信度下寿命的置信度区间;失效分布函数的参数估计;一定置信水平下给定寿命的可靠度置信度区间;一定置信水平下给定可靠度的寿命置信度区间。

参考文献 (References)

- [1] EFRON B. Bootstrap methods: Another look at the jackknife [M]// KOTZ S, JOHNSON N L. Breakthroughs in statistics. Berlin: Springer, 1992: 569-593.
- [2] 盛骤, 谢式千, 潘承毅. 概率论与数理统计 [M]. 4 版. 北京: 高等教育出版社, 2010.
SHENG Z, XIE S Q, PAN C Y. Probability and mathematical statistics [M]. 4th ed. Beijing: Higher Education Press, 2010 (in Chinese).
- [3] FONG W M. Time diversification under loss aversion: A Bootstrap analysis [J]. Applied Economics, 2013, 45(5): 605-610.
- [4] NOGUCHI K, GEL Y R, DUGUAY C R. Bootstrap-based tests for trends in hydrological time series, with application to ice phenology data [J]. Journal of Hydrology, 2011, 410(3-4): 150-161.
- [5] ÖNÖZ B, BAYAZIT M. Block Bootstrap for Mann-Kendall trend test of serially dependent data [J]. Hydrological Processes, 2012, 26(23): 3552-3560.
- [6] 陈文华, 李奇志, 张为鄂, 等. 产品可靠性的 Bootstrap 区间估计方法 [J]. 机械工程学报, 2003, 39(6): 106-109.
CHEN W H, LI Q Z, ZHANG W E, et al. Method of Bootstrap interval estimation for product reliability [J]. Chinese Journal of Mechanical Engineering, 2003, 39(6): 106-109 (in Chinese).
- [7] 孙权, 周星, 冯静, 等. 寿命分布的参数 Bootstrap 拟合优度检验方法 [J]. 国防科技大学学报, 2014, 36(6): 112-116.
SUN Q, ZHOU X, FENG J, et al. Goodness-of-fit test for life distributions based on parametric Bootstrap [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2014, 36(6): 112-116 (in Chinese).
- [8] 唐小松, 李典庆, 周创兵, 等. 基于 Bootstrap 方法的岩土体参数联合分布模型识别 [J]. 岩土力学, 2015, 36(4): 913-922.
TANG X S, LI D Q, ZHOU C B, et al. Bootstrap method for joint probability distribution identification of correlated geotechnical parameters [J]. Rock and Soil Mechanics, 2015, 36(4):

- 913-922 (in Chinese).
- [9] LI D Q, TANG X S, PHOON K K. Bootstrap method for characterizing the effect of uncertainty in shear strength parameters on slope reliability [J]. Reliability Engineering & System Safety, 2015, 140: 99-106.
- [10] 罗巍, 张春华, 谭源源, 等. 基于 Bootstrap 的可修系统贮存可用度近似置信下限评估方法 [J]. 兵工学报, 2010, 31(3): 391-395.
- LUO W, ZHANG C H, TAN Y Y, et al. Estimating method of approximate confidence lower limits of repairable system storage availability based on Bootstrap [J]. Acta Armamentarii, 2010, 31(3): 391-395 (in Chinese).
- [11] 胡正东, 曹渊, 张士峰, 等. 特小子样试验下导弹精度评定的 Bootstrap 方法 [J]. 系统工程与电子技术, 2008, 30(8): 1493-1497.
- HU Z D, CAO Y, ZHANG S F, et al. Bootstrap method for missile precision evaluation under extreme small sample test [J]. Systems Engineering and Electronics, 2008, 30(8): 1493-1497 (in Chinese).
- [12] 陈亚婷. 构造分布函数的样条函数方法及其应用 [D]. 合肥: 合肥工业大学, 2006.
- CHEN Y T. The method of construct distribution function by spline function and its application [D]. Hefei: Hefei University of Technology, 2006 (in Chinese).
- [13] 陈亚婷, 朱功勤. 由样条函数构造的一类分布函数 [J]. 合肥工业大学学报 (自然科学版), 2006, 29(6): 790-793.
- CHEN Y T, ZHU G Q. A kind of distribution function made by the spline function [J]. Journal of Hefei University of Technology (Natural Science), 2006, 29(6): 790-793 (in Chinese).
- [14] 赵宇. 可靠性数据分析 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2011: 141-146.
- ZHAO Y. Data analysis of reliability [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011: 141-146 (in Chinese).
- [15] HERMAN D A, PINERO L R, SOVEY J S. NASA's evolutionary xenon thruster (NEXT) component verification testing [C] // 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston: AIAA, 2008: 1-11.
- [16] 杨威, 陈继巍, 贾艳辉, 等. 离子推力器空心阴极点火可靠性评价研究 [J]. 真空与低温, 2015, 21(2): 96-98.
- YANG W, CHEN J W, JIA Y H, et al. Study on the evaluation of the ignition reliability for ion thruster's hollow cathode [J]. Vacuum and Cryogenics, 2015, 21(2): 96-98 (in Chinese).

Lifetime evaluation model of small sample based on Bootstrap theory

ZHAO Yuan^{1,*}, YANG Lin²

- (1. Xi'an Research Institute of Navigation Technology, Xi'an 710068, China,
2. School of Science, Lanzhou University of Technology, Lanzhou 730050, China)

Abstract: This paper proposes a small sample lifetime evaluation model based on Bootstrap method for aerospace products which have the characteristics of small sample and long service life. Using B-spline function as the Bootstrap sample empirical distribution function, a random case sample with replacement is obtained. And on this basis, the lifetime evaluation model is established by using non-parametric Bootstrap method and parametric Bootstrap method respectively. Hollow cathode ignition test data are evaluated based on the proposed method, and multiple lifetime characteristic results are acquired. The results are contrastively analyzed with those concluded by conventional maximum likelihood estimation method of parameters, and it meets the need of the engineering precision, which demonstrates the engineering practicability and effectiveness of the method.

Keywords: small sample; lifetime evaluation; Bootstrap; B-spline function; empirical distribution function

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0517

网联混合动力汽车能量优化控制

陈飞¹, 谢和辉¹, 杨世春^{1,*}, 冯松¹, 刘健¹, 高新华²

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083; 2. 奇瑞汽车股份有限公司, 芜湖 241006)



摘 要: 能量管理策略是混合动力汽车的核心技术之一, 决定了车辆的燃油经济性和排放性能。针对现有混合动力汽车的能量管理都是基于固定工况开发而没有考虑实际道路工况的问题, 基于智能交通系统(ITS)和专用短程通信技术(DSRC)获取的道路交通信息和周边车辆信息, 提出了一种网联混合动力汽车分层能量控制方法。其中, 上层控制器利用道路交通信息和模型预测控制算法预测车辆的最优目标速度并计算出需求转矩; 下层控制器利用上层控制器获得的目标车速信息, 实现最优车速跟随, 并使用模糊神经网络控制算法优化发动机和电动机之间的转矩分配以降低燃油消耗。仿真结果表明: 与传统的能量管理策略相比, 所提方法可以有效避免车辆在红灯时停车, 车辆的燃油消耗率降低了34.88%, HC、CO和NO_x的排放分别降低10.59%、66.19%和1.05%, 提升了混合动力汽车的燃油经济性和排放性能。

关 键 词: 混合动力汽车; 分层控制; 能量管理; 模糊神经网络; 网联环境

中图分类号: U462.3⁺⁴

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2022)01-0113-08

日益增长的环境污染和能源危机严重制约了传统内燃机汽车的发展。为了应对挑战, 新能源汽车以其低能耗、零污染的优势成为全世界研究的焦点^[1-2]。虽然纯电动汽车具有无污染、零油耗的特点, 但由于当前技术的限制, 如动力电池容量小、寿命短、行驶里程短等缺点, 严重制约了纯电动汽车的进一步发展^[3]。因此, 结合了纯电动汽车和传统燃油汽车优点的混合动力汽车, 已经成为现阶段汽车的发展趋势^[4-5]。

能量管理是混合动力汽车的核心技术之一, 对汽车的燃油经济性和排放性能起着至关重要的作用^[6]。车辆的能量管理性能取决于车辆状态(如未来速度)的预测, 车速与许多因素有关, 如交通信息、道路类型及天气等^[7]。当前车辆的大部分能量管理基于已知的运行条件, 没有考虑实际的道路交通信息, 这使得车辆无法实现最佳的

能量管理^[8]。近年来, 随着智能交通系统(ITS)和专用短程通信技术(DSRC)的发展, 车辆可以与车辆通信(V2V), 也可以与交通设施通信(V2I)^[9-10]。所有这些信息都有助于优化车辆的能量管理, 从而提高燃油经济性。

文献[11]提出了一种基于随机模型预测控制的能量管理策略, 利用区域的车辆位置、行驶方向和地形信息, 使混合动力汽车在交通拥堵的丘陵地区行驶, 因为道路信息是预先已知的, 所以能够实现优良的能量管理。文献[12]提出了分层式模型预测控制车队能量管理策略, 其中上层构建多车速度跟驰模型, 并使用模型预测控制规划列队车速, 下层利用目标车速并提出实时能量管理策略保证跟车稳定, 并减少油耗。文献[13]将道路地形预览信息纳入车辆的能量管理系统, 并研究了整合未来信息对整车能量管理的益处。文

收稿日期: 2020-09-14; 录用日期: 2020-09-18; 网络出版时间: 2020-09-22 15:01

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200922.1451.002.html

基金项目: 国家重点研发计划(2017YFB0103702)

* 通信作者: E-mail: yangshichun@buaa.edu.cn

引用格式: 陈飞, 谢和辉, 杨世春, 等. 网联混合动力汽车能量优化控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 113-120.
CHEN F, XIE H H, YANG S C, et al. Energy optimal control of hybrid electric vehicles in connected environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 113-120(in Chinese).

献[14]采用模型预测控制对交通状况进行预测,并在一定的预测范围内计算最优控制策略,以避免红灯时频繁制动,从而提高燃油经济性,实现车辆的经济驾驶。文献[15]构建了混合动力汽车速度和动力系统的分层最优控制器,在车辆层面,速度限制信息和未来道路波动信息用于优化车辆加速度,在动力系统层面,功率分配由未来道路坡度和最佳加速度决定,结果表明,该框架可以通过优化功率分配和车辆加速度来更好地实现燃油效率最大化。文献[16]提出了一种基于通勤车交通信息的随机动态规划能量管理方法,不仅满足了电池充电平衡约束和总体要求,而且使车辆平均等效燃油消耗最小。文献[17]提出了一种用于插电式混合动力汽车的能量管理方法,其循环工况由车载全球定位系统或者地理信息系统的交通信息进行预测,从而提高燃料经济性。

针对上述问题,本文提出了改善车辆能量优化的分层控制架构。该架构由2个控制器组成,其中上层控制器利用道路交通信息和模型预测控制算法(MPC)预测车辆的最优目标速度,下层控制器根据上层控制器获得的目标车速,再使用模糊神经网络控制,在发动机和电动机之间合理分配车辆的需求转矩,从而达到提升燃油经济性的目的。

1 车辆建模

本文中使用的车辆模型是典型的并联式混合动力汽车,其结构如图1所示。该模型将在MATLAB/Simulink中建立,这里不再详细描述其数学原理。

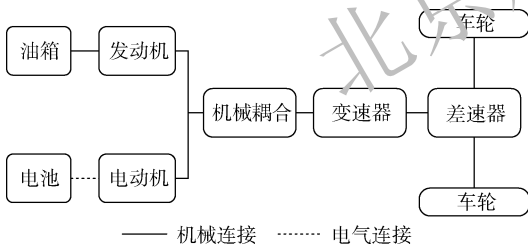


图1 并联式混合动力汽车结构示意图

Fig.1 Schematic diagram of parallel hybrid electric vehicle structure

2 分层控制器设计

本文设计的车辆能量管理方法是分层控制器,其具体结构如图2所示。

上层控制器利用V2V和V2I获得的道路交通信息,基于交通信号灯正时模型和模型预测控制算法求解车辆最优目标速度,避免混合动力汽

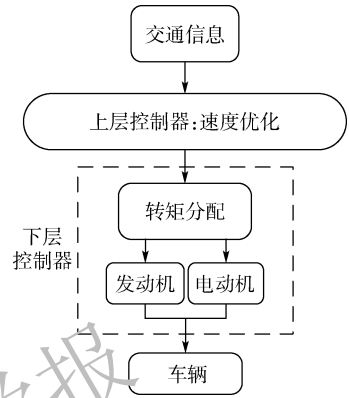


图2 车辆分层能量管理结构

Fig.2 Hierarchical energy management structure for vehicles

车在红灯时停车。下层控制器利用上层控制器获得的目标速度信息计算出车辆的需求转矩,并采用模糊神经网络控制算法实现在发动机和电动机之间合理地分配车辆的需求转矩,达到省油的目的。

2.1 速度优化

混合动力汽车的动力学模型如下:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}(t), u(t)) = -\mu g - \frac{1}{2m} C_D A \rho v^2(t) - \\ \quad g\alpha + u(t) \\ \mathbf{x}(t) = [s(t) \quad v(t)]^T \end{cases} \quad (1)$$

式中: s 、 v 、 u 、 m 分别为车辆的位置、速度、加速度、质量; g 为重力加速度; C_D 为空气阻力系数; ρ 为空气密度; A 为迎风面积; μ 为滚动阻力系数; α 为道路坡度。

本文利用交通信号灯正时模型求解目标车速的范围,避免混合动力汽车红灯停车。目标车速范围的计算原理示意图如图3所示^[18]。

当下一路口是绿灯且满足最高行驶车速约束时,汽车可加速至允许的最大车速值从而保证车辆在红灯来临之前经过该路口(此时为车速上限);或者减速至下一个绿灯结束之前车辆刚好通

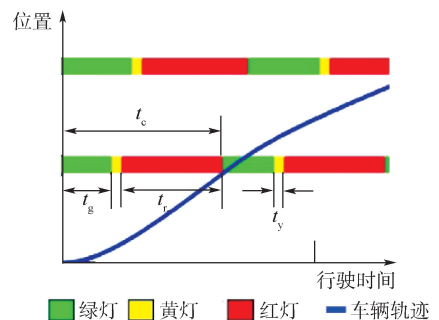


图3 目标车速范围计算原理示意图^[18]

Fig.3 Schematic diagram of target velocity range calculation principle^[18]

过该路口(此时为车速下限)。当下一路口是红灯时,汽车须减速以保证通过该路口刚好由红灯变成绿灯(此时为车速上限);或者减速在下一个绿灯结束之前通过该路口(此时为车速下限)。基于此原理,目标车速范围的上限和下限值分别为^[19]

$$v_h(t) = \begin{cases} \min\left(\frac{d_a(t)}{K_w t_c - t}, v_{\max}\right) & \text{红灯 \& 黄灯} \\ v_{\max} & \text{绿灯 \& } \frac{d_a(t)}{K_w t_c - t} \leq v_{\max} \\ \frac{d_a(t)}{K_w t_c - t} & \text{绿灯时的其他情况} \end{cases} \quad (2)$$

$$v_l(t) = \begin{cases} \min\left(\frac{d_a(t)}{K_w t_c - t + t_g}, v_{\max}\right) & \text{红灯 \& 黄灯} \\ \frac{d_a(t)}{K_w t_c - t - t_r} & \text{绿灯 \& } \frac{d_a(t)}{K_w t_c - t} \leq v_{\max} \\ \frac{d_a(t)}{K_w t_c - t + t_g} & \text{绿灯时的其他情况} \end{cases} \quad (3)$$

$$\text{信号灯状态} = \begin{cases} \text{绿灯} & 0 \leq \text{mod}\left(\frac{t}{t_c}\right) < t_g \\ \text{黄灯} & t_g \leq \text{mod}\left(\frac{t}{t_c}\right) < t_g + t_y \\ \text{红灯} & t_g + t_y \leq \text{mod}\left(\frac{t}{t_c}\right) < t_c \end{cases} \quad (4)$$

$$t_c = t_g + t_y + t_r \quad (5)$$

式中: v_l 和 v_h 分别为目标车速的上下限; d_i 为车辆的位置 s 与交通信号灯的距離; K_w 为交通信号灯的循环次数,取整数; t_r 、 t_g 和 t_y 分别为红灯、绿灯和黄灯的持续时间; t_c 为一个信号灯周期的时间; t 为汽车行驶的时间; v_{\max} 为车辆行驶速度的最大值; $\text{mod}()$ 为取余函数。

本文使用模型预测控制算法求解车辆的最优目标速度,目标函数如下:

$$\min J = \sum_{t=k}^{k+T-1} \omega_1 \frac{\dot{m}_f(t)\delta(t)}{s(t+T-1) - s(t)} + \omega_2 (v(t) - v_{\text{target}}(t))^2 + \omega_3 u^2(t) \quad (6)$$

$$v_{\min} \leq v(t) \leq v_{\max} \quad (7)$$

$$u_{\min} \leq u(t) \leq u_{\max} \quad (8)$$

式中: ω_i ($i=1,2,3$)为权值系数; \dot{m}_f 为车辆的等效燃油消耗率; s 为时间步长; v_{target} 为车辆的目标速度; T 为模型预测控制的时间窗口; u 为车辆的加速度(即控制变量); $t=k$ 代表 k 时刻; v_{\min} 为最低车辆速度; v_{\max} 为最高车辆速度; u_{\min} 为最小加速

度; u_{\max} 为最大加速度。

目标函数式(6)的第1项优化的是单位行驶里程的油耗,即优化燃油经济性,第2项优化的是最优目标车速与基于交通信息获得的目标车速的差值,即使得优化后的速度尽可能接近理想目标车速,从而减少车辆在红灯前停车,最后1项优化的是车辆的纵向加速度,目标是减少加速减速的次数和加速度的绝对值,从而提高燃油经济性。式(6)输出的优化变量为混合动力汽车当前时刻的最优目标车速 v_{target} 和位置 s 。

为了对式(6)所示的模型预测控制目标函数进行求解,需先将式(1)转化成状态空间模型:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{f}(\mathbf{x}(t), u(t)) \\ \mathbf{f}(\mathbf{x}(t), u(t)) = \begin{bmatrix} v(t) \\ -\mu g - \frac{1}{2m} C_D A \rho v^2(t) - g\alpha + u(t) \end{bmatrix} \\ \mathbf{x}(t) = [s(t) \quad v(t)]^T \end{cases} \quad (9)$$

将式(9)转换为离散状态空间模型形式:

$$\begin{cases} \mathbf{x}(k+1) = \mathbf{A}\mathbf{x}(k) + \mathbf{B}u(k) \\ \mathbf{A}\mathbf{x}(k) = \begin{bmatrix} v(t) \\ -\mu g - \frac{1}{2m} C_D A \rho v^2(t) - g\alpha \end{bmatrix} \\ \mathbf{B} = [0 \quad 1]^T \end{cases} \quad (10)$$

将式(6)中描述的模型预测控制目标函数重写为式(11)中所示的二次规划形式:

$$\begin{cases} \min \left[\frac{1}{2} (\mathbf{y} - \mathbf{y}_{\text{obj}})^T \mathbf{Q} (\mathbf{y} - \mathbf{y}_{\text{obj}}) \right] \\ \mathbf{P}\mathbf{y} \leq \mathbf{q} \\ \mathbf{C}\mathbf{y} = \mathbf{b} \\ \mathbf{y} = [u(t), \mathbf{x}(t+1), \dots, u(t+T-1), \mathbf{x}(t+T)]^T \end{cases} \quad (11)$$

式中: \mathbf{y} 和 \mathbf{y}_{obj} 分别为状态变量和相应的二次规划形式的目标值; \mathbf{Q} 为对角矩阵; \mathbf{P} 、 \mathbf{q} 、 \mathbf{C} 和 \mathbf{b} 为与状态变量相关的矩阵。

2.2 转矩分配

本文设计的下层控制器为能量管理优化算法,在上层控制器获得车辆最佳目标速度之后,下层控制器根据转矩平衡方程计算车辆的需求转矩。一方面,跟随上层控制器得到最优目标车速,另一方面,实现车辆需求转矩在发动机和电动机之间的最佳分配,并将最佳分配转矩分别传输至发动机、电动机和动力电池。

混合动力汽车的能量管理优化问题是一个典型的非线性、多变量和多约束问题。用常规的方法不能实现优良的控制,为此可考虑使用智能控

制算法。模糊控制和神经网络控制是2种典型的智能控制算法。由于模糊控制是建立在专家经验上的,有很强的主观性,为了解决其存在的问题,可以将神经网络的学习能力引入到模糊控制系统中,将模糊系统的模糊化处理、模糊推理、精确化计算通过分布式的神经网络来表示是实现模糊系统自组织、自学习的重要途径。

为实现混合动力汽车的最优转矩分配,本文中采用模糊神经网络控制算法进行能量管理的优化。在模糊神经网络中,神经网络的输入节点用来表示模糊系统的输入信号,即需求转矩(T_{req})和动力电池的荷电状态(SOC),输出节点用来表示模糊系统的输出信号,即发动机转矩(T_e)。神经网络的隐含节点用来表示隶属函数和模糊规则,利用神经网络的并行处理能力使得模糊系统的推理能力大大提高。

为了实现混合动力汽车的最优转矩分配,本文采用模糊神经网络控制算法进行能量管理的优化,网络的输入节点用于表示输入信号,即需求转矩(T_{req})和动力电池的SOC,输出节点用于表示输出信号,即发动机转矩(T_e)。

图4为模糊神经网络结构,该网络由输入层、模糊化层、模糊推理层和输出层构成,网络中信号传播及各层的功能表示如下。此系统由2种网络组合而成,依次为前向网络和后向网络。其中前向网络从前往后依次计算当前损失,后向网络从后向前通过梯度下降法不断更新系统参数。

对于下层混合动力汽车能量管理问题,模糊神经网络高斯基函数的参数 c 和 b ,首先是对训练数据集进行聚类分析得到的,而模糊推理层与输出层的权重是通过delta学习规则(梯度下降法)进行不断调整,从而确定权重值。

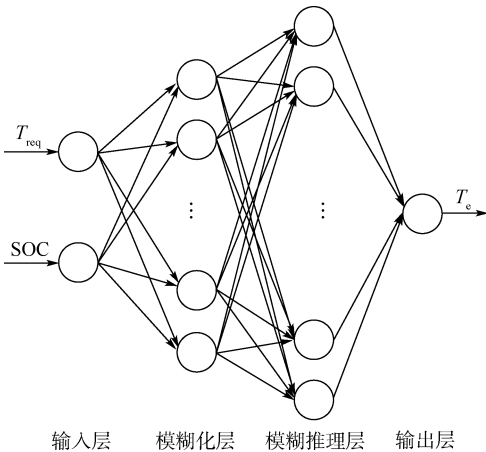


图4 模糊神经网络原理

Fig. 4 Schematic diagram of fuzzy neural network

2.2.1 前向网络

该网络的第1层为输入层,其节点分布对应输入模糊语言变量 x_i (T_{req} 、SOC),把输入量传至第2层,对该层的每个节点 i 输出可表示为

$$f_1(i) = x_i \quad (12)$$

该网络的第2层为模糊化层,对应语言值集合,采用高斯型函数作为隶属函数, c_{ij} 和 b_j 分别为第 i 个输入变量第 j 个模糊集合的隶属函数的均值和标准差,即

$$f_2(i, j) = \exp(-net_j^2) \quad (13)$$

$$net_j^2 = -\frac{(f_1(i) - c_{ij})^2}{b_j^2} \quad (14)$$

该网络的第3层为模糊推理层,实现规则的前提推理,该层的每个节点相当于一条规则。该层通过与模糊化层的连接来完成模糊规则的匹配,每个节点之间实现模糊运算。每个节点 j 的输出为该节点所有输入信号的乘积,即

$$f_3(j) = \prod_{i=1}^N f_2(i, j) \quad (15)$$

式中: $N = \sum_{i=1}^n N_i$, N_i 为输入层中第 i 个输入隶属函数的个数,即模糊化层节点数。

该网络的第4层为输出层,即

$$y_l = f_4(l) = \mathbf{W} \cdot f_3 = \sum_{j=1}^N w(l, j) \cdot f_3(j) \quad (16)$$

式中: l 为输出层节点的个数; \mathbf{W} 为输出层节点与第3层各节点的连接权矩阵。

模糊神经网络控制器的基本结构参数与模糊控制器类似:网络的第1层包含2个输入变量,第2层代表语言变量的7个模糊子集,第3层对应构成的49条规则集合,第4层为输出变量。

2.2.2 后向网络

构建模糊神经控制网络后,需要通过梯度下降法不断更新系统输出层与隐含层间的权值系数 w 以及模糊化层高斯基函数的参数 c 和 b 。以下为具体更新方法。

假设神经网络的期望输出为 y ,实际输出为 y_m ,则网络逼近误差为

$$e(k) = y(k) - y_m(k) \quad (17)$$

采用梯度下降法来修正可调参数,定义目标函数如下:

$$E = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^r e^2(k) \quad (18)$$

根据上述定义,可使用 δ 学习算法调整输出层与隐含层之间的权重,具体调整如下:

$$\Delta w(k) = -\eta \frac{\partial E}{\partial w} = \eta e(k) f_3 \quad (19)$$

式中: η 为学习速率, $\eta \in (0, 1)$ 。

由此可知,在时间 $k + 1$ 处时,神经网络输出层的权重如下:

$$w(k + 1) = w(k) + \Delta w(k) \quad (20)$$

为了避免权重学习过程中的振荡和收敛缓慢,可以考虑最后一次权重变化对当前权重变化的影响,即增加动量因子 b 。因此输出层权重的调整学习算法为

$$w(k + 1) = w(k) + \Delta w(k) + b(w(k) - w(k - 1)) \quad (21)$$

式中: b 为动量因子, $b \in (0, 1)$ 。

3 仿真结果与分析

3.1 仿真参数设定

在上层控制器中,车辆的初始速度设定为 0 m/s ,最高车速和最低车速分别为 20 m/s 和 0 m/s ,目标行驶距离为 6000 m ;交通信号灯设置为 11 个,红灯、绿灯、黄灯的持续时间分别为 18, 20, 2 s,交通信号灯的间隔距离分别为 450, 500, 300, 500, 700, 500, 600, 1 000 m;将仿真迭代步长设置为 0.05 s ;将动力电池的 SOC 初始值设置为 0.7。混合动力汽车的具体参数如表 1 所示。

为了直观地理解所提出的模糊神经网络能量管理优化方法的优缺点,本文选择了目前广泛使用的基于规则的混合动力汽车能量管理策略进行比较,从而分析其性能。

表 1 车辆主要部件参数

Table 1 Parameters of vehicle's main components

主要部件	参数名称	数值
发动机	最大功率/kW	41
	整备质量/kg	1 350
电动机	最大功率/kW	75
	迎风面积/ m^2	2
	轮胎半径/m	0.343
蓄电池	容量/Ah	16
	滚动阻力系数	0.018
	主减速器比	4.8
	空气阻力系数	0.335
	空气密度/ $(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	1.2

3.2 仿真结果

如图 5 所示,黑色曲线是混合动力汽车的轨迹,绿色实线代表绿灯时间窗口,黄色实线代表黄灯时间窗口,红色实线代表红灯时间窗口。从图中可以看出,车辆轨迹与红、黄实线之间没有相交,表明车辆在通过所有红绿灯时没有遇到红灯,此外车辆轨迹的斜率不等于 0。因此,基于交通信号灯信息进行的目标车速预测模型可以有效避

免混合动力汽车在红灯时停车。

图 6 为基于道路交通信号正时模型和模型预测控制得到的车辆目标车速曲线。从图中可以看出,车辆的速度不是保持不变的,而是不断上升和下降,这是车辆为避免在交通信号灯红灯处停车而带来的合理变化。模型预测控制的应用是保证车速随交通环境变化而带来的平稳变化,不至于发生剧烈振荡,从而达到节省燃油的目的。

图 7 为基于规则和模糊神经网络控制的混合动力汽车动力电池的 SOC 变化曲线。从图中可以看出,动力电池的 SOC 初始值都在 0.7 左右。从 SOC 的波动范围来看,本文采用的基于模糊神经网络控制的电池荷电状态下下降更为明显。这是因为车辆速度是不断变化的,经常使用电机驱动比发动机驱动更经济省油。

图 8 为混合动力汽车下层控制器分别基于规则和模糊神经网络控制时动力部件的运行状况。

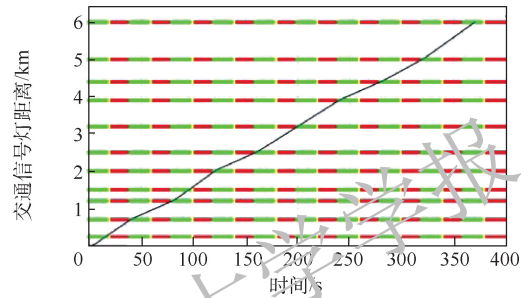


图 5 混合动力汽车轨迹曲线

Fig. 5 Trajectory curve of hybrid electric vehicle

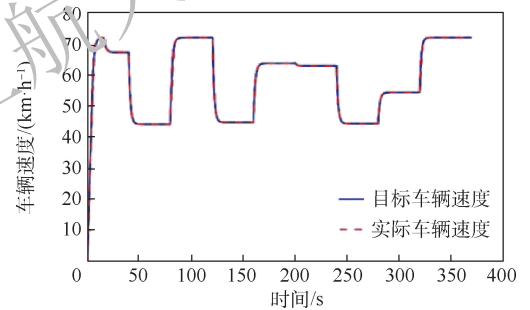


图 6 基于交通信息和模型预测控制的车速预测曲线

Fig. 6 Prediction curves of vehicle velocity based on traffic information and MPC

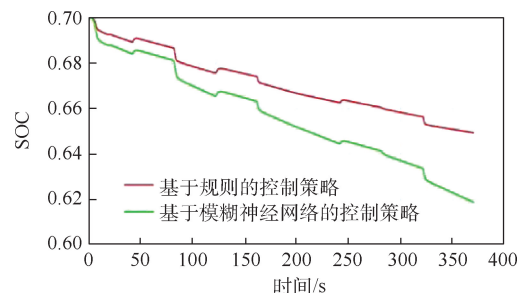


图 7 动力电池的 SOC 变化曲线

Fig. 7 SOC change curves of power battery

结合动力电池的SOC的变化趋势,可知当驱动电机的输出转矩为正时,动力电池的SOC下降;当发动机参与驱动且电机输出转矩为负时,动力电池的SOC升高。图8还表明,基于模糊神经网络控制的发动机转矩(T_e)变化比基于规则的发动机转矩变化平缓,而电机转矩(T_m)变化较大。这表明基于神经网络控制的动力电池的SOC变化范围对应的运行模式与动力部件的输出转矩变化一致。因此,基于模糊神经网络的下层控制器实现了车辆动力源之间良好的转矩分配。

图9为基于规则和模糊神经网络控制的车辆尾气排放曲线。从图中可以看出,基于模糊神经网络控制下的碳氢化合物(HC)、一氧化碳(CO)和氮氧化物(NO_x)的排放量低于基于规则控制方法下的尾气排放量。

如表2所示,比较了一系列基于模糊神经网络和基于规则控制的车辆仿真结果。一方面,从表中可以看出,在模糊神经网络控制和规则控制下,车辆的HC、CO和 NO_x 排放量分别为0.498 g/km、2.664 g/km、0.283 g/km和0.557 g/km、7.879 g/km、0.286 g/km。与基于规则的方法相比,基于模糊神经网络控制方法下的HC、CO和 NO_x 排放性能分别提高了10.59%、66.19%和1.05%。因此,基于模糊神经网络的能量管理控制方法使得车辆有更好的排放性能。

另一方面,从表2可以看出,对于混合动力汽车,使用基于模糊神经网络控制的百公里燃油消耗低于基于规则的控制方法。车辆在模糊神经网络控制和规则控制的方法下,百公里油耗FC分别为

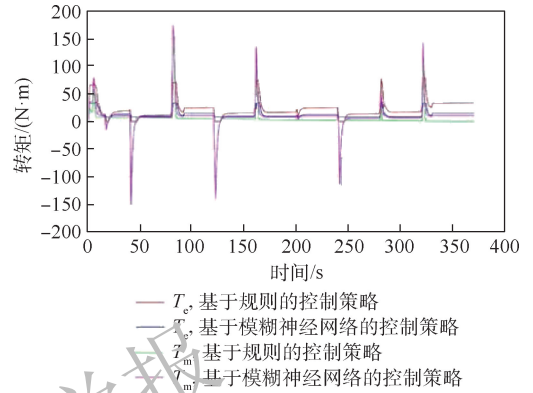


图8 车辆动力部件工作情况

Fig. 8 Operating conditions of vehicle power components

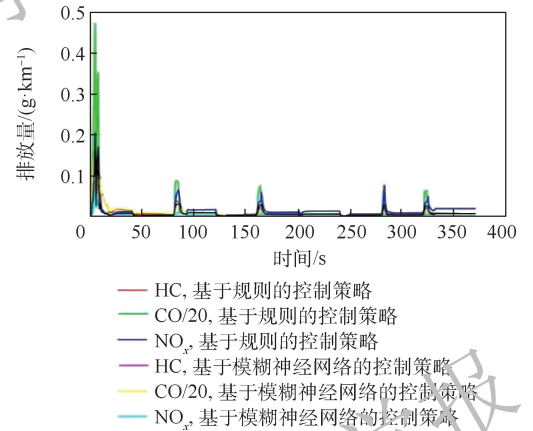


图9 基于规则和模糊神经网络的车尾气排放

Fig. 9 Vehicle exhaust gas emission based on rules and fuzzy neural network

为2.8 L/(100 km)和4.3 L/(100 km)。与基于规则控制的方法相比,模糊神经网络控制下的燃油经济性提高了34.88%。因此,基于模糊神经网络的能量管理控制方法可以提升混合动力汽车的燃油经济性。

表2 两种控制策略仿真结果对比

Table 2 Comparison of simulation result between two control strategies

控制策略	CO 排放量/ ($\text{g} \cdot \text{km}^{-1}$)	HC 排放量/ ($\text{g} \cdot \text{km}^{-1}$)	NO_x 排放量/ ($\text{g} \cdot \text{km}^{-1}$)	FC/ ($\text{L} \cdot (100 \text{ km})^{-1}$)	终止 SOC	电机驱动 效率	整车控制 系统效率
基于规则的控制策略	7.879	0.557	0.286	4.3	0.649 3	0.59	0.147
基于模糊神经网络的控制策略	2.664	0.498	0.283	2.8	0.618 7	0.74	0.184

从仿真结果的分析可以看出,使用分层控制器可以综合优化混合动力汽车能量管理问题。对于上层控制器,车辆能够在网联环境下提前获取交通信息,一方面可以避免车辆通过信号灯时停车,另一方面可以优化车辆速度并计算需求转矩。对于下层控制器,根据上层控制器获得的需求转矩,利用模糊神经网络控制策略可以实现在发动机和电动机之间合理的转矩分配,不仅提高了车辆的燃油经济性,还减少了CO、HC和 NO_x 的排放。

4 结论

本文研究了网联环境下混合动力汽车的能量管理优化问题,并设计了分层控制器。

1) 上层控制器基于交通信号正时模型和模型预测控制算法,利用V2I获得的交通信息求解混合动力汽车的最优目标速度。经过优化后,车辆通过交通信号灯时不会遇到红灯,有效避免了车辆在红灯处停车的情况,从而降低了油耗。

2) 下层控制器采用基于模糊神经网络控制的能量管理优化算法。利用上层控制器获得的目标车速信息,一方面可以实现车速跟踪;另一方面,可以实现各种动力部件的扭矩分配,有效避免发动机频繁启停,从而实现发动机和电机之间车辆动力需求的合理分配。与基于规则控制的方法相比,在模糊神经网络控制下,车辆的平均燃油经济性提高了34.88%,HC、CO和NO_x的排放性能分别降低了10.59%、66.19%和1.05%,实现了混合动力汽车优异的燃油经济性和排放性能。

参考文献 (References)

- [1] ZHANG F Q, HU X S, LANGARI R, et al. Energy management strategies of connected HEVs and PHEVs: Recent progress and outlook [J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2019, 73: 235-256.
- [2] CHEN Z Y, XIONG R, WANG K Y, et al. Optimal energy management strategy of a plug-in hybrid electric vehicle based on a particle swarm optimization algorithm [J]. *Energies*, 2015, 8(5): 3661-3678.
- [3] CHEN F, XIE H H, ZHANG Z J, et al. Design of energy management strategy for hybrid electric vehicles based on genetic fuzzy control [C] // 2019 Chinese Automation Congress (CAC). Piscataway: IEEE Press, 2019: 4980-4984.
- [4] LONG B, LIM S, BAI Z, et al. Energy management and control of electric vehicles, using hybrid power source in regenerative braking operation [J]. *Energies*, 2014, 7(7): 4300-4315.
- [5] 姬芬竹, 杜发荣, 朱文博. 基于制动意图识别的电动汽车能量经济性 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2016, 42(1): 21-27.
- JI F Z, DU F R, ZHU W B. Electric vehicle energy economy based on braking intention identification [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2016, 42(1): 21-27 (in Chinese).
- [6] WANG X M, HE H W, SUN F C, et al. Application study on the dynamic programming algorithm for energy management of plug-in hybrid electric vehicles [J]. *Energies*, 2015, 8(4): 3225-3244.
- [7] HUANG Y H, NG E C Y, ZHOU J L, et al. Eco-driving technology for sustainable road transport: A review [J]. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 2018, 93: 596-609.
- [8] ZHENG C H, XU G Q, XU K, et al. An energy management approach of hybrid vehicles using traffic preview information for energy saving [J]. *Energy Conversion and Management*, 2015, 105: 462-470.
- [9] QIU L H, QIAN L J, ZOMORODI H, et al. Global optimal energy management control strategies for connected four-wheel-drive hybrid electric vehicles [J]. *IET Intelligent Transport Systems*, 2017, 11(5): 264-272.
- [10] 鹿应荣, 许晓彤, 丁川, 等. 连续信号交叉口网联自动驾驶车速控制 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2018, 44(11): 2257-2266.
- LU Y R, XU X T, DING C, et al. Connected autonomous vehicle speed control at successive signalized intersections [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2018, 44(11): 2257-2266 (in Chinese).
- [11] ZENG X R, WANG J M. A parallel hybrid electric vehicle energy management strategy using stochastic model predictive control with road grade preview [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2015, 23(6): 2416-2423.
- [12] 唐小林, 李珊珊, 王红, 等. 网联环境下基于分层式模型预测控制的车队能量控制策略研究 [J]. *机械工程学报*, 2020, 56(14): 119-128.
- TANG X L, LI S S, WANG H, et al. Research on energy control strategy based on hierarchical model predictive control in connected environment [J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2020, 56(14): 119-128 (in Chinese).
- [13] ZHANG C, VAHIDI A, PISU P, et al. Role of terrain preview in energy management of hybrid electric vehicles [J]. *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, 2010, 59(3): 1139-1147.
- [14] YU K J, YANG J Q, YAMAGUCHI D. Model predictive control for hybrid vehicle ecological driving using traffic signal and road slope information [J]. *Control Theory and Technology*, 2015, 13(1): 17-28.
- [15] HU J, SHAO Y L, SUN Z X, et al. Integrated optimal eco-driving on rolling terrain for hybrid electric vehicle with vehicle-infrastructure communication [J]. *Transportation Research Part C: Emerging Technologies*, 2016, 68: 228-244.
- [16] HAO X H, SHEN T L. SDP policy iteration-based energy management strategy using traffic information for commuter hybrid electric vehicles [J]. *Energies*, 2014, 7(7): 4648-4675.
- [17] LIU Y G, LI J, YE M, et al. Optimal energy management strategy for a plug-in hybrid electric vehicle based on road grade information [J]. *Energies*, 2017, 10(4): 412.
- [18] ASADI B, VAHIDI A. Predictive cruise control: Utilizing upcoming traffic signal information for improving fuel economy and reducing trip time [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2011, 19(3): 707-714.
- [19] 钱立军, 邱利宏, 司远, 等. 车联网环境下四驱混合动力汽车队列能量管理全局优化 [J]. *中国科学: 技术科学*, 2017, 47(4): 383-393.
- QIAN L J, QIU L H, SI Y, et al. Global energy management optimization for a group of 4WD hybrid electric vehicles in connected vehicle environment [J]. *Scientia Sinica (Technologica)*, 2017, 47(4): 383-393 (in Chinese).

Energy optimal control of hybrid electric vehicles in connected environment

CHEN Fei¹, XIE Hehui¹, YANG Shichun^{1,*}, FENG Song¹, LIU Jian¹, GAO Xinhua²

(1. School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Chery Automobile Co., Ltd., Wuhu 241006, China)

Abstract: Energy management strategy is one of the core technologies of hybrid electric vehicles, which determines the fuel economy and emission performance of the vehicle. Aiming at the problem that the existing energy management strategies of hybrid electric vehicles are all developed based on the fixed operating conditions without considering the actual road driving conditions, proposes a hierarchical energy control method for hybrid electric vehicles in the connected environment based on the road traffic information and surrounding vehicle information obtained by intelligent transportation system (ITS) and dedicated short range communication (DSRC) technology. Road traffic information and model predictive control algorithm are utilized to predict the optimal velocity of vehicle in the upper controller. The lower controller is designed to follow the optimal velocity by using target vehicle velocity information obtained in the upper controller, and uses the fuzzy neural network control algorithm to optimize the torque distribution between the engine and the motor to reduce fuel consumption. The simulation results show that, compared with the traditional energy management strategy, the proposed method can avoid the vehicle stopping at the red light effectively, so that the fuel consumption rate of the vehicle is reduced by 34.88%, and the emission of HC, CO, and NO_x are reduced by 10.59%, 66.19%, and 1.05%, respectively, which improves the fuel economy and emission performance of hybrid electric vehicles.

Keywords: hybrid electric vehicle; hierarchical control; energy management; fuzzy neural network; connected environment

Received: 2020-09-14; **Accepted:** 2020-09-18; **Published online:** 2020-09-22 15:01

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20200922.1451.002.html

Foundation item: National Key R & D Program of China (2017YFB0103702)

* **Corresponding author.** E-mail: yangshichun@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0506

纤维素航油缩合-加氢工艺能耗分析

黄星华, 董升飞, 杨晓奕*

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院 能源与环境国际中心, 北京 100083)



摘 要: 随着纤维素原料制备糠醛、5-羟甲基糠醛、乙酰丙酸平台化合物技术的日益成熟,平台化合物再利用技术成为国际热点。通过研究平台化合物自缩合与交叉缩合工艺特点,以及后续加氢制备合成航油烷烃的可行路径,设计了利用2条纤维素生物质平台化合物全组分制备航油的工艺,通过能耗分析与评价,确定了每条工艺路线中的主要能耗单元及主要输入的耗能物质。结果表明:糠醛-乙酰丙酸交叉缩合加氢工艺相比糠醛自缩合加氢工艺、5-羟甲基糠醛自缩合加氢工艺在热耗、氢耗等方面有明显优势。为实现秸秆的全组分利用,提出糠醛-乙酰丙酸交叉缩合加氢联合5-羟甲基糠醛自缩合加氢工艺,根据目前的工艺技术,航油收率可达19.6%。

关键词: 平台化合物; 缩合; 加氢; 能耗分析; 航空替代燃料

中图分类号: V312+.3

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2022)01-0121-11

随着传统化石能源的消耗及环境污染等问题的日益突出,基于生物质制备的可再生替代燃料被认为是最有前景的传统航空燃料的替代品。纤维素类生物质是自然界中储量最为丰富的生物质之一,随着纤维素原料制备糠醛(F)、5-羟甲基糠醛(HMF)、乙酰丙酸(LA)平台化合物技术的日益成熟,平台化合物再利用技术成为国际热点。2005年,Huber等^[1]首次提出纤维素类生物质制备长链烷烃的新工艺路线,纤维素原料经水解转化制取平台化合物,再经过碳链增长、加氢脱氧制备航空燃油碳链范围的长链烷烃。近年来,随着航空能源的需求,通过催化缩合反应将碳链增长,最终经加氢脱氧得到航空燃料的工艺路径^[2]迅速发展。

FF是纤维素类生物质衍生的一种重要平台化合物,其活跃的化学性质为后续转化制备燃料

提供了可能。Mariscal等^[3]总结了从FF出发制备各种生物燃料和化工产品的各种路径,经不同的反应条件可生成不同类型的碳氢燃料。Zang等^[4]则总结了不同类型的催化剂对于平台化合物FF和HMF的催化聚合作用。针对LA缩合加氢反应也有类似的研究^[5]。这些基于纤维素类生物质衍生平台化合物催化转化路径的可行性研究工作给纤维素航油的制备提供了多种选择。

目前,对纤维素平台化合物制备航油的研究主要集中在新型催化剂的研发和提高转化效率,缺乏对能耗和平台化合物综合利用的探讨。本文通过对目前纤维素航油缩合-加氢工艺中的反应路径进行能耗分析评价,确定工艺路线中的主要能耗单元及主要输入的耗能物质,为缩合加氢纤维素航油工艺优化提供理论基础。

收稿日期: 2020-09-08; 录用日期: 2020-10-10; 网络出版时间: 2020-10-27 09:38

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201027.0900.001.html

基金项目: 国家重点研发计划(2018YFB1501505)

* 通信作者: E-mail: yangxiaoyi@buaa.edu.cn

引用格式: 黄星华, 董升飞, 杨晓奕. 纤维素航油缩合-加氢工艺能耗分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 121-131.
HUANG X H, DONG S F, YANG X Y. Energy consumption of condensation-hydrogenation process to prepare alkanes from lignocellulose biomass[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 121-131(in Chinese).

