

文章编号:1674-8190(2020)04-603-06

航空活塞发动机机体疲劳优化设计方法

邹湘伏^{1,3}, 邓宇^{1,3}, 潘钟键^{2,3}

(1. 湖南山河科技股份有限公司 航空研究院, 株洲 412000)

(2. 长沙学院 机电工程学院, 长沙 410022)

(3. 山河智能装备股份有限公司 国家企业技术中心, 长沙 410100)

摘要: 机体可靠性差是航空活塞发动机适航取证过程中的技术难题。以某型发动机下机体为研究对象, 通过模型仿真得到机体的瞬态载荷曲线并进行拟合, 按实际安装对其进行约束, 采用 Goodman 方法进行高周疲劳分析, 计算机体疲劳安全系数; 提出一种分离式主轴盖的设计方法, 优化下机体结构, 在相同载荷的条件进行对比分析; 采用威布尔数学模型对机体可靠性指标进行计算验证, 并对优化后的机体进行耐久测试。结果表明: 下机体疲劳安全系数、整机寿命、可靠性大幅提升, 该设计方法对提高类似结构可靠性有一定的借鉴意义。

关键词: 机体; 瞬态载荷; 高周疲劳; 分离式主轴盖; 疲劳安全系数

中图分类号: V231.95

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.04.020

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Fatigue Optimization Design Method for Block of Aero Piston Engine

ZOU Xiangfu^{1,3}, DENG Yu^{1,3}, PAN Zhongjian^{2,3}

(1. Department of Aeronautical Research, Hunan Sunward Science and Technologies Co., Ltd., Zhuzhou 412000, China)

(2. School of Mechanical and Electrical Engineering, Changsha University, Changsha 410022, China)

(3. National Certified Enterprise's Technical Center, Sunward Intelligent Equipment Co., Ltd., Changsha 410100, China)

Abstract: Poor reliability of engine block is a technical problem in airworthiness certification of aviation piston engine. Taking the engine block of a certain type of engine as the research object, the transient load curve of the engine block is obtained and fitted through the model simulation, and it is restrained according to the actual installation. The Goodman method is used to analyze the high cycle fatigue of the engine block, the fatigue safety factor of block is obtained. A design method of separated main bearing cap is put forward to optimize the structure of the lower engine block, and the comparative analysis is carried out under the same load conditions. The