1 能耗分析方法

应用 ASPEN PLUS 软件对缩合-加氢工艺各单元进行模拟,设置流程如图 1 所示。缩合反应物先经缩合反应器进行缩合反应,缩合反应分离得到的含氧中间体进一步进入加氢反应器,同时在加氢反应器中加入带压的氢气及加氢溶剂,反应后得到目标加氢产物,同时在缩合产物分离出口及加氢产物出口设置了余热收集单元以收集余热,经 ASPEN PLUS 整体模拟可得到各个单元的能量消耗情况。

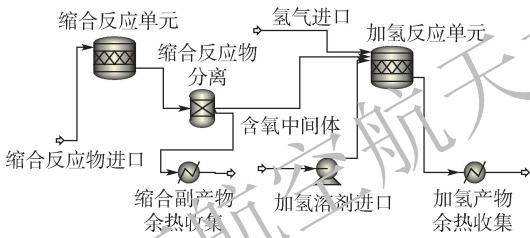


图 1 ASPEN PLUS 模拟的纤维素航油缩合-加氢工艺
Fig. 1 Condensation-hydrogenation process simulated by ASPEN PLUS to prepare alkanes from lignocellulose biomass

1.1 热消耗

热消耗是平台化合物缩合-加氢过程中主要考虑的一块,缩合-加氢过程需将反应体系加热至特定的温度进行反应,并且反应过程伴随着化学反应热的产生。结合各路径现有的实验数据,采用 ASPEN PLUS 内置的化学计量反应器 RStoic 对平台化合物的缩合和加氢过程分别进行模拟。因反应体系不同,模拟过程采用的物性方法针对缩合和加氢过程分别选择,其中缩合单元适用水相极性体系化工合成过程的 WILSON 或 NRTL 方法;加氢单元适用有氢气存在的 PENG-ROB 或 RK-SOAVE 方法。RStoic 反应器中的反应物配比、反应温度和反应压力按对应文献参数设置,其中缩合反应物的进口温度设置为 20℃,加氢体系的真实压力在文献中通常不给出,故加氢反应体系的压力按照对应温度进行理论压力估算。RStoic 反应器中根据文献输入理论的化学反应方程式及相应的转化率,运行模拟可得出反应单元的热负荷。一些催化剂成分因比例较低或数据缺乏作简化考虑,组分误差控制在 15% 以内。

模拟过程还设置了 2 个余热收集单元,分别用于缩合产物副产物出口及加氢产物出口的余热收集,通过设置流股降温至常温(20℃)以得到余热水平,核算时余热利用效率设置为 80%。

1.2 氢气消耗

平台化合物缩合后形成的含氧缩合产物须进

一步加氢脱氧后才能得到理想的航油烷烃,这一过程需要消耗氢气,是能量投入中值得考虑的一方面。因实际加氢过程文献研究中难以给出氢气消耗的数据,基于理论分析给出工艺的氢气消耗评价。

缩合产物后续加氢理论数据通过假设缩合产物完全加氢脱氧生成烷烃计算得出,且假设加氢过程中没有碳损失。其中每 mol 羟基—OH 耗氢 1 mol,每 mol 醚基—O—耗氢 2 mol,每 mol 酮基—C=O 耗氢 2 mol,每 mol 双键耗氢 1 mol,每 mol 羧基—COOH 耗氢 3 mol,每 mol—COO—耗氢 4 mol。

1.3 其他能耗

加氢反应单元压力通常较高(4~10 MPa),因此模拟中设置了泵模块对进入加氢反应单元的加氢溶剂进行加压,此流程消耗的电能通过 ASPEN PLUS 泵模块的模拟结果体现。

其他能耗诸如产物分离能耗等不作考虑。

2 纤维素航油缩合-加氢制备工艺原理

纤维素类生物质中,半纤维素经水解主要得到 FF,纤维素水解主要得到 HMF、LA。因为五碳及六碳类含氧化合物不能满足航空燃料的碳数分布范围($C_8 \sim C_{16}$),必须先通过催化缩合反应使各种平台化合物间的 C—C 键进行偶联形成满足碳数分布要求的中间体,再通过加氢脱氧反应将这些中间体中的氧元素去除才可满足航油烷烃的碳数要求。缩合-加氢过程的工艺直接决定了纤维素航油的品质,是纤维素航油工艺体系的关键单元。

基于上述 3 种平台化合物的催化-加氢工艺反应路径目前已有大量的研究^[4,6-7],3 种平台化合物可通过自缩合和两两交叉缩合的方法在不同的体系、温度、催化剂等条件下实现碳链增长,并通过加氢反应最终获得航油烷烃。下面对目前可行的缩合-加氢反应路径进行总结分类。

2.1 LA 自缩合

Faba 等^[8]研究发现通过 MgZr 的催化作用 LA 可以在温和条件下(0.1 MPa,323 K,0.45 mol/L 的 LA 水相溶液,催化剂与反应物的质量比为 1:25)进行缩合得到 LA 二聚物,实验结果表明,LA 的转化率达到 33%,同时检测出 3 种不同的反应产物: α -当归内酯(AL)和 2 种醛醇缩合产物 LA-LA 及 AL-LA,它们的选择性分别为 12.3%、77.8%、9.8%,如图 2 路径 I 所示。Amarasekara 等^[9]使

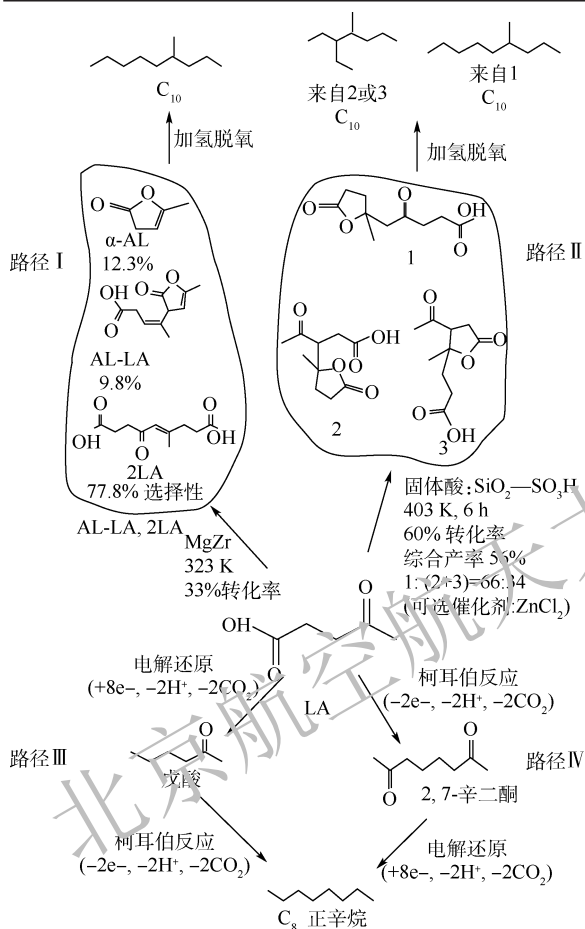


图 2 乙酰丙酸二聚

Fig. 2 Dimerization of LA

用负载 10 mol% 的固体酸催化剂 $\text{SiO}_2-\text{SO}_3\text{H}$ 在 403 K 下反应 6 h, 也可得到 3 种不同的 LA 二聚物, LA 转化率及二聚物综合收率分别为 60% 和 56%。Li 等^[5] 使用 ZnCl_2 作为催化剂也得到类似的结果, 如图 2 路径 II 所示。

此外, Nilges 等^[10] 发现了一种新型的 LA 二聚缩合方法, 通过电化学作用在水相室温下产生 C_8 烷烃, 如图 2 路径 III 和路径 IV, 路径 III 是先将 LA 通过电解还原成戊酸, 再通过柯耳伯缩合 (Kolbe electrolysis) 二聚成正辛烷; 路径 IV 则是先通过柯耳伯反应将 LA 转化成 2,7-辛二酮, 随后进一步将其电解还原成正辛烷。这种绿色温和的反应体系值得后续进一步的研究。

上述 LA 二聚成 LA 二聚体的路径理论上可通过加氢脱氧反应得到 $\text{C}_8 \sim \text{C}_{10}$ 烷烃, 但 LA 二聚体的加氢脱氧目前在文献中研究较少, 它可能比简单的醛醇缩合产物的加氢脱氧更困难。

2.2 FF 自缩合

FF 中的高活性含醛官能团 $-\text{CHO}$ 上能发生多种化学反应, FF 自缩合主要有二聚缩合和三聚缩合。催化二聚加氢可得到 C_{10} 烷烃, 催化三聚加氢可得到 C_{15} 烷烃。

催化二聚制备 C_{10} 烷烃主要有 3 条途径。Huang 等^[11] 研究发现 FF 在质量分数为 10% 的 NaOH 溶液中加入还原剂 Zn , 323 K 下反应 6 h, 可得到 FF 二聚的 C_{10} 中间体 (见图 3 路径 I), 并且 FF 转化率高达 99%, 中间体综合收率为 97.48%, 这一中间体后续可加氢脱氧制备成 C_{10} 直链烷烃。Hronec^[12] 和 Yang^[13] 等的研究工作指出在 Ni 、 Pt 、 Pd 、 Ru 等贵金属的催化作用下, 可将 FF 中的呋喃环加氢重排成环戊酮 (CPONE)。其中使用 5% Pt/C , 在 433 K、8 MPa H_2 下反应 30 min, 可得到 100% 的 FF 转化率, 并且 CPONE 的收率高达 76.5%。Yang 等^[14] 的工作指出环戊酮可在 MgAl 的催化下自缩合二聚成 2-环戊基环戊酮, 经加氢后可得到 C_{10} 环状烷烃。Hronec^[12] 和 Yang^[14] 等的工艺结合可得到 FF 经 CPONE 制备 C_{10} 环烷烃的工艺路径, 如图 3 路径 II 所示, 其中综合缩合产物收率为 57.59%。

与常规的无机催化剂不同, Wegenhart 等^[15] 研究了氮杂环卡宾 (NHC) 这类有机催化剂对呋喃类化合物的催化缩合作用。其中在甲基四氢呋喃 (MeTHF) 或乙醇作为溶剂的条件下, 以 1,3-二苄基溴化苯咪唑鎓 (BIBnHBr) 作为 NHC 催化剂, 同时加入一定量的二氮杂二环 (DBU), 在微波辐射催化条件下可催化 FF 二聚成糠偶姻 (Furoin), 收率可达 88%, Furoin 可进一步加氢得到 C_{10} 直链烷烃, 如图 3 路径 III 所示。

FF 三聚形成 C_{15} 烷烃主要有 2 个途径。从 FF 衍生得到的甲基呋喃在 $\text{C}-\text{C}$ 键缩合上有着很

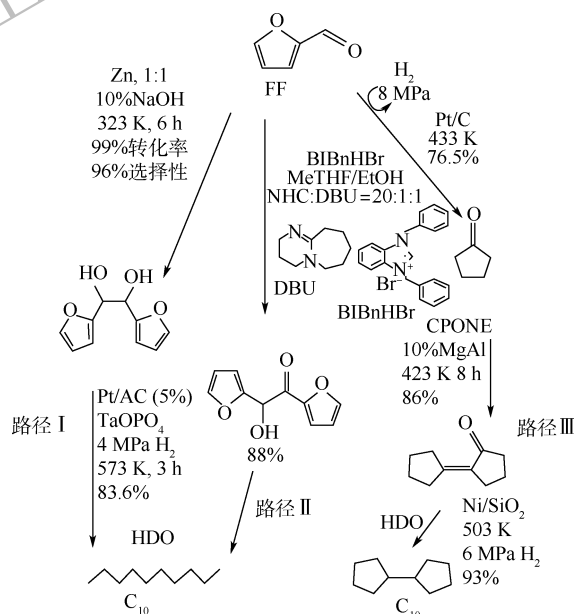


图 3 三种催化糠醛二聚制备 C_{10} 烷烃的路径

Fig. 3 Three pathways of catalyzed dimerization of FF for preparation of C_{10} alkanes

高的倾向性。Wang 等^[16]提出可使用 Raney Ni 催化剂加氢催化还原 FF 得到 2-甲基呋喃,在 0.3 MPa 氢气压力及 523 K 温度下收率为 81%。FF 与甲基呋喃按照物质的量 1:2 缩合可得到 C₁₅ 中间体^[16],有机酸甲酸催化时收率为 88.9%,无机酸

硫酸催化时收率为 94.6%,进一步加氢脱氧得到 C₁₅ 支链烷烃,如图 4 路径 I 所示。Corma 等^[17]则直接利用甲基呋喃的缩合作用,333 K 温度下得到甲基呋喃三聚形成的 C₁₅ 中间体,收率为 94%,缩合加氢后同样得到 C₁₅ 烷烃,如图 4 路径 II 所示。

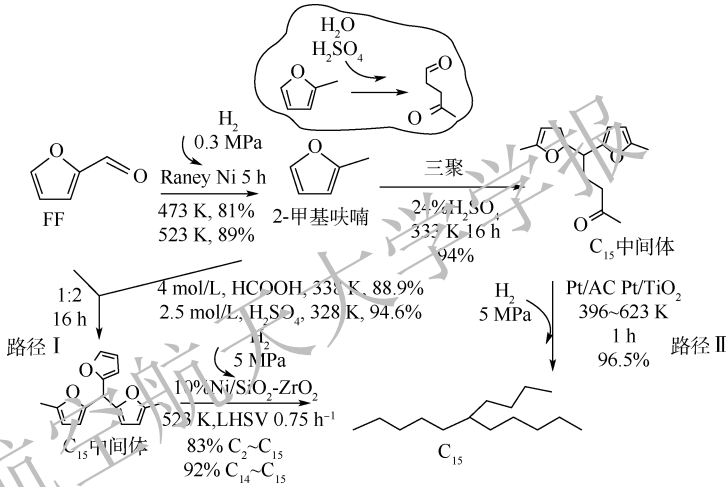


图 4 糠醛借助甲基呋喃作为桥梁三聚制备 C₁₅ 烷烃

Fig. 4 Methylfuran assisted trimerization of FF for preparation of C₁₅ alkanes

2.3 HMF 自缩合

HMF 二聚可得到 C₁₂ 烷烃。HMF 有着和 FF 类似的化学结构,故 FF 中的缩合路径大多也适用于 HMF,主要表现为二聚缩合。

Li 等^[6]提出一种加氢-缩合-加氢路径,HMF 先加氢还原成 HMTHFA,随后 HMTHFA 自身进行醛醇缩合二聚成 C₁₂ 中间体,最后通过加氢脱氧得到 C₁₂ 烷烃,如图 5 路径 I 所示,但没有给出缩合产物的收率。

Zang 等^[4]使用有机催化剂 1,3,4-三苯基-4,5-二氢-1H-1,2,4-三氮唑-5-亚基(TPT)333 K 下反应 1 h 直接催化 HMF 二聚形成 DHMF,如图 5 路径 II 所示,产物收率高达 95.5%,后续进一步加氢脱氧,可将 DHMF 还原成 C₁₂ 直链烷烃。

根据 Yang 等^[18]的研究,HMF 可以通过加入还原剂碘化氢,在 120℃ 下反应 1 h 而催化还原为甲基糠醛(5-Methylfurfural,5-MF),收率达 47%。而 Wegenhart 等^[15]的研究指出了 HMF 的衍生物甲基糠醛 5-MF 可以经有机催化剂 NHC 催化缩合得到 5,5'-二甲基糠醛素(Me₂-Furoin),收率为 66%,后续加氢可得到 C₁₂ 直链烷烃,如图 5 路径 III 所示。Huang 等^[11]在 10% 的 NaOH 溶液中加入还原剂 Al,室温下反应 6 h,可将 5-MF 二聚成 C₁₂ 中间体,收率为 35.2%,后续加氢同样可得到 C₁₂ 直链烷烃,如图 5 路径 IV 所示。

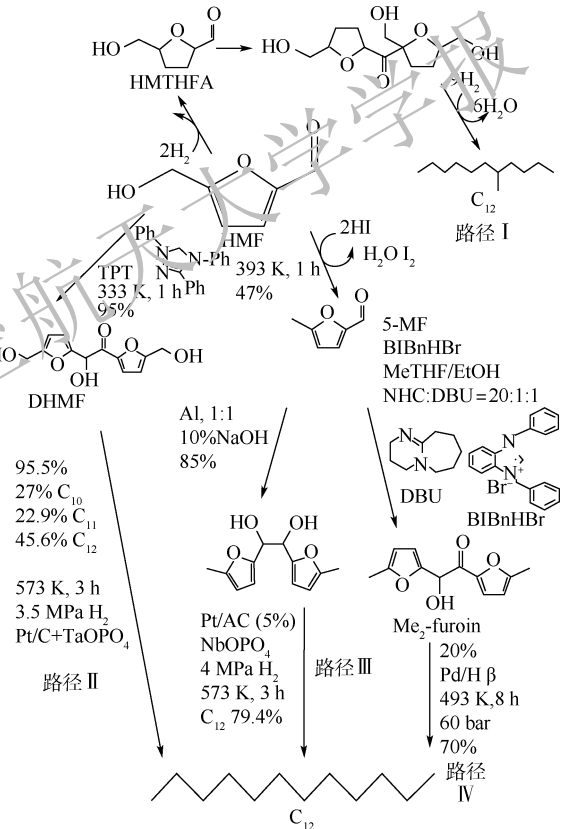


图 5 四种催化 5-羟甲基糠醛二聚制备 C₁₂ 烷烃的路径

Fig. 5 Four pathways of catalyzed dimerization of HMF for preparation of C₁₂ alkanes

2.4 交叉缩合

2.4.1 FF 与 LA 催化缩合

Tan 等^[19]研究在水相碱性 pH = 13 条件下,

LA 类物质 (LA 和 LA 乙酯) 与 FF 的缩合作用, FF 与 LA 的物质的量比为 1:1 时, 373 K 下反应 4 h 可得到 2 种 LA-FF 的缩合 C_{10} 中间体, 如图 6 中 I 和 II, 综合收率可达 88%, 加氢后可得到 C_{10} 烷烃。当 FF 与 LA 的物质的量比为 2:1 时, 100°C 温度下反应 4 h 可得到 2FF-LA 缩合产物 C_{15} 含氧中间体, 如图 6 中的 III, 此时收率可达 90.5%, 加氢后可得到 C_{15} 烷烃。

Liang 等^[20] 同样研究了 FF 和 LA 的醛醇缩合作用, 采用一系列酸性沸石和氧化物等固体催化剂进行催化反应。实验观察得出, 纳米化改良的 Nano-ZnO-450 催化剂在 95°C 下水相催化反应 1 h, LA-FF 有效缩合产物 (见图 6 中的 II) 具有高达 88.6% 的选择性, 但因转化率较低实际缩合产物收率只有 44.62%。

Amarasekara 等^[21] 在水相常温下使用 NaOH 作为催化剂研究 FF 和 LA 催化缩合, 得到一种收率达 83% 的呋喃-酮酸聚合物。由此可见, FF 与 LA 的缩合产物具有多样性, 并对 FF 与 LA 的比例变化比较敏感。目前, 普遍认为 FF 与 LA 的物质的量比为 2:1 时缩合产率较高。张琦^[22] 和 Li^[23] 等分析了基于 LA 与 FF 交叉缩合工艺的百吨每年规模纤维素航油系统的全过程物质转化, 航油综合收率为 41%。

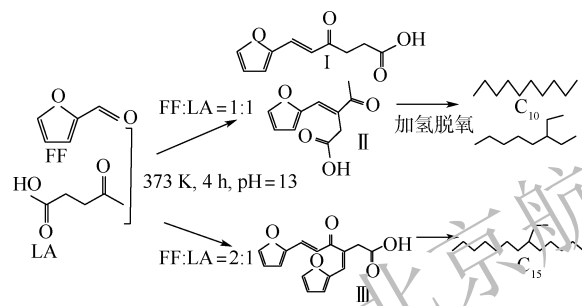


图 6 糠醛与乙酰丙酸缩合

Fig. 6 Condensation between FF and LA

2.4.2 HMF 与 LA 催化缩合

Amarasekara 等^[21] 将 FF 与 LA 缩合的方法同样应用于 HMF 与 LA 的缩合, 碱性水相条件下在 1 h 内从 0°C 升至室温并保持 48 h, 发现缩合产物没有形成高聚物, 而是形成了 2 种比例分别为 58.6% 和 23.4% 的 C_{11} 含氧中间体, 收率为 43.94%。 C_{11} 中间体经加氢脱氧后可形成 C_{11} 烷烃, 反应过程如图 7 所示。Zhao 等^[24] 从密度泛函理论 (DFT) 研究了 HMF 与 LA 缩合过程的机理: LA 先经去质子化产生 LA 离子, 随后 LA 离子在 HMF 的羟甲基位点上结合, 内部脱水后形成缩合产物。

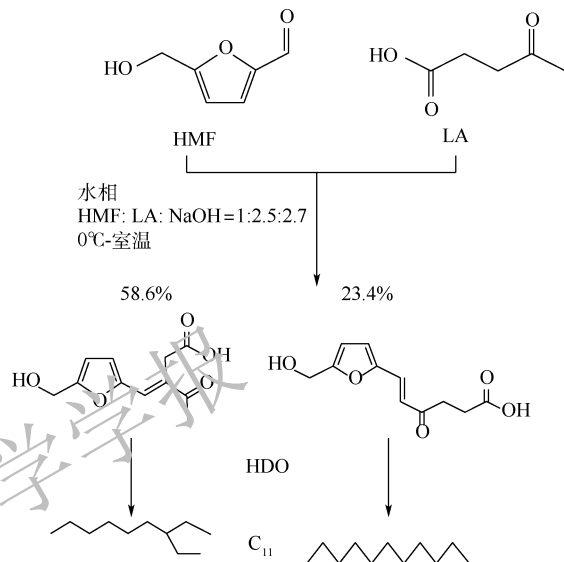


图 7 5-羟甲基糠醛与乙酰丙酸催化缩合

Fig. 7 Catalyzed condensation between HMF and LA

2.4.3 FF、HMF 与呋喃缩合

呋喃 (C_4H_4O , 见图 8) 也是一种 FF 类物质衍生的重要平台化合物, 可以经 FF 脱碳制备。Stevens 等^[25] 提出一种在超临界 CO_2 氛围中通过 Pd/C 催化 FF 脱碳形成呋喃的反应路径, 以 Pd (5%)/C 作为催化剂, 控制温度和压力分别为 523 K 和 15 MPa, 呋喃收率高达 98%。而 Subrahmanyam 等^[7] 则提出 FF 或 HMF 均可在硫酸溶液的作用下与呋喃缩合形成 C_{13} 或 C_{18} 含氧中间体, 收率分别为 76% 和 86%, 中间体进一步加氢可得到 C_{13} 和 C_{18} 支链型烷烃, 如图 8 所示。

2.4.4 FF 与 HMF 衍生物呋喃甲醇和呋喃二甲醇聚合

van Buijtenen 等^[26] 的专利指出 FF 及 HMF 的轻度加氢衍生物呋喃甲醇 (FOL) 及呋喃二甲醇^[27] (FDM) 可发生 C—C 缩合反应, 形成以呋喃环为主体的聚合物, 经加氢后可得到碳数范围为 $C_{10} \sim C_{21}$ 的直链烷烃, 但产率未严格给出, 工艺如图 9 所示。

2.4.5 FF、HMF 与环酮反应

环酮类物质是生物质催化缩合的重要中间体, 其中环戊酮 (CP) 和环己酮 (CH) 最为常见。环戊酮可由 FF 加氢重整得到^[12-13], 而环己酮可以由木质素衍生的苯酚制备^[28-29]。Liu 等^[30] 的研究发现 FF 类物质和环酮可在 30°C 碱性条件下进行物质的量为 2:1 的缩合反应, 其中 FF-CP-FF 可基于 CP 得到 96% 的收率, FF-CH-FF 基于 CH 得到 92% 的收率; 类似的, HMF-CP-HMF 和 HMF-CH-HMF 的收率分别为 96% 和 98%。这些缩合

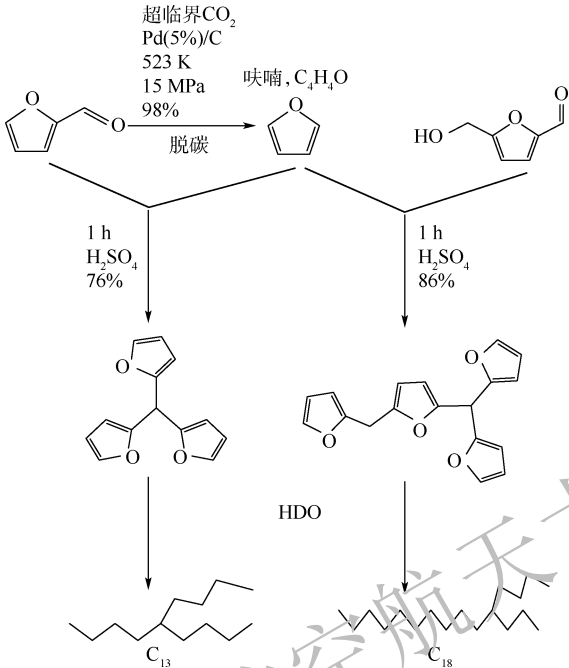


图8 糠醛与5-羟甲基糠醛分别与呋喃进行缩合
Fig. 8 Condensation between FF/HMF and furan

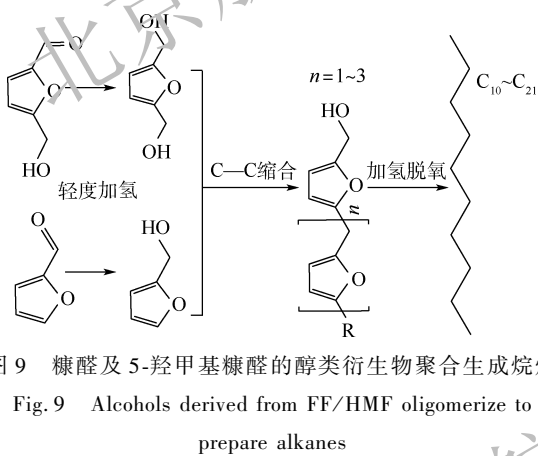


图9 糠醛及5-羟甲基糠醛的醇类衍生物聚合生成烷烃
Fig. 9 Alcohols derived from FF/HMF oligomerize to prepare alkanes

产物后续经加氢脱氧后可得到 $C_{15} \sim C_{18}$ 碳数范围的环烷烃,如图10所示。

2.5 纤维素航油工艺筛选及能耗分析

本着综合产率高、绿色简便的原则,从2.1节~2.4节所有路径中筛选出工艺稳定、收率高的3种缩合加氢工艺,如表1所示。

FF自缩合路径综合收率高达60.35%,航油产品主要为 C_{10} 烷烃,是3种缩合加氢路径中最高的,但缩合过程需消耗Zn作为还原剂。HMF自缩合的路径综合收率达47.42%,航油产品主要为 C_{12} 烷烃,亦是产率较高的路径之一,其缩合过程使用有机催化剂TPT,其在工业生产中的可重复性需进一步考究。FF与LA物质的量在大于2:1配比的条件下,可进行高效的缩合,且反应条件方便简洁不需额外的特殊催化剂,在水相碱性下就能进行缩合,这一工艺已在中国科学院广州能源研究所研发的中试系统中运行^[22,30],综合收

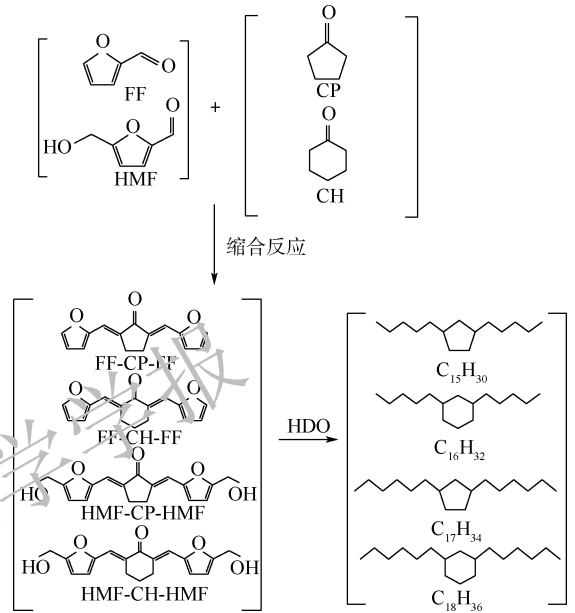


图10 糠醛、5-羟甲基糠醛与环酮聚合生成 $C_{15} \sim C_{18}$ 环烷烃

Fig. 10 Condensation of FF/HMF and cyclic ketones to produce $C_{15} \sim C_{18}$ cycloalkanes

率可达41.37%,航油产品主要为 C_{15} 烷烃,并有少量的 C_{10} 烷烃。

表2给出了上述筛选的3条缩合-加氢路径基于ASPEN PLUS模拟的能耗结果,结果以单位质量航油产物的能耗呈现,包括缩合单元热负荷、加氢单元热负荷、泵单元电功及余热收集单元余热,正值表示吸热,负值表示放热。模拟结果表明,缩合单元中HMF自缩合的热负荷相较于其余2条路径小得多,主要原因是其缩合过程反应物中几乎全是平台化合物HMF,而没有大占比的高比热水相组分。加氢单元和泵单元的能耗结果中,FF与HMF这2种自缩合加氢路径的能耗显著高于LA-FF缩合加氢路径,主要原因是:LA-FF缩合加氢工艺中加氢体系中含氧中间体的质量分数达32.23%,而其他2条路径的加氢体系含氧中间体的质量分数均小于2%,且有超过质量分数97%的高比热的水或醋酸,这直接导致了加氢过程热耗的巨大差别;另外,这种高溶剂占比的反应体系也提高了泵单元的电功。表2中还列出了缩合单元和加氢单元在对应参考组分下的化学反应热,缩合反应中除FF-LA缩合反应放热外,FF与HMF自缩合的反应都为吸热反应,推测是交叉缩合和自缩合不同反应机制的结果,交叉缩合是脱水缩合,而自缩合是C-C直接耦合,无需脱水;加氢反应均为放热反应,且各含氧中间体的加氢反应热差别不大。余热收集单元针对缩合和加氢反应器的出口也收集到可观的热能。

结合加氢过程的理论氢气消耗,可得到3条

缩合-加氢路径的能耗清单,即通过不同路径产出每克航油和每焦耳航油(每焦耳航油基于烷烃产物的低位热值 LHV 进行换算)的能耗,结果如

表 3 所示。将基准定为每克航油和每焦耳航油产物,可更直观地评价各路径的能耗水平。其中因 LA-FF 缩合加氢路径航油产物同时包含 C₁₀ 和 C₁₅

表 1 三种纤维素类生物质前驱体缩合-加氢制备航油烷烃的方法

Table 1 Three ways of alkanes production by condensation and hydrogenation of precursors derived from lignocellulose-derived chemicals

平台化合物	类别	缩合过程				加氢过程				综合收率/%	参考文献
		缩合收率/%	催化剂	温度/℃	产物烷烃碳数	理论氢耗/g	加氢收率/%	催化剂	温度/℃		
FF	Zn 催化 FF 二聚	98.51	还原剂 Zn	50	10	0.163	61.25	Pt/C	300	60.35	[11]
HMF	TPT 催化 HMF 二聚	95	TPT	60	12	0.103	49.92	Pd/C	250	47.42	[4]
FF, LA	LA-FF 交叉缩合	79.21	NaOH	50	5, 10	0.111	52.23	Ru/C Ru/Al ₂ O ₃	300	41.37	[22-23]

注:缩合收率 = 缩合产物质量/平台化合物的质量 × 100%;加氢收率 = 烷烃质量/缩合产物质量 × 100%;理论氢耗 = 每克缩合产物加氢过程理论耗氢质量;综合收率 = 缩合收率 × 加氢收率 × 100%。

表 2 基于 ASPEN PLUS 模拟的各缩合-加氢路径的能耗情况

Table 2 Energy consumption of different pathways in condensation and hydrogenation by ASPEN PLUS simulation

路径	缩合单元					热负荷/(J · g ⁻¹)
	反应物组成/%	产物组成/%	反应条件	化学反应热/(kJ · mol ⁻¹)	缩合收率/%	
LA-FF 缩合加氢	FF	1.85	C ₁₀ 中间体	0.17	50℃ 1atm	-106.35 (参考组分: LA)
	LA	1.12	C ₁₅ 中间体	2.17		
	NaOH	1.13	其他	97.66		
	H ₂ O	95.9				
FF 自缩合加氢	FF	5.78	C ₁₀ 中间体	5.69	50℃ 1atm	413.35 (参考组分: FF)
	Zn	3.94	其他	94.31		
	NaOH	9.03				
	H ₂ O	81.25				
HMF 自缩合加氢	HMF	100	C ₁₂ 中间体	95	60℃ 1atm	81.44 (参考组分: HMF)
	TPT		其他	5		
	KOtBu					
路径	加氢单元					热负荷/(J · g ⁻¹)
	反应物组成/%	产物组成/%	反应条件	化学反应热/(kJ · mol ⁻¹)	缩合收率/%	
LA-FF 缩合加氢	含氧中间体	32.23	C ₁₀ 烷烃	1.17	300℃ 4 MPa	-1 186.01 (参考组分: 含氧中间体)
	甲醇	64.24	C ₁₅ 烷烃	15.67		
	催化剂		其他	83.16		
	H ₂	3.53				
FF 自缩合加氢	含氧中间体	1.9	C ₁₀ 烷烃	1.16	300℃ 10 MPa	-1 317.28 (参考组分: 含氧中间体)
	水	97.9	其他	98.84		
	Pt/C 固体酸					
	H ₂	0.2				
HMF 自缩合加氢	含氧中间体	0.59	C ₁₂ 烷烃	0.29	250℃ 4.2 MPa	-1 105.91 (参考组分: 含氧中间体)
	醋酸	99.35	其他	99.71		
	Pd/C					
	La(OTf) ₃					
	H ₂	0.06				
路径	泵单元		余热收集单元			
	电功/(J · g ⁻¹)		缩合副产物余热/(J · g ⁻¹)	加氢产物余热/(J · g ⁻¹)		
LA-FF 缩合加氢	62.99		-7 780.66	-6 962.93		
FF 自缩合加氢	2 825.2		-2 287.26	-94 188.84		
HMF 自缩合加氢	4 289.59		-7.56	-58 110.59		

注:表中各单元能耗基准为各路径生成每克航油产物所消耗的能量,正值表示吸热,负值表示放热;1 atm = 1.013 25 × 10⁵ Pa。

表3 基于航油产物的各缩合-加氢路径能耗汇总

基准	路径	反应热耗/kJ	电耗/J	(反应热耗 + 电耗)/J	余热收集/J	加氢氢耗/g	
基于每克航油产物	考虑 C ₁₀ 与 C ₁₅	11 856.99	62.99	11 919.98	-14 743.59	0.142 3	
	LA-FF 缩合加氢	只考虑 C ₁₀	171 165.14	909.31	172 074.45	-212 835.52	2.054 3
		只考虑 C ₁₅	12 739.48	67.68	12 807.16	-15 840.93	0.152 9
	FF 自缩合加氢		122 540.42	2 825.20	125 365.62	-96 476.10	0.141 7
	HMF 自缩合加氢		63 006.46	4 289.59	67 296.05	-58 118.15	0.153 8
基于每焦耳航油产物	考虑 C ₁₀ 与 C ₁₅	0.27	0.001 4	0.27	-0.34	/	
	LA-FF 缩合加氢	只考虑 C ₁₀	3.87	0.020 6	3.89	-4.81	/
		只考虑 C ₁₅	0.29	0.001 5	0.29	-0.36	/
	FF 自缩合加氢		2.77	0.063 9	2.83	-2.18	/
	HMF 自缩合加氢		1.43	0.097 2	1.53	-1.32	/

注:LA-FF 缩合加氢路径航油产物同时包含 C₁₀ 和 C₁₅ 烷烃,表中给出了只考虑 C₁₀ 或 C₁₅ 航油的情况;LHV_{C₁₀} = 44.24 kJ/g, LHV_{C₁₂} = 44.11 kJ/g, LHV_{C₁₅} = 43.98 kJ/g。

烷烃,表中给出了只考虑 C₁₀ 或 C₁₅ 航油的情况。反应热耗和电耗中 LA-FF 缩合加氢工艺能耗为 0.27 J(基于每焦耳航油),相对于其余两工艺有明显的优势,且其中航油产物的组分绝大部分为 C₁₅ 烷烃。加氢氢耗结果中,HMF 自缩合加氢路径因其缩合含氧中间体的氧元素比例较高而氢耗略高于其余两路径。

3 纤维素航油全组分利用工艺设计及能耗分析

以 3 种纤维素平台化合物为起点,不管是自缩合还是交叉缩合都是纤维素航油制备的可行路径之一,而单一的路径无法充分利用纤维素类生物质,故有必要对上述筛选路径进行组合,设计可行的纤维素航油全组分利用工艺。

以 1 种质量含 39.6% 葡聚糖、19.5% 木聚糖的玉米秸秆为例,理论上每克此秸秆可经木聚糖转化生成 0.141 8 g 的 FF,葡聚糖转化生成 0.307 7 g 的 HMF 或 0.283 3 g 的 LA。基于此理论数据设计下述 2 条纤维素航油全组分利用工艺。

3.1 LA-FF 缩合与 HMF 自缩合结合

将玉米秸秆中的木聚糖全部转化为 FF,同时按照 LA-FF 缩合所需的配比将木聚糖转化一部分为 LA,其余转化为 HMF。通过 LA-FF 缩合加氢和 HMF 自缩合加氢结合可得航油综合收率为 19.6%,较 LA-FF 交叉缩合路径的收率提高 108%,如图 11 所示。

3.2 FF 自缩合和 HMF 自缩合结合

将玉米秸秆中的木聚糖全部转化为 FF,同时将木聚糖全部转化为 HMF。通过 FF 自缩合加氢和 HMF 自缩合加氢结合可得航油综合收率为 23.15%,如图 12 所示。

3.1 节和 3.2 节设计的 2 种纤维素航油全组分利用工艺虽以玉米秸秆为起点给出理论的航油综合收率,但玉米秸秆水解为平台化合物的这一过程以理论数据替代,着重探讨后续平台化合物实际缩合-加氢过程的能耗。

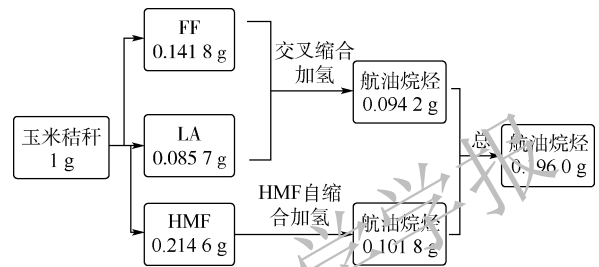


图 11 LA-FF 缩合和 5-羟甲基糖醛自缩合结合的纤维素航油制备工艺

Fig. 11 Preparation process of alkanes from lignocellulose biomass by LA-FF condensation and HMF self-condensation

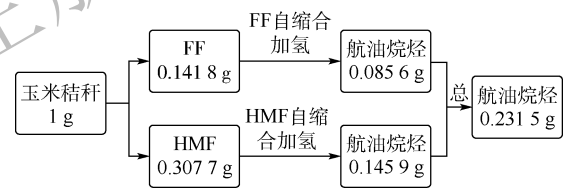


图 12 糖醛自缩合和 5-羟甲基糖醛自缩合结合的纤维素航油制备工艺

Fig. 12 Preparation process of alkanes from lignocellulose biomass by self-condensation of FF and HMF

3.3 能耗分析及工艺优化

综合各路径的能耗及纤维素航油制备工艺的物流情况,可得到 3 种独立缩合加氢工艺和 2 种全组分利用工艺在缩合加氢工艺上的能耗指标,结果如表 4 所示。

表中,LA-FF 缩合与 HMF 自缩合结合工艺热耗与电耗合计为 0.92 J(基于每焦耳航油);FF 自缩合和 HMF 自缩合结合工艺热耗与电耗合计为 2.01 J(基于每焦耳航油)。

表 4 各种工艺缩合-加氢过程的能耗指标

Table 4 Energy consumption indexes of condensation and hydrogenation of various processes

工艺	航油产率		热耗 + 电耗			氢耗		
	基于每克 秸秆/g	基于每克 秸秆/J	基于每克 秸秆/kJ	基于每克 航油/kJ	基于每焦耳 航油/J	基于每克 秸秆/g	基于每克 航油/g	基于每焦耳 航油/g
LA-FF 缩合	0.094 2	4 144.79	1.12	11.92	0.27	0.013 4	0.142 3	3.234 3
FF 自缩合	0.085 6	3 785.62	10.73	125.37	2.83	0.012 1	0.141 7	3.202 7
HMF 自缩合	0.145 9	6 436.19	9.82	67.30	1.53	0.022 4	0.153 8	3.487 8
LA-FF 缩合与 HMF 自缩合结合	0.196 0	8 634.23	7.97	40.68	0.92	0.029 1	0.148 3	3.366 1
FF 自缩合与 HMF 自缩合结合	0.231 5	10 221.82	20.55	88.76	2.01	0.034 6	0.149 4	3.382 3

结合产率,LA-FF 缩合与 HMF 自缩合结合工艺可相对于仅 LA-FF 缩合工艺航油产率提高 108%,而热耗与电耗为 LA-FF 缩合工艺的 3.4 倍。FF 自缩合和 HMF 自缩合结合工艺可相对于仅 LA-FF 缩合工艺航油产率提高 146%,而热耗与电耗为 LA-FF 缩合工艺的 7.4 倍。可见,虽 2 种全组分利用工艺较仅 LA-FF 缩合工艺有更高的航油收率,但热耗和电耗显著提升。而全组分利用工艺的氢耗与各独立缩合加氢工艺几乎相当。

LA-FF 缩合工艺是目前主流采用的工艺,其主要优势是反应体系相对简单,但一般纤维素类物质中葡聚糖产出 LA 总是过量于缩合所需的 FF,造成生物质组分的浪费,故通过将富余的葡聚糖转化为 HMF,经由 HMF 自缩合加氢的路径制备航油加以利用,理论上可将此工艺的航油收率提高 108%,但能耗相比 LA-FF 缩合工艺显著提升。

FF 自缩合和 HMF 自缩合结合工艺是理论分析纤维素航油收率最高的工艺,理论综合收率可达 23.15%,但相对于 LA-FF 缩合工艺其能耗较高,主要原因是加氢反应体系中加入了高比例的溶剂,这些溶剂在反应体系中的占比在 90% 以上,极大地增加了加热能耗和加压所需电耗。FF 自缩合和 HMF 自缩合结合工艺提供了一种理论上更高航油产率的全组分利用工艺,为进一步改善,可通过研发低溶剂占比或无溶剂的反应体系,同时提高工艺的加氢收率来降低能耗。

4 结 论

基于纤维素航油缩合-加氢制备的工艺,从 3 种平台化合物出发,总结了平台化合物之间催化缩合加氢的有效路径,通过对缩合加氢路径进行分析,得出以下结论:

1) 以绿色与产率为评价目标,通过 ASPEN

PLUS 能耗分析,组合设计了 2 种纤维素类物质全组分利用制备航油的工艺,其中通过增加 HMF 自缩合的工艺可将主流的仅 LA-FF 缩合工艺航油收率提高 19.6%。FF 自缩合和 HMF 自缩合结合工艺航油理论收率高达 23.15%。

2) 通过物流、能流分析,得到了各工艺单元的热耗、电耗、氢耗。LA-FF 自缩合与 HMF 自缩合结合工艺能耗为 0.92 J(基于每焦耳航油);FF 自缩合和 HMF 自缩合结合工艺能耗为 2.01 J(基于每焦耳航油);虽然全组分利用工艺较仅 LA-FF 缩合加氢工艺产率提高,但能耗不具优势。

3) FF 自缩合和 HMF 自缩合结合工艺是有提高航油收率前景的纤维素航油制备工艺,但目前其加氢体系能耗较高。改善反应体系,研发低溶剂占比或无溶剂反应体系,提高加氢收率能有效降低此工艺的能耗。

参考文献 (References)

- [1] HUBER G W, CHHEDA J N, BARRETT C J, et al. Production of liquid alkanes by aqueous-phase processing of biomass-derived carbohydrates[J]. *Science*, 2005, 308(5727): 1446-1450.
- [2] CHHEDA J N, DUMESIC J A. An overview of dehydration, aldol-condensation and hydrogenation processes for production of liquid alkanes from biomass-derived carbohydrates[J]. *Catalysis Today*, 2007, 123(1-4): 59-70.
- [3] MARISCAL R, MAIRELES-TORRES P, OJEDA M, et al. Furfural: A renewable and versatile platform molecule for the synthesis of chemicals and fuels[J]. *Energy & Environmental Science*, 2016, 9(4): 1144-1189.
- [4] ZANG H J, WANG K, ZHANG M C, et al. Catalytic coupling of biomass-derived aldehydes into intermediates for biofuels and materials[J]. *Catalysis Science & Technology*, 2018, 8(7): 1777-1798.
- [5] LI Z, ZHANG J J, NIELSEN M M, et al. Efficient C—C bond formation between two levulinic acid molecules to produce C10 compounds with the cooperation effect of lewis and brønsted acids[J]. *ACS Sustainable Chemistry & Engineering*, 2018, 6(5): 5708-5711.

- [6] LI H, RIISAGER A, SARAVANAMURUGAN S, et al. Carbon-increasing catalytic strategies for upgrading biomass into energy-intensive fuels and chemicals[J]. *ACS Catalysis*, 2018, 8(1): 148-187.
- [7] SUBRAHMANYAM A V, THAYUMANAVAN S, HUBER G W. C—C bond formation reactions for biomass-derived molecules[J]. *ChemSusChem*, 2010, 3(10): 1158-1161.
- [8] FABÁ L, DÍAZ E, ORDÓÑEZ S. Base-catalyzed condensation of levulinic acid: A new biorefinery upgrading approach [J]. *ChemCatChem*, 2016, 8(8): 1490-1494.
- [9] AMARASEKARA A S, WIREDU B, GRADY T L, et al. Solid acid catalyzed aldol dimerization of levulinic acid for the preparation of C10 renewable fuel and chemical feedstocks[J]. *Catalysis Communications*, 2019, 124: 6-11.
- [10] NILGES P, DOS SANTOS T R, HARNISCH F, et al. Electrochemistry for biofuel generation: Electrochemical conversion of levulinic acid to octane[J]. *Energy & Environmental Science*, 2012, 5(1): 5231-5235.
- [11] HUANG Y B, YANG Z, DAI J J, et al. Production of high quality fuels from lignocellulose-derived chemicals: A convenient C—C bond formation of furfural, 5-methylfurfural and aromatic aldehyde[J]. *RSC Advances*, 2012, 2(30): 11211-11214.
- [12] HRONEC M, LULAJTAROVÁ K. Selective transformation of furfural to cyclopentanone [J]. *Catalysis Communications*, 2012, 24: 100-104.
- [13] YANG Y L, DU Z T, HUANG Y Z, et al. Conversion of furfural into cyclopentanone over Ni-Cu bimetallic catalysts[J]. *Green Chemistry*, 2013, 15(7): 1932.
- [14] YANG J F, LI N, LI G Y, et al. Synthesis of renewable high-density fuels using cyclopentanone derived from lignocellulose [J]. *Chemical Communications*, 2014, 50(20): 2572-2574.
- [15] WEGENHART B L, YANG L N, KWAN S C, et al. From furfural to fuel: Synthesis of furoins by organocatalysis and their hydrodeoxygenation by cascade catalysis [J]. *ChemSusChem*, 2014, 7(9): 2742-2747.
- [16] WANG T J, LI K, LIU Q Y, et al. Aviation fuel synthesis by catalytic conversion of biomass hydrolysate in aqueous phase[J]. *Applied Energy*, 2014, 136: 775-780.
- [17] CORMA A, DELATORRE O, RENZ M, et al. Production of high-quality diesel from biomass waste products[J]. *Angewandte Chemie International Edition*, 2011, 50(10): 2375-2378.
- [18] YANG W, GROCHOWSKI M R, SEN A. Selective reduction of biomass by hydriodic acid and its in situ regeneration from iodine by metal/hydrogen [J]. *ChemSusChem*, 2012, 5(7): 1218-1222.
- [19] TAN J, WANG C G, ZHANG Q, et al. One-pot condensation of furfural and levulinates: A novel method for cassava use in synthesis of biofuel precursors[J]. *Energy & Fuels*, 2018, 32(6): 6807-6812.
- [20] LIANG G F, WANG A Q, ZHAO X C, et al. Selective aldol condensation of biomass-derived levulinic acid and furfural in aqueous-phase over MgO and ZnO[J]. *Green Chemistry*, 2016, 18(11): 3430-3438.
- [21] AMARASEKARA A S, SINGH T B, LARKIN E, et al. NaOH catalyzed condensation reactions between levulinic acid and biomass derived furan-aldehydes in water [J]. *Industrial Crops and Products*, 2015, 65: 546-549.
- [22] 张琦, 李宇辉, 廖伦刚, 等. 百吨/年规模生物质水相合成航油类烃过程的物质与能量转化[J]. *天津大学学报(自然科学与工程技术版)*, 2017, 50(1): 13-18.
- [22] ZHANG Q, LI Y P, CHEN L G, et al. Material and energy conversion of integrated 100 t/a-scale bio-jet fuel-range hydrocarbon production system via aqueous conversion of biomass[J]. *Journal of Tianjin University (Science and Technology)*, 2017, 50(1): 13-18 (in Chinese).
- [23] LI Y P, CHEN L G, ZHANG X H, et al. Process and techno-economic analysis of bio-jet fuel-range hydrocarbon production from lignocellulosic biomass via aqueous phase deconstruction and catalytic conversion [J]. *Energy Procedia*, 2017, 105: 675-680.
- [24] ZHAO L W, ELECHI N, QIAN R, et al. Origin of the regioselectivity in the aldol condensation between hydroxymethylfurfural and levulinic acid: A DFT investigation [J]. *The Journal of Physical Chemistry A*, 2017, 121(9): 1985-1992.
- [25] STEVENS J G, BOURNE R A, TWIGG M V, et al. Real-time product switching using a twin catalyst system for the hydrogenation of furfural in supercritical CO₂ [J]. *Angewandte Chemie*, 2010, 49(47): 8856-8859.
- [26] VAN BUIJTENEN J, LANGE J P, PRICE R J. Process for preparing a hydrocarbon or mixture of hydrocarbons: US20110173877 [P]. 2011-07-21.
- [27] KUMALAPUTRI A J, BOTTARI G, ERNE P M, et al. Tunable and selective conversion of 5-HMF to 2,5-furandimethanol and 2,5-dimethylfuran over copper-doped porous metal oxides[J]. *ChemSusChem*, 2014, 7(8): 2266-2275.
- [28] LIU H Z, JIANG T, HAN B X, et al. Selective phenol hydrogenation to cyclohexanone over a dual supported Pd-Lewis acid catalyst [J]. *Science*, 2009, 326(5957): 1250-1252.
- [29] XU G Y, GUO J H, ZHANG Y, et al. Selective hydrogenation of phenol to cyclohexanone over Pd-HAP catalyst in aqueous media [J]. *ChemCatChem*, 2015, 7(16): 2485-2492.
- [30] LIU Q Y, ZHANG C H, SHI N, et al. Production of renewable long-chained cycloalkanes from biomass-derived furfurals and cyclic ketones [J]. *RSC Advances*, 2018, 8(25): 13686-13696.

Energy consumption of condensation-hydrogenation process to prepare alkanes from lignocellulose biomass

HUANG Xinghua, DONG Shengfei, YANG Xiaoyi*

(Energy and Environment International Centre, School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: With the increasing maturity of technology for preparing furfural, 5-hydroxymethylfurfural, levulinic acid from lignocellulose biomass, platform compounds reuse technology has become an international hot spot. By studying the characteristics of the self-condensation and cross condensation processes of platform compounds, as well as the feasible paths for subsequent hydrogenation to prepare synthetic jet fuel alkanes, two processes for preparing jet fuel with the full component use of lignocellulose biomass derived platform compounds were designed. Through energy consumption analysis and evaluation, the main energy consumption units and main input energy consumption materials in each process route were determined. Furfural-levulinic acid cross-condensation hydrogenation process compared with furfural self-condensation hydrogenation process and 5-hydroxymethyl furfural self-condensation hydrogenation process has obvious advantages in terms of heat consumption and hydrogen consumption. In order to realize the full-component utilization of straw, furfural-levulinic acid cross-condensation hydrogenation is combined with 5-hydroxymethylfurfural self-condensation hydrogenation process, and according to the current process technology, the jet fuel yield can reach 19.6%.

Keywords: platform compounds; condensation; hydrogenation; energy consumption analysis; alternative jet fuel

Received: 2020-09-08; Accepted: 2020-10-10; Published online: 2020-10-27 09:38

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201027.0900.001.html

Foundation item: National Key R & D Program of China (2018YFB1501505)

* Corresponding author. E-mail: yangxiaoyi@buaa.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0521

大型客机机翼挂架接合位置定常吹气控制分析

刘睿, 白俊强*, 邱亚松, 李宇飞

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)



摘 要: 对于采用下单翼布局翼吊发动机形式的大型客机而言, 为了保证发动机与地面的安全距离, 挂架高度较短, 造成前缘缝翼被打断, 大迎角下发动机短舱尾迹对其后方机翼上翼面的流动产生不利影响。采用数值模拟方法系统研究了在发动机挂架后方机翼上表面采用主动流动控制技术来提高着陆构型的气动性能。采用机翼+短舱构型研究了吹气参数对吹气效果的影响。结果表明: 大迎角下, 吹气可以抑制短舱后方机翼上表面的分离流动, 使最大升力系数明显提高; 吹气缝宽度、吹气质量流率由于会影响吹气总压的变化, 对吹气效果的影响显著, 对升力系数的影响量在0.05以上; 吹气缝与上翼面夹角会影响能量注入的区域, 对吹气效果有较大影响; 吹气缝位置会影响吹气控制的范围, 对吹气效果也有一定影响。分别对无短舱涡流片和有短舱涡流片的全机构型进行了校核研究。采用吹气措施之后, 无短舱涡流片构型线性段升力系数增大0.15, 最大升力系数增大0.186, 失速迎角增大1°; 有短舱涡流片构型线性段升力系数增大0.13, 最大升力系数增大0.16。

关键词: 流动控制; 流动分离; 升力系数; 缝翼; 着陆构型; 超大涵道比

中图分类号: V224

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2022)01-0132-15

现代大型客机多采用发动机翼吊布局形式, 翼吊发动机有着维护方便、客舱噪声小、油路易布置、不易进入荷兰滚模态等众多优点^[1]。然而, 发动机短舱在机翼下方吊挂, 与机翼会产生气动方面的耦合作用。特别对于现代大型客机采用的下单翼布局, 为了保证发动机与地面的安全距离, 挂架高度较短, 因此, 发动机与机翼之间的气动耦合关系更加强烈。

随着航空业对环保、耗油率、噪声等要求不断提高, 大型客机市场竞争日益激烈^[2]。发动机性能的提升成为提高大型客机竞争力的一种非常重要的方式。提升发动机性能的一种有效途径就是增大涵道比, 涵道比的增大可以降低飞机的油耗和发动机的噪声^[3]。虽然增大发动机涵道比对发动机性能有利, 但对飞机的增升装置性能会产

生非常不利的影响^[4]。由于发动机短舱需要保证与地面存在一定的安全距离, 在起落架高度固定的情况下, 发动机涵道比的进一步增大必然会使挂架高度缩短, 这会造成短舱与机翼之间耦合关系越来越密切, 导致前缘缝翼被打断的区域变大, 导致更宽范围的机翼失去缝翼的保护^[5]。除此之外, 发动机涵道比的增大也会造成其低能量尾迹气流产生量的增大。大迎角情况下, 在短舱的尾迹及从挂架与缝翼之间的缝隙“蹿”到上表面的低能量气流的综合作用下, 上翼面产生大面积的流动分离, 造成飞机失速并降低最大升力系数^[6-7]。因此, 为了进一步提升飞机的低速性能, 需要对这部分流动进行改善。

对于大型客机, 一般情况下采用短舱涡流片

收稿日期: 2020-09-15; 录用日期: 2020-10-25; 网络出版时间: 2020-11-06 05:56

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201105.1116.001.html

*通信作者. E-mail: junqiang@nwpu.edu.cn

引用格式: 刘睿, 白俊强, 邱亚松, 等. 大型客机机翼挂架接合位置定常吹气控制分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 132-146. LIU R, BAI J Q, QIU Y S, et al. Steady blowing control at wing-engine junction of airliner[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 132-146 (in Chinese).

对发动机短舱后方机翼上表面的不利流动进行控制^[8]。然而对未来采用超大涵道比发动机的大型客机而言,由于缝翼打断区域太大,短舱涡流片诱导的空间涡流不足以控制该区域的不利流动,这将造成飞机低速性能降低。解决这个问题^[9]的方法有:①通过添加机械式部件或对挂架进行修型,尽可能堵住缝翼与挂架之间的缝隙,避免机翼下方的不利气流从缝隙中“蹿”出来。这种方法需要复杂的机构设计,且仅能避免机翼下表面的气流“上蹿”,并不能改善发动机尾迹气流能量较低的现状,因此对气动性能的改善有限^[9]。②采用主动流动控制技术来改善该区域的不利流动。通过对缝翼打断区域的机翼前缘吹气来改善这部分机翼的逆压梯度,增强其抵抗分离的能力^[10]。

国内外对流动控制技术在飞行器设计中的应用已经开展了很多研究。低速增升装置构型的研究主要集中在吹气襟翼方面。吹气襟翼又分为内吹式襟翼^[11]和外吹式襟翼^[12],其中内吹式襟翼典型的应用是日本US-2飞机^[13],外吹式襟翼典型的应用是美国C17“环球霸王”运输机^[14]。除此之外,流动控制技术也被应用在垂尾上^[15]。Fricke等^[16]采用数值模拟方法对挂架机翼接合位置进行了吹气研究,分别采用定常吹气法和非定常吹气法,结果表明,定常吹气法可以抑制流动分离,并且增大吹气动量系数可以提高分离抑制能力,但非定常吹气法的效果不好。该研究还提出了对大型客机机翼挂架结合部位进行吹气控制的思想,但没有研究吹气参数对吹气效果的影响。

大型客机机翼挂架接合部位的吹气效果与吹气缝开缝方式、吹气缝位置及吹气质量流率这些参数密切相关。因此,本文基于定常吹气法,研究了吹气参数对吹气效果的影响,分析了吹气参数变化对吹气效果的影响机理,为吹气系统的设计提供了指导。

1 模型与数值方法

本文采用的研究模型为一架典型大型宽体客机着陆构型。为了减少网格量,提高计算效率,吹气参数影响研究采用无机身模型,将翼根剖面设置为对称面,且全校核采用带机身模型。机翼前缘后掠角为 35° ,前缘缝翼偏角为 26° ,后缘襟翼偏角为 35° 。由于本文研究的构型是大型客机的着陆构型,着陆构型通常要求高升高阻,但在考虑复飞情况下,阻力不能过大,因此,着陆

构型的重要设计指标为升力系数。基于此,本文的气动特性对比以升力特性表示。构型外形如图1(a)所示,二维剖面示意图的剖面位置如图1(b)所示。参考弦长为 7.5 m ,参考面积为 180 m^2 ,自由来流马赫数为 0.2 ,基于参考弦长的雷诺数为 2.9×10^7 。吹气缝沿平行于前缘方向布置,如图1(c)所示。

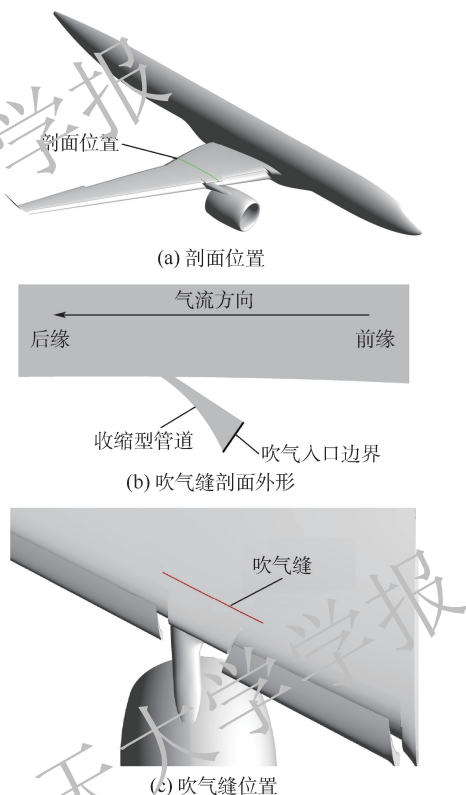


图1 研究构型几何外形

Fig 1 Geometric shape of studied configuration

增升装置构型复杂,精细的网格划分是保证流场求解精度的必要条件。本文采用精心划分的结构网格进行流场模拟。图2为构型的表面网格及展向剖面网格,展向位置对应图1(a)中的剖面位置,图2(c)为无机身构型吹气缝附近的局部网格,图2(e)为带机身构型吹气缝局部网格。无机身构型的基础网格量为2500万,带机身构型的基础网格量为4000万,采用O型网格对边界层进行模拟,壁面第一层网格厚度为 $1 \times 10^{-5}\text{ m}$ 。

本文采用RANS方程进行数值模拟,可以在计算精度和效率之间取得良好的平衡,目前已被广泛应用于飞行器的数值模拟^[17]。由于RANS对Navier-Stokes方程进行了时间平均,会引入雷诺应力项,需要额外的数学模型进行封闭,引入的数学模型即为湍流模型,本文采取的湍流模型为 $k-\omega$ SST湍流模型^[18]。

与流动控制密切相关的参数是吹气动量

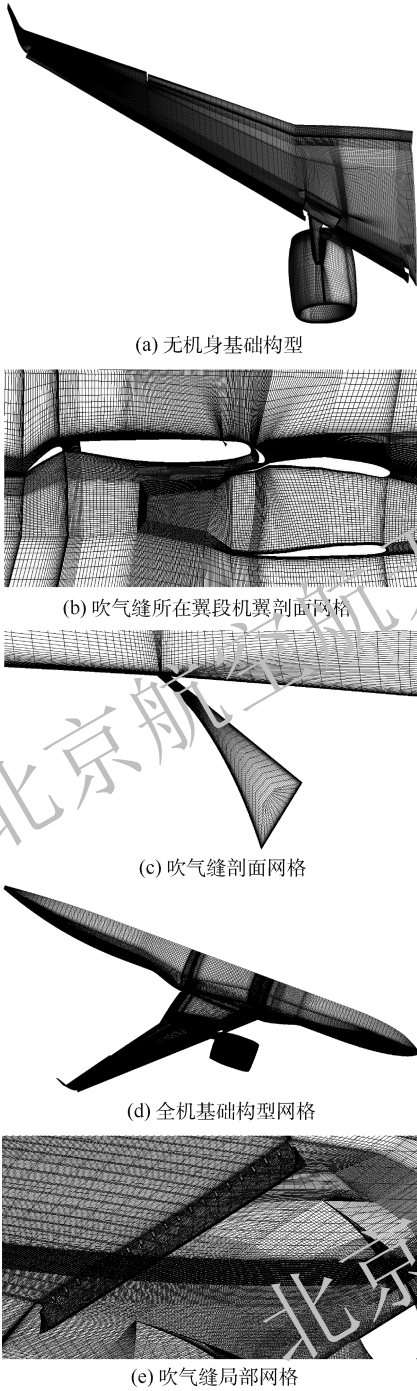


图2 计算网格

Fig.2 Computational grid

系数 $C_\mu^{[19]}$, 其定义为

$$C_\mu = \frac{\dot{m}_j}{\rho_\infty v_\infty S_{ref}} \quad (1)$$

式中: \dot{m}_j 为质量流率; ρ_∞ 为自由来流密度; v_∞ 为自由来流速度; S_{ref} 为机翼参考面积。

对于模型尺寸不变、来流密度相同的构型, 吹气动量系数与质量流率存在一一对应关系。由于本文的对比构型不存在缩比, 为了方便设置边界条件, 本文吹气入口边界条件设置为质量流率。

本文的求解器校核分为 2 个方面: ①三维增

升装置构型的求解器校核; ②吹气计算方法的可靠性验证。由于增升装置构型的求解器校核在参考文献[20]中已经得到了验证, 本文采用的计算方法与之相同, 该部分不再赘述。本文采用 CC020-010EJ 标模构型对吹气计算方法进行验证, 其外形如图 3 所示^[21]。

通常附面层吹气所用气体来自一个压力稳定的稳压腔, 气体通过一个联通外界的狭小喷口喷出。在气体从稳压腔逐渐接近喷口的过程中总压基本保持不变, 但是在喷口处可能会因为加速过快引起比较明显的、由摩擦导致的能量损耗。因此, 在吹气模拟中, 需要对气源边界位置的设置进行研究。基于此, 本文在 CC020-010EJ 标模构型上添加吹气腔进行计算, 吹气腔从吹气口位置向内延伸并逐渐扩大, 从内到外是一个收缩型的管道, 保证吹气腔内的压力稳定, 其构型如图 4 所示。

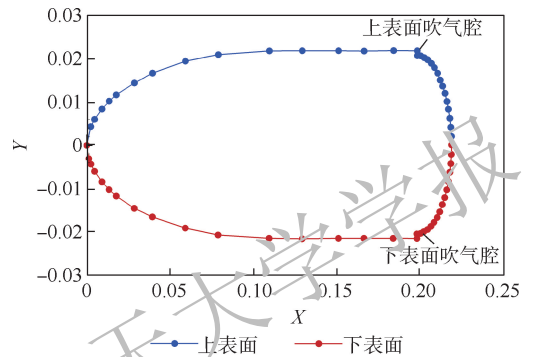
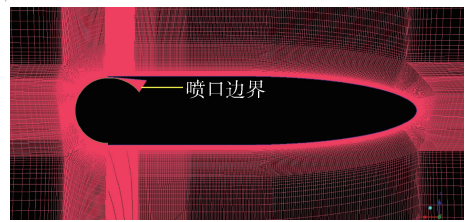
图3 CC020—010EJ 标模构型^[21]Fig.3 Configuration of CC020-010EJ model^[21]

图4 带吹气腔构型的网格

Fig.4 Configuration grid with blowing cavity

首先进行网格收敛性验证。对该构型生成 3 套不同密度的网格, 网格量对应网格单元数分别为 14.5 万、26.8 万和 53.6 万。可以从 3 种网格量的气动力系数对比(见表 1)看出, 3 种网格量升力系数相差在 1% 以内, 阻力系数相差在 2% 以内, 因此认为 14.5 万网格已经足够满足本文需求。

本文采用参考文献[21]中的计算状态, 对压力分布和吹气出口速度型进行了计算对比。NPR 为吹气腔压比。图 5 为压力分布对比, 图 6 为吹

表 1 不同网格量气动系数对比

Table 1 Comparison of aerodynamic coefficients

网格量/ 10^4	升力系数 C_L	阻力系数 C_D
14.5	2.770	0.0495
26.8	2.796	0.0491
53.6	2.818	0.0488

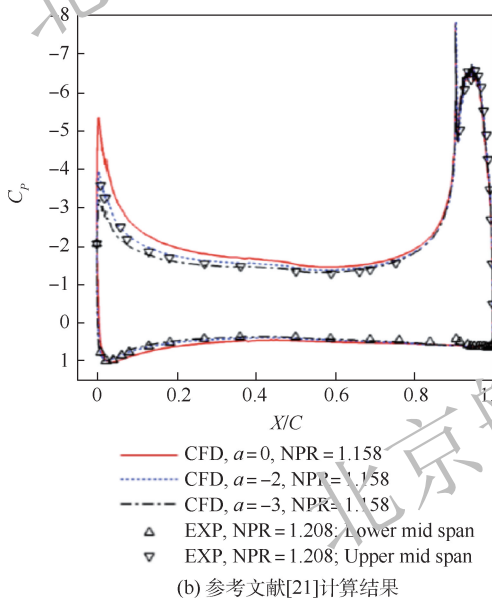
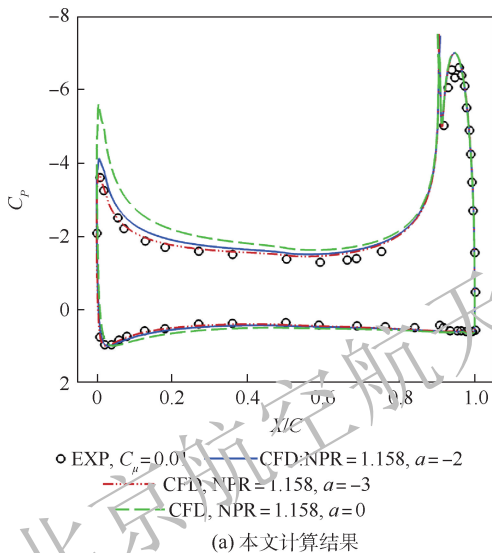


图 5 压力分布对比

Fig. 5 Pressure distribution comparison

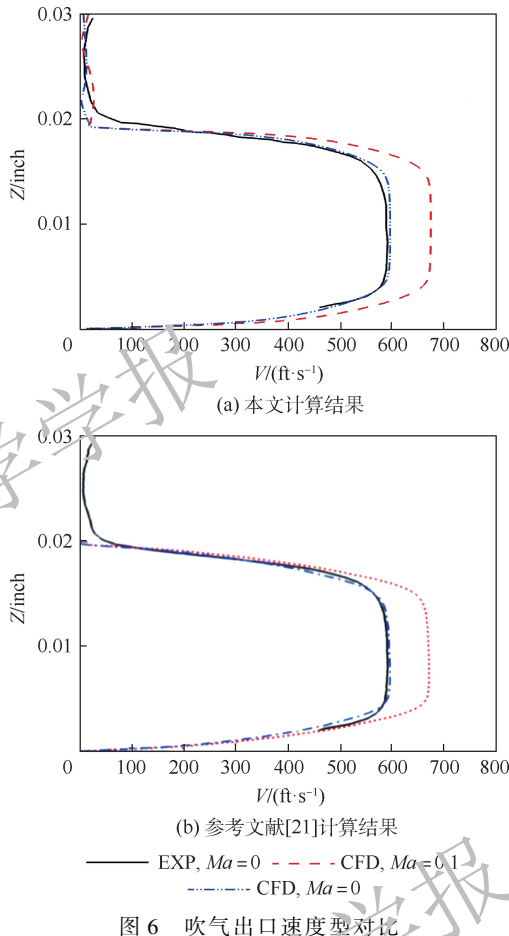


图 6 吹气出口速度型对比

Fig. 6 Velocity magnitude comparison at blowing outlet

2 流动控制参数影响

由于吹气缝开口在挂架后方机翼上表面,机身的存在与否不会对吹气参数的研究产生明显影响。为了使网格生成简单,减少网格量来提高计算效率,本节研究都是基于无机身构型开展的。

2.1 吹气缝开缝方式的影响

由于吹气缝较长,吹气过程中很可能造成吹气缝变形,为了增加吹气缝的刚度,在吹气缝中间添加一些起支撑作用的堵块,并研究添加堵块后气动性能的变化。图 7 为无堵块和有堵块吹气缝外形示意图。吹气缝总长为 3 500 mm,堵块数量为 10 个,每个堵块的长度为 70 mm,固定缝宽为 36 mm,吹气缝与上翼面夹角为 30° ,固定吹气质量流量为 15 kg/s。

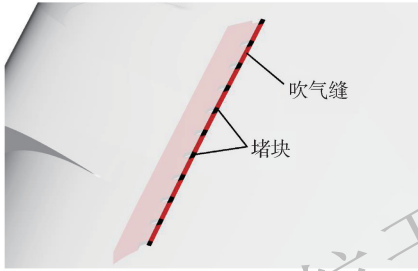
无吹气、无堵块吹气和有堵块吹气构型分别命名为 noblow、blow 和 blow_block。三构型升力特性曲线如图 8 所示,图中 C_L 为升力系数, α 为来流迎角。相对于无吹气构型,无堵块吹气构型升力系数明显提高,提高量约为 0.07,添加堵块使升力系数进一步提高,提高量约为 0.09。

图 9 为 noblow、blow 和 blow_block 三个构型

气出口速度型对比。由于参考文献中速度型采用的是英尺和英寸分别作为横轴和纵轴,本文为了与参考文献的计算结果进行对比,横轴和纵轴也采用了英尺和英寸(1 inch(英寸) = 0.025 4 m, 1 ft(英尺) = 0.304 8 m)。由图可知,压力分布头部峰值对比中,本文的计算结果与参考文献的相差在 2% 以内;吹气出口速度型对比中,本文的计算结果与参考文献形态相似,最大速度相差在 0.1% 以内,说明本文所采用的吹气计算方法比较可靠。

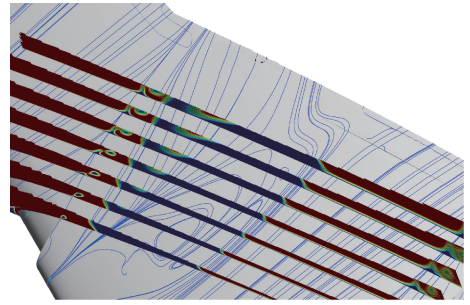


(a) 无堵块

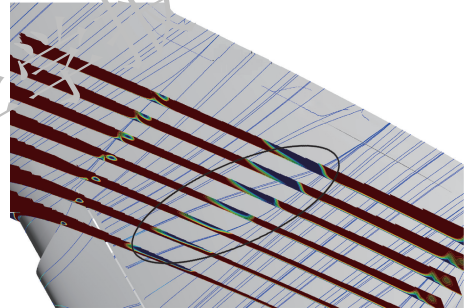


(b) 有堵块

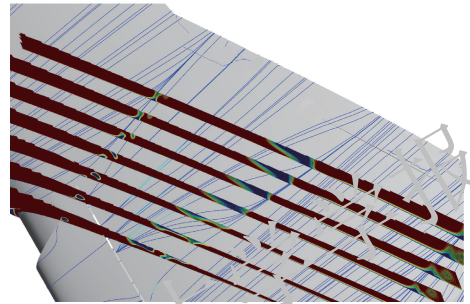
图7 吹气缝和堵块外形



(a) noblow ($\alpha = 16^\circ$)



(b) blow ($\alpha = 16^\circ$)



(c) blow_block ($\alpha = 16^\circ$)

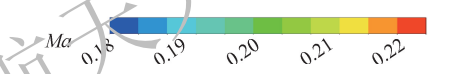


图9 机翼上表面流线和边界层附近马赫数云图
Fig.9 Streamline on upper surface of wing and Mach number contour around boundary layer

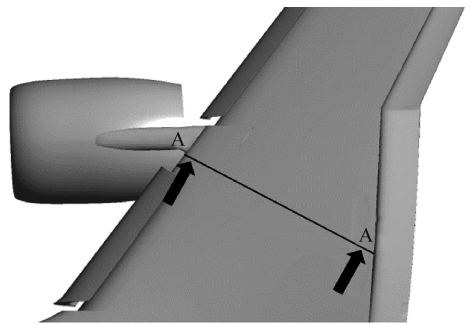


图10 A-A 剖面位置

Fig.10 Position of A-A section

Fig.7 Shape of blowing slot with and without block

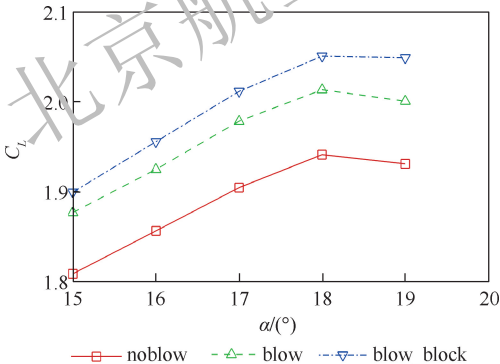


图8 noblow、blow 和 blow_block 升力特性对比

Fig.8 Lift coefficient comparison of noblow, blow and blow_block

在迎角为 16° 的机翼上表面流线和边界层附近马赫数云图对比。马赫数云图的显示范围为 $0.18 \sim 0.22$ 。可以看出,在迎角为 16° 时, noblow 的发动机短舱后机翼上表面后缘区域已出现较大分离区, blow 和 blow_block 构型的机翼上表面分离被抑制,使升力系数增大。除此之外,图 9(b) 中框内是马赫数较低的区域。可以看出, blow_block 构型框内同一位置的低马赫数区域明显较小,因此其升力系数更高。

图 10 为 A-A 剖面的位置。A-A 剖面在迎角为 16° 时的马赫数云图如图 11 所示。由于处在短舱的尾流中, noblow 构型机翼上表面存在很大范围的分离流动,气动性能较差。blow 和 blow_block 构型通过吹出气流为这部分流动注入了能量。气流动量增加,抵抗逆压梯度的能力增强,机翼上表面的分离流动明显被抑制。除此之外,由于质量流率相同,添加堵块后吹气缝的有效面积

减小,势必造成吹气总压增大,导致 blow_block 构型吹气气流流速增大,动能更大,将流速较低的气流“托起”,使低速气流远离机翼上表面及边界层,进一步提升机翼的气动性能。

2.2 堵块数量的影响

为研究堵块数量对吹气效果的影响,在保证吹气缝总长度和堵块所占的总长度不变、吹气缝

与上翼面夹角为 30° 的条件下,以 `blow_block` 构型为基础,将堵块数量从 10 个增加到 20 个,分别命名为 `block_10` 和 `block_20`。图 12 为升力特性曲线对比。结果表明,堵块数量从 10 个增加到 20 个,升力系数增大约 0.02。

图 13 为不同堵块数量短舱后方机翼上表面剖面马赫数云图。注意图中框内部分。框内高能量区和低能量区交替出现,吹气气流流经的区域为高能量区,短舱尾迹为能量较低的区域。由于图中马赫数云图的范围为 $0.27 \sim 0.33$,最低值已

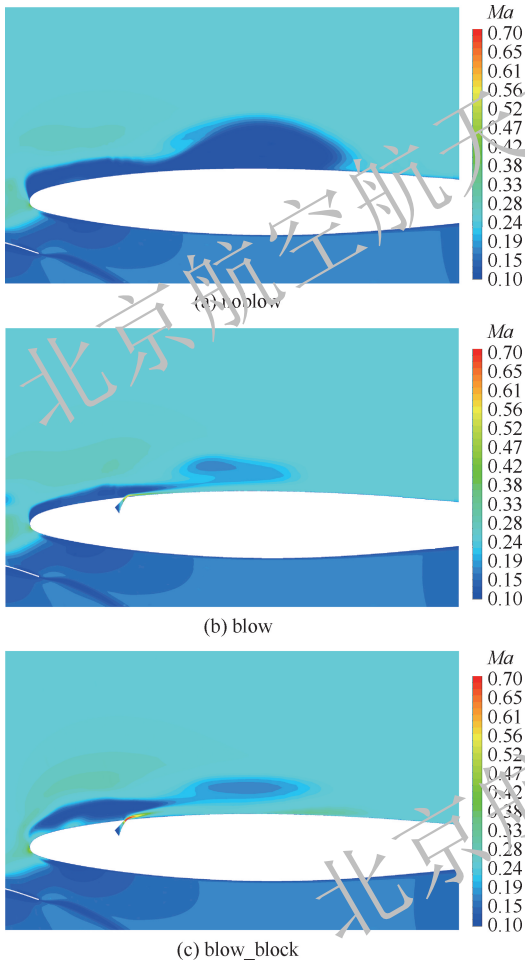


图 11 A-A 剖面马赫数云图 ($\alpha = 16^\circ$)

Fig. 11 Mach number contour at A-A section ($\alpha = 16^\circ$)

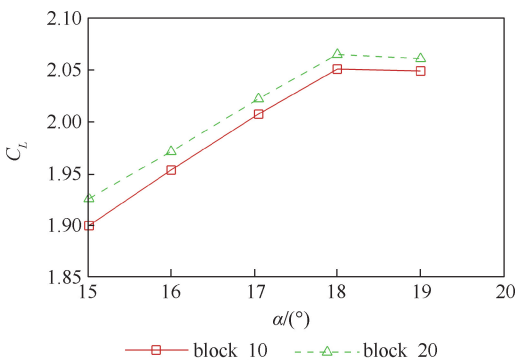


图 12 不同堵块数量升力特性对比

Fig. 12 Lift coefficient comparison of different number of blocks

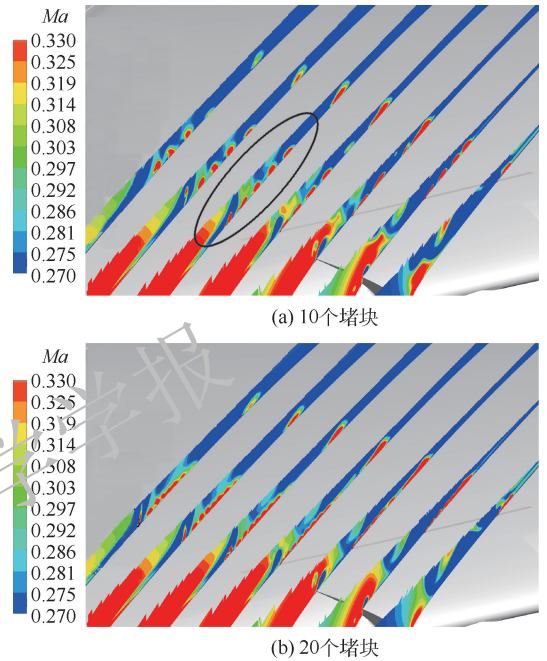


图 13 短舱后方机翼上表面剖面马赫数云图
Fig. 13 Mach number contour on upper-sectional surface of wing behind nacelle

经超过了自由来流的马赫数,低能量区域的气流能量只是相对较低。添加 10 个堵块时,堵块的尾迹非常明显;添加 20 个堵块时,堵块的尾迹已经与吹气气流融合,整个边界层均处在高能量气流的影响下。因此,20 个堵块的气动性能较好,升力系数较大。

2.3 吹气缝宽度的影响

由于 `block_20` 构型的网格量非常大,在 `block_10` 构型的基础上调整吹气缝宽度 d (见图 14) 分别为 36 mm、18 mm、9 mm、4.5 mm。图 15 为升力特性曲线对比。结果表明,吹气缝宽度从 36 mm 减小到 4.5 mm 时,升力系数提高了约 0.12。由此可见,随着吹气缝宽度的减小,升力系数逐渐增大,吹气缝宽度对升力系数的影响非常明显。

图 16 为不同吹气缝宽度短舱后方机翼上表面剖面马赫数云图。在质量流率固定的条件下,随着吹气缝宽度减小,吹气缝的面积变小,吹气总

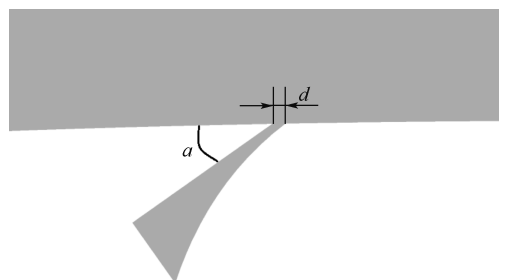


图 14 吹气缝宽度及与吹气缝和上翼面夹角定义
Fig. 14 Definition of the width of blowing slot and the angle between blowing slot and upper surface of wing

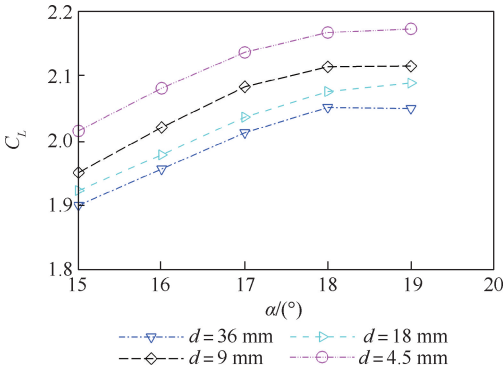


图 15 不同吹气缝宽度升力特性对比

Fig. 15 Lift coefficient comparison of different slot widths

压必然增大。这将导致吹出气流的马赫数逐渐增加,气流的动能增加,对机翼上表面的流动加速能力增强,抵抗逆压梯度的能力增大,气动特性更好。

2.4 吹气缝与机翼上表面夹角的影响

在 $d=18\text{ mm}$ 构型的基础上,研究吹气舱与机翼上翼面夹角分别为 10° 、 20° 、 30° 、 40° 和 50° 时的吹气效果。图 14 中的 a 为吹气舱与机翼上翼面的夹角。图 17 为升力特性曲线对比。结果表明,随着吹气缝与机翼上翼面夹角增大,升力系数增大,当夹角增大到 50° 时,升力系数出现较大

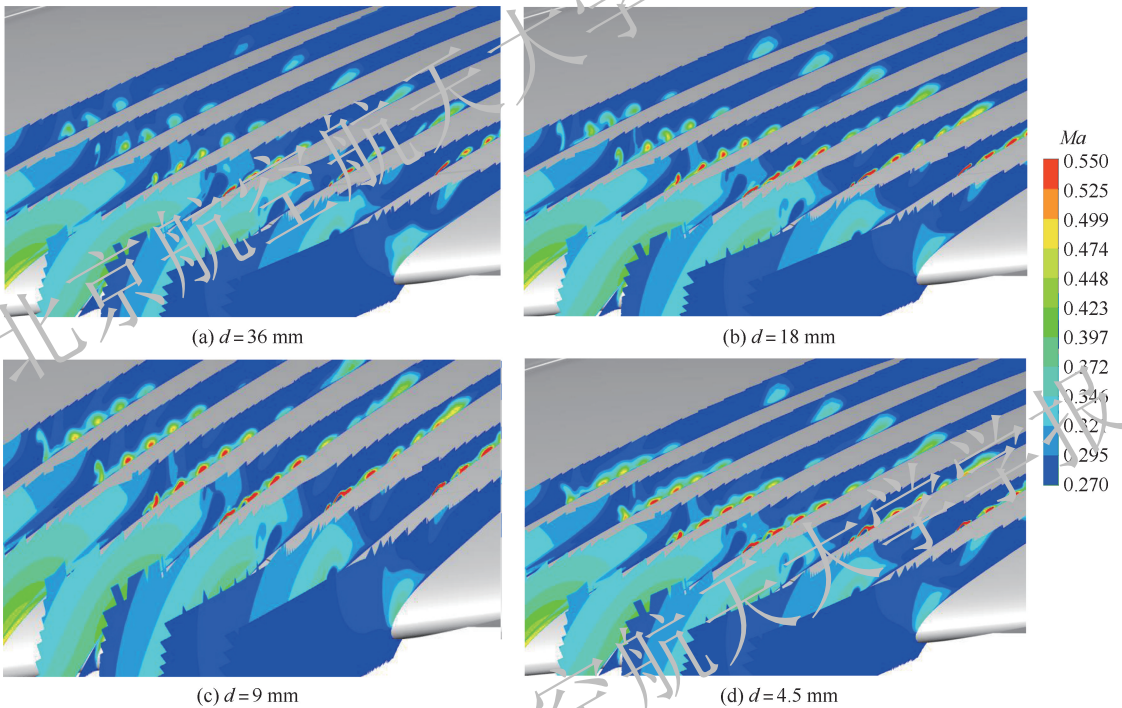


图 16 不同吹气缝宽度短舱后方机翼上表面剖面马赫数云图

Fig. 16 Sectional Mach number contour on upper surface of wing behind nacelle of different slot width

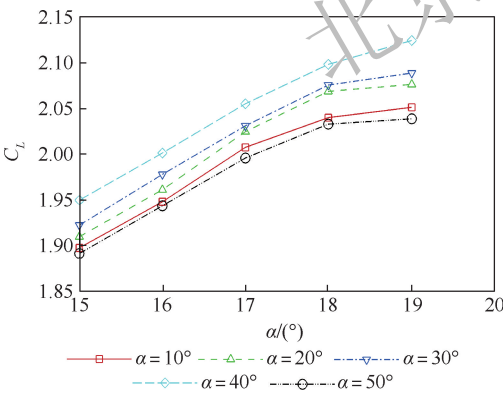


图 17 不同吹气缝与上翼面夹角升力特性对比

Fig. 17 Lift coefficient comparison of different angles between blowing slot and upper wing surface

降低。夹角从 10° 变化到 40° 时,升力系数增大约 0.05;从 40° 变化到 50° 时,升力系数降低约 0.06。

图 18 为短舱后机翼上表面剖面马赫数云图

对比。图中马赫数的范围为 $0.05 \sim 0.22$ 。图中左侧框中的气流马赫数接近云图范围的上边界,其能量只是相对于上表面其他部分的气流较低,且与机翼上表面距离较大,对气动性能的影响较小;右侧框中的气流能量较低并与机翼边界层融合,这是导致气动性能降低的主要因素。

由图可知,随着夹角增大,黑色框中能量较低气流范围逐渐减小,升力系数逐渐增大。原因在于:吹气缝的角度越大,吹出的气流离机翼表面越远。黑色框中的气流离机翼表面较远。随着夹角增大,吹出的气流越来越靠近这部分,能更加直接地为这部分气流注入能量。当夹角为 50° 时,吹气缝吹出的气流较高,从右侧框低能量气流的上方吹过,一方面无法直接为右侧框中的低能量气流注入能量,另一方面相当于在右侧框中的流动

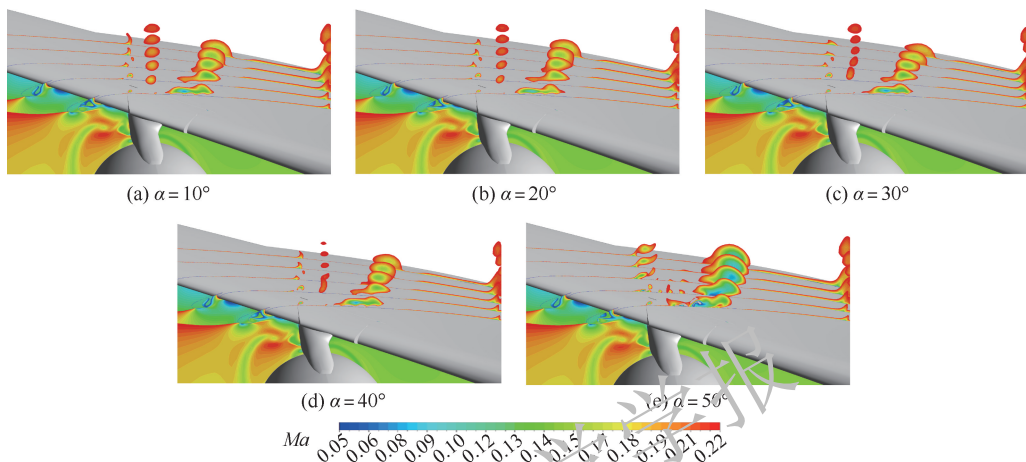


图 18 不同吹气缝与上翼面夹角机翼上表面剖面马赫数云图

Fig. 18 Mach number contour on the sectional surface of upper wing of different angles between blowing slot and upper wing surface

与前方流动之间添加了一堵“高速气墙”,导致右侧框中的流动无法从前方流动中获取能量。两方面综合原因导致右侧框中的气流能量不足,气动效率降低,造成升力系数存在较大下降。

2.5 吹气质量流率的影响

为研究不同的吹气缝质量流率对吹气效果的影响,在 $\alpha = 30^\circ$ 构型的基础上设置质量流率分别为 5 kg/s、10 kg/s、15 kg/s,对比其气动性能。图 19 为升力特性曲线对比。结果表明,随着吹气质量流率增大,升力系数逐渐增大。质量流率从 5 kg/s 增大到 15 kg/s,升力系数增大约 0.06。

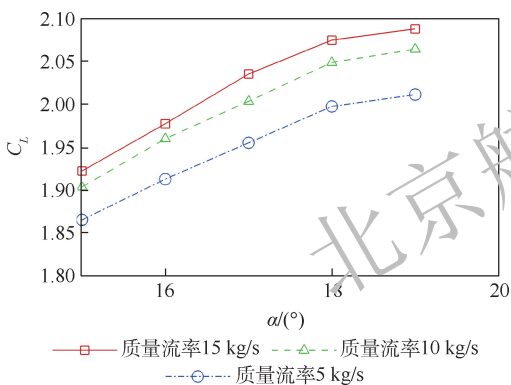


图 19 不同质量流量升力特性对比

Fig. 19 Lift coefficient comparison of different massflow rates

图 20 为不同质量流率短舱后方机翼上表面剖面马赫数云图。当吹气缝的面积相同时,增大质量流率必然导致吹气总压增大,从而增大吹出气流的能量。为了能够明显看到差别,图中的马赫数范围为 0.27 ~ 0.33。可以看出,当吹气质量流率为 5 kg/s 时,吹出气流的尾迹几乎无法从马赫数云图中显示出来;当吹气质量流率增大到 10 kg/s 时,吹出气流的尾迹在图中可以明显看到高能量区域出现;当吹气质量流率为 15 kg/s 时,

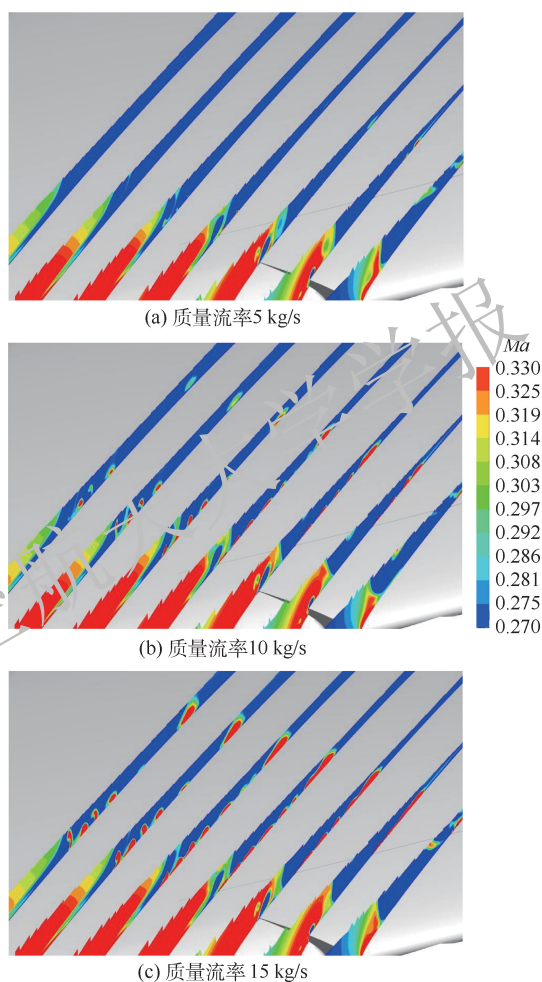


图 20 短舱后方机翼上表面剖面马赫数云图

Fig. 20 Mach number contour on upper-sectional surface of wing behind nacelle

马赫数云图中的高能量区域范围扩大,并在机翼的前部为堵块的尾迹注入了能量,提高了堵块尾迹的气流速度,机翼上表面的气动效率进一步提高,因此升力系数增大。

2.6 吹气缝位置的影响

为研究吹气缝位置对吹气效果的影响,在

$d = 18 \text{ mm}$ 构型的基础上将吹气缝调整了 3 个位置,分别命名为 position_A、position_B、position_C,其位置示意如图 21 所示。position_A 与 position_B 及 position_B 与 position_C 各相距 300 mm,吹气缝与上翼面夹角为 30° 。

图 22 为 3 个吹气缝位置的升力特性曲线对比。可以看出,随着吹气缝后移,吹气效果逐渐变差。从 position_A 移动到 position_C,吹气缝位置后移了 600 mm,升力系数减小约 0.005。可见,吹气缝位置后移,升力系数会降低,但影响量较小。

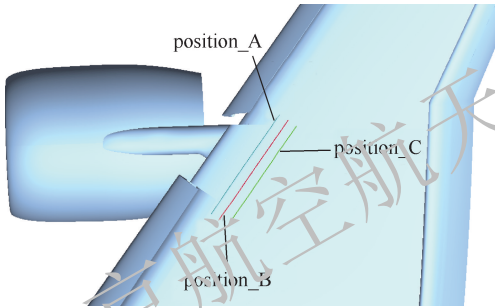


图 21 吹气缝位置定义

Fig. 21 Definition of blowing slot position

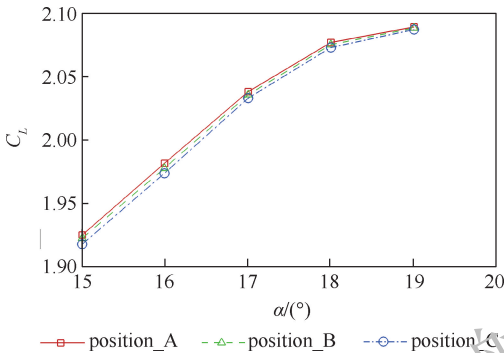
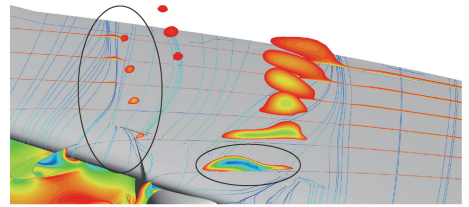


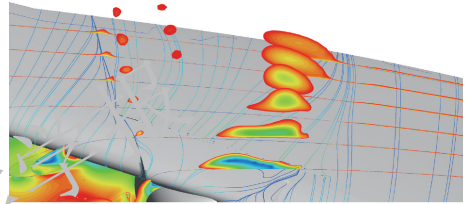
图 22 不同吹气缝位置升力特性对比

Fig. 22 Lift coefficient comparison of different blowing slot positions

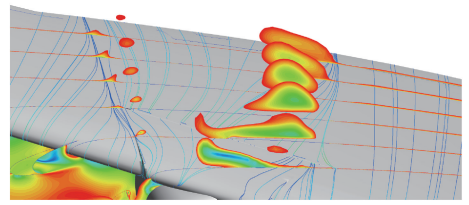
图 23 为机翼上表面多剖面马赫数云图。可以看出,主要的区别在图中的左侧框区域和右侧框区域。首先,分析左侧框区域。当吹气缝位置在 position_A 时,吹气缝比较靠前,挂架外侧台阶流到机翼上表面的低能量气流被吹气缝截断,边界层没有出现低能量气流“撞击”融合;当吹气缝位置后移至 position_B 时,挂架外侧台阶流到机翼上表面的低能量气流有一部分绕过了吹气缝与外侧主翼上表面的气流在后缘位置产生了“撞击”融合;当吹气缝位置后移至 position_C 时,吹气缝比较靠后,挂架外侧台阶流到机翼上表面的低能量气流几乎完全绕过了吹气缝,从吹气缝位置开始即产生了“撞击”融合现象,这是造成气动



(a) position_A



(b) position_B



(c) position_C

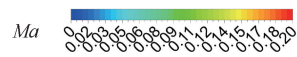


图 23 不同吹气缝位置机翼上表面剖面马赫数云图
Fig. 23 Mach number contour on the sectional surface of upper wing of different blowing slot positions

性能降低的一个原因。图中右侧框区域是短舱和挂架尾迹及挂架与缝翼之间的缝隙产生的低能量气流区域。当吹气缝位置在 position_A 时,挂架靠前,右侧框中低能量气流的内侧部分已经处在吹气气流的控制当中,可以明显看出内侧区域的马赫数云图靠近机翼表面的地方没有显示,说明该部分的边界层气流马赫数已超过了 0.2;当吹气缝位置在 position_B 时,右侧框中的低能量气流完全位于吹气缝之前,吹气无法对该部分气流进行有效控制;当吹气缝位置在 position_C 时,右侧框中的气流更加远离吹气缝,造成其尾迹气流能量降低,这是造成气动性能降低的另一个原因。综合两方面的分析,吹气缝位置靠前有助于气动性能的提高。

3 全机构型校核分析

在第 2 节无机身构型研究结论的基础上,本节选择一组吹气参数:20 个堵块,吹气缝宽度为 4.5 mm,吹气缝与上翼面的夹角为 40° ,质量流率为 15 kg/s,吹气缝位置采用第 2 节的 position_A。将这组参数应用在没有短舱涡流片和短舱涡流片的全机构型上,校核吹气效果。

3.1 无短舱涡流片构型

首先,比较无短舱涡流片的无吹气与吹气构型,两构型分别命名为 noblow_nochine 和 blow_nochine。图 24 为两构型升力特性对比。可以看出,吹气构型明显使升力系数提升,线性段升力系数增大约 0.15,最大升力系数增大了 0.186,失速迎角增大 1°。

图 25 为两构型机翼表面流线和短舱后剖面马赫数云图,包括线性段 12°迎角和大迎角 20°。由图可知,框中的低速气流随着迎角增大能量进一步降低,最后出现大规模流动分离是导致全机失速的主要因素。相比于无吹气构型,吹气构型

的这部分低速流动区明显减小,即使在 20°迎角同样出现了流动分离,分离区也比无吹气构型小,并且分离区内侧的机翼边界层由于受到吹出气流的控制,仍然是高速流动,因此,气流的气动效率较高,升力系数较大。

图 26 为两构型展向位置 $Y=9\text{ m}$ (图 1 中的剖面位置) 的剖面马赫数云图,包含 12°迎角和 20°迎角。由图可知,在 12°迎角时,无吹气构型在机翼上方出现了明显的低速流动区并且与边界层融合在一起,而吹气构型只出现了很小一部分不太明显的流速较低的区域,因此,无吹气构型的升力系数更大。在 20°迎角时,无吹气构型的整个上翼面已经完全流动分离,吹气构型机翼上表面也出现了流动分离,但分离区与机翼边界层之间隔着一股高速流动,只在机翼中段以后才与边界层融合,且融合区域流速较高,因此,吹气构型的气动性能更好。

同时,该结果也说明了该构型的吹气参数设置在 20°迎角时,无法对主翼后缘的流动进行有效控制。

3.2 带短舱涡流片构型

由 3.1 节可知,吹气构型可以为边界层注入能量,使边界层的流速提高,然而在大迎角时,边界层以上依然存在较大范围的低速流动区,这些

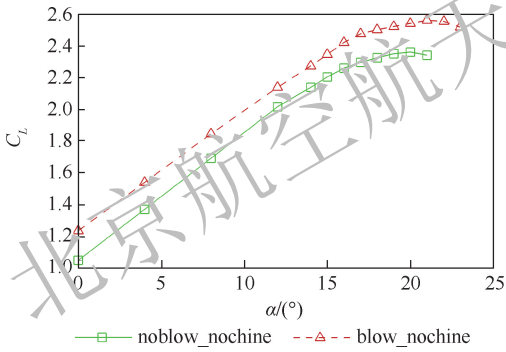


图 24 noblow_nochine 和 blow_nochine 升力特性对比
Fig. 24 Lift coefficient comparison of noblow_nochine and blow_nochine

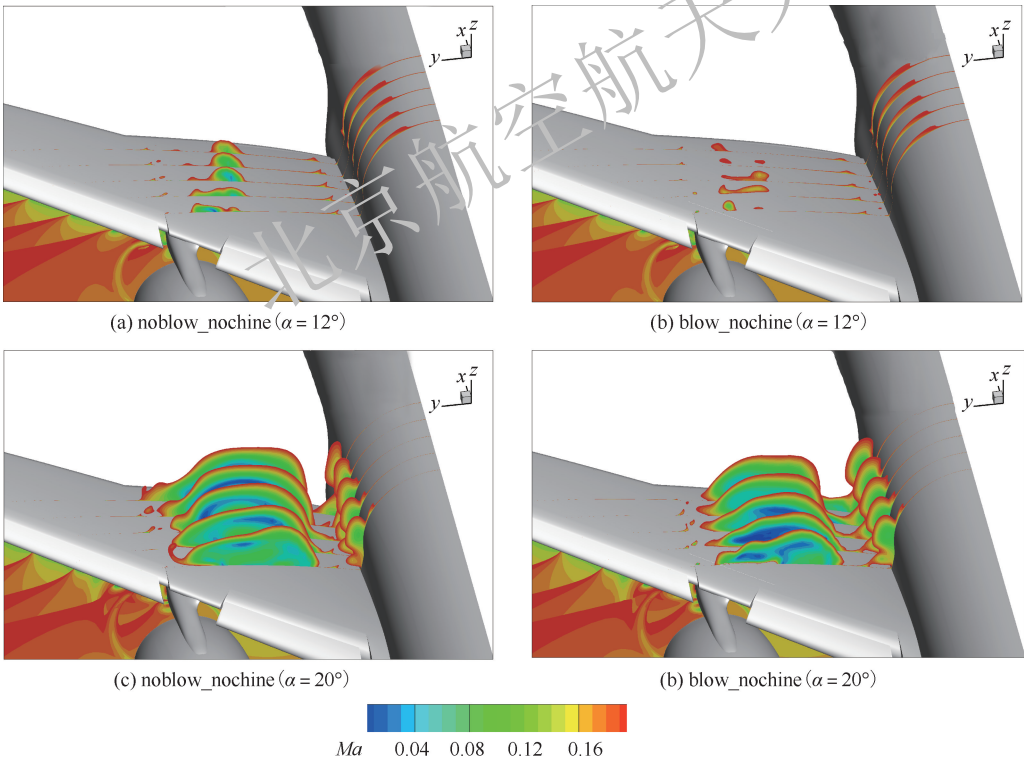


图 25 noblow_nochine 和 blow_nochine 机翼上表面多剖面马赫数云图

Fig. 25 Mach number contour comparison of noblow_nochine and blow_nochine on the sectional surface of upper wing

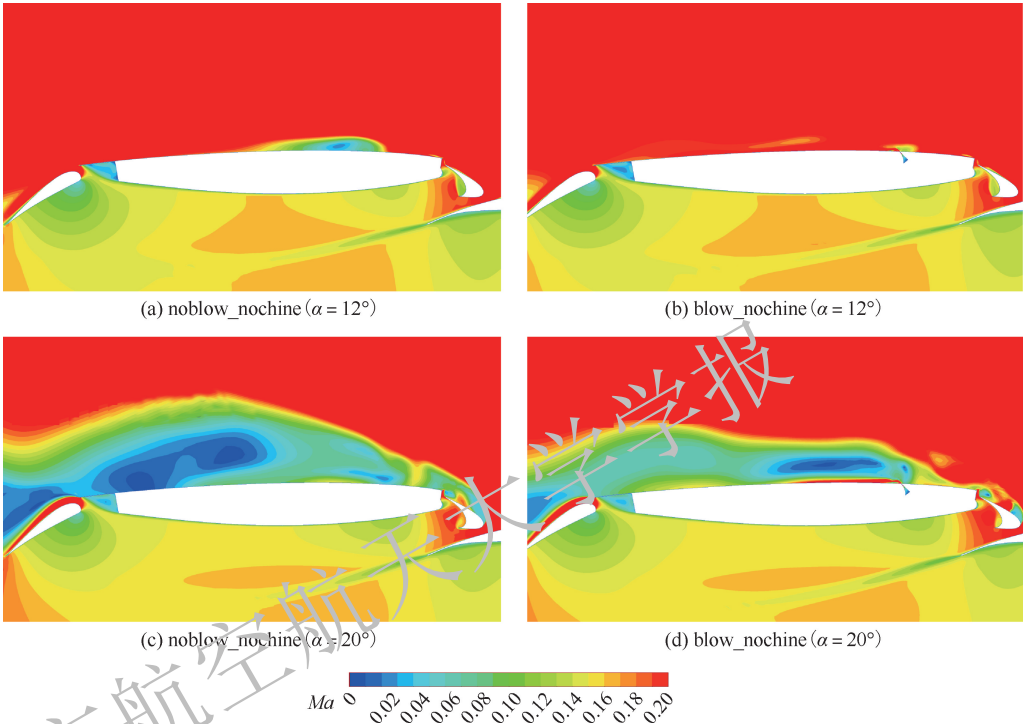


图 26 noblow_nochine 和 blow_nochine 机翼剖面马赫数云图对比

Fig. 26 Mach number contour comparison of noblow_nochine and blow_nochine at wing section

低速流动的尾迹如果流经尾翼,则对尾翼的气动效率有不利影响。短舱涡流片可以产生较强的空间涡,该强涡扫过机翼上方,对空间不利流动有很强的控制作用,可以避免挂架后方机翼上的不利空间流动与边界层融合,从而避免产生大面积流动分离。基于此,本节在全机构型基础上加上短舱涡流片,比较加上短舱涡流片的吹气和不吹气构型的气动性能。两构型分别命名为 chine_noblow 和 chine_blow。短舱涡流片的结构如图 27 所示。

图 28 为 chine_noblow 构型与 chine_blow 构型的升力特性对比。由图可知,加上短舱涡流片之后,吹气构型的升力系数较无吹气构型依然有较大提升,线性段升力系数增大约 0.13,最大升力系数增大了 0.16。

图 29 为 chine_noblow 和 chine_blow 构型机翼表面流线和短舱后剖面马赫数云图。可以看出,添加短舱涡流片后,大迎角发动机挂架后机翼

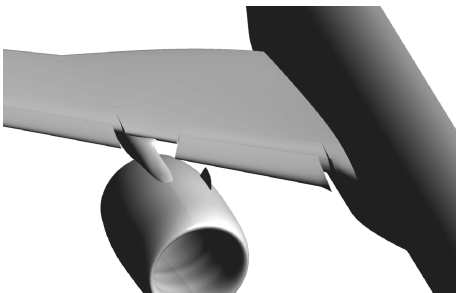


图 27 短舱涡流片

Fig. 27 Nacelle vortex fin

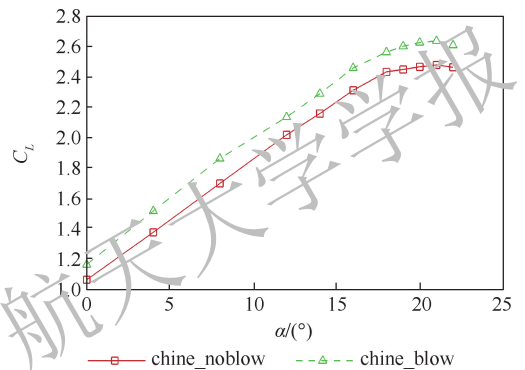


图 28 chine_noblow 和 chine_blow 升力特性对比

Fig. 28 Lift coefficient comparison of chine_noblow and chine_blow

上方的低速流动区大幅缩小。随着迎角增大,翼根和挂架后方机翼开始出现低速流动区并扩大,最终造成失速。吹气使挂架后机翼上的低速流动区进一步减小,导致升力系数增大。在 20°迎角时,无吹气构型的边界层已经变厚,并与涡流片的尾迹开始融合,有发生流动分离的趋势;而吹气构型的边界层依然与涡流片的尾迹保持距离,没有发生流动分离的趋势,因此,气动性能更优。

图 30 为两构型展向位置 $Y=9\text{ m}$ (图 1 中的剖面位置) 的剖面马赫数云图,包含 12°迎角和 20°迎角。由图可知,12°迎角时吹气构型的机翼上表面完全保持较好的流动特性,而无吹气构型的机翼上表面已经出现了较大范围的流速较低区域。在 20°迎角时,两构型主翼后缘上方均出现了较大面积的低速流动区,但无吹气构型的低速

流动区有与边界层融合的趋势,而吹气构型的低速流动区较小,并且由于高能气流将该部分低速

流动“托起”,完全没有与边界层融合的趋势,因此,气动性能更好。

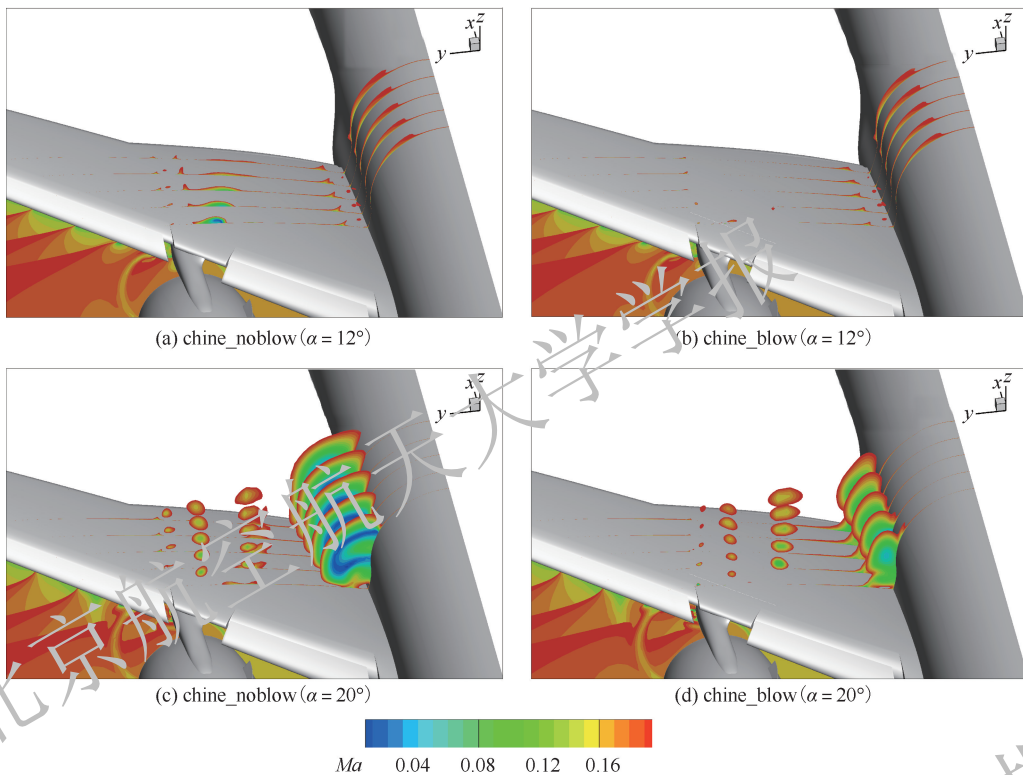


图 29 chine_noblow 和 chine_blow 机翼上表面剖面马赫数云图对比

Fig. 29 Mach number contour comparison of chine_noblow and chine_blow on the sectional surface of upper wing

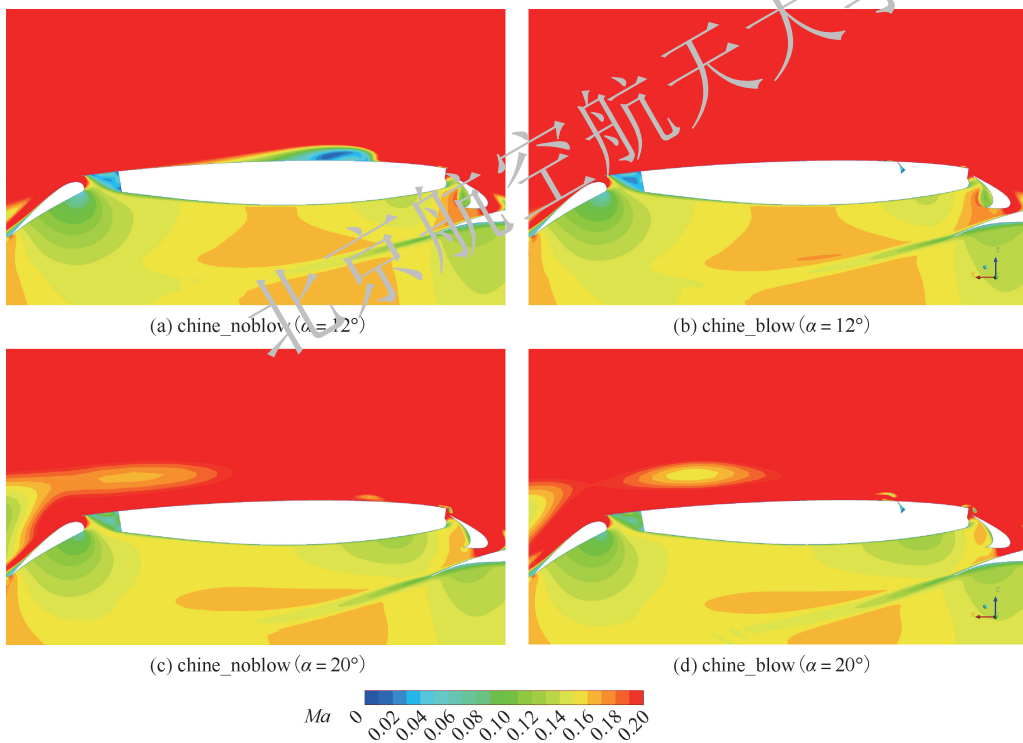


图 30 chine_noblow 和 chine_blow 机翼剖面马赫数云图对比

Fig. 30 Mach number contour comparison of chine_noblow and chine_blow at wing section

4 结 论

本文采用数值模拟方法对大型客机机翼挂架接合位置进行了主动流动控制研究。首先,基于纯机翼构型对吹气参数的影响进行了讨论,分析了吹气参数的影响机理。然后,基于纯机翼的研究结果将一组吹气参数应用在全机构型上,并进行了校核验证。最后,主要得到以下结论:

1) 吹气可以为机翼上表面气流注入能量,抑制短舱后机翼上表面的流动分离,使升力系数明显提高。

2) 在吹气构型基础上添加堵块后,升力系数提高了0.01,说明添加堵块不仅可以保证结构刚度,而且对气动性能有利,但由于添加堵块后,吹气缝的有效面积变小,在质量流率固定的情况下,吹气总压会变大,因此,堵块的添加面积应根据供气系统所能提供的总压大小来确定。

3) 当堵块数量从10个增加到20个时,升力系数增加了0.02,说明可以通过将堵块尺寸变小或增加数量来提高升力系数。

4) 当吹气缝宽度从36 mm减小到4.5 mm时,升力系数提高约0.12,对升力系数影响较大。在质量流率固定的条件下,吹气缝宽度主要通过影响吹气总压对吹气效果产生影响,因此,吹气缝宽度的设计需要根据供气系统所能提供的总压大小来确定。

5) 当吹气缝与上翼面的夹角从 10° 增大到 50° 时,升力系数先增大后减小。当夹角从 10° 增大到 40° 时,升力系数增大约0.05;当夹角从 40° 增大到 50° 时,升力系数降低约0.06。该参数主要影响吹气注入能量的区域,需要经过精细设计确定合适的角度。

6) 当质量流率从5 kg/s增大到15 kg/s时,升力系数增大约0.06,对升力系数影响较大。在吹气缝面积固定的情况下,质量流率的变化导致吹气总压的变化且受到供气系统的约束,因此,在满足约束的情况下提高吹气质量流率可以提高升力系数。

7) 当吹气缝位置从前缘后移600 mm时,升力系数减小约0.005。说明吹气缝位置对升力系数的影响较小,吹气缝位置的设计应以结构约束和引气管道布置约束为主。

8) 由在全机无短舱涡流片构型上尝试了一组流动控制参数可知,吹气构型明显使升力系数提升,线性段升力系数增大约0.15;最大升力系数增大0.186,失速迎角增大 1° ,吹气使构型的气

动性能得到明显提升。

9) 由在全机带短舱涡流片构型上尝试了一组流动控制参数可知,吹气构型的线性段升力系数增大约0.13,最大升力系数增大约0.16,吹气使全机带短舱涡流片构型的气动性能得到明显提升。

10) 采用吹气与短舱涡流片相结合的流动控制策略,可以使气动性能明显提升。

参考文献 (References)

- [1] 王志栋. 翼吊发动机对机翼设计的影响分析[J]. 民用飞机设计与研究, 1997(2):19-22.
- [2] WANG Z D. Analysis about influence of wing-mounted engine nacelle on wing design[J]. Civil Aircraft Design and Research, 1997(2):19-22 (in Chinese).
- [3] BABIĆ R Š, TATALOVIĆ M, BAJIĆ J. Air transport competition challenges[J]. International Journal for Traffic and Transport Engineering (IJTTE), 2017, 7(2):144-163.
- [4] JOHN A. Improving jet engine aerodynamic design via novel component shaping and analysis[D]. Sheffield: University of Sheffield, 2018.
- [5] LANGE F B. Aerodynamic optimization of an UHBR engine position on a representative short range aircraft configuration at cruise flight conditions[C]//2018 Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2018:3811.
- [6] SCHLOESSER P, SOUDAKOV V, BAUER M, et al. Active separation control at the pylon-wing junction of a real-scale model[J]. AIAA Journal, 2019, 57(1):132-141.
- [7] 邱亚松, 白俊强, 黄琳, 等. 翼吊发动机短舱对三维增升装置的影响及改善措施研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(1):7-13.
- [8] QIU Y S, BAI J Q, HUANG L, et al. Study about influence of wing-mounted engine nacelle on high-lift system and improvement measures[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(1):7-13 (in Chinese).
- [9] 白俊强, 刘南, 邱亚松, 等. 民用运输机短舱涡流片设计研究[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(2):190-196.
- [10] BAI J Q, LIU N, QIU Y S, et al. The design of nacelle chine in large civil transport aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2014, 32(2):190-196 (in Chinese).
- [11] 白俊强, 刘南, 邱亚松, 等. 大型民用运输机短舱涡流片增升效率以及参数影响研究[J]. 西北工业大学学报, 2013, 31(4):8.
- [12] BAI J Q, LIU N, QIU Y S, et al. Investigation on influence of nacelle chine of large civil transport aircraft on high-lift efficiency and on influence of relevant parameters[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2013, 31(4):8 (in Chinese).
- [13] SAVONI L, RUDNIK R. Pylon design for a short range transport aircraft with over-the-wing mounted UHBR engines[C]//2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2018:11.
- [14] PACK MELTON L G, KOKLU M, ANDINO M Y, et al. Active flow control for trailing edge flap separation[C]//2018 AIAA

Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2018: 1799.

- [11] WIERACH P, PETERSEN J, SINAPIUS M. Design and experimental characterization of an actuation system for flow control of an internally blown coanda flap [J]. Aerospace, 2020, 7(3): 29.
- [12] LI J, GONG Z B, ZHANG H, et al. Numerical investigation of powered high-lift model with externally blown flap [J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(4): 1539-1551.
- [13] BECK N, RADESPIEL R, LENFERS C, et al. Aerodynamic effects of propeller slipstream on a wing with circulation control by internally blown flaps [C] // 2014 AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2014: 407.
- [14] TAVERNETTI L. The C-17-modern airlift technology [C] // Aerospace Design Conference. Reston: AIAA, 1992: 1262.
- [15] ANDINO M Y, LIN J C, ROMAN S, et al. Active flow control on vertical tail models [J]. AIAA Journal, 2019, 57(8): 3322-3338.
- [16] FRICKE S, CIOBACA V, WILD J, et al. Numerical studies of active flow control applied at the engine-wing junction [C] // Symposium on Field of the Research Unit 1066. Berlin: Springer, 2014: 397-411.
- [17] 张扬. 一种适用于飞行器外流场模拟的新型湍流模型 [D]. 西安: 西北工业大学, 2014.
- ZHANG Y. A new turbulence model for external flow simulation of aircraft [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014 (in Chinese).
- [18] MENTER F, KUNTZ M, LANGTRY R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model [J]. Turbulence, Heat and Mass Transfer, 2003, 4: 101-109.
- [19] RADESPIEL R, BURNAZZI M, CASPER M, et al. Active flow control for high lift with steady blowing [J]. The Aeronautical Journal, 2016, 120(1223): 171-200.
- [20] 邱亚松, 白俊强, 李亚林, 等. 复杂几何细节对增升装置气动性能影响研究 [J]. 航空学报, 2012, 33(3): 421-429.
- QIU Y S, BAI J Q, LI Y L, et al. Study on influence of complex geometry details on the aerodynamic performance of high-lift system [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(3): 421-429 (in Chinese).
- [21] ENGLAR R J, JONES G S, ALLAN B G, et al. 2-D circulation control airfoil benchmark experiments intended for CFD code validation [C] // 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2009: 902.

Steady blowing control at wing-engine junction of airliner

LIU Rui, BAI Junqiang*, QIU Yasong, LI Yufei

(College of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: For airliner with a wing-mounted engine layout, in order to ensure ground clearance, the pylon has to be short, which leads to a slat cutout, and the nacelle wake of the engine generates low energy flow and even flow separation on the upper wing surface. Numerical simulation method has been used to systematically study active flow control technology at wing-engine junction of airliner to improve the aerodynamic performance of the landing configuration. The influence of the blowing parameters on blowing performance was studied using the wing-nacelle configuration. The results show that, at high angles of attack, blowing can suppress the separation of the upper surface of the wing behind the nacelle, and the maximum lift coefficient can be significantly improved. Since the width of the blowing slot and the blowing mass flow rate influence the total pressure of blowing air, they show great effects on the blowing performance with the improvement of the lift coefficient of more than 0.05. The angle between the blowing slot and the upper wing surface affects the area of blowing energy, making a considerable effect on the blowing performance. The position of blowing slot affects the control range of the blowing air, which also has some effects on the blowing performance. Finally, the full-body configuration with and without nacelle vortex fins were studied respectively. For the configuration without nacelle vortex fin, the lift coefficient of the linear segment increases by about 0.15, the maximum lift coefficient increases by 0.186, and stall angle of attack increases by 1° . For the configuration with nacelle vortex fin, the lift coefficient of the linear segment increases by about 0.13, and the maximum lift coefficient increases by 0.16.

Keywords: flow control; flow separation; lift coefficient; slat; landing configuration; large bypass ratio

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0507

基于注意力机制与特征相关性的人脸表情识别



兰凌强, 刘淇缘, 卢树华*

(中国人民公安大学 信息网络安全学院, 北京 102600)

摘 要: 针对自然条件下人脸表情识别面临遮挡、光照、姿势变化等挑战, 存在识别准确率低的问题, 提出了一种新的深度学习网络模型用于人脸表情识别。以 ResNet 为基础网络, 融合了瓶颈注意力机制及全局二阶池化层, 其中瓶颈注意力机制专注于表情重要特征的提取, 全局二阶池化层度量表情特征之间的相关性, 在此基础上通过联合正则化策略, 平衡和改善特征数据分布情况, 提高表情识别准确率。所提方法在 2 个公开数据集 FER2013 和 CK+ 进行了测试及验证, 最高准确率分别达到了 74.227% 和 95.8%, 性能优于诸多现存的主流方法, 表明所提模型具有较好的准确性和鲁棒性。

关键词: 表情识别; 深度学习; 瓶颈注意力机制; 全局二阶池化层; 联合正则化策略

中图分类号: TP391

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2022)01-0147-09

表情是人类表达情感和进行社交活动的重要方式, 也是实现人机交互的重要途径之一。随着计算机视觉技术的快速发展, 面部表情自动分析与识别在疲劳驾驶、安防视频监控、自动控制、智能医疗、犯罪测谎等领域有重要的应用, 引起了高度关注^[1-3]。

近年来, 随着深度学习在计算机视觉领域的广泛应用, 人脸表情识别取得了显著的进展^[4-5]。目前, 对于背景简单和人脸端正等实验室条件下的表情识别准确率相对较高。而在自然条件下, 受遮挡、光照、水印、头部姿势变化等其他因素的影响, 导致准确率较低^[6]。Xiang 和 Zhu^[7] 在早期利用多任务网络联合人脸检测和表情识别方法在非限制条件下拍摄的数据集中实验, 寻找人脸检测和表情识别之间的内在关系。Zhou 等^[8] 为了提高自然条件下拍摄的数据集的准确率, 提出了一种模块化的多通道深度卷积网络, 并在网络的末端加入了全局平均池化, 防止过拟合。Zeng

等^[9] 探索手工特征和深度特征的关系, 并提出了新的特征损失函数, 将手工特征嵌入网络结构中, 试图减少两者的差异来提高表情识别准确率。上述方法为自然条件下人脸表情识别奠定了良好的基础, 但是随着人脸表情识别在实际生活场景中的应用日益增多, 自然场景下表情识别的准确率仍需进一步提高。

本文以残差网络 (ResNet) 作为基础框架, 提出了融合瓶颈注意力机制 (bottleneck attention module, BAM)^[10]、全局二阶池化层 (global second-order pooling layer)^[11] 及联合正则化策略 (joint normalization strategy)^[12] 的人脸表情识别方法。首先, 在网络前端引入瓶颈注意力机制对图片信息进行降噪, 尽可能消除背景因素的影响。其次, 在第 4 个残差块后结合全局二阶池化层, 探索各个表情特征之间的相关性。最后, 在前 3 个残差块中的第 1 个卷积后使用联合正则化策略, 保留不同特性的特征, 平衡和改善特征数据分布。

收稿日期: 2020-09-09; 录用日期: 2020-12-14; 网络出版时间: 2021-01-04 16:48

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210104.1515.002.html

基金项目: 国家重点研发计划 (2016YFC0801005); 中央高校基本科研业务经费项目 (2019JKF225); 公共安全行为科学实验室开放课题 (2020SYS16)

* 通信作者. E-mail: lshuhua@ppsuc.edu.cn

引用格式: 兰凌强, 刘淇缘, 卢树华. 基于注意力机制与特征相关性的人脸表情识别[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 147-155. LAN L Q, LIU Q Y, LU S H. Facial expression recognition based on attention mechanism and feature correlation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 147-155 (in Chinese).

模型在 2 个标准公开数据集 FER2013^[13] 和 CK +^[14] 上进行了实验验证,取得了较高的准确率。

1 相关工作

深度学习在人脸表情识别领域取得了重要进展,主要工作可分为 3 个方面:设计新型的网络架构,增加网络广度和深度等来提高性能;研究不同优化方法,如引入注意力机制等优化特征提取,提高模型学习有效特征的能力;探索不同损失函数监督网络训练。本文主要从网络架构、注意力机制及协方差计算等方面论述相关工作。

深度学习发展迅速,诸多网络架构,如 VGG^[15]、AlexNet^[16]、ResNet^[17] 等亦被广泛应用于人脸表情识别。Simonyan 和 Zisserman^[15] 在 2014 年的 ILSVRC 中提出了 VGG 网络,与 Krizhevsky 等^[16] 所提出的 AlexNet 不同的是加深了网络层数,并且所有的卷积核都是使用 3×3 小卷积核,从而减少了参数量。Cheng 和 Zhou^[18] 在 VGG19 基础上优化了网络结构及其参数,并且采用迁移学习技术来克服训练样本不足的情况,来提高表情识别准确率。He 等^[17] 在 2015 年提出了 ResNet,利用恒等路径原理,可以使网络进一步地加深而不会导致梯度爆炸,也不会增大误差。Zhong 等^[19] 在 ResNet 的基础上移除了 softmax,引入丢弃层并对全连接层进行修改,使得网络参数减少,同时将 SE block^[20] 加入网络中,取得了较高的准确率。Chen 和 Hu^[21] 提出了一种新的类间关系学习方式(inter-class relational learning),从 2 张不同表情图片中提取特征,然后将所提取的特征以随机比率进行融合得到混合特征,再给每个像素重新分配权重,通过研究表情之间的相互关系并改善特征分布,增加表情特征的判别力。Wang 和 Shen^[22] 在所提出的深度卷积网络中同时使用了全局特征和区域特征,此外,还使用面部动作单元对其进行改进,并建立贝叶斯网络模型来分析动作单元的概率。最后,集成所学习的特征用于表情特征分类。Xu 和 Zhao^[23] 利用局部二阶模式(local binary pattern, LBP) 和卷积神经网络相结合的方法,通过 2 个分支分别提取特征,接着将这 2 种特征相融合并且用主成分分析法(principal components analysis, PCA)降维,以减小图像旋转给表情识别带来的影响。

在注意力机制方面,大多数都是以掩码的形式形成,其原理是赋予特征新的权重,将图像中相关性强的特征标记出来,通过让神经网络训练学

习来识别图像中重点关注区域。Wang 等^[24] 提出了一个新型区域注意力网络,能够较好地处理遮挡和姿势变化条件下的面部表情识别,通过主干卷积网络产生的各个区域特征,聚合并嵌入到紧凑的固定长度特征中,以提高其准确性。Li 等^[25] 提出了基于注意力机制的卷积神经网络,结合人脸重点区域特征,对每个特征进行加权,而门单元根据通畅性和重要性,通过计算权重来获取面部遮挡区域,从而重点关注可识别的非遮挡区域。Gan 等^[26] 提出了一种多注意力机制融合的网络,处理复杂条件下的人脸表情识别问题,该网络包含 2 个模块:区域感知模块和表情识别模块,通过区域感知模块学习掩码用于定位与表情相关的重要区域,再通过具有多类型注意力机制的表情识别模块,从这些重要区域中学习具有强区分度的特征。

诸多学者提出利用二阶统计量探索深度特征的相关性,取得了较好的效果。Yu 和 Salzmann^[27] 提出了一个二阶统计量模块,先计算特征图的协方差矩阵;其次,计算协方差矩阵参数的二阶变换;最后,执行协方差矩阵参数的向量化,以此提升分类效果。Li 等^[28] 使用了高级卷积特征协方差,并且提出了矩阵幂归一化协方差方法,解决协方差的鲁棒性问题。协方差计算较为复杂, Li 等^[29] 提出了一种用于协方差池化网络端到端训练的迭代矩阵平方根归一化方法。但是利用二阶统计量进行人脸表情识别的研究较少。因此,本文尝试引入全局二阶池化层研究面部表情特征之间的相关性。

2 基本原理

2.1 网络架构

考虑到网络架构的特征提取性能和计算复杂度,本文选取残差网络 ResNet18、ResNet34、ResNet50 为基础架构,设计了融合 BAM、协方差及联合正则化等改进策略的人脸表情识别模型,网络架构如图 1 所示。首先,在前 3 个残差块后加入 BAM,由残差块得到的特征图传入 BAM,通过其中的空间注意力机制和通道注意力机制,抑制不重要的特征信息,重点关注有效的特征信息,在底层尽可能消除其他因素的影响,更注重表情特征的提取。其次,在第 4 个残差块的后面使用了全局二阶池化层,利用协方差矩阵探索各个表情特征之间的相关性,加强相关通道特征之间的关系,抑制不相关的特征。然后,在残差块中第 1 个卷积后引入联合正则化策略,如图 1 所示,分别为过

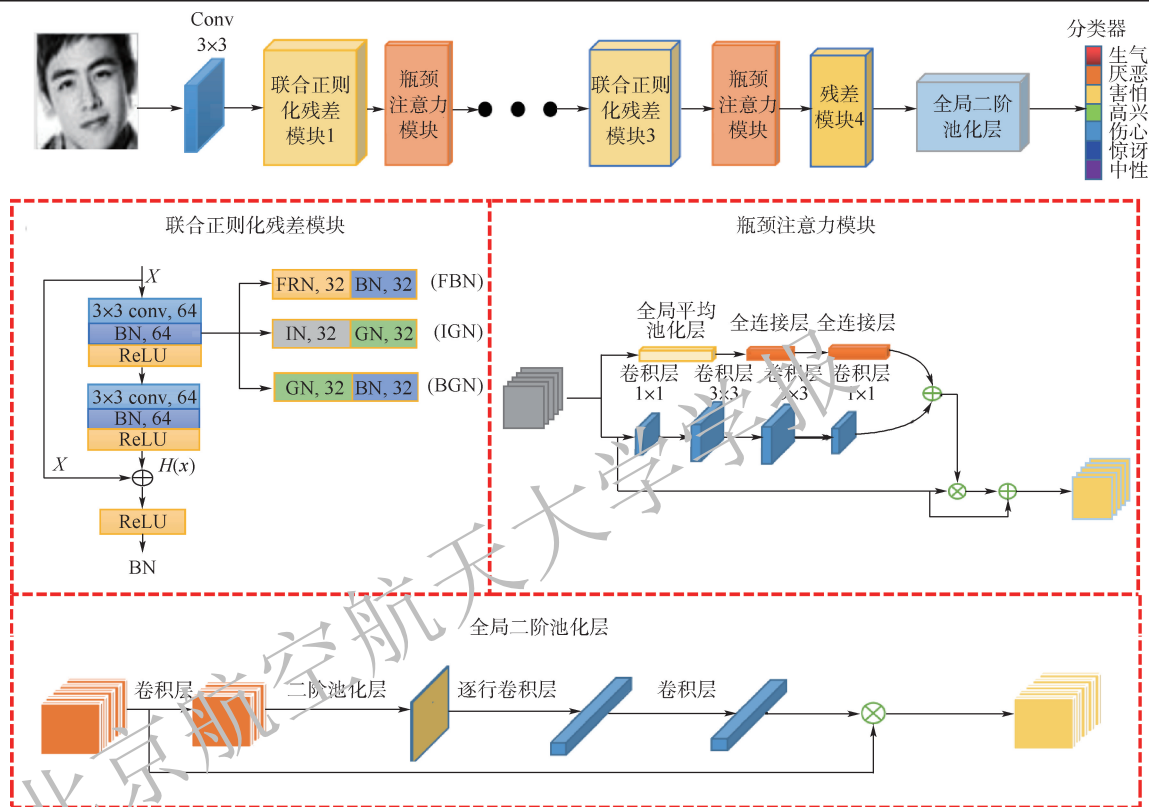


图 1 网络结构图

Fig. 1 Network architecture

滤波器响应正则化和批量正则化(FBN),实例正则化和组正则化(IGN),批量正则化和组正则化(BGN),其主要目的是使用2种不同正则化策略保留各自的特征信息,并可平衡和改善数据分布,加速模型训练。最后,将得到的特征图送入分类器中进行分类。

在实验中,将瓶颈注意力机制、全局二阶池化层与不同的联合正则化方法相融合,其中瓶颈注意力机制、全局二阶池化层与过滤器响应正则化和批量正则化的联合正则化称为 Cov-Bam-FBN;瓶颈注意力机制、全局二阶池化层与实例正则化和组正则化的联合正则化称为 Cov-Bam-IGN;瓶颈注意力机制、全局二阶池化层与批量正则化和组正则化的联合正则称为 Cov-Bam-BGN。

2.2 瓶颈注意力模块

瓶颈注意力模块^[10]是一种混合注意力机制模型,有2个分支对空间和通道进行处理,如图1所示。由上一个残差块得出的特征图 F ,传入 BAM 经过处理后得到的特征图 $P(F)$ 与传入时的特征图大小相同,在与传入的特征图进行逐点相乘抑制不重要的特征,突出重点特征之后,再与原始特征图相加得到所精炼的特征 F' ,具体计算如下:

$$F' = F + F \odot P(F) \quad (1)$$

式中: \odot 表示逐点相乘。经过 BAM 所得到的特征图 $P(F)$ 是经过通道注意力和空间注意力这2个单独的分支所得到的特征图。

$$P(F) = \sigma(P_c(F) \cdot P_s(F)) \quad (2)$$

式中: $P_c(F)$ 为通过通道注意力网络所得到的特征图,下标 c 为在通道注意力网络中操作; $P_s(F)$ 为通过空间注意力网络所得到的特征图,下标 s 为在空间注意力网络中操作; σ 为 Sigmoid 函数。

在通道注意力网络中,每个通道都保留着独特的特征,为了探索每个通道之间的相关性。使用全局平均池化层汇聚每个通道中的特征图,生成的通道向量是对全局信息在每个通道进行了软编码。接着,用只有1个隐藏层的多层感知器去评估该注意力网络是否有效。最后,利用批量正则化去调整与空间注意力输出的大小相同,具体计算如下:

$$P_c(F) = \phi_{bn}(MLP(AvgPool(F))) \quad (3)$$

式中: ϕ_{bn} 表示经过批量正则化处理;MLP 为多层感知器;AvgPool 为全局平均池化层; F 为输入的特征。

在空间注意力网络中,会产生空间注意力地图,在空间注意力地图中一些空间位置会被抑制或者加强。利用空洞卷积去扩大感受野,能够有

效地构建空间注意力地图。首先,利用 $\text{Conv}_{1 \times 1}$ 卷积压缩维度。其次,使用 2 个 $\text{Conv}_{3 \times 3}$ 的空洞卷积去探索上下文信息,再次使用 $\text{Conv}_{1 \times 1}$ 进一步压缩维度。最后,也利用批量正则化去调整空间注意力输出的大小,具体计算如下:

$$P_s(\mathbf{F}) = \phi_{\text{bn}}(f_3^{1 \times 1}(f_2^{3 \times 3}(f_1^{3 \times 3}(f_0^{1 \times 1}(\mathbf{F})))))) \quad (4)$$

式中: $f_0^{1 \times 1}$ 和 $f_3^{1 \times 1}$ 为第 1 步和第 4 步使用 1×1 卷积操作; $f_1^{3 \times 3}$ 和 $f_2^{3 \times 3}$ 为第 2 步和第 3 步使用 3×3 卷积操作。

把此注意力机制引入网络中,主要是对不同特征进行重加权,尽可能消除背景及其他因素的影响,更加专注于人脸表情有效特征的提取。

2.3 全局二阶池化层

全局二阶池化层^[11]利用了协方差衡量变量之间的关系这一特性,引入了协方差矩阵来判断各个特征之间的相关性。在文献[11]的基础上,本文设计全局二阶池化层融入网络以探索不同通道表情特征之间的相关性。全局二阶池化层的具体步骤如图 1(c) 所示,由最后一个卷积处理后的特征图($h' \times w' \times c'$)传入,先经过一个 1×1 卷积将特征图的通道数 c' 降低为 $c(c < c')$,同时也降低其计算量,接着计算通道与通道之间的相关性,得到一个协方差矩阵($c \times c$),矩阵中的每一行都代表着该通道与其他所有通道之间的相关性,为了保留特征原来固有的结构信息,对协方差矩阵进行了行卷积运算,得到特征图($4c \times 1$)。然后,再次经过一个卷积得到特征图($c' \times 1$)与原始的特征图相乘,得到的特征图有效抑制了不相关的特征,强化了相关特征,有助于提高其准确率。如式(5)所示:

$$\mathbf{F}'' = \mathbf{F} \odot f_3^{\text{row-wise}}(f_2^{\text{2nd-order}}(f_1^{\text{pool}}(f_0(\mathbf{F})))) \quad (5)$$

式中: \mathbf{F}'' 为经过全局二阶池化层所得到的特征图; \mathbf{F} 为上一个卷积层得到的特征图; f_0 和 f_3 表示卷积操作; f_1^{pool} 为进行计算二阶池化层操作;

$f_2^{\text{row-wise}}$ 为进行逐行的卷积操作。

2.4 联合正则化策略

联合正则化策略^[12]是对正则化处理进行优化,在一般的网络结构上大多都是使用单一的正则化策略进行处理,本课题组在前期工作中,引入了 3 种联合正则化策略(过滤器响应正则化与批量正则化、实例正则化和组正则化以及组正则化与批量正则化),如图 1 中的联合正则化残差模块所示,其主要原理详见文献[12]。

3 实验与结果分析

3.1 数据集

FER2013^[13] 是国际机器学习大会(International Conference on Machine Learning, ICML)在 2013 年比赛中使用的数据库,通过谷歌人脸识别应用程序接口(application programming interface, API)来获取图片。然后,经过各种边界、裁剪操作,将图片全部变成 48×48 的灰度图像。FER2013 主要包括了 3 个部分:训练集部分(28 708 张图片)、公开测试集部分(3 589 张图片)及私有测试集部分(3 589 张图片),该数据集上每张图片都有对应的 7 种表情标签(生气、厌恶、害怕、高兴、伤心、惊讶及中性)。图片都是来自谷歌,并且图片是在自然条件下的环境中拍摄,所以有些图片会受到水印、遮挡、光照变化等噪声影响,如图 2(a) 所示。

CK+^[14] 数据集是 Lucey 等^[14] 在 Cohn-Kanade 数据集的基础上拓展提出的,该数据集一共有 123 个对象,其中有 327 张图片是包含了 7 种表情标签(生气、厌恶、害怕、高兴、伤心、惊讶以及蔑视),每一张图片都是在实验特定的条件下拍摄,因此没有其他噪声的干扰,如图 2(b) 所示。但是由于数据库图片数量较少,所以一般采用交叉验证法进行评判,而交叉验证一般是取 5, 8, 10 倍进行验证。



(a) FER2013数据集上具有水印、遮挡及光照等噪声影响的图片示例



(b) 在实验条件下拍摄的CK+数据集上表情图片示例

图 2 数据集图片示例

Fig. 2 Examples of pictures on dataset

3.2 实验参数

实验环境是在 Ubuntu16.04 系统使用 Nvidia RTX 2070 GPU 下运行,以 Pytorch 0.4.1 作为基础框架来编写程序,在训练的过程中使用了随机梯度下降来优化交叉熵损失,学习率在最开始设置为 0.01,在 FER2013 数据集中设置了总批次为 500、当迭代到 80 次时开始衰减,在 CK + 数据集中设置总批次为 100,当迭代到 20 次时开始衰减,并且使用了 10 倍交叉验证法。同时为了防止过拟合,采用了数据增加策略,扩大数据集的数量,将原始的图片 (48×48) 随机裁剪成 44×44 大小的 10 张图

表 1 不同模型在 FER2013 和 CK + 数据集上的准确率

Table 1 Accuracy rate of different models on FER2013 and CK + datasets

模型名称	ResNet18 准确率/%		ResNet34 准确率/%		ResNet50 准确率/%	
	FER2013	CK +	FER2013	CK +	FER2013	CK +
Baseline	71.190	89.3	72.304	92.8	72.109	92.0
Cov	72.834	93.5	72.973	93.1	72.527	92.5
Cov-Bam	73.057	94.4	73.224	93.6	73.001	93.0
Cov-Bam-FBN	73.614	94.9	73.671	95.1	73.447	93.5
Cov-Bam-IGN	73.419	95.8	73.502	95.5	73.224	93.1
Cov-Bam-BGN	73.670	94.9	74.227	95.1	73.279	93.1

从表 1 中可以看出,在 FER2013 数据集上, ResNet18、ResNet34、ResNet50 基础网络准确率分别为 71.190%、72.304%、72.109%,全局二阶池化层改进后准确率均有所提升,分别达到了 72.834%、72.973%、72.527%,表明用二阶统计量来描述特征信息更为有效,特别是协方差矩阵能够度量各个通道之间表情特征的相关性,提高网络非线性表示和学习能力,从而提高识别的准确率;进一步地,在网络中引入了瓶颈注意力机制,准确率分别提高了 0.223%、0.251%、0.474%,在 FER2013 数据集中,部分图片含有水印、遮挡、光照变化等复杂干扰因素,注意力机制可以使网络关注重要信息,抑制背景噪声,提高分类能力。在此基础上,为了平衡和改善特征数据分布,在残差网络的前端引入 3 种联合正则化策略(过滤器响应正则化和批量正则化、实例正则化和组正则化及批量正则化和组正则化),ResNet18 网络准确率分别达到 73.614%、73.419%、73.670%; ResNet34 网络准确率分别达到 73.671%、73.502%、74.227%; ResNet50 网络的准确率分别为 73.447%、73.224%、73.279%。可见,3 种网络架构的表情识别准确率均有不同程度的提升,归因于联合正则化策略能够改善训练和测试数据的分布,提高模型性能,并且不同的正则化策略可保留表情的颜色、外观或不敏感的

片,并且还进行了固定地裁剪,分别通过在左上角、左下角、右上角、右下角及中心位置进行裁剪,来达到测试数据增加,接着用这些固定裁剪的图片得到的结果取平均值作为最终的结果来提高分类准确率。

3.3 结果和分析

3.3.1 人脸表情识别结果与分析

为了研究所提方法的有效性,以 ResNet18、ResNet34 和 ResNet50 三种网络作为基础框架(Backbone),融合注意力机制、全局二阶池化和联合正则化策略,在 FER2013 和 CK + 数据集上进行了实验对比,结果如表 1 所示。

底层特征信息,辅助网络进行正确分类。

此外,从表 1 中可以看出,3 种网络架构在 CK + 数据集上的准确率从 89.3%、92.8%、92.0% 分别提高到 95.8%、95.5%、93.5%,变化趋势与 FER2013 数据集上的结果基本一致,验证了注意力机制关注重要信息的特性和协方差提升特征相关性的能力,此外,亦表明联合正则化策略的有效性及其泛化性。

值得一提的是,对残差网络基础架构而言,在 FER2013 和 CK + 数据集上,ResNet50 网络架构的准确性皆逊色于 ResNet18 和 ResNet34,表明过深的网络结构对于提取表情相关的特征并未有显著优势,这或与表情特征与人脸局部区域形变细节有关,过深的网络可能会忽略某些重要的微小特征,导致识别准确率下降。整体看,ResNet34 基础架构的性能较为优越,此外,再考虑到模型计算复杂度,故用于表情识别的网络架构可能不宜过深。因此,本文以下部分选择 ResNet34 作为主要网络架构进行对比分析。

3.3.2 与主流算法对比结果与分析

1) CK + 数据集结果对比

将所提出的模型与目前一些较新的经典方法在 CK + 数据集上进行了对比,实验结果如表 2 所示。从表 2 得出,Cov-Bam-IGN 准确率达到 95.8%,比 Fei、GPS、ROI 这 3 种方法分别高了 2.3%、

0.7%、1.1%。Cov-Bam-FBN 和 Cov-Bam-BGN 的准确率都达到 95.1%，较 Fei、ROI 分别提高了 1.6%、0.4%，并且准确率与 GPS 模型相同。可见，所提方法准确率超过了现存的一些主流算法。Fei 等^[30]提出了一种新的识别方法，使用残差网络与传统的分类器（支持向量机）相结合，提高准确率。GPS^[31]利用 Gabor 滤波器提取感兴趣区域的特征，选取相关性强的一些特征再送入支持向量机中进行分类。ROI^[32]中提出了一个面部表情网络架构，主要用于发现感兴趣区域，通过探索各个感兴趣区域之间关系来提高表情预测的可靠性。经过对比发现，在网络中利用注意力机制专注表情有效特征的提取，引入协方差矩阵学习表情特征之间相关性，并且用联合正则化来平衡数据分布等优化方法对表情识别具有一定先进性。图 3 展示了 Cov-Bam-FBN、Cov-Bam-IGN 和 Cov-Bam-BGN 在 CK+ 数据集上的混淆矩阵。

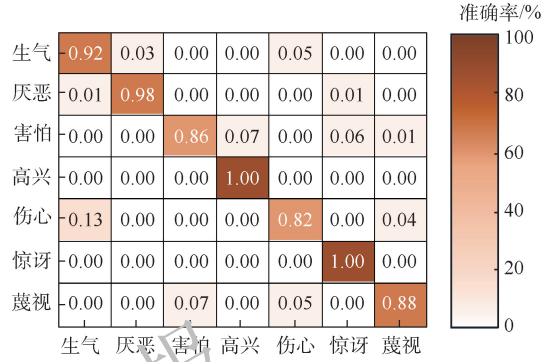
表 2 所提模型与目前一些方法在 CK+ 数据集上的准确率比较

Table 2 Comparison between proposed models and state-of-the-art methods on CK+ dataset

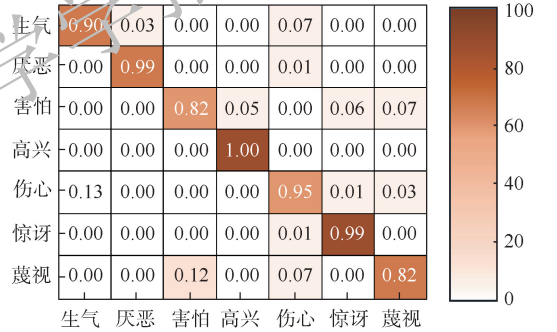
模型名称	网络架构	准确率/%
Fei ^[30]	ResNet50	93.5
GPS ^[31]	Gabor filter	95.1
ROI ^[32]	AlexNet and GoogleNet	94.7
Cov-Bam-FBN	ResNet34	95.1
Cov-Bam-IGN	ResNet18	95.8
Cov-Bam-BGN	ResNet34	95.1

2) FER2013 数据集实验结果对比

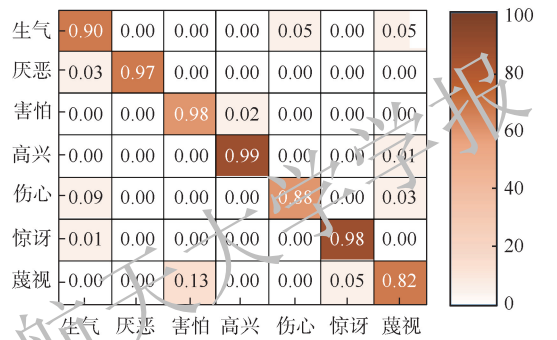
把所提出的模型与目前较新的一些主流方法 (DAM-CNN^[33]、BReG-NeXt^[34]、Shao^[35]、ALAW^[36]) 在 FER2013 数据集上进行了对比，实验结果如表 3 所示。从表 3 可以看出，Cov-Bam-BGN 取得了最高准确率 74.227%，分别比 DAM-CNN、BReG-NeXt、Shao、ALAW 提高了 8.027%、2.697%、3.087%、1.557%；同时，Cov-Bam-FBN 和 Cov-Bam-IGN 的准确率分别达到 73.671%、73.502%，也优于几种主流算法，验证了所提模型的先进性和泛化性较好。ALAW 模型^[36]提出了一种新的特征损失函数，并将手工特征嵌入深度学习的网络之中，利用手工提取和深度学习提取的特征偏差限制去指引网络早期训练中的深度特征学习，探索手工提取的特征和深度学习提取的特征之间的互补性，还引入了自适应加权策略用于平衡不同的数据集对不同损失函数的影响。考虑到本文优化模型更注重网络前端的改进，下一步，利用损失函数在网络后端监督模型训练值得关注。图 4



(a) Cov-Bam-FBN在CK+数据集上的混淆矩阵



(b) Cov-Bam-IGN在CK+数据集上的混淆矩阵



(c) Cov-Bam-BGN在CK+数据集上的混淆矩阵

图 3 所提模型在 CK+ 数据集上的混淆矩阵

Fig. 3 Confusion matrices of the proposed models on CK+ dataset

分别展示了 Cov-Bam-FBN、Cov-Bam-IGN 和 Cov-Bam-BGN 在 FER2013 数据集上的混淆矩阵，其中图 4(a)、(c)、(e) 表示在私有数据集的混淆矩阵，图 4(b)、(d)、(f) 表示在公有数据集的混淆矩阵。

表 3 所提模型与目前一些主流方法在 FER2013 数据集上的准确率比较

Table 3 Comparison of accuracy rate between proposed models and state-of-the-art methods on FER2013 dataset

模型名称	网络架构	准确率/%
DAM-CNN ^[33]	VGG-Face	66.200
BReG-NeXt ^[34]	BReG-NeXt	71.530
Shao ^[35]	ResNet101	71.140
ALAW ^[36]	ResNet	72.670
Cov-Bam-FBN	ResNet34	73.671
Cov-Bam-IGN	ResNet34	73.502
Cov-Bam-BGN	ResNet34	74.227

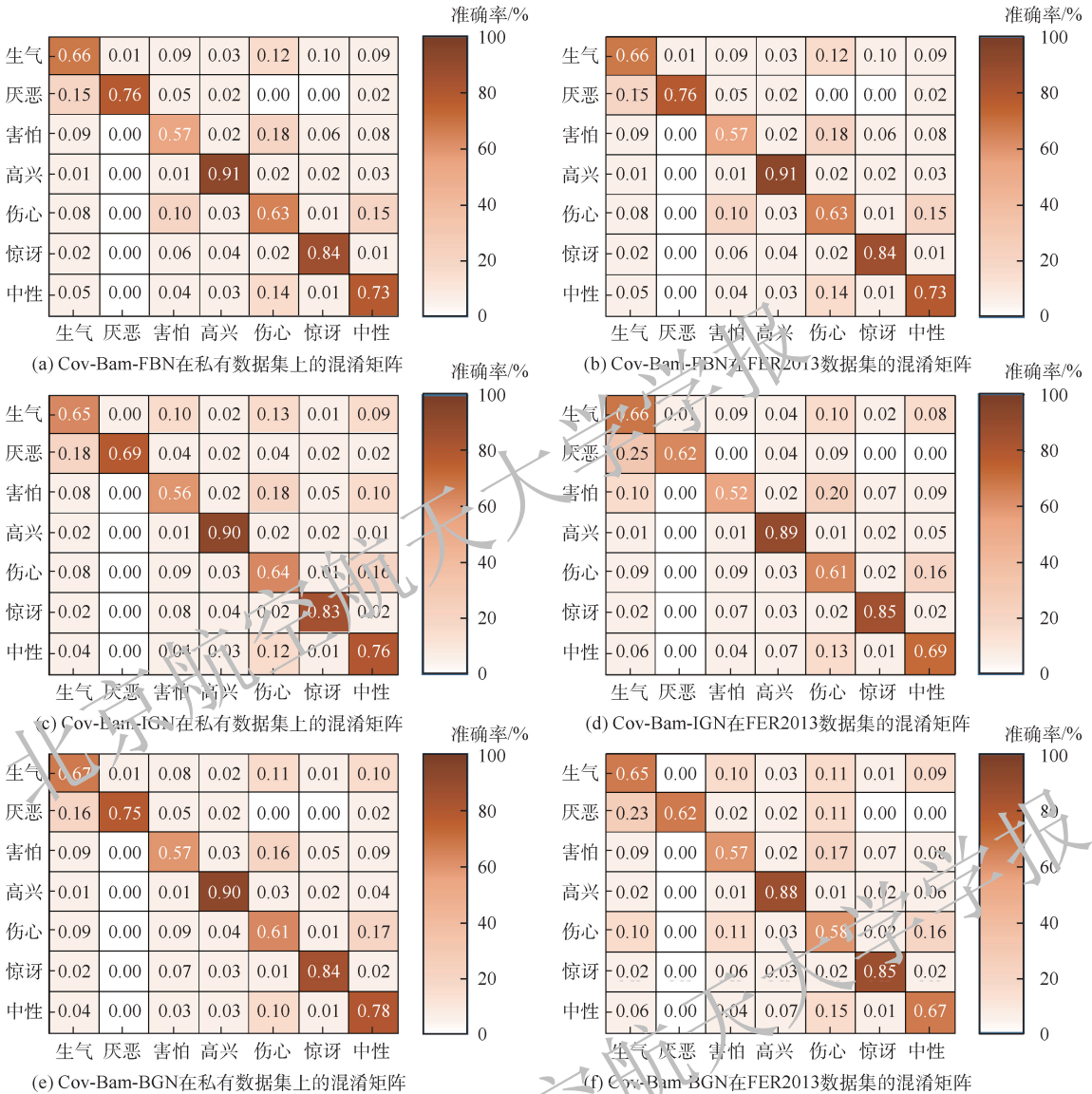


图 4 所提模型在 FER2013 数据集上的混淆矩阵

Fig. 4 Confusion matrices of the proposed models on FER2013 dataset

3.3.3 消融实验

为了进一步验证注意力机制和全局二阶池化的有效性,以 ResNet34 为基础框架,在 CK + 和 FER2013 数据集上进行了消融实验,实验结果如表 4 所示。从表 4 可以得出,在 CK + 数据集上,对比了所提出方法与联合正则化模型的效果,融

表 4 所提模型与联合优化策略准确率对比

Table 4 Comparison of accuracy rate between proposed models and joint optimization strategy

模型名称	准确率/%	
	CK + 数据集	FER2013 数据集
FBN	91.9	72.973
IGN	92.3	72.834
BGN	91.7	72.889
Cov-Bam-FBN	95.1	73.671
Cov-Bam-IGN	95.5	73.502
Cov-Bam-BGN	95.1	74.227

合注意力机制和全局二阶池化后,准确率均有显著提升,Cov-Bam-FBN、Cov-Bam-IGN 和 Cov-Bam-BGN 相较 FBN、IGN 和 BGN 分别提高了 3.2%、3.2% 和 3.4%。此外,在 FER2013 数据集上,融合注意力机制和全局二阶池化后准确率亦均有提高,最高提升了 1.338%。从实验结果得出,注意力机制和全局二阶池化层能够有效提高网络性能,展现了良好的特征提取和模型优化性能。

4 结论

1) 本文以残差网络作为基础框架,设计了融合瓶颈注意力机制和全局二阶池化层的人脸表情识别模型,并利用联合正则化策略改善特征数据分布,加快模型收敛速度,提高模型性能。注意力机制能够使网络更多关注重要特征信息,抑制背景干扰;全局二阶池化层能够学习到特征信息的

相关性,提高模型的非线性表达能力。

2) 所提模型(Cov-Bam-BGN)在非限制条件下的 FER2013 数据集上的准确率达到 74.227%,在限制条件下的 CK+数据集上取得了 95.8%的准确率,结果均优于诸多现存的主流人脸表情识别方法,展现了较好的先进性和鲁棒性。

参考文献 (References)

- [1] TAHA B, HATZINAKOS D. Emotion recognition from 2D facial expressions[C]//2019 IEEE Canadian Conference of Electrical and Computer Engineering (CCECE). Piscataway: IEEE Press, 2019:1-4.
- [2] LIU K C, HSU C C, WANG W Y, et al. Real-time facial expression recognition based on CNN[C]//2019 International Conference on System Science and Engineering (ICSSE). Piscataway: IEEE Press, 2019:120-123.
- [3] CHA H S, CHOI S J, IM C H. Real-time recognition of facial expressions using facial electromyograms recorded around the eyes for social virtual reality applications[J]. IEEE Access, 2020, 8:62065-62075.
- [4] RANG L, LI N Q, ZHAO L, et al. Facial expression recognition based on Gabor feature and neural network[C]//2018 International Conference on Security, Pattern Analysis and Cybernetics (SPAC). Piscataway: IEEE Press, 2018:489-493.
- [5] KUSHWAH K, SHARMA V, SINGH U. Neural network method through facial expression recognition[C]//2017 International conference of Electronics, Communication and Aerospace Technology (ICECA). Piscataway: IEEE Press, 2017:532-537.
- [6] LI J, JIN K, ZHOU D L, et al. Attention mechanism-based CNN for facial expression recognition[J]. Neurocomputing, 2020, 411:340-350.
- [7] XIANG J, ZHU G M. Joint face detection and facial expression recognition with MTCNN[C]//2017 4th International Conference on Information Science and Control Engineering (ICISCE). Piscataway: IEEE Press, 2017:424-427.
- [8] ZHOU Y, FENG Y Y, ZENG S Y, et al. Facial expression recognition based on convolutional neural network[C]//2019 IEEE 10th International Conference on Software Engineering and Service Science (ICSESS). Piscataway: IEEE Press, 2019:410-413.
- [9] ZENG G H, ZHOU J C, JIA X, et al. Hand-crafted feature guided deep learning for facial expression recognition[C]//2018 13th IEEE International Conference on Automatic Face & Gesture Recognition (FG 2018). Piscataway: IEEE Press, 2018:423-430.
- [10] PARK J C, WOO S, LEE J Y, et al. BAM: Bottleneck attention module[EB/OL]. (2018-07-18) [2020-09-02]. <https://arxiv.org/pdf/1807.06514>.
- [11] GAO Z L, XIE J T, WANG Q L, et al. Global second-order pooling convolutional networks[C]//2019 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR). Piscataway: IEEE Press, 2019:3019-3028.
- [12] 兰凌强, 李欣, 刘淇缘, 等. 基于联合正则化策略的人脸表情识别方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2020, 46(9): 1797-1806.
- [13] LAN L Q, LI X, LIU Q Y, et al. Facial expression recognition method based on a joint normalization strategy[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 46(9):1797-1806 (in Chinese).
- [14] GOODFELLOW I J, ERHAN D, CARRIER P L, et al. Challenges in representation learning: A report on three machine learning contests[C]//International Conference on Neural Information Processing. Berlin: Springer, 2013:117-124.
- [15] LUCEY P, COHN J F, KANADE T, et al. The extended Cohn-Kanade dataset (CK+): A complete dataset for action unit and emotion specified expression[C]//2010 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition-workshops. Piscataway: IEEE Press, 2010:94-101.
- [16] SIMONYAN K, ZISSERMAN A. Very deep convolutional networks for large-scale image recognition[EB/OL]. (2015-10-04) [2020-09-02]. <https://arxiv.org/abs/1409.1556>.
- [17] KRIZHEVSKY A, SUTSKEVER I, HINTON G E. ImageNet classification with deep convolutional neural networks[J]. Communications of the ACM, 2017, 60(6):84-90.
- [18] HE K M, ZHANG X Y, REN S Q, et al. Identity mappings in deep residual networks[M]//Computer Vision ECCV 2016. Berlin: Springer, 2016:630-645.
- [19] CHENG S, ZHOU G H. Facial expression recognition method based on improved VGG convolutional neural network[J]. International Journal of Pattern Recognition and Artificial Intelligence, 2020, 34(7):2056003.
- [20] ZHONG Y X, QIU S H, LUO X S, et al. Facial expression recognition based on optimized ResNet[C]//2020 2nd World Symposium on Artificial Intelligence (WSAI). Piscataway: IEEE Press 2020:84-91.
- [21] HU J, SHEN L, ALBANIE S, et al. Squeeze-and-excitation networks[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2020, 42(8):2011-2023.
- [22] CHEN Y Z, HU H F. Facial expression recognition by inter-class relational learning[J]. IEEE Access, 2019, 7: 94106-94117.
- [23] WANG F J, SHEN L P. Expression recognition using region features and facial action units[C]//2019 15th International Conference on Intelligent Environments. Piscataway: IEEE Press, 2019:9-15.
- [24] XU Q T, ZHAO N J. A facial expression recognition algorithm based on CNN and LBP feature[C]//2020 IEEE 4th Information Technology, Networking, Electronic and Automation Control Conference (ITNEC). Piscataway: IEEE Press, 2020: 2304-2308.
- [25] WANG K, PENG X J, YANG J F, et al. Region attention networks for pose and occlusion robust facial expression recognition[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2020, 29:4057-4069.
- [26] LI Y, ZENG J B, SHAN S G, et al. Occlusion aware facial expression recognition using CNN with attention mechanism[J]. IEEE Transactions on Image Processing, 2019, 28(5):2439-2450.

- [26] GAN Y L, CHEN J Y, YANG Z K, et al. Multiple attention network for facial expression recognition [J]. *IEEE Access*, 2020, 8: 7383-7393.
- [27] YU K C, SALZMANN M. Second-order convolutional neural networks [EO/OL]. (2017-03-20) [2020-09-02]. <http://export.arxiv.org/abs/1703.06817>.
- [28] LI P H, XIE J T, WANG Q L, et al. Is second-order information helpful for large-scale visual recognition? [C] // 2017 IEEE International Conference on Computer Vision (ICCV). Piscataway: IEEE Press, 2017: 2089-2097.
- [29] LI P H, XIE J T, WANG Q L, et al. Towards faster training of global covariance pooling networks by iterative matrix square root normalization [C] // 2018 IEEE/CVF Conference on Computer Vision and Pattern Recognition. Piscataway: IEEE Press, 2018: 947-955.
- [30] FEI Z X, YANG E F, LI D, et al. Combining deep neural network with traditional classifier to recognize facial expressions [C] // 2019 25th International Conference on Automation and Computing (ICAC). Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-6.
- [31] ADIL B, NADJIB K M, YACINE L. A novel approach for facial expression recognition [C] // 2019 International Conference on Networking and Advanced Systems (ICNAS). Piscataway: IEEE Press, 2019: 1-5.
- [32] SUN X, XIA P P, ZHANG L M, et al. A ROI-guided deep architecture for robust facial expressions recognition [J]. *Information Sciences*, 2020, 522: 35-48.
- [33] XIE S Y, HU H F, WU Y B. Deep multi-path convolutional neural network joint with salient region attention for facial expression recognition [J]. *Pattern Recognition*, 2019, 92: 177-191.
- [34] HASANI B, FEI J S, MAHOOR M. BRcG-NeXt: Facial affect computing using adaptive residual networks with bounded gradient [J]. *IEEE Transactions on Affective Computing*, 2020, 99: 1.
- [35] SHAO J, QIAN Y S. Three convolutional neural network models for facial expression recognition in the wild [J]. *Neurocomputing*, 2019, 355: 82-92.
- [36] XIE W C, SHEN L L, DUAN J M. Adaptive weighting of hand-crafted feature losses for facial expression recognition [J]. *IEEE Transactions on Cybernetics*, 2021, 51(5): 2787-2800.

Facial expression recognition based on attention mechanism and feature correlation

LAN Lingqiang, LIU Qiyan, LU Shuhua*

(College of Information and Cyber Security, People's Public Security University of China, Beijing 102600, China)

Abstract: There are many challenges including occlusion, illumination and posture variation in the facial expression recognition under natural conditions, leading to the low accuracy. This paper proposes a new deep learning network model for facial expression recognition. This model uses ResNet as backbone, and introduces the bottleneck attention module and the global second-order pooling layer. The bottleneck attention module focuses on the extraction of important expression features, and the global second-order pooling layer aims to measure the correlation among expression features. On this basis, the joint normalization strategies are used to balance and improve the distribution of feature data, which improves the accuracy of expression recognition. The test and validation of the proposed method have been carried out on the two public datasets FER2013 and CK+, resulting in the highest accuracy rates of 74.227% and 95.8%, respectively. The performance is better than most of the latest facial expression recognition methods. The results indicate that this model has better accuracy and robustness.

Keywords: expression recognition; deep learning; bottleneck attention module; global second-order pooling layer; joint normalization strategies

Received: 2020-09-09; **Accepted:** 2020-12-14; **Published online:** 2021-01-04 16:48

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210104.1515.002.html

Foundation items: National Key R & D Program of China (2016YFC0801005); Fundamental Funds for the Central Universities (2019JKF225); Open Research Fund of the Public Security Behavioral Science Laboratory (2020SYS16)

* **Corresponding author.** E-mail: lushuhua@ppsuc.edu.cn

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0527

立体物料仓库单元的机械系统 FMEA 分析

卞仁鹏, 贾志新*, 毕温海, 李威

(北京科技大学 机械工程学院, 北京 100083)



摘 要: 立体物料仓库单元是钣金自动化智能生产线中重要的板料储存中心,其可靠性问题直接关系到钣金自动化智能生产线的可靠性,因此,对钣金自动化智能生产线的立体物料仓库单元机械系统进行故障模式及影响分析(FMEA)十分重要。针对传统 FMEA 中缺少功能和故障因果关系分析的问题,提出使用维护感知设计环境(MADe)软件对立体物料仓库单元的机械系统进行功能分析和故障数据分析,并建立立体物料仓库单元的功能模型图和机械系统的故障因果关系图。在此基础上,根据立体物料仓库单元功能模型图构建机械系统的模糊认知图(FCM)邻接矩阵,再通过计算得出立体物料仓库单元机械系统的 FMEA 表。对立体物料仓库单元机械系统进行基于 MADe 软件的 FMEA 分析显示,所提方法对提高钣金自动化智能生产线可靠性具有通用性。

关键词: 立体物料仓库单元; 机械系统; 故障模式及影响分析(FMEA); 维护感知设计环境(MADe); 模糊认知图(FCM)

中图分类号: TH17

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2022)01-0156-10

故障模式及影响分析(failure mode effects and analysis, FMEA)在机械产品可靠性领域具有广泛应用,其对机械产品可靠性分析的应用价值取决于产品功能模型分析及故障分析的细致程度,建立的功能模型越符合产品实际,故障分析的准确度越高。而应用 FMEA 分析机械产品可靠性时,可靠性建模仅仅是对其建立基本可靠性框图,并不能全面反映产品的功能结构,因此,对 FMEA 方法进行改进十分重要。

国内外针对 FMEA 开展了很多研究。周彭瑞和鲁玉军^[1]利用 FTA-FMEA 和威布尔分布改进法对巧克力生产设备进行了研究。鞠萍华等^[2]针对传统 FMEA 方法中存在关于故障模式评估、风险因子权重和风险优先级排序等方面的固有缺陷,提出了一种多粒度概率语言环境下基于偏好顺序结构评估法(PROMETHEE)的改进

FMEA 方法。李宇龙等^[3]提出了基于元动作的 FMEA 分析技术,并以数控机床为研究对象进行了验证。杜晗恒和彭翀^[4]针对传统 FMEA 中评价故障模式的影响因素和计算风险优先数存在的缺陷,提出了一种基于模糊逼近理想解排序法(TOPSIS)的 FMEA 方法。Hu 等^[5]研究了基于功能建模的复杂系统 FMEA 方法,并以某舰船航行系统为例,验证了基于功能建模的 FMEA 方法的科学价值和有效性。Sun 等^[6]针对 FMEA 应用的不足,建立了一种集成数据库的 FMEA 系统,实现了在半导体制造中的应用。FMEA 的改进研究反映了可靠性技术创新的需要,对于提高可靠性在实际工程的应用价值具有重要意义。但 FMEA 改进方法种类多样,既有对分析方法的改进,也有基于各种软件的集成。因此,有必要结合具体研究产品,进行 FMEA 改进技术实用性的验证。

收稿日期: 2020-09-15; 录用日期: 2021-01-08; 网络出版时间: 2021-01-15 17:27

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210115.1634.005.html

基金项目: 国家自然科学基金(51775036)

*通信作者. E-mail: 13693618482@163.com

引用格式: 卞仁鹏, 贾志新, 毕温海, 等. 立体物料仓库单元的机械系统 FMEA 分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 156-165. BIAN R P, JIA Z X, BI W H, et al. FMEA analysis of mechanical system of three-dimensional material warehouse unit[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 156-165 (in Chinese).

在可靠性分析过程中,传统 FMEA 采用手动维护更新 FMEA 表的方式,会造成信息的滞后和不同步,存在 FMEA 分析效率低、可信性差和可重用性差问题。针对这些问题,一些学者对此提出了基于维护感知设计环境(maintenance aware design environment, MADE)的方法并改进 FMEA。Menon 等^[7]提出了一种基于 MADE 软件的故障模式、机理和故障效果分析方法,用于识别导致故障的关键因素。Rudov-Clark 等^[8]提出了一种基于功能依赖关系的方法,将故障分析结果应用于系统可靠性和可用性分析,并以液压执行系统为例,在 MADE 中验证该方法可以在系统生命周期中对分析进行细化和更新,以支持设计优化、配置管理和任务可靠性。Hess 等^[9]利用 MADE 软件工具对航空航天应用相关的子系统和组件进行研究,提出了支撑系统建模、故障数据库生成和监控设计工具的概念。冯辅周等^[10]提出了一种基于系统-功能-结构-故障模型的故障机理、模式及影响分析方法,并在 MADE 中以某燃油供给系统为例进行了分析,验证了该方法的可行性和有效性。以上研究成果基于 MADE 工具对 FMEA 做了改进,并分别在机电产品、液压系统、航空航天系统和燃油供给系统等领域得到应用,但没有将 MADE 和 FMEA 方法应用于机械产品系统。目前并没有研究证明钣金自动化智能生产线的机械系统能否有效利用 MADE 软件进行故障分析。因此,本文将针对传统 FMEA 存在的问题,提出基于 MADE 的改进方法,并以钣金自动化智能生产线的立体物料仓库单元为研究对象进行 FMEA 验证。

1 维护感知设计环境

MADE 是基于功能流模型、系统失效知识和测试信息的风险评估软件工具,可用于故障模式分析和可靠性分析^[11]。基于 MADE 的可靠性分析中,作为被分析对象的系统或组件,其功能将被重新定义为“功能动词+流名词”的表达模式,它是通过从标准术语列表中选择—个动词和—个或多个名词而形成的。在 MADE 软件中,系统或组件的功能被比喻为“输入流”和“输出流”的关系,当输入转换为输出时,能够显示出其特定的功能^[12-13]。在 MADE 软件中,使用代表组件之间功能流的线连接模型中的每个功能区域。至关重要—的是,该软件能够利用基于模型的故障传播仿真来生成故障模式和被影响的系统级数据库。而且,MADE 软件通过使用标准化的分类方法进行故障数据统计,可以很好地消除因标准解释不同

而引起的故障统计错误,从而建立起被系统分析的 FMEA 表。

将 MADE 软件工具应用于钣金自动化智能生产线的立体物料仓库单元机械系统故障分析中,具体的实施步骤如下:

步骤 1 明确分析对象,对其进行结构分析和系统定义,并划分约定层次。

步骤 2 根据划分好的系统,使用 MADE 软件建立各组件内部的功能结构模型,并定义与之对应的功能、流及属性。

步骤 3 在 MADE 软件中对系统各组件进行功能连接,建立系统各组件间的功能依赖关系。

步骤 4 根据 MADE 的标准化故障分类,将系统中各组件的故障数据添加进去。利用建立的功能模型,得出故障因果关系图^[14]。

2 故障模式及影响分析

FMEA 是一种系统化的可靠性分析理论,被广泛用于产品设计开发和质量提高的各个环节中,通过对产品进行故障部位、故障模式和故障原因分析,找出产品的薄弱环节。然后,再针对薄弱环节进行技术改进,从而提高产品质量和可靠性^[15]。

FMEA 作为可靠性分析的关键技术,起源于 20 世纪 60 年代。1963 年,FMEA 被首次提出并应用于航空航天业,目的是解决航空航天产品的可靠性和安全性需求。从那时起,FMEA 作为一种强大的技术开始被用于产品和过程的系统安全性、可靠性分析,并逐渐被其他行业所采用。

然而,传统 FMEA 在故障分析的过程中会遇到—些问题^[16]:①分析结果受制于人的主观经验,可能出现人为导致的错误;②没有重视故障间的因果关系分析,故障传播路径不明确;③必须对系统和组件的结构组成有详细掌握,过程比较复杂,而且时间周期可能较长。

考虑到这些问题的存在,在 MADE 软件的设计环境下,采用基于模糊认知图(fuzzy cognitive map, FCM)的故障模式与影响分析方法对传统 FMEA 进行改进,重在分析故障的因果关系和传播路径,并建立立体物料仓库单元机械系统的 FMEA 表。FMEA 分析方法的优化为机械、航空航天、汽车等领域应用 FMEA 提供了新的理论依据。

3 基于模糊认知图的故障模式及影响分析

基于 FCM 的 FMEA 是指利用 MADE 中建立

的机械系统模型,结合 FCM,分析相关故障的传播路径和影响,最终得出 FMEA 结果的方法。

FCM 是一种利用已有认知和专家经验,将复杂系统中的因果事件及趋势通过各概念结点间的有向弧连接起来的结构模型^[17],如图 1 所示。

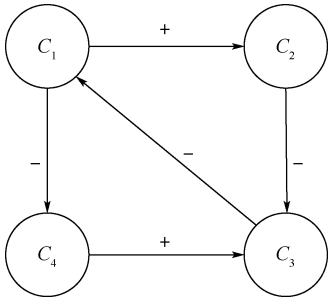


图 1 FCM 的结构示意图^[17]

Fig. 1 Schematic diagram of structure of FCM^[17]

图 1 中有 4 个概念节点 C_1, C_2, C_3, C_4 , 定义节点向量 $X_1 = (C_1, C_2, C_3, C_4)$, 每个节点的初始值为 0。它的邻接矩阵^[18]为

$$E = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & -1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

邻接矩阵 E 中的每个元素 E_{ij} 表示节点对节点的影响关系。存在节点 i 到节点 j 的连接箭头且为“+”关系,取值为 1;存在节点 i 到节点 j 的连接箭头且为“-”关系,取值为 -1;没有箭头连接的属于非因果关系,取值为 0;节点自身对应的矩阵元素取值为 0。

由邻接矩阵 E 可推知,节点 C_1 的状态变化会导致 FCM 其他节点的变化。假设节点 C_1 增大,即 C_1 的值由 0 变成 1,系统输入节点向量 $X_1 = (1, 0, 0, 0)$ 。取节点的变换函数,

$$f(x) = \begin{cases} 1 & x \geq 1 \\ x & -1 < x < 1 \\ -1 & x \leq -1 \end{cases} \quad (1)$$

$$X_1 \times E = [0, 1, 0, -1]$$

$$X_2 = f(X_1 \times E) = [f(0), f(1), f(0), f(-1)] = [0, 1, 0, -1]$$

$$X_2 \times E = [0, 0, -2, 0]$$

$$X_3 = f(X_2 \times E) = [f(0), f(0), f(-2), f(0)] = [0, 0, -1, 0]$$

$$X_3 \times E = [1, 0, 0, 0]$$

$$X_4 = f(X_3 \times E) = [f(1), f(0), f(0), f(0)] = [1, 0, 0, 0] = X_1$$

由计算可得, X_1 是图 1 所示 FCM 动态系统中

的固定点。由图 1 动态图可知,当 C_1 增大时, C_2 增大, C_3 和 C_4 减小。因此,当某一组成单元的输出流属性变化,会引起其他响应组成单元输出流属性的变化,利用 FCM 这一特性,可以生成 FMEA 结果中的故障影响分析。

4 实例分析

以钣金自动化智能生产线的某型号立体物料仓库单元为例,采用 MADe 软件构建基于 MADe 的系统模型,并采用 FCM 理论对立体物料仓库单元机械系统进行 FMEA 分析。

4.1 基于 MADe 构建系统模型

1) 结构分析和系统定义。立体物料仓库单元结构示意图如图 2 所示,其主要由机械系统和电气控制系统组成,其中机械系统包括升降装置、料车、货架和进出装置。

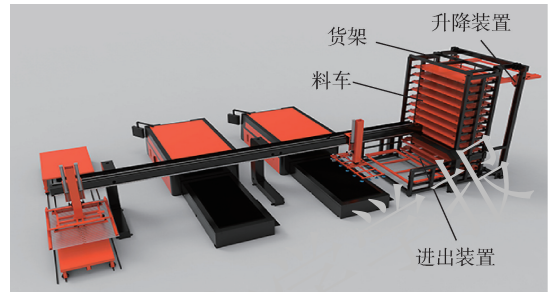


图 2 立体物料仓库单元结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of unit structure of a three-dimensional material warehouse

主要针对立体物料仓库单元的机械系统进行可靠性研究,将机械系统细分为 4 个分系统,即升降分系统、进出分系统、料车分系统和货架分系统。然后,根据已划分好的机械系统进行约定层次^[19]的划分。立体物料仓库单元机械系统约定层次如图 3 所示。

2) 各组件内部功能结构模型分析。总功能反映系统输入量和输出量间的关系,通过对立体物料仓库单元做功能需求分析,利用黑箱模型抽象出系统总功能,总功能模型如图 4 所示^[20]。

因为升降分系统和进出分系统中某些组件具有相似结构功能,所以将这 2 个分系统同时进行功能分析,不同之处做出特别说明。机械系统电机分为升降电机和进出电机,功能是将电能转换为机械能,为升降和进出运动提供所需要的转速,其工作电源由变频器提供,同时抱闸为其制动提供所需要的反向转矩,因此,电机的功能选择为“convert”(转换)。电机的输入流有 2 个,第 1 个为能量流中的电能,其输入流属性为电压;第 2 个

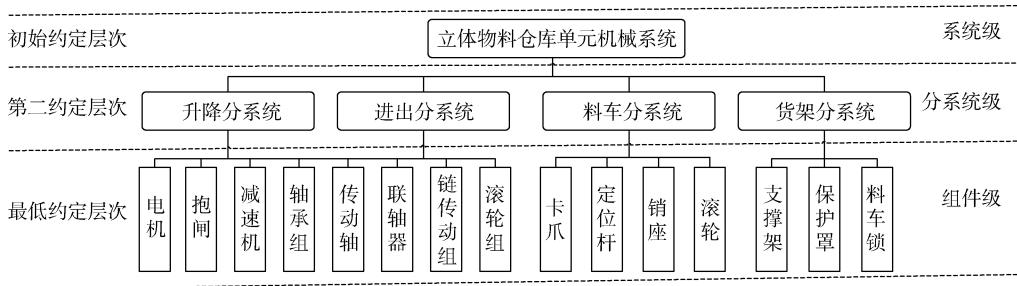


图 3 立体物料仓库单元机械系统约定层次

Fig. 3 Agreed level of mechanical system of three-dimensional material warehouse unit

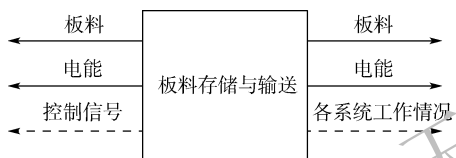


图 4 立体物料仓库单元总功能模型^[20]

Fig. 4 Overall function model of three-dimensional material warehouse unit^[20]

为能量流中的机械能,其输入流属性为转矩。流极性关系前者为正相关关系,后者为负相关关系。输出流为能量流中的机械能,其输出流属性为转速。电机功能模型如图 5 所示。

机械系统的抱闸分为升降抱闸和进出抱闸,它们接收来自接触器的电信号。然后,内部机构产生反向转矩,使电机停止转动,因此,功能选择为“stop”(停止),输入流为电能-电流,输出流为机械能-转矩。减速机的功能是匹配电机的转速和转矩,因此,功能选择为“distribute”(分配),输入流为机械能-转速,输出流为机械能-转矩。轴承组分布于轴的两端,功能是支承和安装轴,功能选择为“support”(支撑),输入流和输出流都为机械能-转矩。传动轴的功能是把减速器传递过来的转矩传递给链传动,功能选择为“transmit”(传递),输入流和输出流都为机械能-转矩。联轴器是升降系统独有的,它将主传动轴和中间传动轴连接在一起,保持同步转动,并传递转矩,因此,功能选择为“couple”(结合),输入和输出流都为机

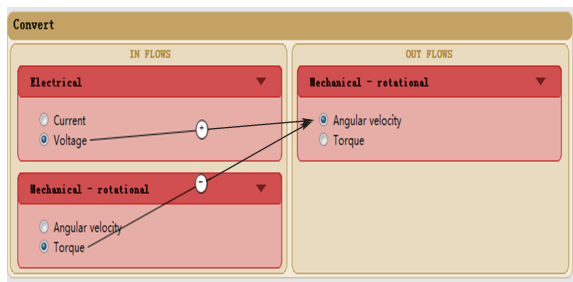


图 5 电机的功能模型

Fig. 5 Functional model of motor

械能-转矩。链传动组由链轮、链条和辅助件组成。升降分系统的链传动组的功能是把传动轴输出的转矩传递到滚轮组,而进出分系统的链传动组把传动轴的转矩直接传递给料车,因此,功能选择为“transmit”(传递),输入流和输出流都为机械能-转矩;滚轮组包含滚轮、导向轮、限位轮等,它把升降分系统中链传动的转矩转变为料车升降方向的直线运动,因此,功能选择为“change”(转化),输入流为机械能-转矩,输出流为物质流-固体位置。

货架主要是由支撑架、保护罩和料车锁构成,由于支撑架和保护罩不存在功能流的问题,在功能建模时不做分析,只分析料车锁。料车以整体的形式来做分析。料车锁接收来自中间继电器的电流信号,气缸推动锁销动作,将料车锁住,因此,功能选择为“stop”(停止),输入流为气动-压力和电能-电流,输出流为物质流-固体位置;料车的功能是运载板料,它在升降分系统和进出分系统的作用下实现上下进出入库动作,并由料车锁来限制其位置,因此,功能选择为“transport”(运载),输入流为物质流-固体位置和机械能-转矩,输出流为物质流-固体位置,料车的功能模型如图 6 所示。通过对机械系统中的各组件进行功能分析,得到机械系统中各组件的功能、流及属性表,如表 1 所示。

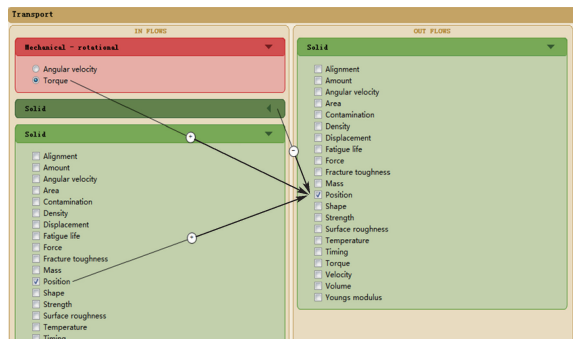


图 6 料车的功能模型

Fig. 6 Functional model of material truck

表1 机械系统各组件的功能、流、属性

Table 1 Function, flow and attribute of each component of mechanical system

组件	功能	输入流形式	输入流属性	极性关系	输出流形式	输出流属性
电机	转换	能量流-电能 能量流-机械能	电压 转矩	+ -	能量流-机械能	转速
抱闸	停止	能量流-电能	电流	+	能量流-机械能	转矩
减速机	分配	能量流-机械能	转速	+	能量流-机械能	转矩
轴承组	支撑	能量流-机械能	转矩	+	能量流-机械能	转矩
传动轴	传递	能量流-机械能	转矩	+	能量流-机械能	转矩
联轴器	结合	能量流-机械能	转矩	+	能量流-机械能	转矩
链传动组	传递	能量流-机械能	转矩	+	能量流-机械能	转矩
滚轮组	转化	能量流-机械能	转矩	+	能量流-机械能	速度
料车锁	停止	能量流-气动 能量流-电能 能量流-机械能	压力 电流 转矩	+ + -	物质流-固体	位置
料车	运载	物质流-固体 物质流-固体	位置 位置	+ +	物质流-固体	位置

至此,机械系统的各组件功能模型已经建立。根据各组件的功能流属性和立体物料仓库单元的功能,将立体物料仓库单元的功能选择为“store”(储存),输入流是电机、编码器、抱闸和料车锁的输入流,输出流定义为输出位置。

3) 构建立体物料仓库单元功能结构模型。进行各组件功能结构模型分析后,各组件的功能及组件内部功能流之间的极性关系已经建立。同

时,在各组件内部输入流和输出流之间的极性关系确定后,还需要确定组件间的关联关系,以便于进行故障间的因果关系分析。根据各组件功能模型和同类流连接的原则,对立体物料仓库单元主要组件间的关联关系进行分析。然后,进行功能连接。最终,得到立体物料仓库单元的功能结构模型,如图7所示。

图7所示的功能结构模型中,断路器承载主

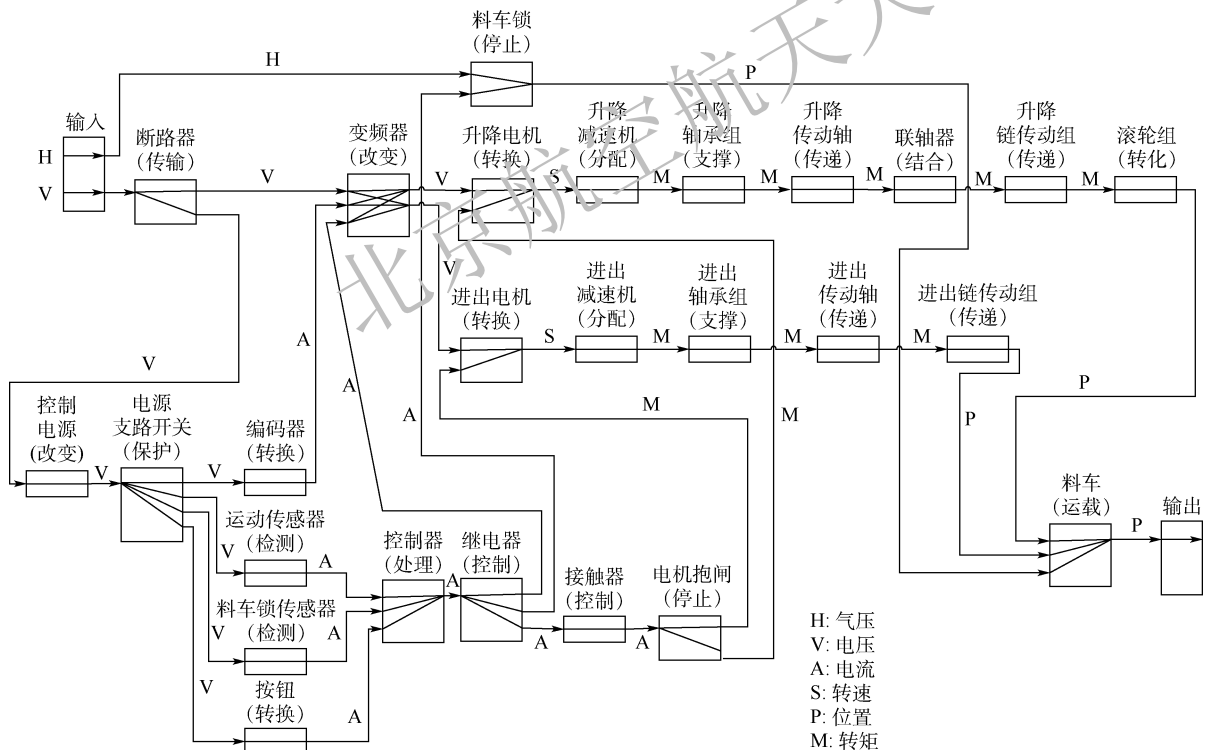


图7 立体物料仓库单元的功能结构模型

Fig. 7 Functional structure model of a three-dimensional material warehouse unit

电路、控制电源支路和变频器电源支路的电压。控制电源接受断路器传来的电能,为编码器、运动传感器、料车锁传感器和按钮提供合适的直流电源,在它们之间有支路开关(断路器)、承载和保护电路。编码器从控制电源获能,并将电机的角位移信息传送给变频器。运动传感器、料车锁传感器和按钮也从控制电源获能,并将输出电信号传送给控制器处理。然后,控制器通过继电器输出控制变频器、接触器和料车锁。变频器的电能由断路器提供,并且接收来自编码器和控制器的电流信号,进而输出电流信号(所需频率的交流电)控制升降和进出电机的转速。电机的转速经由减速机、轴承组、联轴器、链传动等机械零部件的传递和转化,最终实现料车位置的改变。接触器接受中间继电器的电流信号,控制抱闸

锁死电机。料车锁接收中间继电器的电流信号,限制料车的位置。

图 7 建立的功能结构模型,标准化定义了立体物料仓库单元各组件的功能、输入流和输出流,理清了立体物料仓库单元各组件间的连接关系。立体物料仓库单元的功能模型由于其可视化和可编辑性的特点,可以实现产品全寿命周期信息的自动更新,从而避免了手动维护信息引起的滞后性问题。同时,功能结构模型为接下来故障数据的添加与分析提供了载体与依据,方便进行各组件间的故障关联分析。

4) 添加各组件的故障数据。对钣金自动化智能生产线中的某型号立体物料仓库单元 1 年内的故障数据进行分析整理,得到立体物料仓库单元各组件的标准故障数据统计表,如表 2 所示。

表 2 立体物料仓库单元故障数据统计

Table 2 Statistics of failure data of three-dimensional material warehouse units

编号	组件	零件	故障模式	故障原因
1	料车	车架	形状改变-弯曲	(维护)维护进程-错误运行
2	料车锁	锁销	机械联系-卡死	(设计)几何结构-阻止进入
3	料车锁	锁销	故障	原因不明
4	料车锁	锁销	故障	原因不明
5	料车锁	锁销	机械联系-卡死	(设计)几何结构-位置偏离
6	进出链传动组	卡扣	机械联系-干涉	(维护)维护进程-错误运行
7	滚轮组	轮轴	形状改变-弯曲	(运行)机械加载-高机械负载
8	进出链传动组	卡扣	机械联系-干涉	(装配)几何结构-位置偏离
9	抱闸	线路	电联系-开路	原因不明
10	升降链传动组	链条	机械联系-松动	(设计)几何结构-松配合 (装配)几何结构-松配合
11	进出链传动组	链条	形状改变-断裂	(设计)机械特性-强度不足
12	轴承组	定位销	机械联系-松动	(装配)几何结构-松配合
13	料车锁	气阀	电联系-开路	原因不明
14	料车	定位杆	机械联系-错误位置	(装配、制造)几何结构-位置偏离
15	滚轮组	限位轮	机械联系-分离	(装配)几何结构-位置偏离
16	料车锁	锁销	机械联系-卡死	原因不明
17	锁车锁	锁销	机械联系-卡死	原因不明
18	进出链传动组	卡扣	机械联系-不对准	(装配)几何结构-位置偏离
19	进出链传动组	卡扣	机械联系-分离	(设计)几何结构-松配合
20	料车锁	感应块	电联系-特性不匹配	(设计)材料质量-错误材料
21	料车锁	卡槽	机械联系-卡死	原因不明
22	升降链传动组	卡扣	机械联系-松动	(设计)几何结构-位置偏离
23	滚轮组	滚轮	机械联系-松动	(设计)几何结构-松配合
24	料车	定位杆	机械联系-错误位置	(设计)几何结构-位置偏离
25	料车	轮轴	形状改变-弯曲	(运行)机械加载-高机械负载
26	进出链传动组	链条	机械联系-卡死	(运行)污染-固体颗粒污染
27	升降链传动组	链条	机械联系-松动	(装配)几何结构-松配合

以进出链传动组为例,将表 2 中进出链传动组的故障数据摘录成表 3。然后,将进出链传动组的故障数据添加到功能模型中,形成故障因果关系图,如图 8 所示。

进出链传动组中的故障零件包含链条和卡扣。由于链条强度不足和固体颗粒进入的原因,使得链条出现断裂和卡死的故障模式,从而使得链条的输出功能流-机械转矩减小(为零);由于卡

表3 进出链传动组故障数据汇总

Table 3 Summary of failure data of in and out chain drive group

组件	零件	故障模式	故障原因
进出链	链条	形状改变-断裂	(设计)机械特性-强度不足
		机械联系-卡死	(运行)污染-固体颗粒污染
传动组	卡扣	机械联系-不对准	(装配)几何结构-位置偏离
		机械联系-分离	(设计)几何结构-松配合
		机械联系-干涉	(维护)维护进程-错误运行 (装配)几何结构-位置偏离

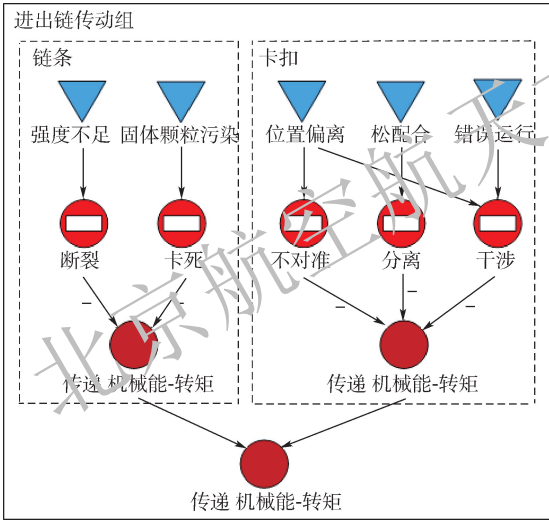


图8 故障因果关系

Fig.8 Failure causality diagram

扣位置偏离、松配合和错误运行的原因,导致卡扣与链条出现不对准、分离和干涉的故障模式,从而使得卡扣输出转矩减小(为零)。链条和卡扣输出功能流的减小使得链传动组的输出转矩减小(为零)。同理,可以得到立体物料仓库单元其它组件故障因果关系图。

4.2 故障模式及影响分析

依据系统功能模型和故障因果关系,以各组件输出流属性为节点,利用FCM对立体物料仓库单元机械系统各组件故障的传播路径和影响进行分析。以进出分系统为例,各组件的节点用 $C_1 \sim C_8$ 来表示: C_1 为变频器输出电压; C_2 为电机抱闸输出转矩; C_3 为电机转速; C_4 为减速机输出转矩; C_5 为轴承组输出转矩; C_6 为传动轴输出转矩; C_7 为链传动组输出转矩; C_8 为料车输出位置。根据分系统组件内部功能流极性关系和故障因果关系,得到FCM结构图(见图9),进而得到FCM邻接矩阵 E (见表4)。

假设有轴承组定位销松动的故障发生,根据图9中的FCM可知,轴承组的输出转矩 C_5 下降

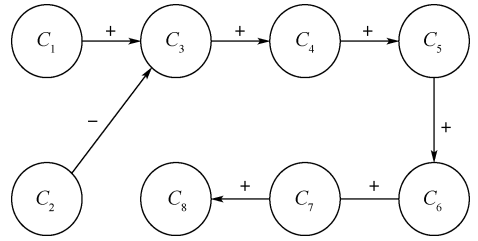


图9 FCM结构

Fig.9 FCM structure diagram

表4 邻接矩阵E

Table 4 Adjacency matrix E

	C_1	C_2	C_3	C_4	C_5	C_6	C_7	C_8
C_1	0	0	1	0	0	0	0	0
C_2	0	0	-1	0	0	0	0	0
C_3	0	0	0	1	0	0	0	0
C_4	0	0	0	0	1	0	0	0
C_5	0	0	0	0	0	1	0	0
C_6	0	0	0	0	0	0	1	0
C_7	0	0	0	0	0	0	0	1
C_8	0	0	0	0	0	0	0	0

(极端状态下,转矩下降到零),设初始始节点向量 $X_1 = [0, 0, 0, 0, -1, 0, 0, 0]$ 。通过转换函数公式(1),可以计算出:

$$X_1 \times E = [0, 0, 0, 0, 0, -1, 0, 0] = X_2$$

$$X_2 \times E = [0, 0, 0, 0, 0, 0, -1, 0] = X_3$$

$$X_3 \times E = [0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, -1] = X_4$$

$$X_4 \times E = [0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0] = X_5$$

$$X_5 \times E = [0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0] = X_5$$

由以上计算可知, X_5 是FCM结构图中的固定点。因此,当轴承组定位销松动的故障发生时,其故障模式是机械联系-松动,故障原因是几何结构-松配合。由FCM结构图分析可以推出,轴承组定位销松动的局部影响是轴承输出转矩 C_5 减小,高1层影响为传动轴输出转矩 C_6 减小,最终影响为立体物料仓库单元输出位置 C_8 偏差(料车的功能输出流与立体物料仓库单元的输出流相连,所以输出流属性相同)。

基于FCM的FMEA分析步骤,也可得到机械系统其他组件的故障模式、故障原因和故障影响分析结果,最终得到立体物料仓库单元机械系统FMEA表,如表5所示。

基于MADe的立体物料仓库单元机械系统FMEA结果中,依据标准化功能流变化分析了各组件的功能,并采用标准化故障分类定义了故障模式和故障原因,得出的FMEA结果在标准化、逻辑化和实用性等方面得到了提高。此外,通过FCM结构图分析了故障的传播路径及故障影响,理清了各组件间的故障影响关系。

表 5 立体物料仓库单元机械系统 FMEA 结果

Table 5 FMEA result of mechanical system of three-dimensional material warehouse unit

故障组件	零件	故障模式	故障原因	故障影响		
				局部影响	高一层次影响	最终影响
链传动组	升降链条	机械联系-松动	几何结构-松配合	链传动组转矩减小	滚轮组输出力减小	料库输出位置偏离
	进出链条	形状改变-断裂	机械特性-强度不足	链传动组转矩减小	料车输出位置偏差	料库输出位置偏离
	链条卡扣	机械联系-卡死	污染-固体颗粒污染	链传动组转矩减小	料车输出位置偏差	料库输出位置偏离
		机械联系-不对准	几何结构-位置偏离	链传动组转矩减小	料车输出位置偏差	料库输出位置偏离
滚轮组	链条卡扣	机械联系-分离	几何结构-松配合	链传动组转矩减小	料车输出位置偏差	料库输出位置偏离
		机械联系-干涉	维护进程-错误运行 几何结构-位置偏离	链传动组转矩减小	料车输出位置偏差	料库输出位置偏离
	轮轴	形状改变-弯曲	机械加载-高机械负载	滚轮组输出位置偏差	料车输出位置偏差	料库输出位置偏离
	限位轮	机械联系-分离	几何结构-位置偏离	滚轮组输出位置偏差	料车输出位置偏差	料库输出位置偏离
轴承组	滚轮	机械联系-松动	几何结构-松配合	滚轮组输出位置偏差	料车输出位置偏差	料库输出位置偏离
	定位销	机械联系-松动	几何结构-松配合	轴承输出转矩减小	传动轴输出转矩减小	料库输出位置偏离
料车	车架	形状改变-弯曲	维护进程-错误运行	料车输出位置偏差		料库输出位置偏离
	轮轴	形状改变-弯曲	机械加载-高机械负载	料车输出位置偏差		料库输出位置偏离
	定位杆	机械联系-错误位置	几何结构-位置偏离	料车输出位置偏差		料库输出位置偏离
料车锁	锁销、卡槽	机械联系-卡死	几何结构-位置偏离	车锁输出位置偏差	料车输出位置偏差	料库输出位置偏离
	感应块	电联系-特性不匹配	材料质量-错误材料	车锁输出位置偏差	料车输出位置偏差	料库输出位置偏离
	气阀电路	电联系-开路	原因不明	车锁输出位置偏差	料车输出位置偏差	料库输出位置偏离
抱闸	线路	电联系-开路	原因不明	抱闸输出转矩减小	电机输出速度增加	料库输出位置偏离

5 结 论

1) 通过对立体物料仓库单元进行结构分析和系统定义,划分了机械系统的约定层次,建立了基于 MADe 的立体物料仓库单元功能结构模型,为立体物料仓库单元各系统的可靠性分析提供了研究模型。

2) 采用 MADe 软件对立体物料仓库单元机械系统的故障进行标准化统计,通过添加机械系统的故障数据,自动生成了各组件的故障因果关系图,为钣金自动化智能生产线的故障分析提供了新的研究方法。

3) 利用 FCM 对立体物料仓库单元机械系统的故障传播路径和影响进行分析,优化了可靠性分析程序,建立了可更新的钣金自动化智能生产线立体物料仓库单元的机械系统 FMEA 表,为提高钣金自动化智能生产线可靠性提供了数据支持。

参考文献 (References)

[1] 周彭瑞,鲁玉军. 基于 FTA-FMEA 和威布尔分布改进法的巧克力生产设备维护方法研究[J]. 轻工机械, 2019, 37(5):94-101.
ZHOU P R, LU Y J. Chocolate manufacturing equipment maintenance method based on FTA-FMEA and improved Weibull distribution[J]. Light Industry Machinery, 2019, 37(5):94-101 (in Chinese).
[2] 鞠萍华,陈资,冉琰,等. 多粒度概率语言环境下基于

PROMETHEE 的改进 FMEA 方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(11):2266-2276.
JU P H, CHEN Z, RAN Y, et al. Improved FMEA method based on PROMETHEE in multi-granular probabilistic linguistic environment[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2019, 45(11):2266-2276 (in Chinese).
[3] 李宇龙,张根保,王琪勤,等. 数控机床基于元动作的 FMEA 分析技术研究[J]. 湖南大学学报(自然科学版), 2019, 46(10):64-75.
LI Y L, ZHANG G B, WANG Y Q, et al. Research on FMEA analysis technology based on meta-action for numerical control machine tool[J]. Journal of Hunan University (Natural Sciences), 2019, 46(10):64-75 (in Chinese).
[4] 杜晗恒,彭翀. 基于模糊 TOPSIS 的 FMEA 方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(2):368-374.
DU H H, PENG C. Failure mode and effects analysis method based on fuzzy TOPSIS[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(2):368-374 (in Chinese).
[5] HU T, YU J, WANG S Z. Research on complex system FMEA method based on functional modeling[C] // 8th International Conference on Reliability. Piscataway: IEEE Press, 2009: 63-66.
[6] SUN L J, PENG L P, DENG G H, et al. A novel FMEA tool application in semiconductor manufacture[C] // China Semiconductor Technology International Conference (CSTIC). Piscataway: IEEE Press, 2017:1-4.
[7] MENON S, STECKI C, SONG J, et al. Optimization of PHM system for electronic assemblies using maintenance aware design environment software[C] // AIAC-14 Australian International Aerospace Congress, 2011:1-14.
[8] RUDOV-CLARK S, STECKI J, STECKI C. Application of ad-

- vanced failure analysis results for reliability and availability estimations[C] // 2011 Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2011: 1-5.
- [9] HESS A, STECKI J S, RUDOV-CLARK S D. The maintenance aware design environment: Development of an aerospace PHM software tool[C] // 2008 International Conference on Prognostics and Health Management (PHM). Piscataway: IEEE Press, 2008: 1-9.
- [10] 冯辅周, 罗建华, 刘远宏, 等. 基于系统功能-结构-故障模型的 FMEA 分析方法[J]. 振动, 测试与诊断, 2016, 36(3): 413-418.
FENG F Z, LUO J H, LIU Y H, et al. A FMEA analysis method based on function-structure-failure model[J]. Journal of Vibration, Measurement and Diagnosis, 2016, 36(3): 413-418 (in Chinese).
- [11] STECKI J, CROSS J, STECKI C, et al. Autonomous prognostics and health management (APHM) [C] // 2012 European Conference of Prognostics and Health Management Society. Piscataway: IEEE Press, 2012: 1-8.
- [12] 吕冰, 陈梦佳, 李泽群, 等. 基于功能流模型的青贮机械模块化设计[J]. 机械设计, 2018, 35(8): 116-120.
LV B, CHEN M J, LI Z Q, et al. Modular design of silage machinery based on functional flow model[J]. Journal of Machine Design, 2018, 35(8): 116-120 (in Chinese).
- [13] 肖聪, 李彦, 李文强, 等. 基于功能流的复杂产品模块划分方法研究[J]. 机械设计与制造, 2009(12): 249-251.
XIAO C, LI Y, LI W Q, et al. Module partition method for CoPS based on function chain[J]. Machinery Design and Manufacture, 2009(12): 249-251 (in Chinese).
- [14] 毕温海, 贾志新, 严伟, 等. 自动化立体物料仓库机械传动系统 FMEA 分析[J]. 重庆大学学报, 2019, 42(9): 45-55.
BI W H, JIA Z X, YAN W, et al. FMEA analysis of mechanical drive system of automatic three-dimensional material warehouse [J]. Journal of Chongqing University, 2019, 42(9): 45-55 (in Chinese).
- [15] XU Z G, DANG Y Z, MUNRO P, et al. A data-driven approach for constructing the component-failure mode matrix for FMEA [J]. Journal of Intelligent Manufacturing, 2020, 31: 249-265.
- [16] LIU L L, FAN D M, WANG Z L, et al. Enhanced GO methodology to support failure mode, effects and criticality analysis [J]. Journal of Intelligent Manufacturing, 2019, 30(6): 1-18.
- [17] 杨佳宇, 段文杰, 李廷文, 等. 基于模糊认知图的水上交通事故涌现分析[J]. 交通信息与安全, 2019, 37(4): 19-26.
YANG J Y, DUAN W J, LI T W, et al. An analysis of emergence of water traffic accidents based on fuzzy cognitive map [J]. Journal of Transport Information and Safety, 2019, 37(4): 19-26 (in Chinese).
- [18] 马楠, 杨炳儒, 鲍泓, 等. 模糊认知图研究进展[J]. 计算机科学, 2011, 38(10): 23-28.
MA N, YANG B R, BAO H, et al. Research on progress of fuzzy cognitive map [J]. Computer Science, 2011, 38(10): 23-28 (in Chinese).
- [19] 中国人民解放军总装备部. 故障模式、影响及危害性分析指南: GJB/Z 1391—2006 [S]. 北京: 总装备部军标出版发行部, 2006.
General Armament Department of the Chinese People's Liberation Army. Guide to failure mode, effects and criticality analysis: GJB/Z 1391—2006 [S]. Beijing: General Equipment Department Military Standard Publishing and Distribution Department, 2006 (in Chinese).
- [20] 王瑞, 李中凯. 基于功能流模型的产品功能模块划分方法[J]. 组合机床与自动化加工技术, 2012(7): 6-10.
WANG R, LI Z K. Product functional module partition method based on function chain [J]. Modular Machine Tool and Automatic Manufacturing Technique, 2012(7): 6-10 (in Chinese).

FMEA analysis of mechanical system of three-dimensional material warehouse unit

BIAN Renpeng, JIA Zhixin^{*}, BI Wenhai, LI Wei

(School of Mechanical Engineering, University of Science and Technology Beijing, Beijing 100083, China)

Abstract: The three-dimensional material warehouse unit is an important sheet metal storage center in the sheet metal automatic intelligent production line. Its reliability is directly related to the reliability of the sheet metal automatic intelligent production line. Therefore, failure mode and effects analysis (FMEA) for the mechanical system of the three-dimensional material warehouse unit of the sheet metal automatic intelligent production line is very important. Aimed at the problem of lack of function and failure causality analysis in traditional FMEA, maintenance aware design environment (MADE) software is used to perform functional analysis and failure data analysis for the mechanical system of the three-dimensional material warehouse unit, and establish the function model diagram of the three-dimensional material warehouse unit and the failure causality diagram of the mechanical system. On this basis, the fuzzy cognitive map (FCM) adjacency matrix of the mechanical system is constructed according to the functional model diagram of the three-dimensional material warehouse unit, and then the FMEA table of the mechanical system of the three-dimensional material warehouse unit is obtained through calculation. The FMEA analysis of the mechanical system of the three-dimensional material warehouse unit based on MADE software shows that this method is universal for improving the reliability of the sheet metal automated intelligent production line.

Keywords: three-dimensional material warehouse unit; mechanical system; failure mode and effects analysis (FMEA); maintenance aware design environment (MADE); fuzzy cognitive map (FCM)

Received: 2020-09-15; **Accepted:** 2021-01-08; **Published online:** 2021-01-15 17:27

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20210115.1634.005.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51775036)

*** Corresponding author.** E-mail: 13693618482@163.com

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0514

基于蛇形通道的电池组液冷方案设计与优化



王明悦¹, 林家源¹, 刘新华¹, 张金刚², 闫啸宇¹, 杨世春^{1,*}

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院, 北京 100083; 2. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘 要: 相较于传统汽车, 电动汽车在大力发展新能源的背景下具有良好的应用前景。电池作为电动汽车的动力源之一, 其输出性能极易受到温度的影响, 电池热管理系统对控制电池工作温度、延长电池组寿命、保障电动汽车安全稳定行驶等都具有重要意义。针对动力电池在工作过程中因自身温度过高而产生不利影响的现象, 先分析了电池的生热特性。然后, 提出了一套基于蛇形通道的液体冷却热管理方案并进行优化。最后, 温度场仿真结果表明: 优化后的液冷结构对电池组的工作环境有显著影响, 高温工况下能够使电池工作在最佳温度范围 20~35℃之内, 同时满足电池组内温差小于 10℃的要求。

关键词: 电动汽车; 锂离子电池; 热管理系统; 液体冷却; 蛇形通道

中图分类号: U469.72

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2022)01-0166-08

随着新能源电动汽车的快速发展, 动力电池也逐渐引起广泛关注, 而工作温度是影响动力电池输出性能的决定因素之一^[1]。对于备受青睐的锂离子动力电池, 其适宜的工作温度范围在 0~55℃, 最佳的工作范围仅为 20~35℃^[2]。当环境温度过低时, 锂离子电池的充放电电压迅速降低, 内阻急剧增大, 从而导致充电困难, 加大析锂的可能, 引发衰减或安全事故; 当环境温度过高时, 电池的使用寿命会迅速衰减, 自放电现象加剧, 甚至会诱发热失控事故^[3]。因此, 应用热管理技术控制动力电池工作在适宜温度范围内对电动汽车行驶安全性具有重要意义。

电池热管理的方式主要有 4 种: 空气冷却、液体冷却、相变材料冷却和热管冷却^[4]。

空气冷却又称风冷, 利用流经电池表面的空气带走电池内部产生的热量, 简单易行、成本低, 是发展最成熟的一种方式, 现阶段对风冷的研究主要集中在改善系统结构^[5-6]、发展新模型^[7-8]、优化

控制策略^[9-10]等方面, 但空气冷却散热效率低、温度一致性差, 在实际应用层面正逐渐被取代。

相变材料冷却和热管冷却是较新型的电池热管理方式。相变材料 (phase change material, PCM) 发生状态变化时会吸收或释放大量的相变潜热, Mills 和 Al-Hallaj^[11] 通过实验证明, 即使在高倍率放电的情况下, 利用 PCM 的这一特性也能显著改善电池系统性能, 且冷却效果远远优于风冷。但 PCM 作为一种单纯的储热元件并不能很好地传递出其自身的热量, 所以往往将其他散热策略与相变材料结合使用^[12-13]。热管是一种有效的传热元件, 导热能力非常强, 近年来以其自身导热高效、布置简便等优点被应用于热管理系统中, 在电池组原散热策略中引入热管结构后, 电池被证明能够在限定温度范围内实现连续更多次的充放电循环, 且温度控制更加准确^[14]。虽然在散热/加热速率、保持电池组温度分布均匀性等方面热管冷却均有很大优势^[15-16], 但目前该技术在热

收稿日期: 2020-09-11; 录用日期: 2020-10-23; 网络出版时间: 2021-10-19 09:24

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20211018.1436.001.html

基金项目: 国家重点研发计划 (2016YFB0100300); 国家自然科学基金 (U1864213)

* 通信作者. E-mail: yangshichun@buaa.edu.cn

引用格式: 王明悦, 林家源, 刘新华, 等. 基于蛇形通道的电池组液冷方案设计与优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 166-173. WANG M Y, LIN J Y, LIU X H, et al. Design and optimization of battery pack liquid cooling scheme based on serpentine channel[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 166-173 (in Chinese).

管理领域仍处于实验室阶段,很少有实际应用。

液体冷却的常见方法是将冷却液注入管道或其他形状的散热结构中,通过低温液体的循环流动带走电池产生的热量。Pendergast 等^[17]将电池用铝模块包裹,然后放入水中冷却,该实验简明扼要地阐释了液冷系统的本质。优化结构设计是很多学者的研究重点,冷却液通道的位置、数目、流向等对系统的冷却性能有不可忽视的影响^[18-19]。Basu 等^[20]还提出了在流体一侧焊接冷却翅片的方式强化冷却,翅片在固定电池的同时起到了扩大换热面积的作用,大大提高了液体的冷却效率。另外,采用新型制冷工质作为冷却剂的研究也较为普遍,如铜-水纳米流体^[21]、电子冷却液 NOVEC 7000^[22]、液态金属^[23]等都被证明能够有效提高系统的冷却性能。综合比较,液冷方式凭借其在冷却效率、能耗、可操作性等多个方面的优势,已经成为目前动力电池热管理研究和应用的主流^[24],市场中的特斯拉 Model S、奥迪 A3、通用 Volt 等都是应用了液冷技术的车型。

1 电池组液冷系统设计

1.1 锂离子电池生热特性

锂离子电池在实际充放电过程中的反应机理十分复杂,现常把其生热来源分为 4 部分^[25]:与熵变有关的反应热、因内阻引起的焦耳热、极化热及由副反应产生的热量。建立热模型是模拟电池工作过程中温度变化的有效手段,电池热模型描述了电池热量的产生、积累和传递过程。圆柱形电池的方程如下:

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial}{\partial r} \left(k_r r \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \frac{1}{r^2} \cdot \frac{\partial}{\partial \varphi} \left(k_\varphi r \frac{\partial T}{\partial \varphi} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k_z \frac{\partial T}{\partial z} \right) + Q_b \quad (1)$$

式中: ρ 为电池密度; C_p 为电池比热容; T 为电池温度; τ 为时间因子; Q_b 为电池生热量; k_r 、 k_φ 、 k_z 分

别为圆柱形电池沿径向、周向、轴向的导热系数。

Bernardi 等^[26]在电池内部温度场均匀一致性假设的基础上提出了电池的生热功率公式,该公式将电池处理为均匀热源,温度随时间变化。而电池的热量只来自于 2 方面,因内阻引起的焦耳热和因电化学反应引起的熵变热,即

$$Q_b = I(E_{oc} - E) - IT \frac{dE_{oc}}{dT} \quad (2)$$

式中: E_{oc} 为电池在平衡状态下的开路电压; E 为实际工作电压; I 为工作电流; dE_{oc}/dT 为熵权系数。

电池的等效内阻 R_r 为欧姆内阻 R_Ω 和极化内阻 R_p 之和,即有

$$R_r = R_\Omega + R_p \quad (3)$$

$$I^2(R_\Omega + R_p) = I^2 R_r = I(E_{oc} - E) \quad (4)$$

所以,电池放电过程中总的生热功率为

$$Q_b = I^2 R_r - IT \frac{dE_{oc}}{dT} \quad (5)$$

1.2 基于蛇形通道的液冷结构

某款纯电动物流车的电池系统由 10 个相同的模组串联组成,如图 1 所示,其中电池单体为 18650 型锂离子电池,模组内共 171 颗电芯形成 19 并 9 串连接。

如图 2 所示,冷却液流动道穿插布置在模组中,整体上设计为“S”形,两端分别为入口和出口,每列电芯的一侧与冷却管道接触。在细节上,采取“蛇形”的细小扁管设计,由于电池箱中电芯排列较为紧密,冷却液扁管状流动通道的预留宽度仅为 2.5 mm。流动道在其与电芯接触处有一定的弯

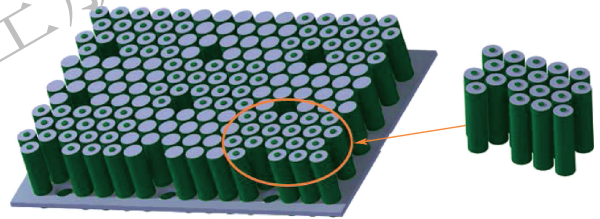


图 1 电池模组结构

Fig. 1 Structure of battery module

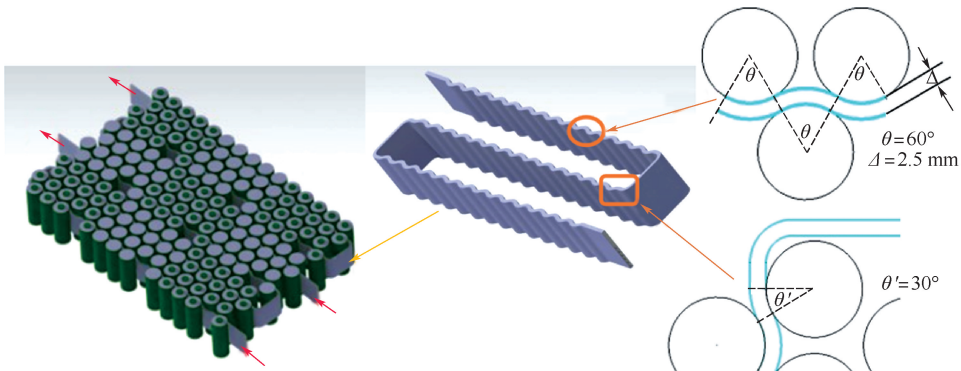


图 2 冷却液流动通道

Fig. 2 Coolant flow channel

曲弧度,以达到与电芯贴合的效果,更多地带走电池产生的热量。显而易见,当接触夹角 θ 越大时,冷却管道与电芯之间的接触面积越大,传递的热量越多,冷却效果就越好,但 θ 过大又会使冷却液流动时受到的阻力和压强损失增大,系统的能耗增加,参考文献[27]中关于接触换热面积对散热效果影响的研究,取 θ 角为 60° ;同时,考虑流道结构平滑过渡及其紧凑性,取图中靠近直角弯道处 θ' 为 30° ,以此满足:①冷却管道与电芯接触面积适中以保证散热效果;②冷却液流动时压力损失小以减少水泵功率消耗。

1.3 液冷系统仿真模型

由于电池组内部结构较复杂,为了提高计算效率,忽略其中对温度场影响较小的部件,如固定板、螺栓、线束等,利用COMSOL软件建立仿真模型、划分网格并进行瞬态计算。

图3为电池组液冷结构网格模型,无冷却结构时,电池组放置于空气域中,采用自由四面体网格;有液冷结构时,冷却液流体流动采用 $k-\omega$ 湍流模型^[23-24],入口为 0.015 kg/s 质量流量边界,出口为压力边界且静压为0,冷却液与流道界面设边界层,流道与电芯间设接触热阻为 $0.0025 \text{ m}^2 \cdot \text{K/W}$ ^[20],电池及冷却液流道与空气接触的部分设为自然对流换热,换热系数取 $5 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ 。

根据Bernardi方程的适用条件,将单体电池视为一个均匀热源,生热功率即为式(5);同时,将其热容和导热系数均视为常数,不随外界温度和电池荷电状态的变化而变化。有实验证明,在该假设条件下,圆柱形锂离子电池单体的实际温升与仿真温升的误差在可接受范围之内,且温升趋势相近^[30],故认为所建模型基本符合电池实际生热情况。冷却液工质为体积分数50%的乙二醇溶液^[31];冷却液流道以铝合金为材料,由于结构尺寸较小假设其热物性参数恒定。上述材料的热物性参数如表1所示。

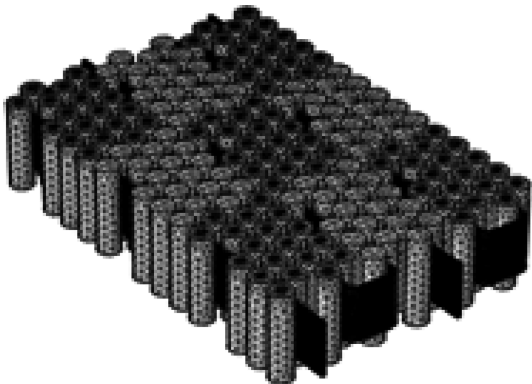


图3 电池组液冷结构网格模型

Fig. 3 Grid model of battery pack liquid cooling structure

表1 材料热物性参数

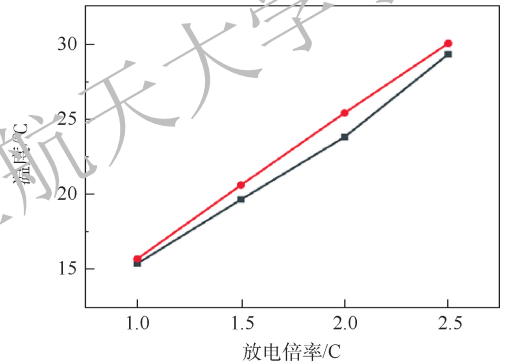
Table 1 Thermophysical parameters of material

参数	单体电池	冷却液流道
密度/ $(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	2 721	2 710
比热容/ $(\text{J} \cdot (\text{kg} \cdot \text{K})^{-1})$	865	904
导热系数/ $(\text{W} \cdot (\text{m} \cdot \text{K})^{-1})$	$k_r = 2.37$	222
	$k_\varphi = k_z = 20.3$	

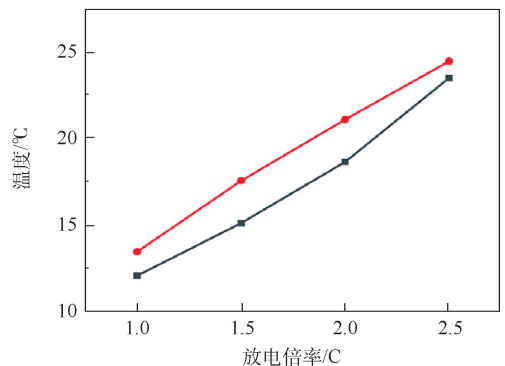
2 电池组温度场仿真分析

2.1 无冷却结构

分别以初始温度为 25°C 和 35°C 做瞬态研究,得到不同放电倍率下电池完全放电时的平均温升和最大温差曲线,如图4所示。以初始温度 25°C 为例,当放电倍率从1C增加到2.5C时,电池组的平均温升从 15.417°C 增长到 29.314°C ,而最高温度则达到了 61.775°C ,同时模组内温差从 12.456°C 增长到 24.519°C 。如图5所示,模组的最高温度 T_{\max} 和平均温度 T_{mean} 都随着电池的工作过程不断升高,在放电结束时刻,越靠近中心位置的电芯温度越高,这是因为四周位置的电池相对中心电池有更好的散热条件,随着电池的不断放电,边缘与中心位置的电芯温差逐渐增大;而且高放电倍率对应大放电电流、短放电时间,产生的热量多,同时,较短的放电时间使得热量来不及向外



(a) 模组平均温升

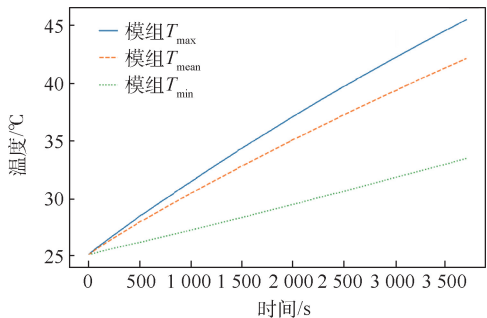


(b) 模组最大温差

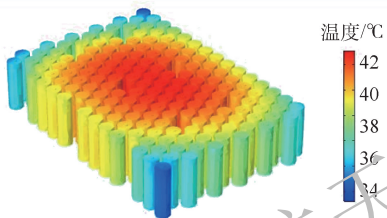
—■— 初始 25°C —●— 初始 35°C

图4 无冷却结构电池组特征温度

Fig. 4 Characteristic temperature of battery pack without cooling structure



(a) 温度变化曲线



(b) 温度分布云图

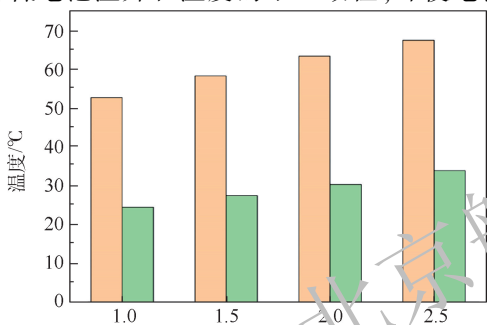
图 5 初始温度 25°C、1 C 放电工况

Fig. 5 1 C discharge condition at initial temperature 25°C

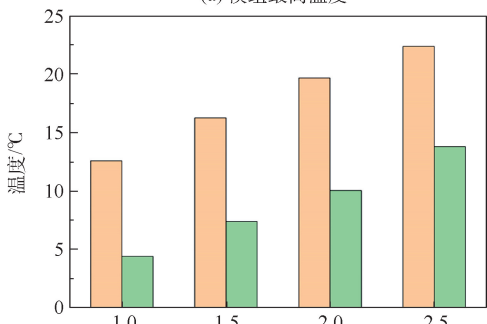
以传递从而不断积累,导致温升越大。

2.2 液冷散热结构

电池最佳工作温度范围上限 35°C 为初始温度,如图 6 所示,加入液冷散热结构后的仿真结果与无冷却模组特征温度对比,显然,液冷结构使得电池组的最高温度和温差都有明显下降,能够实现降低电池温升和温度的不一致性,即使电池以



(a) 模组最高温度



(b) 模组最大温差

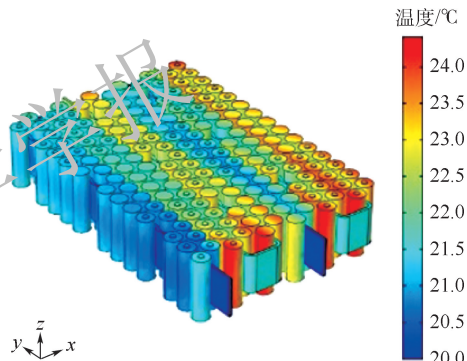
无冷却 液冷

图 6 电池组最高温度和温差

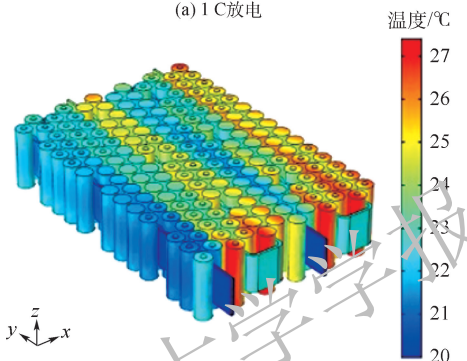
Fig. 6 Maximum temperature and temperature difference of battery pack

2.5 C 倍率完全放电,最高温度也未超过 35°C。但随着电池放电倍率的增大,模组内温差逐渐增大,当放电倍率达到 2 C 以上时,模组内温差已经大于 10°C。

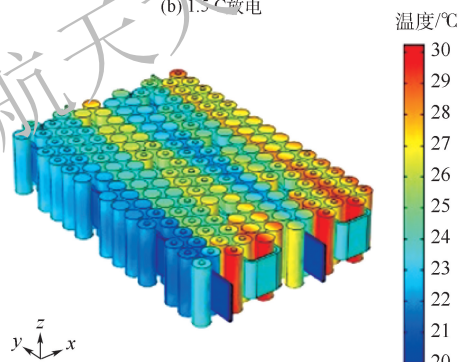
图 7 为放电结束时刻电池组温度分布云图,与无冷却结构电池组相比最高温度点的位置发生变化,这是因为冷却液在流动过程中会带走电池



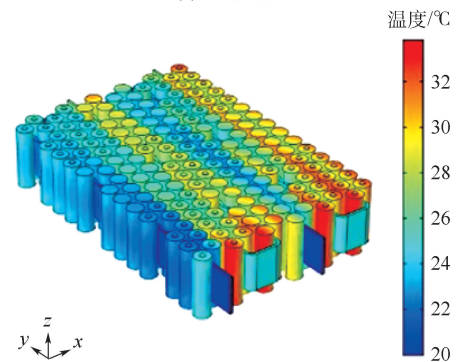
(a) 1 C 放电



(b) 1.5 C 放电



(c) 2 C 放电



(d) 2.5 C 放电

图 7 高温工况液冷散热电池组温度云图

Fig. 7 Temperature contour of liquid cooling battery pack under high temperature condition

产生的热量,所以沿着流动方向冷却液的温度渐渐升高,出口位置冷却液的温度甚至达到了 25℃ 以上,与电芯交换的热量逐渐减少,散热效果较差。另外在结构上,由于冷却液流道 S 形弯道处与电芯的接触角仅为 30°,较小的接触面积及相对入口较高的冷却液温度使得第二弯道处的散热效果变差。

3 优化设计与仿真

如图 8 所示,对蛇形冷却液流道进行结构上

的优化:整体外观改为 U 形以缩短流道长度,单支流道冷却的电芯数量减少;此时可将原直角弯道处 30°的接触角增大到 60°,未造成流动损失的增加并且扩大了散热面积。同时,冷却液的流量也会对散热效果产生较大影响,故考虑采用在电池大倍率放电时适当增大冷却液流量以降低电池组的最高温度。

表 2 为初始温度为 35℃ 的高温工况下,不同条件下电池组的最高温度、温差及冷却液出口温度等。

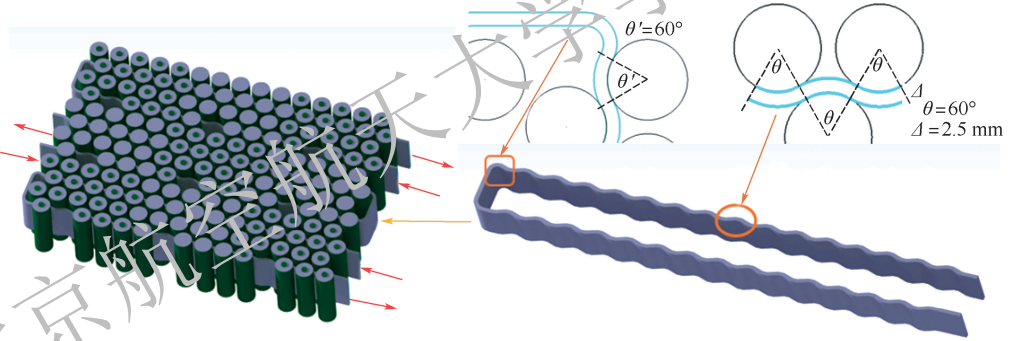


图 8 冷却液流道优化结构

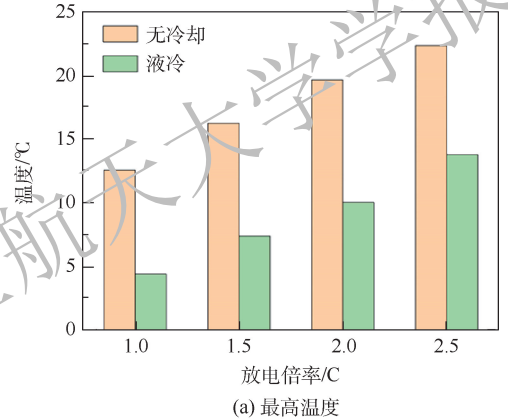
Fig. 8 Optimized structure of coolant flow channel

表 2 优化方案高温工况电池组特征温度

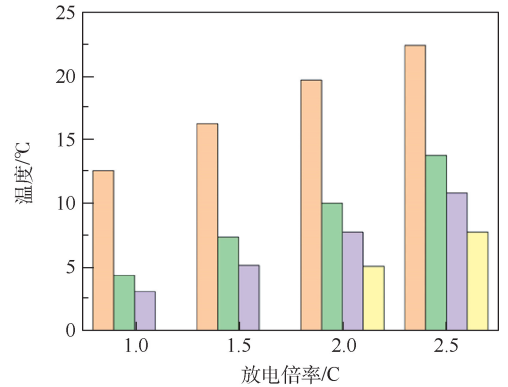
Table 2 Characteristic temperature of battery pack under high temperature condition in optimized scheme

放电倍率/ C	单支流道 流量/ (kg · s ⁻¹)	模组 最高 温度/℃	模组 平均 温度/℃	模组 温差/ ℃	冷却液 出口平均 温度/℃
1	0.015	23.138	21.244	3.121	21.016
1.5	0.015	25.221	22.069	5.194	21.681
2	0.015	27.804	23.095	7.764	22.506
2	0.06	25.904	21.853	5.904	20.351
2.5	0.015	30.891	24.321	10.835	23.491
2.5	0.06	27.905	22.973	7.769	21.839

如图 9 所示,优化后的 U 形液冷结构使得电池组的最高温度和最大温差均有下降,冷却性能得到提高。电池以 2 C 及 2.5 C 倍率放电时,增大冷却液流量的方法使温差分别降低了 1.86℃ 和 3.066℃,并且以 2.5 C 大倍率放电时温差也仅为 7.769℃,实现了将温差控制在 10℃ 之内的要求。从温度分布云图(见图 10)可以看出,此时模组内最高温度点的位置也有所变化,与原 S 形流道相比,电池组的温度分布更均匀。



(a) 最高温度



(b) 最大温差

图 9 不同结构、策略条件下电池组特征温度对比

Fig. 9 Comparison of battery pack characteristic temperature under different structures and strategies

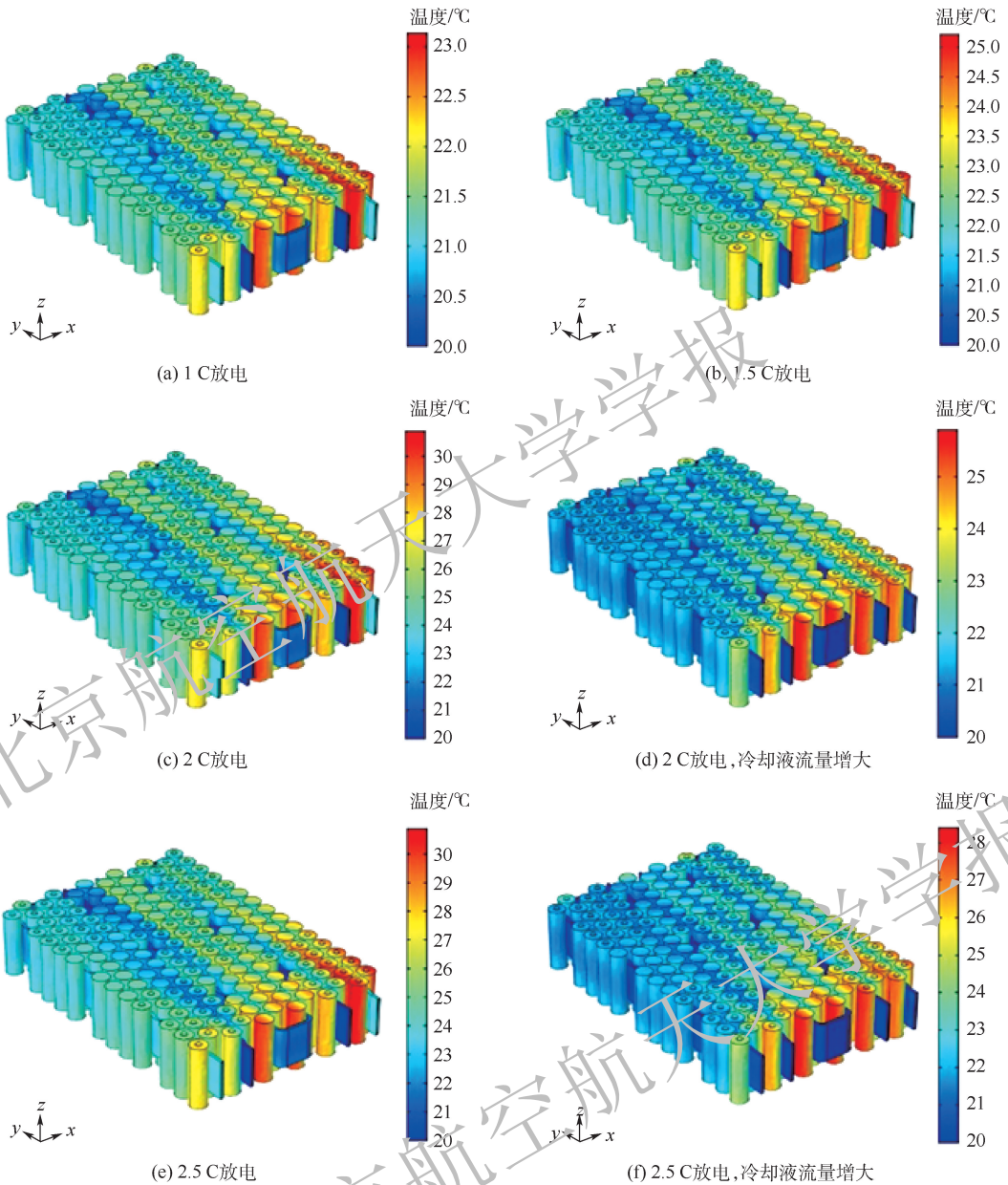


图 10 优化方案高温工况电池组温度云图

Fig. 10 Temperature contour of battery pack under high temperature condition in optimized scheme

4 结 论

本文针对某款纯电动物流车的电池模组设计了一种基于蛇形通道的液冷散热结构,并建立了对应的仿真模型。通过分析该模型在不同环境初始条件、不同电池放电倍率、不同冷却液流量的仿真结果,得到了适用于电池模组的热管理方案,具体结论如下:

1) 无冷却结构时,相同初始条件下,电池放电倍率越高,电池组的最高温度、最大温差越大,常温 25℃ 时,电池完全放电后模组最高温度远远超过最佳工作温度上限。

2) 提出的基于蛇形通道的液冷结构能够明显改善电池组的工作条件,与无冷却结构的电池

模组相比,在 35℃ 高温工况下,液冷系统使得电池组最高温度、平均温升、最大温差 3 项指标都出现下降趋势。

3) 采用适时增大冷却液流量的方法,优化后的液冷结构能够使电池模组工作于最佳温度 20 ~ 35℃,同时满足温差小于 10℃ 的要求。

参考文献 (References)

- [1] 郭阳东,李玉芳,张文浩,等. 典型工况下动力电池温度特性研究[J]. 电源技术,2018,42(8): 1143-1147.
GUO Y D, LI Y F, ZHANG W H, et al. Research on temperature performance of power battery under typical condition[J]. Chinese Journal of Power Sources, 2018, 42(8): 1143-1147 (in Chinese).
- [2] 于翔,易勇,赵文天,等. 纯电动乘用车动力电池冷却策略优

- 化研究[C]//2019 中国汽车工程学会年会,2019:319-324.
- YU X, YI Y, ZHAO W T, et al. Research on optimization of power battery cooling strategy for pure electric passenger cars [C]//Proceedings of the Annual Meeting of China Society of Automotive Engineering, 2019, 319-324 (in Chinese).
- [3] 葛瑞, 李云扬. 锂离子动力电池热管理系统的关键技术[J]. 电源世界, 2017(12): 41-24.
- GE R, LI Y Y. Key technologies of thermal management system for lithium-ion power battery[J]. The World of Power Supply, 2017(12): 41-47 (in Chinese).
- [4] 王雅, 方林. 锂离子动力电池热管理方法研究进展[J]. 船电技术, 2019, 39(5): 14-18.
- WANG Y, FANG L. Research progress of battery thermal management on lithium-ion power batteries[J]. Marine Electric & Electronic Engineering, 2019, 39(5): 14-18 (in Chinese).
- [5] LU Z, YU X L, WEI L C, et al. A comprehensive experimental study on temperature-dependent performance of lithium-ion battery[J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 158: 113800.
- [6] CHEN K, WU W X, YUAN F, et al. Cooling efficiency improvement of air-cooled battery thermal management system through designing the flow pattern[J]. Energy, 2019, 167: 781-790.
- [7] 陈凯, 汪双凤. 基于贪婪算法的风冷式动力电池热管理系统优化[J]. 工程热物理学报, 2018, 39(5): 1092-1096.
- CHEN K, WANG S F. Optimization of air-cooled battery thermal management system based on greedy algorithm[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2018, 39(5): 1092-1096 (in Chinese).
- [8] 宋俊杰, 王义春, 王腾. 动力电池组分层风冷式热管理系统仿真[J]. 化工进展, 2017, 36(S1): 187-194.
- SONG J J, WANG Y C, WANG T. Simulation of layered air cooling thermal management system for lithium-ion battery pack [J]. Chemical Industry and Engineering Progress, 2017, 36(S1): 187-194 (in Chinese).
- [9] 黄堪丰, 陈才敏, 李锦和. 基于涡流管技术的动力电池热管理系统研究[J]. 机床与液压, 2019, 47(19): 96-99.
- HUANG K F, CHEN C M, LI J H. Research on power battery thermal management system based on vortex tube technology [J]. Machine Tool & Hydraulics, 2019, 47(19): 96-99 (in Chinese).
- [10] MAHAMUD R, PARK C. Reciprocating air flow for Li-ion battery thermal management to improve temperature uniformity [J]. Journal of Power Sources, 2011, 196(13): 5685-5696.
- [11] MILLS A, AL-HALLAJ S. Simulation of passive thermal management system for lithium-ion battery packs [J]. Journal of Power Sources, 2005, 141(2): 307-315.
- [12] 王亮, 王荻楠, 王秀春. 冷却和蓄热结合的动力电池组热管理系统模型[J]. 电源技术, 2019, 43(4): 662-665.
- WANG L, WANG D N, WANG X C. Thermal management system model combining of cooling and heat preservation for power batteries[J]. Chinese Journal of Power Sources, 2019, 43(4): 662-665 (in Chinese).
- [13] ZHENG Y R, SHI Y, HUANG Y H. Optimisation with adiabatic interlayers for liquid-dominated cooling system on fast charging battery packs [J]. Applied Thermal Engineering, 2019, 147: 636-646.
- [14] WU W X, YANG X Q, ZHANG G Q, et al. Experimental investigation on the thermal performance of heat pipe-assisted phase change material based battery thermal management system[J]. Energy Conversion and Management, 2017, 138: 486-492.
- [15] RAO Z H, WANG S F, WU M C, et al. Experimental investigation on thermal management of electric vehicle battery with heat pipe [J]. Energy Conversion and Management, 2013, 65: 92-97.
- [16] 周海阔, 杨涛, 李平等. 基于热管技术的锂电池箱热管理系统设计与实验验证[J]. 可再生能源, 2017, 35(9): 1395-1403.
- ZHOU H K, YANG T, LI P, et al. Design and experimental verification of thermal management systems for power battery based on heat pipe technology [J]. Renewable Energy Resources, 2017, 35(9): 1395-1403 (in Chinese).
- [17] PENDERGAST D R, DEMAURO E P, FLETCHER M, et al. A rechargeable lithium-ion battery module for underwater use[J]. Journal of Power Sources, 2011, 196(2): 793-800.
- [18] HUO Y T, RAO Z H, LIU X J, et al. Investigation of power battery thermal management by using mini-channel cold plate[J]. Energy Conversion and Management, 2015, 89: 387-395.
- [19] ZHAO C R, SOUSA A C M, JIANG F M. Minimization of thermal non-uniformity in lithium-ion battery pack cooled by channeled liquid flow [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2019, 129: 660-670.
- [20] BASU S M, HARIHARAN K S, KOLAKI S M, et al. Coupled electrochemical thermal modelling of a novel Li-ion battery pack thermal management system [J]. Applied Energy, 2016, 181: 1-13.
- [21] WU F C, RAO Z H. The lattice Boltzmann investigation of natural convection for nanofluid based battery thermal management [J]. Applied Thermal Engineering, 2017, 115: 659-669.
- [22] 安周廷, 贾力, 杨成亮, 等. 锂离子动力电池液体冷却实验研究[J]. 中国科学院大学学报, 2018, 35(2): 254-260.
- AN Z J, JIA L, YANG C L, et al. Experimental investigation of lithium-ion power battery liquid cooling [J]. Journal of University of Chinese Academy of Sciences, 2018, 35(2): 254-260 (in Chinese).
- [23] YANG X H, TAN S C, LIU J. Thermal management of Li-ion battery with liquid metal [J]. Energy Conversion and Management, 2016, 117: 577-585.
- [24] 陈通, 孙国华, 王明强, 等. 基于液体的动力电池热管理系统性能研究[J]. 电源技术, 2019, 43(4): 658-661.
- CHEN T, SUN G H, WANG M Q, et al. Research on thermal management performance of electric vehicle power battery based on liquid [J]. Chinese Journal of Power Sources, 2019, 43(4): 658-661 (in Chinese).
- [25] 李斌, 常国峰, 林春景, 等. 车用动力锂电池产热机理研究现状[J]. 电源技术, 2014, 38(2): 378-381.
- LI B, CHANG G F, LIN C J, et al. Research on heat generate mechanism of Li-ion batteries for electric vehicles [J]. Chinese Journal of Power Sources, 2014, 38(2): 378-381 (in Chinese).
- [26] BERNARDI D, PAWLIKOWSKI E, NEWMAN J. A general energy balance for battery systems [J]. Journal of the Electrochemical Society, 1985, 132(1): 5-12.

- [27] 闵小滕. 圆柱形锂离子动力电池模组液冷结构优化设计 [D]. 合肥:合肥工业大学,2019:35-39.
MIN X T. Optimum design of liquid cooling structure for cylindrical lithium-ion power battery module [D]. Hefei: Hefei University of Technology,2019:35-39 (in Chinese).
- [28] SAW L H, POON H M, THIAM H S, et al. Novel thermal management system using mist cooling for lithium-ion battery packs [J]. Applied Energy,2018,223:146-158.
- [29] SMITH J, HINTERBERGER M, HABLE P, et al. Simulative method for determining the optimal operating conditions for a cooling plate for lithium-ion battery cell modules [J]. Journal of Power Sources,2014,267:784-792.
- [30] 邱焕尧. 基于锂离子动力电池液冷散热结构设计及仿真分析 [D]. 西安:长安大学,2019:28-31.
QIU H Y. Design and simulation analysis of liquid cooling structure based on lithium-ion power battery [D]. Xi'an: Chang'an University,2019:28-31 (in Chinese).
- [31] 毛纪昕,胡建强,郭力,等. 冷却液发展及应用综述 [J]. 山东化工,2019,48(18):55-56.
MAO J X, HU J Q, GUO L, et al. Summary of development and application of coolant [J]. Shandong Chemical Industry,2019,48(18):55-56 (in Chinese).

Design and optimization of battery pack liquid cooling scheme based on serpentine channel

WANG Mingyue¹, LIN Jiayuan¹, LIU Xinhua¹, ZHANG Jingang², YAN Xiaoyu¹, YANG Shichun^{1,*}

(1. School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: Compared with traditional vehicles, electric vehicles have a broad application prospect under the background of rapid development of new energy. As one of the power sources of electric vehicles, the performance of battery is easily affected by temperature. Battery thermal management system, which can control its working temperature, is of great significance to extend battery service time and ensure the safety and stability of electric vehicles. Aimed at the phenomenon that the temperature of power battery itself is too high, the heat generation characteristics of the battery are analyzed firstly, and then a set of liquid cooling thermal management scheme based on serpentine channel is proposed and optimized. Finally, the simulation results in temperature field show that the optimized liquid cooling structure has an obvious impact on the working environment of the battery pack. Especially under the high temperature condition, the battery can work in the optimal temperature range of 20°C – 35°C, and meet the requirement that the temperature difference within the battery pack is less than 10°C.

Keywords: electric vehicle; lithium-ion battery; thermal management system; liquid cooling; serpentine channel

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0513

连接方式对电池模块一致性与产热影响



丁昌明, 文华*

(南昌大学 机电工程学院, 南昌 330031)

摘 要: 为了研究锂离子电池成组使用时遇到的一致性和温度不均的问题, 基于电化学-热耦合模型, 以 8 块软包电池为例, 通过多种串并联方式建立不同的电路模块, 分析在 1C 和 0.5C 放电过程中电池的温度特征和不一致性。结果表明: 电池模块的均温性和一致性与放电倍率有关。不管是先串后并还是先并后串, 并联支路的增加或者是串联单元数量的减少都会使电池模块的平均温升和最大温差降低, 还会影响温升速率和放电结束时的电压。并联支路数相同时, 先串后并模块的一致性要比先并后串好。对于先并后串, 其并联支路中串联电池的数量越多, 放电过程中电池之间的一致性越差。对于先串后并, 其并联的支路数越多, 电池的一致性越差。

关键词: 电池模组; 不一致性; 电化学-热耦合模型; 串并联; 放电

中图分类号: TM912

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2022)01-0174-08

随着储能设备和新能源汽车技术的发展, 具有高能量密度和高输出功率特点的三元锂离子电池成为了电动汽车行业的关注重点^[1-4]。然而, 单体电池不能够满足电动汽车续航里程和动力的要求, 所以必须使用电池组来实现大容量和高输出的目标^[5]。电池组是由电池模块串并联而成, 而电池模块则是由单体电池串并联而成。单体电池之间存在内阻、容量、极比不一致的问题, 会导致电池过充过放, 使得电池组容量衰减并降低使用效率^[6]。除此之外, 随着循环次数的增加, 电池之间的一致性会进一步增加, 最终导致电池寿命大幅度降低, 甚至引发安全事故^[7-9]。

为了保证电池组长期高效的工作, 必须研究电池之间不一致性产生的原因。除去生产制造环节所带来的不可避免因素外, 电池组的温度场对电池一致性也有很大的影响, 而电池的串并联方

式是影响温度场不可忽略的因素^[10-12]。由于实验设备的限制和电池组内部结构的狭小复杂, 难以通过实验详细描述电池组的热量和温度场的分布, 因此, 必须通过多物理场的仿真来研究电池组的内部特征。Bandhauer 等^[13]发现在电池组充放电时, 电池间的不一致性与其内部存在的温度梯度有关联, 得出电池模块的温度分布与一致性是相互影响的结论。Yang 等^[14]将 2 块温度不同的电池并联, 通过实验和模拟发现, 温差会放大电池放电电流和放电容量的偏差。Wang 等^[10]基于电化学-热耦合模型将串联电池与并联电池进行放电对比, 发现在并联的情况下电池组的最大温升和温差更低, 但释放的能量却比串联要多。不难看出, 合理的成组能够降低电池模块对单体电池参数一致的依赖, 但是上述文献对于混联情况下的结果考虑不足, 这方面还需要进一步研究。因此, 基于电化学-热耦合模型, 分析电池串并联而

收稿日期: 2020-09-11; 录用日期: 2020-11-06; 网络出版时间: 2020-11-12 14:34

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201112.1327.002.html

基金项目: 国家自然科学基金 (51762034)

* 通信作者. E-mail: wenhua25@ncu.edu.cn

引用格式: 丁昌明, 文华. 连接方式对电池模块一致性与产热影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 174-181.

DING C M, WEN H. Influence of connection mode on consistency and heat production of battery modules[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 174-181 (in Chinese).

成的不同电路在恒流放电下的热行为和电化学反应,以期得到最佳的拓扑模块,使得电池组能够在一定的使用周期内既能降低温升,又能够保持较好的一致性和均温性,为电池分选成组和热管理提供参考。

1 模型建立

以 51Ah 层叠式锂离子软包电池为研究对象,该电池由 53 个电极对叠加而成,每个电极对

都由正集流体 (Al)、正极 ($\text{LiNi}_{1/3}\text{Co}_{1/3}\text{Mn}_{1/3}\text{O}_2$)、隔膜 (PP/PE/PP)、负极 (Li_xC_6) 和负集流体 (Cu) 组成。该电池的部分参数如表 1 所示。

电池模块是由 8 个软包电池以图 1 的方式叠加而成,由于模型的对称性,可以将模型简化成 A、B、C、D 四类电池从而减少计算量。因为单体电池之间的间隙存在泡棉,所以不考虑其中流体的流动。与此同时,电池模块外围则是处于自然对流的状态。

表 1 电池的部分参数

Table 1 Partial battery parameters

参数	正极	隔膜	负极	其余数据	描述
$L/\mu\text{m}$	90 ^a	20 ^a	60 ^a		厚度
$R_p/\mu\text{m}$	3.5 ^a		6 ^a		活性颗粒粒子半径
ε_1	0.56 ^b		0.44 ^b		固相体积分数
ε_2	0.355 ^b	0.4 ^b	0.444 ^b		液相体积分数
$c_{1,\text{max}}/(\text{mol}\cdot\text{m}^{-3})$	19 102 ^b		36 100 ^b		最大可嵌锂浓度
$c_{2,0}/(\text{mol}\cdot\text{m}^{-3})$	1 200 ^a	1 200 ^a	1 200 ^a		初始电解液锂浓度
$k_0/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	$4.38 \times 10^{-11\text{c}}$		$1.63 \times 10^{-11\text{c}}$		反应速率常数
$H \times W \times E_1/\text{mm}$				$342 \times 109.5 \times 9.5^{\text{a}}$	电池长 × 宽 × 厚
$C_{\text{pa}}/(\text{J}\cdot(\text{kg}\cdot\text{K})^{-1})$				1 299.4 ^a	电芯平均比热容
$C_{\text{pb}}/(\text{J}\cdot(\text{kg}\cdot\text{K})^{-1})$	900 ^a		385 ^a		极耳比热容
$\lambda_{\text{a}}/(\text{W}\cdot(\text{m}\cdot\text{K})^{-1})$				1.282 7 ^b	电芯平均导热系数
$\lambda_{\text{b}}/(\text{W}\cdot(\text{m}\cdot\text{K})^{-1})$	238 ^b		400 ^b		极耳导热系数

注:上标 a 为厂家提供数据;上标 b 为计算所得数据;上标 c 为根据参考文献和基于文献调整所得。

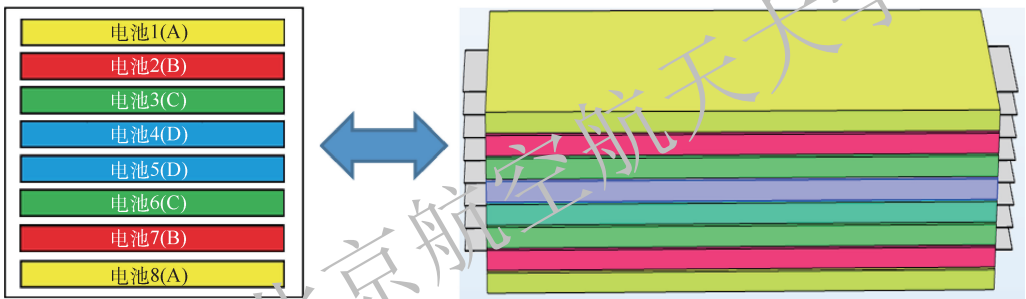


图 1 电池模块结构简化示意图

Fig. 1 Simplified schematic diagram of battery module structure

1.1 电化-热耦合模型

通过耦合质量、能量、电荷守恒和电动力学,将各个单体电池的产热导入电池模块热模型中求得平均温度,而平均温度再反馈到单体电池计算下一时刻的单体电池电化模型的产热,以此往复,建立起电池模块的电化-热耦合模型。该模型的控制方程和边界条件如表 2 所示。

表 2 中:下标 1 为固相;下标 2 为液相;eff 为有效值;n 为负极;p 为正极;s 为隔膜;t 为时间;r 为活性颗粒的径向距离变量;c 为浓度; φ 为电势;D 为扩散系数; f_{\pm} 为离子迁移数; j_{loc} 为局部电流密度; S_{a} 为比表面积;R 为通用气体常数;F 为法拉第常数; α_{a} 和 α_{c} 分别为阳极和阴极电极反

应的转移系数; η 为过电势; i_0 为交换电流密度;U 为开路电压; $c_{1,\text{max}}$ 为锂离子最大浓度; $c_{1,\text{surf}}$ 为颗粒表面的锂离子浓度; Q_{rea} 为电化学反应热; Q_{act} 和 Q_{ohm} 分别为极化热和欧姆热; ΔS 为熵变;h 为对流换热系数; T_{amb} 为环境温度。

1.2 电池系统拓扑类型设置

为了方便对比,主要研究 0.5C 和 1C 两种放电倍率中不同的拓扑模块对电池一致性和温度场的影响。模块中的 8 个电池参数都设置成相同值,电路总电流大小设为并联电路的个数与电池对应放电倍率电流的乘积,这样能保证初始时刻每个单体电池放电电流大小皆为对应倍率电流。

表2 控制方程和边界条件

Table 2 Governing equations and boundary conditions

控制方程	边界条件	
质量守恒	$\frac{\partial c_1}{\partial t} + \frac{1}{r^2} \cdot \frac{\partial}{\partial r} \left(-r^2 D_1 \frac{\partial c_1}{\partial r} \right) = 0$	$\frac{\partial c_1}{\partial t} \Big _{r=0} = 0, -D_1 \frac{\partial c_1}{\partial r} \Big _{r=R_p} = \frac{j_{loc}}{F}$
	$\varepsilon_2 \frac{\partial c_2}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(D_2^{eff} \frac{\partial c_2}{\partial x} \right) + \frac{(1-t_+)}{F} S_a j_{loc}$	$\frac{\partial c_2}{\partial x} \Big _{x=0} = \frac{\partial c_2}{\partial x} \Big _{x=L} = 0$
电荷守恒	$\frac{\partial}{\partial x} \left(-\sigma_1^{eff} \frac{\partial \varphi_1}{\partial x} \right) = -S_a j_{loc}$	$\varphi_1 \Big _{x=0} = 0, -\sigma_1^{eff} \frac{\partial \varphi_1}{\partial x} \Big _{x=L_n+L_s+L_p} = -I_{app}$
	$\frac{\partial}{\partial x} \left(-\sigma_{1,n}^{eff} \frac{\partial \varphi_1}{\partial x} \right) \Big _{x=L_n} = -\sigma_{1,p}^{eff} \frac{\partial \varphi_1}{\partial x} \Big _{x=L_n+L_s} = 0$	
	$\nabla \left[-\sigma_2^{eff} \nabla \varphi_2 + \frac{2RT\sigma_2^{eff}}{F} \left(1 + \frac{\partial \ln f_{\pm}}{\partial \ln c_2} \right) (1-t_+) \nabla (\ln c_2) \right] = S_a j_{loc}$	$\frac{\partial \varphi_2}{\partial x} \Big _{x=0} = \frac{\partial \varphi_2}{\partial x} \Big _{x=L_n+L_s+L_p} = 0$
电化学反应速率	$j_{loc} = i_0 \left[\exp \left(\frac{\alpha_a F}{RT} \eta \right) - \exp \left(-\frac{\alpha_c F}{RT} \eta \right) \right]$	
	$\eta = \varphi_1 - \varphi_2 - U$	
	$i_0 = F k_0 c_2^{\alpha_a} (c_{1,max} - c_{1,surf})^{\alpha_a} c_{1,surf}^{\alpha_c}$	
	$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} + \nabla \cdot (-\lambda \nabla T) = Q_{rea} + Q_{act} + Q_{ohm}$	
	$Q_{rea} = S_a j_{loc} T \frac{\partial U}{\partial T} = S_a j_{loc} T \frac{\Delta S}{F}$	
能量守恒	$Q_{act} = S_a j_{loc} \eta$	$-\lambda \frac{\partial T}{\partial x} \Big _{x=0} = -\lambda \frac{\partial T}{\partial x} \Big _{x=L_n+L_s+L_p} = h(T - T_{amb})$
	$Q_{ohm} = \sigma_1^{eff} \nabla \varphi_1 \cdot \nabla \varphi_1 +$	
	$\left[\sigma_2^{eff} \nabla \varphi_2 - \frac{2RT\sigma_2^{eff}}{F} \left(1 + \frac{\partial \ln f_{\pm}}{\partial \ln c_2} \right) (1-t_+) \nabla (\ln c_2) \right] \cdot \nabla \varphi_2$	

每个模块的拓扑如图2所示。图2(a)和图2(b)分别为串联电路和并联电路,其余都为混联电路。通过比较电路a,d,f,b和电路b,e,c,a,可以研究先串后并或者先并后串的拓扑模块随着串并联数量的变化对于电池放电时一致性的影响。

不管是串联,并联还是混联模块都满足基尔霍夫定律,即所有进入某节点的电流总和等于所有离开这节点的电流总和,如下:

$$\sum_{k=1}^N i_k = 0 \quad (1)$$

式中: i_k 为第 k 个进入或离开该节点的电流。

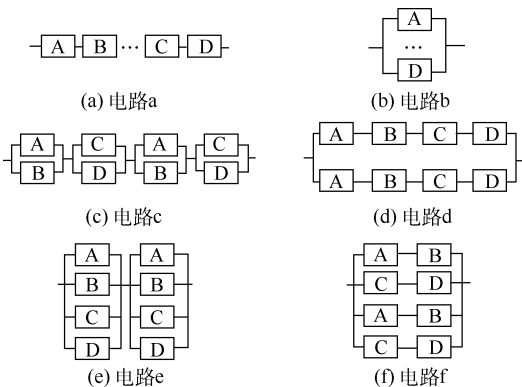


图2 电池模块拓扑

Fig.2 Battery module topology

1.3 电池的温度特征值和不一致性系数

电池模块的温度特征值包括2个部分:平均温升 T_{ave} 和最大温差 ΔT 。这2个值不仅直接关系到电池模块的安全性,而且对电池不一致性也有所影响。它们的值越小,电池工作过程中的安全性就越好。

电池的不一致性可以从容量、电压、内阻等方面进行研究^[15]。为了方便比较,提出了基于归一化处理后的相对电流和相对电压的标准差之和 P 作为电池的不一致性系数:

$$I_x^c = \frac{i_x}{c_x} \quad (2)$$

$$I^{ac} = \frac{1}{N} \sum_{x=1}^N I_x^c \quad (3)$$

$$U_x^e = \frac{u_x}{e_x} \quad (4)$$

$$U^{ae} = \frac{1}{N} \sum_{x=1}^N U_x^e \quad (5)$$

$$P = \frac{1}{|I^{ac}|} \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{x=1}^N (I_x^c - I^{ac})^2} + \frac{1}{|U^{ae}|} \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{x=1}^N (U_x^e - U^{ae})^2} \quad (6)$$

式中: I_x^e 和 U_x^e 分别为电池 x 的相对电流和相对电压; N 为电池的数目; i_x 和 u_x 分别为电池 x 的工作电流和工作电压; c_x 和 e_x 分别为电池 x 的额定容量和额定电压; I^{ac} 和 U^{ac} 分别为电池模块中的平均相对电流和平均相对电压。 P 值越趋近于 0, 电池模块的一致性就越好;反之,放电过程中电池的差异性就越大。

1.4 验证实验设计

将电池置于温度为 $(25 \pm 2)^\circ\text{C}$ 的高低温防爆箱中,并将正负极耳连接至 5 V/300 A 恒翼能动力电池测试系统。将 T 型热电偶贴在电池表面,利用多路温度记录仪测量电池表面温度。图 3 为电池的热电偶布置示意图。用 0.33 C (15.8 A) 的恒流充电至电压达到 4.25 V,然后用 4.25 V 的恒流充电至充电电流小于 2.5 A (1 C/20)。静置 1 h。将充满电的电池以 1 C 放电速率放电,直至电压达到 2.5 V。



图 3 热电偶位置分布

Fig. 3 Thermocouple position distribution

2 结果与分析

2.1 模型验证

由于电池内部反应复杂,内部参数变化难以用实验设备直接测量,因此使用电池的电压和温度变化曲线来验证电化学-热耦合模型的准确性。图 4 和图 5 分别为电池在室温下,以 0.3C,0.5C,0.8C,1C 和 1.5C 的恒流放电的放电电压仿真与实验结果对比和温升仿真与实验结果对比,误差随着放电倍率增加而略微增加,最大相对误差为 3.08%,其余绝大部分相对误差在 1.5% 以内,低于实验误差所允许的 5%。可以看出仿真和实验结果一致性较好,模型的准确性得到了验证。模型与实验的微小偏差是由参数设置导致的,如正负极反应速率常数来源于参考文献[2],与实际情况略微有所偏差,影响电池的极化程度,使得偏离量随着放电倍率增加而增加,最终导致上述误差。

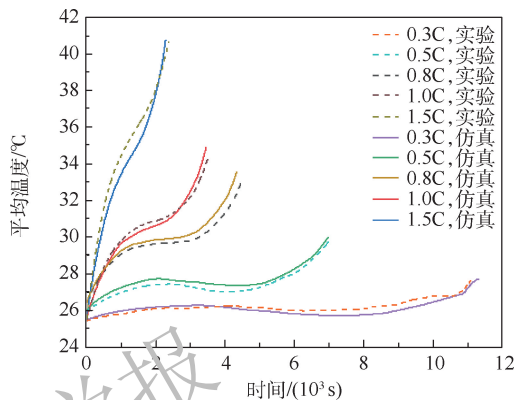


图 4 仿真与实验温度数据

Fig. 4 Simulation and experimental temperature data

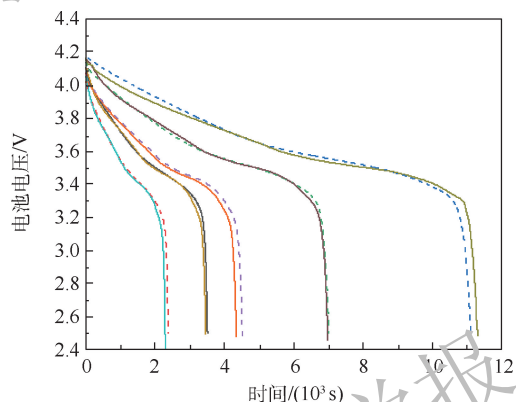


图 5 仿真与实验电压数据

Fig. 5 Simulation and experimental voltage data

2.2 不同拓扑模块的温度特性

不同拓扑模块分别以 1C 和 0.5C 恒流放电。由于拓扑模块和传热边界的不同,实际上从每个电池上流出的电流就不会相等,这会导致电池产热的差异。其中,电池 D 处于电池模块中心位置,较难向外散热,因此放电结束时,它的温度是 4 类电池中最高的。与此相反,电池 A 的温度则是最低的。

图 6 和图 7 分别为不同电路的电池模组以 1C 和 0.5C 放电时的平均温升示意图和最大温差示意图。放电倍率越大,电池模块的温升和温差就越大。因为电池的内阻会随着放电倍率的增大而增大^[16],导致电池产热增加,整体的温度提高,而平均温度的提高进一步放大了模块的温度差异。

通过比较电路 a,d,f,b 和电路 b,e,c,a 所对应的平均温升和最大温差示意图,不难发现不管是先串后并还是先并后串,随着并联支路的增加或者是串联单元数量的减少,整个模块的平均温

升和最大温差会降低,有助于提高电池组的安全性。一方面,放电电流大小相同的情况下,温度高的电池由于内阻小于温度低的电池,前者的产热就会低于后者^[17-18]。另一方面,并联电路会分配各个电池的电流,因为内阻差异,温度高的电池电流要比温度低的电池电流大,减少二者之间的产热差值,并且降低了模块总产热,这与文献[10]和文献[18]所得出的温度趋势结果一致。因此,并联电路的平均温度和最大温差要小于串联电路。

放电初期,由于温度对电路电流的影响较小,所有拓扑模块的温升基本一致。但到了放电中期,单体电池之间的温差逐渐显著,会影响到它们各自的电流大小。经过对比发现,先串后并的模块温升速率要比先并后串的要大。随着并联支路数量的增加,前者温度上升的速率加快,而后者则随着串联单元数量的增加而加快。到了放电末期,电池内部锂离子浓度过小,电池极化内阻显著增大^[19],所有模块的温升速率随之激增。

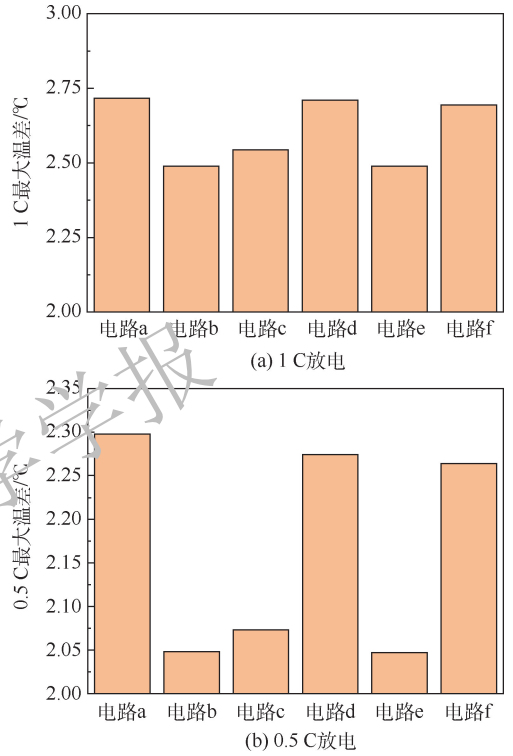


图7 电池模块最大温差

Fig.7 Maximum temperature difference of battery module

2.3 不同拓扑模块的放电特性

主要从电压或电流2个方面考虑不同模块的放电性能。放电时间根据放电倍率而改变,1C时为3600s,0.5C时则为7200s。放电随着放电过程的进行,由于散热不同导致的电池性能差异会通过不同的拓扑而放大。图8为放电结束时不同电路和不同倍率下4类电池的电压。显然,放电倍率越高,电池最终电压越低,这是由于内阻增大而导致的。也就是说,内阻的增加使得电池的放电平台电压降低,同一电压对应的放电容量也会随之降低^[20-21]。因此,在放电容量一致的情况下,高倍率的电池终止电压更低。串联电路电压最高,而并联电路电压最低。从图6得知,放电结束时,串联电路的平均温度最高,而温度越高,电池的内阻就会越低,这时消耗在极化和欧姆内阻上的能量就越低,所以放电结束时串联电路电池的电压更高些,这也同样解释了在4类电池中为何电池D电压最高。低倍率放电时,不同混联模块的电压差异并不明显,但是当倍率高达1C时,这方面的差异就不可忽视了。放电倍率的增加不仅导致不同电路模块的同一电池的终止电压差值变大,还使得同一模块的不同电池之间的终止电压差值变大。

提出了基于电流和电压的不一致性系数来衡

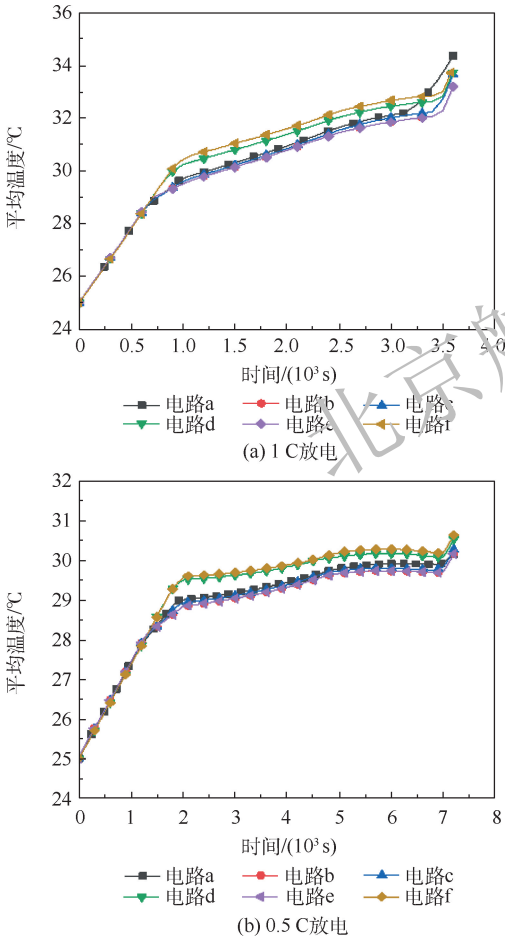


图6 电池模块平均温升

Fig.6 Average temperature rise of battery module

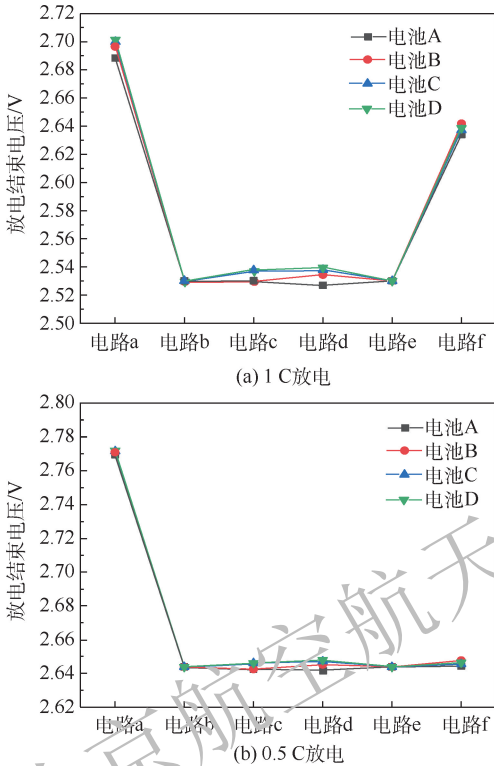


图 8 不同电路放电结束时的电池电压对比
Fig. 8 Comparison of battery voltage at the end of discharge in different circuits

量各种拓扑模块的一致性,如图 9 所示。由于 P 波动范围较大,因此,选取 P 的积分中值 P_0 作为比较的标准,如下:

$$P_0 = \frac{\int_0^{t_c} P(t) dt}{t_c} \quad (7)$$

式中: t_c 为放电时长; P_0 的值越接近 0, 模块的一致性越好。

在放电过程中,电路 a 和电路 d 的 P 值一直很小,直至放电末期才有明显升高。电路 b 与电路 e 的 P 值和温度特征近似相同,这意味着在同等情况下 2 电路的功率和容量可以相互转化。电路 f 的 P 值波动范围较大,并且随着放电深度的加大,其值主要表现为上升趋势,这种趋势在放电末期最为明显。并联电路与串联电路的区别在于并联电路的电压会保持一致,也就是说电池之间会相互充放电。由于模块温差的存在,并联支路会有电流调节降低电池间的温差,然而电池间的一致性却也降低了。所以通过外部散热来提高模块的均温性可以减少电流的调节,从而提高电池之间的一致性。另一方面,混联电路的情况更为复杂。并联支路数相同时,先串后并模块的一致性要优于先并后串。对于先并后串,其并联支路中串联电池的数量越多,放电过程中电池之间的一致性越差。对于先串后并的模块,其并

联的支路数越多,电池的一致性越差。所有电路在不同放电倍率下的 P_0 如表 3 所示。电池的一致性受到放电倍率的影响,随着放电倍率的增加而降低。电路 a 与电路 d 的一致性最好,而一致性最差的电路 f 的 P_0 值是它们的十几倍。综合电池模块的温升、温差和一致性 3 个方面,电路 c 的表现最为全面。对于这 8 块软包三元锂离子电池,采用先并后串,2 并 4 串的方式组成电池模块的方式能够使得温度特性和电池一致性都保持在较高的水平,并且能够保证电路工作的可靠性。

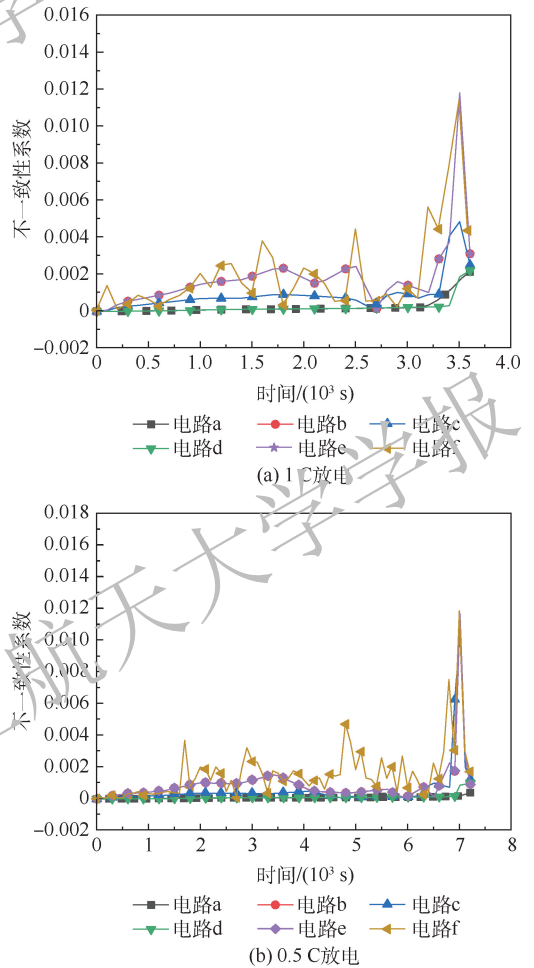


图 9 不同电路的不一致性系数
Fig. 9 Inconsistency coefficient of different circuits

表 3 放电结束时的 P_0 值

电路	P_0 值/ 10^{-5}	
	0.5C	1C
电路 a	7.488 9	22.843 3
电路 b	88.537 5	179.948 6
电路 c	54.487 5	89.021 1
电路 d	10.012 9	20.278 2
电路 e	88.706 9	180.002 8
电路 f	155.269 4	296.066 4

3 结 论

基于电化学-热耦合模型,将电池模块以不同倍率放电,研究不同串并方式对其温度场和一致性的影响,得出以下结论:

1) 放电倍率越大,电池模块的温升和温差就越大,电池最终电压越低,一致性越差。不管是先串后并还是先并后串,并联支路的增加或者是串联单元数量的减少,都会使电池模块的平均温升和最大温差降低。

2) 放电结束时串联电路电池的电压最高,并联电路最低。放电倍率的增加不仅会使不同电路模块的同一电池的终止电压差值变大,还会使同一模块的不同电池之间的终止电压差值变大。

3) 并联支路数相同时,先串后并模块的一致性要比先并后串的好。对于先并后串的模块,其并联支路中串联电池的数量越多,放电过程时电池之间的一致性越差。对于先串后并的模块,其并联的支路数越多,电池的一致性越差。

4) 下一步需要在本文研究基础上,通过增加老化曲线和散热模块,讨论单体不同参数对不同电路模块的影响,以将其应用在电池规模化的成组和热管理技术。

参考文献 (References)

- [1] LI J, CHENG Y, AI L H, et al. 3D simulation on the internal distributed properties of lithium ion battery with planar tabbed configuration [J]. *Journal of Power Sources*, 2015, 293: 993-1005.
- [2] DU S L, LAI Y Q, AI L, et al. An investigation of irreversible heat generation in lithium-ion batteries based on a thermo-electrochemical coupling method [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2017, 121: 501-510.
- [3] APPIAH W A, PARK J, SONG S, et al. Design optimization of $\text{LiNiO}_6\text{CoO}_2\text{MnO}_2/\text{graphite}$ lithium ion cells based on simulation and experimental data [J]. *Journal of Power Sources*, 2016, 319: 147-158.
- [4] FENG X N, SUN J, OUYANG M G, et al. Characterization of penetration induced thermal runaway propagation process within a large format lithium-ion battery module [J]. *Journal of Power Sources*, 2015, 275: 261-273.
- [5] 李波, 张永生, 唐小晴. 电池组一致性影响因素分析 [J]. *电池*, 2019, 49(4): 312-315.
- LI B, ZHANG Y S, TANG X Q. Analysis of factors affecting for battery pack consistency [J]. *Battery Bimonthly*, 2019, 49(4): 312-315 (in Chinese).
- [6] 杨彦涛, 张研, 范光辉. 电池性能参数相关性及其发热特性 [J]. *电池*, 2018, 48(3): 191-194.
- YANG Y T, ZHANG Y, FAN G H. Correlation of battery performance parameters and thermal characteristics [J]. *Battery Bi-*
- monthly, 2018, 48(3): 191-194 (in Chinese).
- [7] LOVE C T, VIRJI M B V, ROCHELEAU R E, et al. State-of-health monitoring of 18650 4S packs with a single-point impedance diagnostic [J]. *Journal of Power Sources*, 2014, 266: 512-519.
- [8] LAMB J, ORENDORFF C J, STEELE L A M, et al. Failure propagation in multi-cell lithium ion batteries [J]. *Journal of Power Sources*, 2015, 283: 517-523.
- [9] 千年妃, 孙长乐, 刘东旭, 等. 变接触面液冷系统的电池模组温度一致性研究 [J]. *湖南大学学报(自然科学版)*, 2020, 47(6): 34-42.
- GAN N F, SUN C L, LIU D X, et al. Study on temperature consistency of battery module for liquid cooling system with variable contact surface [J]. *Journal of Hunan University (Natural Sciences)*, 2020, 47(6): 34-42 (in Chinese).
- [10] WANG B, JI C W, WANG S F, et al. Study of non-uniform temperature and discharging distribution for lithium-ion battery modules in series and parallel connection [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2020, 168: 114831.
- [11] 王帅, 尹忠东, 郑重, 等. 电池单体参数不一致对电池模组性能影响研究 [J]. *电测与仪表*, 2020, 57(10): 76-82.
- WANG S, YI Z D, ZHEN Z, et al. The influence of cell parameters inconsistency on the performance of different topological battery modules [J]. *Electrical Measurement & Instrumentation*. 2020, 57(10): 76-82 (in Chinese).
- [12] 李腾, 林成涛, 陈全世. 磷酸铁锂电池组成组过程的不一致性分析 [J]. *清华大学学报(自然科学版)*, 2012, 52(7): 1001-1006.
- LI T, LIN C T, CHEN S Q. Inconsistency analysis of LiFePO_4 battery packing [J]. *Journal of Tsinghua University (Science and Technology)*, 2012, 52(7): 1001-1006 (in Chinese).
- [13] BANDHAUHL T M, GARIMELLA S, FULLER T F. A critical review of thermal issues in lithium-ion batteries [J]. *Journal of the Electrochemical Society*, 2011, 158(3): 1.
- [14] YANG N X, ZHANG X W, SHANG B B, et al. Unbalanced discharging and aging due to temperature differences among the cells in a lithium-ion battery pack with parallel combination [J]. *Journal of Power Sources*, 2016, 306: 733-741.
- [15] 王震坡, 孙逢春, 林程. 不一致性对动力电池组使用寿命影响的分析 [J]. *北京理工大学学报*, 2006, 26(7): 577-580.
- WANG Z P, SUN F C, LIN C. An analysis on the influence of inconsistencies upon the service life of power battery packs [J]. *Transactions of Beijing Institute of Technology*, 2006, 26(7): 577-580 (in Chinese).
- [16] DU S L, LAI Y Q, AI L, et al. An investigation of irreversible heat generation in lithium-ion batteries based on a thermo-electrochemical coupling method [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2017, 121: 501-510.
- [17] 朱建功, 孙泽昌, 魏学哲, 等. 车用锂离子电池低温特性与加热方法研究进展 [J]. *汽车工程*, 2019, 41(5): 571-581.
- ZHU J G, SUN Z C, WEI X Z, et al. Research progress on low-temperature characteristics and heating techniques of vehicle lithium-ion battery [J]. *Automotive Engineering*, 2019, 41(5): 571-581 (in Chinese).
- [18] 郭健忠, 张华伟, 张麒麟, 等. 车载动力电池成组热不一致性

- 研究[J]. 机械设计与制造,2020(9):35-39.
- GUO J Z,ZHANG H W,ZHANG Q L, et al. Research on thermal un-uniformity of vehicle traction battery pack[J]. Machinery Design & Manufacture,2020(9):35-39(in Chinese).
- [19] AN Z J,JIA L,WEI L T, et al. Investigation on lithium-ion battery electrochemical and thermal characteristic based on electrochemical-thermal coupled model[J]. Applied Thermal Engineering,2018,137:792-807.
- [20] 许仕源. 基于模型的锂离子电池 SOC 估算[D]. 长沙:湖南大学,2019:22-25.
- XU S Y. Model-based SOC estimation of lithium-ion battery [D]. Changsha:Hunan University,2019:22-25(in Chinese).
- [21] 王丽君. 磷酸铁锂电池 SOC 估算方法的研究[D]. 淮南:安徽理工大学,2019:9-10.
- WANG L J. Study on SOC estimation method of lithium-ion phosphate batteries[D]. Huainan:Anhui University of Science & Technology,2019:9-10(in Chinese).

Influence of connection mode on consistency and heat production of battery modules

DING Changming, WEN Hua *

(School of Mechanical and Electrical Engineering, Nanchang University, Nanchang 330031, China)

Abstract: In order to study the inconsistency and uneven behavior of temperature in lithium-ion batteries packing, based on the electrochemical-thermal coupling model, this paper takes eight pouch batteries as an example, establishes different circuit modules through different series and parallel connection modes, and analyzes the temperature characteristics and inconsistency of batteries at the discharge of 1C and 0.5C. The results show that the inconsistency and temperature difference of the battery module are related to the discharge rate. The increase of parallel branches or the decrease of the number of series units will not only reduce the average temperature rise and maximum temperature difference of battery module, but also affect the temperature rise rate and voltage at the end of discharge. When the number of parallel branches is the same, the consistency of the series-parallel modules is better than that of parallel-series modules. For the parallel-series modules, the more batteries are connected in series in the parallel branch, the worse the consistency of the batteries is. For the series-parallel modules, the more the number of parallel branches, the worse the battery consistency.

Keywords: battery module; inconsistency; electrochemical-thermal coupling model; series and parallel; discharge

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

DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2020.0519

考虑倍率的平流层飞艇储能电池建模与分析



刘松松^{1,2}, 孙康文^{2,3,*}

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083;

2. 北京航空航天大学云南创新研究院, 昆明 650233; 3. 北京航空航天大学无人系统研究院, 北京 100083)

摘 要: 准确掌握储能电池的实际电量是确保平流层飞艇实现长航时飞行的关键因素之一。首先,建立了平流层飞艇能源系统仿真模型,对能量输入和消耗进行动态分析。随后,对储能电池进行不同电流倍率的充放电测试,采用多项式拟合的方法,根据测试数据建立了储能电池充放电过程中荷电状态(SOC)、剩余放电时间(RDT)、剩余充电时间(RCT)的分析模型。最后,结合能源系统能量输入、消耗模型和储能电池模型进行飞行模拟仿真,获取各部分变化数据,与已有试验数据进行量化对比分析。结果表明:所构建储能电池模型在SOC、RDT、RCT的计算误差分别小于3%、1.5%、1.5%,能够准确反映电池工作过程中SOC、RDT、RCT的变化,可为平流层飞艇平台制定优化的飞行策略提供量化支撑。

关键词: 平流层飞艇; 储能电池模型; 荷电状态(SOC); 剩余放电时间(RDT); 剩余充电时间(RCT)

中图分类号: V274

文献标志码: A

文章编号: 1001-5965(2022)01-0182-11

平流层飞艇因其在科学观测、地面监测和长期通信任务等方面具有良好的应用前景,多年来一直受到国内外技术发达国家的高度重视^[1]。为实现平流层飞艇高空长航时的飞行目标,能够获得持续不断的能量无疑是一个至关重要的因素。平流层飞艇所需的能量全部来源于太阳能电池吸收转化的太阳能,但由于太阳能电池转换效率低且受时空影响输出变化明显、储能电池能量密度低^[2]及在飞行器苛刻的质量限制等约束下,平流层飞艇的能量供给能力非常有限,这严重制约了该类飞行器的长航时能力^[3-4]。因此,如要实现跨昼夜、甚至长达数月的连续飞行,则必须提高能源系统的容量裕度(存在增重的不利影响),或实现对能源系统的准确监测和有效评估。

储能电池属于能源系统的一部分,随着飞行

试验的开展,一些研究者对平流层飞艇的能源系统进行了研究。梁高铭^[5]设计了双余度供配电网,在MATLAB环境中实现了平流层飞艇能源管理系统的全系统仿真。Shan等^[6]提出通过调整空速来实现平流层飞艇的能源平衡和区域驻空。Zhang等^[7]通过规划飞行姿态,分析了能量平衡问题。以上研究主要集中在平流层飞艇能源系统的总消耗能量与总获取能量的平衡,而没有结合储能电池在飞行条件下的工作特性进行分析。

为表征储能电池的性能,定义以下主要参数,包括:荷电状态(SOC),表示储能电池当前剩余电量占总容量的百分比,是电池剩余供电能力的直观反映;剩余放电时间(RDT),表示按照当前电流放电,储能电池还能持续放电的时间;剩余充电

收稿日期: 2020-09-14; 录用日期: 2020-12-06; 网络出版时间: 2020-12-24 12:01

网络出版地址: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201224.1020.002.html

基金项目: 国家自然科学基金(51775021); 中央高校基本科研业务费专项资金(YWF-18-BH-Y-165)

*通信作者. E-mail: sunkw100@buaa.edu.cn

引用格式: 刘松松, 孙康文. 考虑倍率的平流层飞艇储能电池建模与分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2022, 48(1): 182-192.

LIU S S, SUN K W. Modeling and analysis of stratospheric airship's energy storage battery considering rate[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2022, 48(1): 182-192 (in Chinese).

时间(RCT),表示按照当前电流充电,储能电池充满电还需要的时间。对于平流层飞艇,RDT与RCT可直接反映储能电池能否保证飞艇实现跨昼夜飞行所需的航时,对优化能源利用具有指导意义。因此,实时掌握储能电池的SOC、RDT和RCT,可为制定飞行策略、优化能源利用、降低能源系统规模、提高载荷能力提供量化支撑。

在电池的SOC、RDT和RCT量化计算方面,国内外开展了大量的研究。Dai等^[8]采用基于等效电路的“平均电池”模型,得到了电池组的平均SOC,再通过“平均单元”与单个单元之间的性能差异,估计所有单元的SOC。Ouyang等^[9]提出了一种基于单粒子电化学模型的扩展等效电路模型,提高了低SOC状态下的SOC估算精度。Zhang等^[10]进行了不同温度(-20℃、-10℃、0℃、10℃、25℃)和不同电流倍率(0.5C、1C、1.5C)下的测试,并建立了电池动态特性的物理等效电路模型,结果表明,温度和电流对电池参数的影响明显。Yu等^[11]将放电过程分为3个阶段,采用粒子群优化算法和粒子滤波算法进行参数辨识、参数更新和RDT预测。文献[12]中还提出了一种狄利克雷过程混合模型和粒子滤波相结合的方法来预测RDT。Dong等^[13]以过去电流信息为根据,预测未来电流,进一步结合等效电路模型预测RDT。程树英等^[14]提出了一种基于模糊信息粒化的支持向量回归方法,用于预测锂电池RCT。国内外针对电池的研究已经取得了很多成果,但结合平流层飞艇的实际工况对电池进行研究还鲜见相关文献资料。特别是充电过程,通常情况下充电过程是恒流或恒压条件,而平流层飞艇的充电过程受到太阳辐照、飞行姿态等因素的影响,电流是不断变化的。

本文先建立了平流层飞艇能源系统模型。然后,进行了锂电池的充放电测试,采用多项式拟合测试数据,建立了量化计算SOC、RDT和RCT的储能电池模型。最后,通过模拟飞行试验验证了储能电池模型的计算精度,可为制定飞行策略提供量化支撑。

1 能源系统模型

平流层飞艇的能量传递过程如图1所示,包括能量输入、能量消耗、能量存储3部分。能量输入部分即太阳辐照抵达太阳能电池阵列表面后,辐照能量被转化为电能输出;能量消耗部分包括推进电机和其他耗电设备的能量消耗;能量存储部分即储能电池存储和释放能量。当太阳能电池

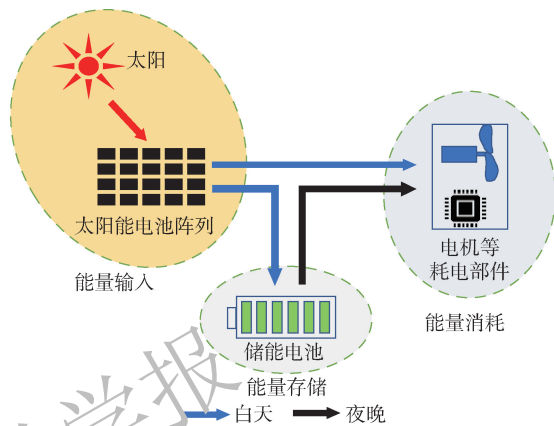


图1 平流层飞艇能量传递示意图

Fig. 1 Schematic diagram of energy transfer in a stratospheric airship

阵列输出功率大于飞艇总消耗功率时,多余的电能将被存储在储能电池中,当太阳能电池阵列输出功率小于飞艇总消耗功率时,储能电池将释放电能,使能量供需平衡^[15]。

1.1 能量输入模型

太阳辐照包括直射、反射和散射。由于平流层在云层之上,且太阳能电池阵列布置在飞艇顶部,因此,平流层飞艇太阳能电池阵列接收到的辐照强度 F 由散射辐照强度 F_h 和直射辐照强度 F_0 构成^[16]:

$$F = F_h + F_0 \quad (1)$$

根据文献[6],考虑到飞艇外形为椭球型,不同位置太阳辐照的入射角不同,辐照强度也不同,因此,将太阳能电池阵列分割成 $n_0 \times m_0$ 个微元,所有微元接收的辐照强度总和即为电池阵列接收的辐照强度。每个微元接收的辐照功率 P_{nm} 可表示为

$$P_{nm} = (F_{nmh} + F_{nm0}) dS_{nm} \quad (2)$$

式中: n 为周向坐标; m 为轴向坐标; F_{nmh} 为微元散射辐照强度; F_{nm0} 为微元直射辐照强度; dS_{nm} 为微元面积。微元散射辐照强度可表示为

$$F_{nmh} = \frac{1}{2}(1 - \cos \beta_{nm}) F_h \quad (3)$$

式中: β_{nm} 为微元平面与水平面之间的夹角。微元直射辐照强度可表示为

$$F_{nm0} = \begin{cases} 0 & 0 \leq \alpha_{nm} < \frac{\pi}{2} \\ |\mathbf{n}_{nm} \cdot \mathbf{n}_s| \cdot F_0 & \frac{\pi}{2} \leq \alpha_{nm} < \pi \end{cases} \quad (4)$$

式中: \mathbf{n}_{nm} 为微元单位法向量; \mathbf{n}_s 为单位辐照强度矢量; α_{nm} 为 \mathbf{n}_{nm} 和 \mathbf{n}_s 的夹角。

单晶硅太阳能电池效率与温度之间的经验公式为^[17]

$$\eta = 0.22 - 8.3e^{-4}(T - 250) \quad (5)$$

式中: T 为温度。

1.2 能量消耗模型

飞艇总消耗功率由推进功率和其他功率组成:

$$P_{\text{total}} = P_{\text{prop}} + P_{\text{else}} \quad (6)$$

式中: P_{else} 为推进系统之外的其他系统消耗的功率,其值比较稳定,受飞行速度、飞行姿态等影响小; P_{prop} 为推进系统消耗的功率,可表示为

$$P_{\text{prop}} = \frac{F_T v_{\text{air}}}{\eta_{\text{prop}} \eta_{\text{mot}}} \quad (7)$$

式中: η_{prop} 为螺旋桨效率; η_{mot} 为推进电机效率; v_{air} 为飞艇空速; F_T 为飞艇推力。

2 储能电池模型

长航时平流层飞艇通过储能电池不断进行充放电循环来实现夜间飞行状态的维持,因此,实时掌握电池的 SOC、RDT 和 RCT 是制定飞行策略和优化能源利用的关键。电池充放电过程是复杂的电化学过程,电池在使用过程中, SOC、RDT 和 RCT 受到诸多因素的影响,其中受电流倍率和温度的影响较大^[18]。平流层飞艇通常会对储能电池采取控温措施,使电池温度恒定在一定范围内,因此本文未考虑温度的影响。

2.1 试验设置

本文以松下 NCR18650B 型锂电池为测试对象,具体参数如表 1 所示,进行了不同电流倍率下的充放电测试,对测试数据进行了分析和多项式拟合,分别建立了充放电状态下的 SOC、RDT 和 RCT 量化计算模型。

表 1 测试电池的基本参数

Table 1 Basic parameters of test batteries

参数	参数值
标称容量/mAh	3 400
电压范围/V	2.75 ~ 4.25
放电温度范围/°C	-20 ~ 50
充电温度范围/°C	-20 ~ 50

试验中所用松下 NCR18650B 型锂电池的标称容量并非实际容量,实际容量会因电流倍率不同而变化。试验平台如图 2 所示。充电时,电池正负极分别与稳压直流电源的正负极接通;放电时,电池正负极分别与电子负载的正负极接通。电压采集模块的采集频率为 60 Hz。监控 PC 用于显示和保存采集数据。电池放置在温度环境试验箱内,测试过程中温度设置为 25°C,实际温度范围为 24.7 ~ 25.3°C。

充电和放电测试均采用恒流模式,放电采用 9 种不同倍率的电流(0.05C、0.1C、0.15C、0.2C、0.25C、0.3C、0.35C、0.4C、0.5C),截止电压为 2.75 V。充电采用 6 种不同倍率的电流(0.05C、0.1C、0.15C、0.2C、0.25C、0.3C),最大电压为 4.25 V,截止电流为 0.01C。

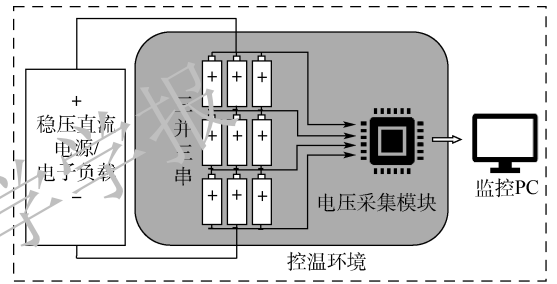


图 2 充放电测试示意图

Fig. 2 Schematic diagram of charging and discharging test

2.2 数据分析与建模

2.2.1 放电数据分析与建模

1) 放电 SOC 量化计算模型

放电时端电压与 SOC 的关系如图 3 所示。同一电流倍率下,不同 SOC 对应不同端电压;不同电流倍率的曲线不重合,电流倍率越大,曲线越靠下。当电流倍率和端电压确定后,即可确定此时的 SOC,可以根据这一方法实现对 SOC 的实时计算。

具体方法如下:按 5% SOC 为步长,从 100% ~ 5% 中取 20 个值,5% 以下取 3%、2%、1%、0% 四个值,因为 SOC 接近 0% 时,电池端电压变化十分剧烈,减小步长可以减小拟合误差。每一电流倍率一共有 24 组数据(包括 SOC 和端电压),以端电压为自变量, SOC 为因变量,进行多项式拟合。经过多次对比,发现按 8 次多项式拟合可得到最佳的拟合曲线为

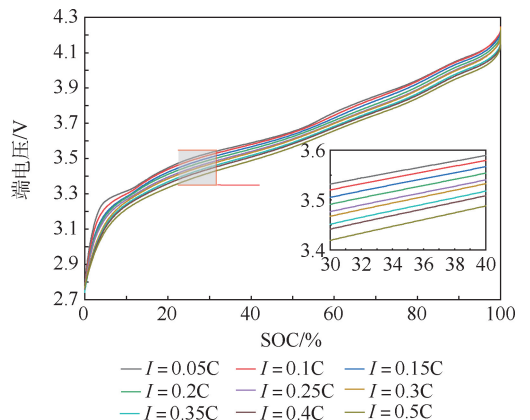


图 3 不同电流倍率放电时端电压与 SOC 的关系

Fig. 3 Relationship between terminal voltage and SOC at different discharging rates

$$SOC = \sum_{j=0}^8 A_{ji} V_i^j \quad (8)$$

式中: A_{ji} 表示电流倍率为*i*时,*j*次项的系数; V_i 为*i*对应的端电压。拟合结果如图 4 所示。

将系数 A_{ji} 与电流倍率按式(9)进行拟合,拟合

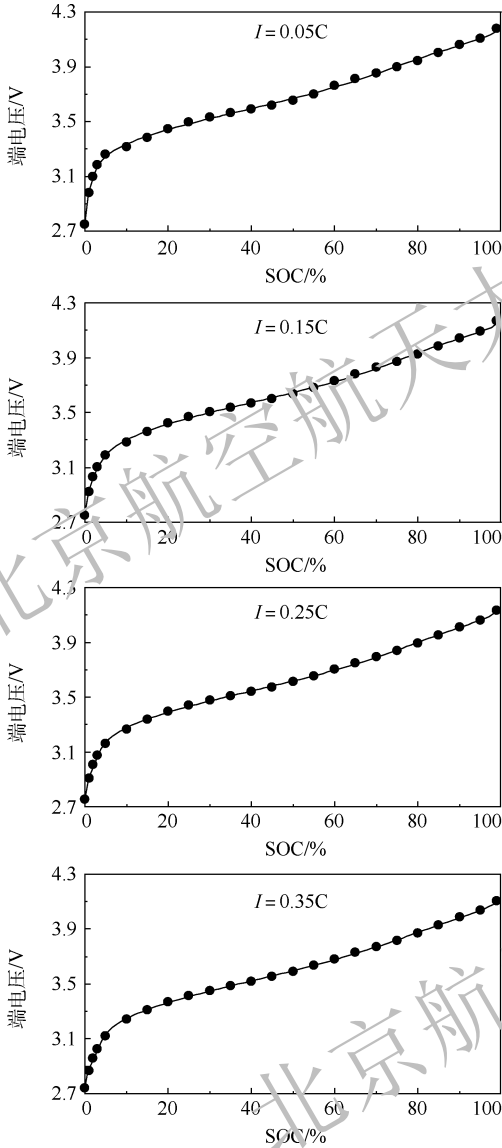


图 4 SOC 与端电压的 8 次多项式拟合

Fig. 4 Fitting of eighth-degree polynomial between SOC and terminal voltage

表 2 线性拟合 8 次多项式系数与电流倍率的结果

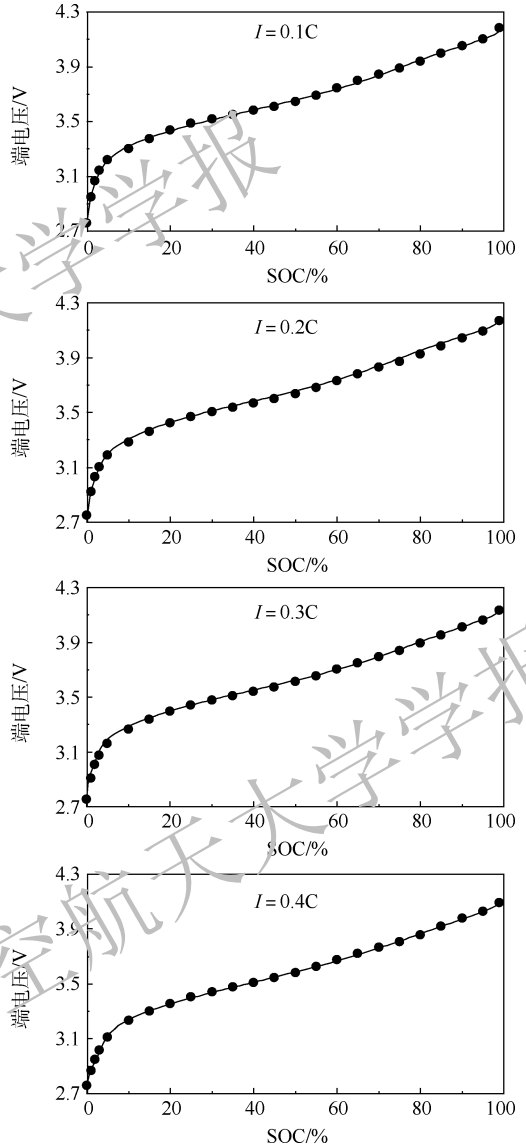
Table 2 Results of linear fitting of eighth-degree polynomial coefficients and discharging rate

系数	B_{j1}	B_{j0}
A_{8i}	5.245×10^2	-1.888×10^3
A_{7i}	-1.456×10^4	5.150×10^4
A_{6i}	1.762×10^5	-6.122×10^5
A_{5i}	-1.215×10^6	4.143×10^6
A_{4i}	5.213×10^6	-1.746×10^7
A_{3i}	-1.427×10^7	4.690×10^7
A_{2i}	2.432×10^7	-7.846×10^7
A_{1i}	-2.360×10^7	7.474×10^7
A_{0i}	9.984×10^6	-3.103×10^7

所得一次项系数 B_{j1} 和常数项 B_{j0} 的结果如表 2 所示。

$$A_{ji} = B_{j1}i + B_{j0} \quad j = 0, 1, 2, \dots, 8 \quad (9)$$

通过如上分析,当电池放电时,已知电流倍率和端电压,即可通过式(8)和式(9)求得当前条件下准确的 SOC 值。



2) 放电 RDT 量化计算模型

电池放电容量与电流倍率相关,如图 5 中测试数据点所示。因此,当电流倍率变化时,要准确反应电池的放电特性,则必须要考虑不同电流倍率对电池容量的影响,而不能用标称容量或某个常数。线性拟合放电容量与电流倍率,其相关系数为 0.983,说明放电容量与电流倍率之间具有很强的线性关系:

$$Q_{0i} = ki + b \quad (10)$$

式中: Q_{0i} 为电流倍率*i*对应的放电容量; $k = -0.3975$; $b = 3.416$ 。

如图 6 所示,电流倍率越大,总放电时间越

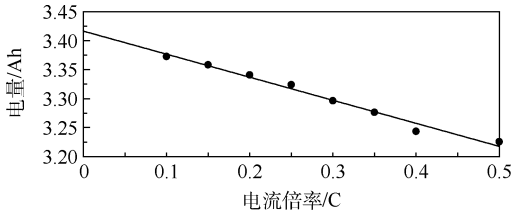


图5 放电容量与电流倍率线性拟合

Fig. 5 Linear fitting between discharging capacity and discharging rate

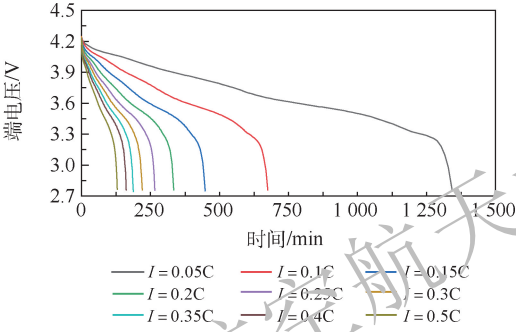


图6 不同电流倍率端电压与放电时间的关系

Fig. 6 Relationship between terminal voltage and discharging time at different discharging rates

短。对于恒流放电,放电容量、电流倍率、总放电时间之间满足如下关系:

$$T_{oi} = \frac{Q_{oi}}{I} = \frac{Q_{oi}}{iC_m} \quad (11)$$

式中: T_{oi} 为电流倍率*i*对应的总放电时间; I 为电流; C_m 为标称容量。结合式(10)和式(11)可得

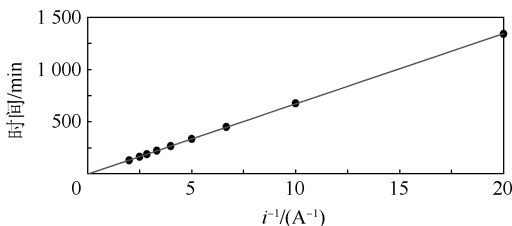
$$T_{oi} = \frac{b}{C_m} \cdot \frac{1}{i} + \frac{k}{C_m} \quad (12)$$

按式(12)拟合总放电时间 T_{oi} 与电流倍率*i*得 $k = -0.3825$, $b = 3.414$ 。如图7所示, T_{oi} 与 $1/i$ 具有很强的线性关系,且 k 值和 b 值与按式(10)拟合所得值非常接近(k 相差3.8%, b 相差0.6%),说明2次拟合是准确的。

对于恒流放电,电流倍率始终恒定,以电流*I*放电,则*t*时刻RDT可表示为

$$RDT(t) = \frac{Q_{ii}}{I} = \frac{Q_{oi} \cdot SOC_t}{T_{oi}} = T_{oi} \cdot SOC_t \quad (13)$$

式中: Q_{ii} 为*t*时刻电池剩余电量; Q_{oi} 是电池的总放



• 放电时间测试 — 放电时间拟合

图7 放电时间与电流倍率拟合

Fig. 7 Fitting between discharging time and discharging rate

电容量; SOC_t 为*t*时刻的SOC;不同电流倍率恒流放电的总放电时间 T_{oi} 如表3所示。

表3 不同电流倍率恒流放电的总放电时间

Table 3 Total duration of constant-current discharging at different discharging rates

电流倍率/C	T_{oi}/min
0.05	1 343
0.1	675
0.15	448
0.2	334
0.25	266
0.3	220
0.35	187
0.4	162
0.5	129

2.2.2 充电数据分析与建模

充电过程在电化学反应上是放电过程的逆过程,但是具体参数的变化规律却与放电过程有很大不同。本文将充电过程分为3个阶段进行研究,即快速升压段、缓慢升压段和恒压段。图8为恒流充电时端电压与SOC的关系。当电池电压很低时,电池端电压会迅速上升,直至某一电压值后,端电压开始缓慢地上升,定义电压上升速率的转变点为临界电压,电流倍率不同,临界电压也不同;当端电压上升至电池最大电压(4.25 V)后,则转为恒压充电,电流倍率会逐渐减小,减小至0.01C时,视为电池充满电, $SOC = 100\%$ 。

临界电压前称为快速升压段,端电压达到最大电压后称为恒压段,介于2段中间称为缓慢升压段。本小节将对这3个阶段分别进行分析与建模。

1) 快速升压段

快速升压段的持续时间和充电容量占整个充电过程的比例很小,如表4所示。电池处于快速升压段时,离充电结束还有很长时间,此时电池的SOC和RCT对能源系统的参考意义较弱。综合以上因素,本文对快速升压段的模型进行简化,即 $SOC = 0$,RCT为无穷大。

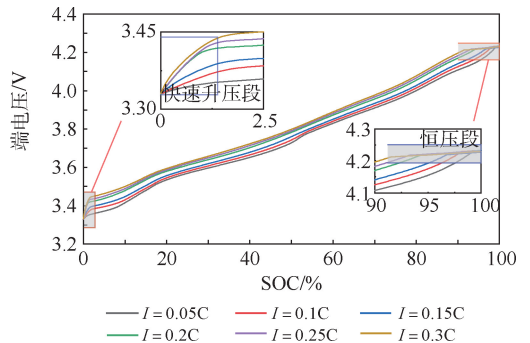


图8 不同电流倍率充电时端电压与SOC的关系

Fig. 8 Relationship between terminal voltage and SOC at different charging rates

表 4 快速升压段充电时间与充电容量所占百分比

Table 4 Percentage of charging time and charging capacity at the stage of voltage rising rapidly

电流倍率/C	时间占比/%	电量占比/%
0.05	0.98	0.99
0.1	1.36	1.39
0.15	1.87	1.97
0.2	2.29	2.49
0.25	2.19	2.49
0.3	1.96	2.32

2) 缓慢升压段

缓慢升压段持续时间最长的,如图 8 缓慢升压段所示,同一电流倍率下,不同 SOC 对应不同

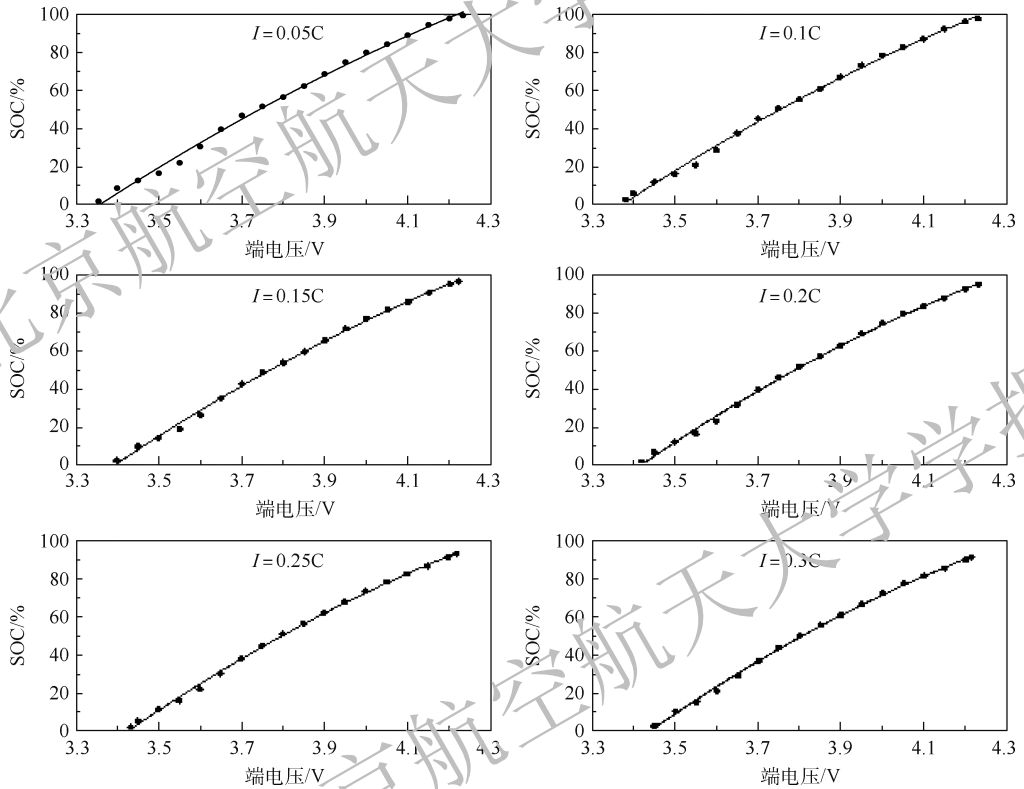


图 9 缓慢升压段 SOC 与端电压的拟合

Fig. 9 Fitting between SOC and terminal voltage at the stage of voltage rising slowly

拟合结果如表 5 所示。

表 5 缓慢升压段多项式系数与电流倍率拟合的结果

Table 5 Fitting results of polynomial coefficients and charging rates at the stage of voltage rising slowly

系数	E_{j2}	E_{j1}	E_{j0}
D_{2i}	-0.471 4	-0.300 9	-0.283 9
D_{1i}	3.367 3	2.576 2	3.287 1
D_{0i}	-5.678 4	-5.859 7	-7.797 9

综上,对于充电过程的缓慢升压段,已知电流倍率和端电压,根据式(14)和式(15)即可求得当前条件下的 SOC。

对缓慢升压的 RCT 和端电压测试数据按式(16)进行拟合,如图 10 所示,电流倍率越

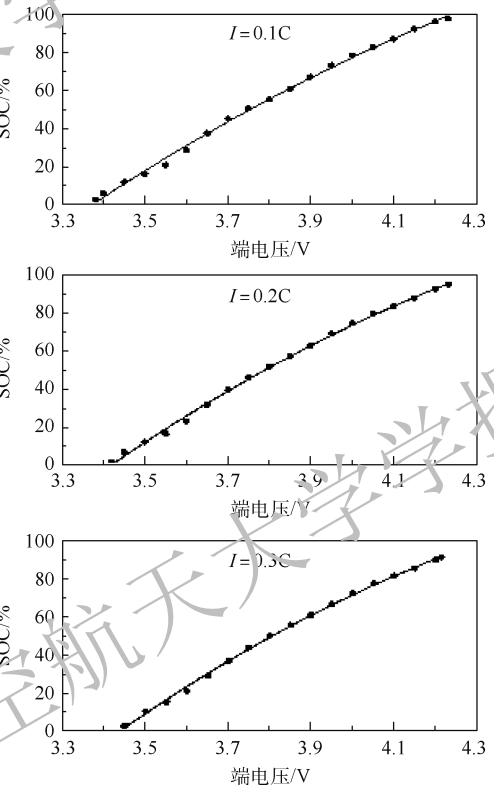
大, RCT 的斜率越大,不同电流倍率的曲线不重合,因此,与计算缓慢升压段的 SOC 类似,也可以通过电流倍率和端电压确定当前条件下的 RCT。

$$SOC = D_{2i} V_i^2 + D_{1i} V_i + D_{0i} \quad (14)$$

式中: D_{2i} 、 D_{1i} 和 D_{0i} 分别为二次项系数、一次项系数和常数项。

将系数 D_{2i} 、 D_{1i} 、 D_{0i} 分别与电流倍率进行拟合:

$$D_{ji} = E_{j2} i^2 + E_{j1} i + E_{j0} \quad j = 0, 1, 2 \quad (15)$$



大, RCT 的斜率越大,不同电流倍率的曲线不重合,因此,与计算缓慢升压段的 SOC 类似,也可以通过电流倍率和端电压确定当前条件下的 RCT。

$$RCT = G_{2i} V_i^2 + G_{1i} V_i + G_{0i} \quad (16)$$

式中: V_i 为电流 i 对应的端电压; G_{2i} 、 G_{1i} 和 G_{0i} 分别为二次项系数、一次项系数和常数项。

将系数 G_{2i} 、 G_{1i} 、 G_{0i} 分别与电流倍率进行拟合,拟合公式为

$$G_{ji} = a_{ji} I^{bj} + c_{ji} \quad j = 0, 1, 2 \quad (17)$$

拟合结果见表 6。对于充电过程的缓慢升压段,已知电流倍率和端电压,根据式(16)和式(17)即可求得当前条件下的 RCT。

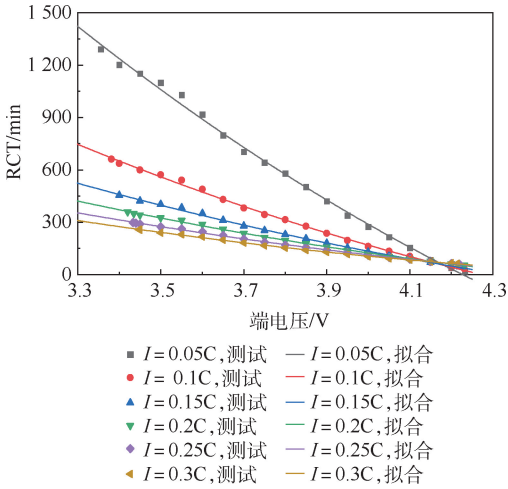


图 10 缓慢升压段 RCT 与端电压的拟合

Fig. 10 Fitting between RCT and terminal voltage at the stage of voltage rising slowly

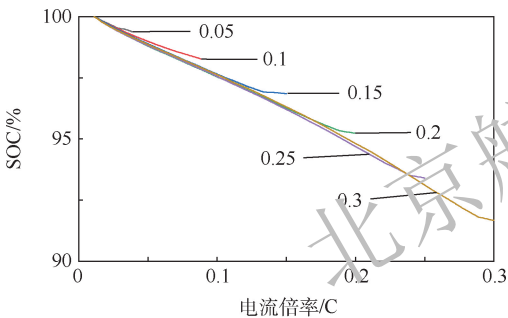
表 6 缓慢升压段系数 p_{ji} 与电流倍率拟合结果

Table 6 Fitting results of coefficient p_{ji} and charging rates at the stage of voltage rising slowly

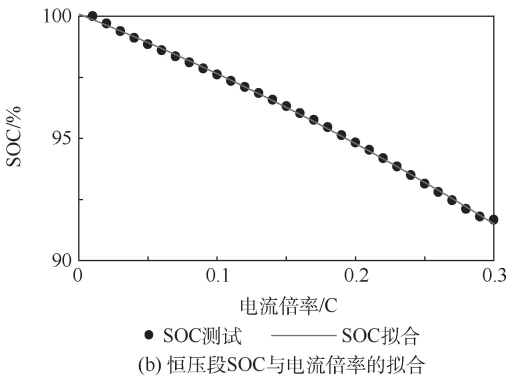
系数	a_{ji}	b_{ji}	c_{ji}
C_{2i}	1 309	-0.932 9	1 327
G_{1i}	-14 407	-0.955 6	-10 967
C_{0i}	36 678	-0.973 6	28 329

3) 恒压段

当充电过程进入恒压段以后,电池端电压基本保持恒定,但是电流倍率会越来越小,恒压段的充电容量和持续时间与缓慢升压段的电流倍率有关,如图 11 和图 12 所示。恒压段充电量虽然不



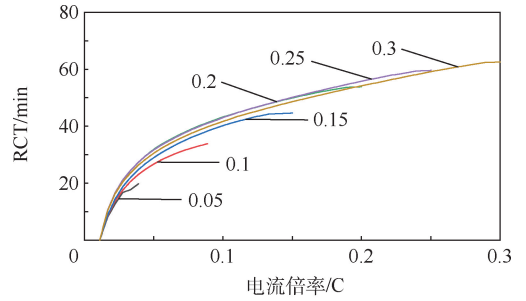
(a) 恒压段不同电流倍率下的SOC



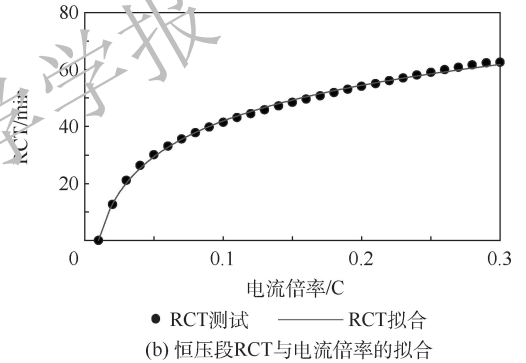
(b) 恒压段SOC与电流倍率的拟合

图 11 恒压段 SOC 与电流倍率的关系

Fig. 11 Relationship between SOC and charging rates at constant voltage stage



(a) 恒压段不同电流倍率下的RCT



(b) 恒压段RCT与电流倍率的拟合

图 12 恒压段 RCT 与电流倍率的关系

Fig. 12 Relationship between RCT and charging rates at constant voltage stage

多,但是处于充电末期,此时的 SOC 和 RCT 对能源系统具有很强的参考意义。恒压段的各条 SOC 曲线、RCT 曲线之间重合度很高,为简化模型,本文取 0.3C 恒流充电的 SOC 曲线和 RCT 曲线作为典型曲线,替代其他电流下的曲线。拟合后得到

$$SOC = -0.209 2i^2 - 0.223 1i + 1.000 9 \quad (18)$$

$$RCT = 43.811i^{0.026 6} - 38.700 \quad (19)$$

对于恒压段,可通过当前电流倍率计算 SOC 和 RCT。

综上所述,每采集一组电压、电流数据,即可通过储能锂电池模型对 SOC、RDT、RCT 进行更新,且计算结果与历史采集数据和历史计算结果无关,因此,该模型对历史数据和 SOC、RDT、RCT 初值不具有依赖性,任意设定初始值,该模型经过一步计算即可收敛至参考值。

3 模型验证

为了验证本文所建立的储能电池模型的准确性,开展了模拟飞行试验。

3.1 参数和方案

本文根据平流层飞艇的实际飞行环境和飞行任务,利用能量输入模型和能量消耗模型对平流层飞艇的能量输入和消耗情况进行了仿真和分析,将仿真结果转化为单体电池的充放电过程,利用本文建立的储能电池模型计算电池的 SOC、RCT 和 RDT。平流层飞艇的主要参数根据参考文献[6]和文献[19]确定,具体参数如表 7 所示。

表 7 飞艇参数

Table 7 Airship parameters

几何参数	数值	能源相关参数	数值
长度/m	220	储能电池容量/(kW·h)	700
直径/m	54	电池能量密度/(Wh·kg ⁻¹)	330
浸润面积/m ²	33 000	电机效率	0.93
体积/m ³	380 000	螺旋桨效率	0.77
飞行高度/m	20 000	太阳能电池效率(273 K)	0.2
PV 阵列面积/m ²	2 200	PV 阵列圆心角/(°)	90

由于目前太阳能电池的转化效率和储能电池的比能量都较低,为了保证平流层飞艇有足够的能量,选定仿真日期为辐照强度最高的夏至日,仿真地点为三亚地区。本文对 2 个飞行方案进行了仿真,方案参数设置如表 8 所示。

表 8 两个飞行方案的参数设置

Table 8 Parameter setting for two flight schemes

参数	方案 A	方案 B
风速/(m·s ⁻¹)	15	20
白天空速/(m·s ⁻¹)	27	25
夜晚空速/(m·s ⁻¹)	15	15.5
纬度/(°N)	109.50	109.50
经度/(°E)	18.25	18.25

在长航时飞行过程中,能源系统以 24 h 为周期不断循环,为方便试验操作,以电池充满电后由静置状态转为放电状态时为试验起点,根据能源系统模型仿真结果(见图 13),初始时刻为 18:00。

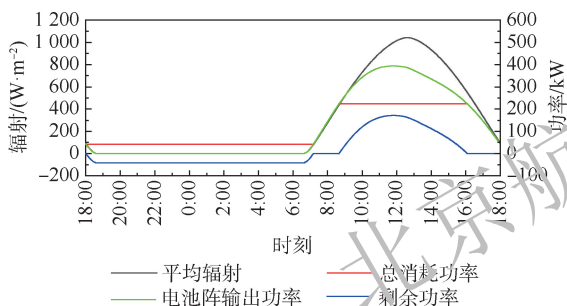


图 13 飞艇各部分能量情况(方案 A)

Fig. 13 Energy conditions of each part of airship (Plan A)

3.2 试验结果分析

本节对方案 A 进行仿真和分析。通过能量输入和能量消耗模型对方案 A 进行仿真,得到飞艇的平均辐照强度、总消耗功率、太阳能电池阵输出功率和剩余功率,如图 13 所示。当剩余功率大于 0 时,剩余功率为储能电池的充电功率,当剩余功率小于 0 时,剩余功率为储能电池的放电功率。

实际飞行过程中,太阳辐照随时间连续变化,剩余功率也连续变化。试验所用设备不具备输出连续变化电流的功能,所以将电池的充放电过程

按能量守恒原则,即以 10 min 为步长,将充放电电流倍率离散,离散后单体电池充放电功率和电流倍率如图 14 所示。

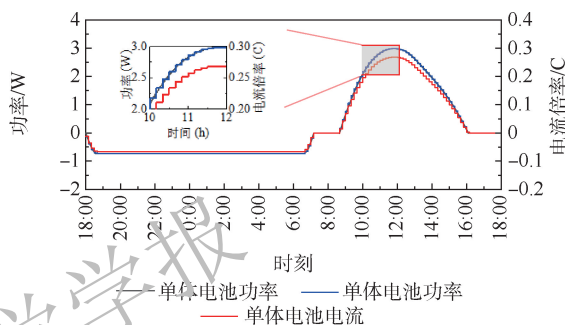


图 14 充放电功率和电流(方案 A)

Fig. 14 Charging and discharging power and current (Plan A)

按照图 14 所示的电流曲线,对电池进行模拟飞行充放电试验,图 15 展示了方案 A 的电池端电压、电流倍率、SOC、RDT 和 RCT 随时间变化的曲线。每个循环(24 h)可按表 9 所示分为 7 个阶段:

第 1 阶段,电池变电流放电,电流倍率从 0 逐渐变到 -0.066C,端电压、SOC 和 RDT 都在减小。每 10 min 电流改变一次,RDT 也随之发生较大改变,因为 RDT 表示按照当前电流放电的剩余放电时间,因此,放电电流变大,剩余放电时间会随之变小。

第 2 阶段,电池恒流放电,端电压、SOC 和 RDT 都在稳定地减小。SOC 和 RDT 都近似匀速减小,说明该储能电池模型在估算 SOC 和 RDT 时是稳定且准确的。

第 3 阶段,电池放电电流逐渐减小至 0,SOC 仍然在继续减小,而端电压先减小后回升,这是因为当放电电流接近 0 时,电池欧姆内阻电压和极化电阻电压减小明显,使端电压升高。RDT 则随着每次电流减小而变大,其原因同第 1 阶段中所述。

第 4 阶段,电池电流倍率为 0,电池静置。静置的初始阶段,端电压仍在缓慢上升,这是电池的极化效应所致;电流减至 0 后,极化电阻电压需要一定时间才能降为 0,而电池端电压会随着极化电阻电压降低而缓慢升高。

第 5 阶段,电池充电,电流倍率从 0 逐渐增加。端电压开始上升,至本阶段末端时达到最大电压。RCT 不断减小,表示剩余充电时间减小,并且随着充电电流的减小,RCT 的斜率也不断减小。

第 6 阶段,电池恒压充电,电流减小至 0.01C,由于电流迅速减小,SOC 上升斜率也迅速减小,最后达到 100%,RCT 最终降为 0。

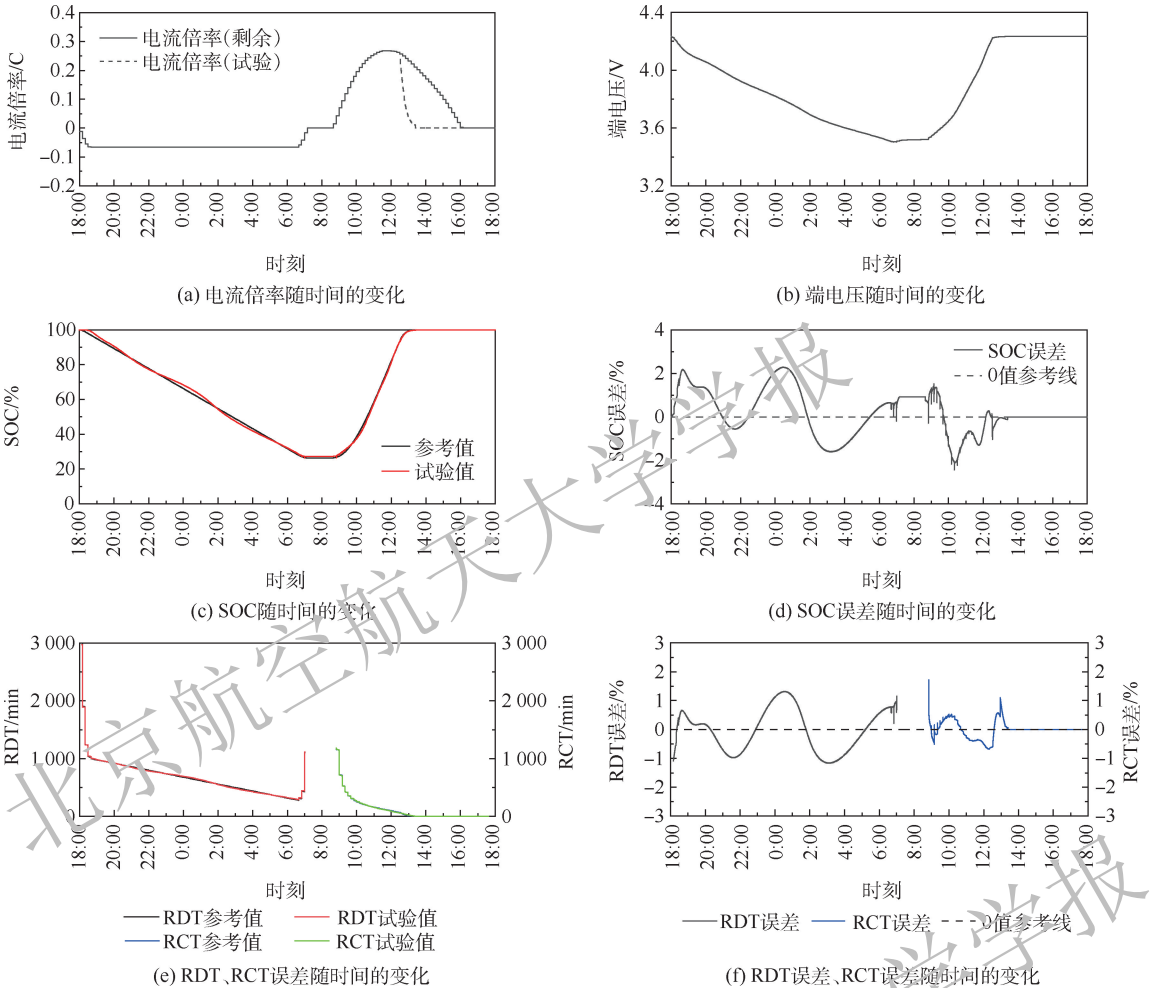


图 15 模拟飞行试验结果(方案 A)

Fig. 15 Simulated flight test results (Plan A)

表 9 储能电池工作阶段划分(方案 A)

Table 9 Work stage division of energy storage battery (Plan A)

阶段	时刻	电流倍率/C
1	18:00 ~ 18:40	0 ~ -0.066
2	18:40 ~ 06:40	-0.066
3	06:40 ~ 07:20	-0.066 ~ 0
4	07:20 ~ 08:40	0
5	08:40 ~ 11:32	0 ~ 0.268
6	12:32 ~ 13:24	0.268 ~ 0
7	13:24 ~ 18:00	0

第 7 阶段, 电池处于满电状态, 静置至下一个循环开始。

一个完整的循环过程中, SOC 误差小于 3%, RDT 误差小于 1.5%, RCT 误差在充电初始时刻略大, 但很快降低并维持在 1.5% 以内。充电初始时刻距离充满电还有很长时间, 短时间出现稍大一点的误差对整个循环过程的估算精度没有明显影响, 对制定飞行策略也没有明显影响。在 1~3 放电阶段, SOC 计算误差在 3% 以内波动; 在

5~6 充电阶段, SOC 误差在波动中逐渐减小; 在充满电后, 校准 SOC, 误差为 0。

方案 B 的结果如表 10 和图 16 所示, 各阶段的参数变化规律与方案 A 大同小异, 本文不再赘述。方案 B 的 SOC 误差小于 3%, RDT 误差小于 1.5%, RCT 误差在充电初始时刻为 2.5%, 但迅速降低并维持在 1.5% 以内。2 个方案的仿真和试验结果均表明该储能电池模型具有很好的计算精度, 满足平流层飞艇实际应用需求。

表 10 储能电池工作阶段划分(方案 B)

Table 10 Work stage division of energy storage battery (Plan B)

阶段	时刻	电流倍率/C
1	18:00 ~ 18:40	0 ~ -0.072
2	18:40 ~ 06:40	-0.072
3	06:40 ~ 07:20	-0.072 ~ 0
4	07:20 ~ 08:10	0
5	08:10 ~ 11:52	0 ~ 0.339
6	11:52 ~ 12:55	0.339 ~ 0
7	12:55 ~ 18:00	0

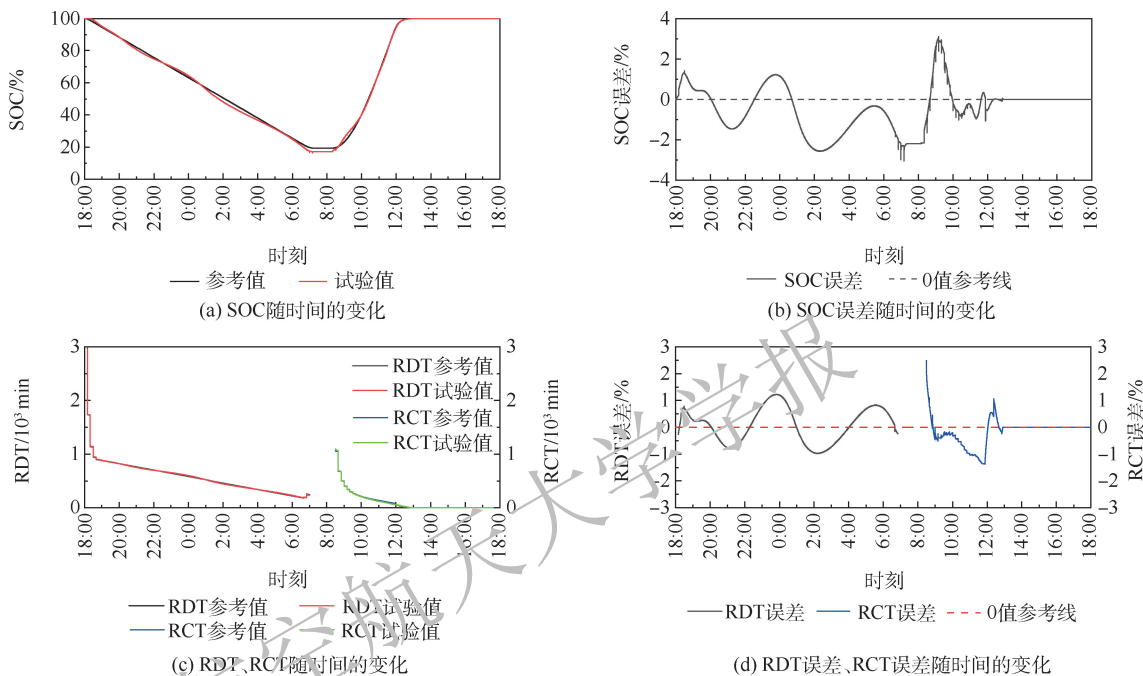


图 16 模拟飞行试验结果(方案 B)

Fig. 16 Simulated flight test results (Plan B)

4 结 论

本文根据电池充放电试验数据,采用多项式拟合的方法建立了储能电池模型,并进行了模拟飞行试验分析,结果表明:

- 1) 能源系统模型可对平流层飞艇的能量输入和消耗进行仿真分析,并能输出储能电池的功率曲线,可为模拟飞行试验提供依据。
- 2) 本文所构建储能电池模型可同时对 SOC、RDT、RCT 进行在线计算,为制定飞行策略和优化能源利用提供量化支撑。
- 3) 本文所构建储能电池模型的 SOC 计算误差小于 3%, RDT 计算误差小于 1.5%, RCT 计算误差除充电初始时刻略大,稳定后维持在 1.5% 以内。
- 4) 本文所构建储能电池模型对历史数据和初始值不具有依赖性,任意设定初始值,该模型经过一步计算即可收敛至参考值。

参考文献 (References)

[1] 张泰华,姜鲁华,周江华. 放飞过程中平流层飞艇运动与受力分析[J]. 北京航空航天大学学报,2018,44(4):691-699.
ZHANG T H,JIANG L H,ZHOU J H. Kinematic and mechanical analysis on launch process of stratospheric airship[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2018,44(4):691-699 (in Chinese).

[2] ABBE G,SMITH H. Technological development trends in solar-powered aircraft systems[J]. Renewable and Sustainable Ener-

gy Reviews,2016,60:770-783.

[3] OETTERSHAGEN P,MELZER A,MANTEL T, et al. Design of small hand-launched solar-powered UAVs: From concept study to a multi-day world endurance record flight [J]. Journal of Field Robotics,2017,34(7):1352-1377.

[4] 张健,张德虎. 高空长航时太阳能无人机总体设计要点分析 [J]. 航空学报,2016,37(S1):1-7.
ZHANG J,ZHANG D H. Essentials of configuration design of HALE solar powered UAVs [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2016,37(S1):1-7 (in Chinese).

[5] 梁高铭. 平流层飞艇能源管理系统建模与验证 [D]. 北京:北京航空航天大学,2012:67-80.
LIANG G M. Modeling and verification of the energy management system for stratospheric airship [D]. Beijing, Beihang University,2012:67-80 (in Chinese).

[6] SHAN C, LV M, SUN K W, et al. Analysis of energy system configuration and energy balance for stratospheric airship based on position energy storage strategy [J]. Aerospace Science and Technology,2020,101:105844.

[7] ZHANG L C, LI J, WU Y F, et al. Analysis of attitude planning and energy balance of stratospheric airship [J]. Energy,2019,183:1089-1103.

[8] DAI H F, WEI X Z, SUN Z C, et al. Online cell SOC estimation of Li-ion battery packs using a dual time-scale Kalman filtering for EV applications [J]. Applied Energy,2012,95:227-237.

[9] OUYANG M G, LIU G M, LU L G, et al. Enhancing the estimation accuracy in low state-of-charge area: A novel onboard battery model through surface state of charge determination [J]. Journal of Power Sources,2014,270:221-237.

[10] ZHANG Y, SHANG Y L, CUI N X, et al. Parameters identification and sensitive characteristics analysis for lithium-ion batteries of electric vehicles [J]. Energies,2017,11(1):19.

- [11] YU J S, YANG J, TANG D Y, et al. Early prediction of remaining discharge time for lithium-ion batteries considering parameter correlation between discharge stages [J]. *Eksploracja i Niezawodnosc-Maintenance and Reliability*, 2018, 21 (1): 81-89.
- [12] YU J S, LIANG S, TANG D Y, et al. Remaining discharge time prognostics of lithium-ion batteries using dirichlet process mixture model and particle filtering method [J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2017, 66 (9): 2317-2328.
- [13] DONG G Z, WEI J W, CHEN Z H, et al. Remaining dischargeable time prediction for lithium-ion batteries using unscented Kalman filter [J]. *Journal of Power Sources*, 2017, 364: 316-327.
- [14] 程树英, 林鹏程, 林培杰. 一种新型锂电池充电剩余时间预测方法 [J]. *电源技术*, 2019, 43 (1): 99-102.
CHENG S Y, LIN P C, LIN P J. New method of predict remaining charging time for lithium-ion batteries [J]. *Chinese Journal of Power Sources*, 2019, 43 (1): 99-102 (in Chinese).
- [15] MUELLER J, ZHAO Y Y, GARRARD W. Sensitivity and solar power analysis of optimal trajectories for autonomous airships [C] // *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*. Reston: AIAA, 2009.
- [16] FARLEY R. BalloonAscent; 3-D simulation tool for the ascent and float of high-altitude balloons [C] // *AIAA 5th ATIO and 16th Lighter-than-Air Sys Tech and Balloon Systems Conferences*. Reston: AIAA, 2005.
- [17] WU J F, WANG H L, HUANG Y, et al. Solar-powered aircraft endurance map [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2019, 42 (3): 687-694.
- [18] 徐颖, 沈英. 基于改进卡尔曼滤波的电池 SOC 估算 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2014, 40 (6): 855-860.
XU Y, SHEN Y. Improved battery state-of-charge estimation based on Kalman filter [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2014, 40 (6): 855-860 (in Chinese).
- [19] LV M, LI J, DU H F, et al. Solar array layout optimization for stratospheric airships using numerical method [J]. *Energy Conversion and Management*, 2017, 135: 160-169.

Modeling and analysis of stratospheric airship's energy storage battery considering rate

LIU Songsong^{1,2}, SUN Kangwen^{2,3,*}

(1. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;

2. Yunnan Innovation Institute, Beihang University, Kunming 650233, China;

3. Institute of Unmanned System, Beihang University, Beijing 100083, China)

Abstract: Accurately grasping the actual power of energy storage battery is one of the key factors for the stratospheric airship to realize long-time flight. First, a simulation model of a stratospheric airship energy system was established to analyze the energy input and consumption dynamically. Then, charging and discharging tests of energy storage batteries with different electric current ratios were carried out. The polynomial fitting method was adopted to establish an analysis model of state of charge (SOC), remaining discharging time (RDT) and remaining charging time (RCT) in the process of charging and discharging of energy storage batteries. Finally, the flight simulation was carried out by combining the energy input and consumption models of the energy system and the battery model to obtain the variation data of each part. And the quantitative comparison and analysis with the existing experimental data were conducted. The results show that the calculated errors of the established energy storage battery model in SOC, RDT and RCT are less than 3%, 1.5% and 1.5% respectively, which can accurately reflect the changes of SOC, RDT and RCT during the battery working process, and can provide quantitative support for the formulation of optimal flight strategies for the stratospheric airship platform.

Keywords: stratospheric airship; energy storage battery model; state of charge (SOC); remaining discharging time (RDT); remaining charging time (RCT)

Received: 2020-09-14; Accepted: 2020-12-06; Published online: 2020-12-24 12:01

URL: kns.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20201224.1020.002.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (51775021); the Fundamental Research Funds for the Central Universities (YWF-18-BH-Y-165)

* Corresponding author. E-mail: sunkw100@buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》征稿简则

《北京航空航天大学学报》是北京航空航天大学主办的以航空航天科学技术为特色的综合性自然科学学术期刊(月刊)。本刊以反映航空航天领域研究成果与动态、促进学术交流、培养科技人才和推动科技成果向社会生产力转化为办刊宗旨。本刊为中国自然科学核心期刊,并被 Ei Compendex 等国内外权威文献检索系统收录。本刊向国内外公开发行人,为进一步提高办刊质量和所刊出文章的学术水平,特制定本简则。

1 论文作者及内容

1.1 本刊面向海内外所有学者。

1.2 主要刊载与航空航天科学技术有关的材料科学及工程、飞行器设计与制造、宇航科学与工程、信息与电子技术、控制技术和自动化工程、流体力学和动力工程、计算机科学及应用技术、可靠性工程与失效分析等领域的研究文章。航空航天科学技术民用方面以及具有航空航天工程背景的应用数学、应用物理、应用力学和工程管理等方面的文章也在本刊优先考虑之列。

2 来稿要求

2.1 论文应具有创新性、科学性、学术性和可读性。

2.2 论文为原创作品,尚未公开发表过,并且不涉及泄密问题。若发生侵权或泄密问题,一切责任由作者承担。

2.3 主题明确,数据可靠,图表清晰,逻辑严谨,文字精练,标点符号正确。

2.4 文稿撰写顺序:中文题名(一般不超过 20 个汉字),作者中文姓名、单位、所在城市、邮政编码,中文摘要(包括目的、方法、结果及结论),中文关键词(5~8 个),中图分类号,英文题名,作者英文姓名、单位、所在城市、邮政编码、国别,英文摘要,英文关键词,引言,正文,参考文献。首页下角注明基金项目名称及编号,作者信息。

2.5 作者请登录本刊网页进行在线投稿。

3 稿件的审核、录用与版权

3.1 来稿须经专家两审和主编、编委讨论后决定刊用与否。

3.2 若来稿经审查后认定不宜在本刊发表,将及时告知作者。如果在投稿满 3 个月后仍未收到本刊任何通知,作者有权改投它刊。在此之前,请勿一稿多投,否则一切后果自负。

3.3 来稿一经刊登,即赠送单行本。

3.4 来稿一经作者签字并在本刊刊出,即表明所有作者都已经认可其版权转至本刊编辑部。本刊在与国内外文献数据库或检索系统进行交流及合作时,不再征询作者意见。

邮寄地址:100191 北京市海淀区学院路 37 号 北京航空航天大学学报编辑部

办公地点:北京航空航天大学办公楼 405,407,409 房间

电 话:(010)82315594,82338922,82314839,82315426

E-mail: jbuaa@buaa.edu.cn

http://bhxb.buaa.edu.cn

http://www.buaa.edu.cn

《北京航空航天大学学报》
第五届编辑委员会

主任(主编): 赵沁平

(以下按姓氏笔画为序)

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48卷第1期 2022年1月

JOURNAL OF BEIJING UNIVERSITY OF
AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS
(JBUA)

(Monthly, Started in 1956)

Vol.48 No.1 January 2022

主管单位 中华人民共和国工业和信息化部
主办单位 北京航空航天大学
主编 赵沁平
编辑出版 《北京航空航天大学学报》编辑部
邮编 100083
地址 北京市海淀区学院路37号
印刷 北京科信印刷有限公司
发行 《北京航空航天大学学报》编辑部
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 100083, P. R. China)
Chief Editor ZHAO Qinqing
Edited and Published by Editorial Board of JBUA
Printed by Beijing Kexin Printing Co., Ltd.
Distributed by Editorial Board of JBUA
Telephone (010) 82315594 82338922
82314839
E-mail jbuaa@buaa.edu.cn
http://bhxb.buaa.edu.cn

中国标准连续出版物号: $\frac{\text{ISSN } 1001-5965}{\text{CN } 11-2625/V}$

国内定价: 50.00元/期

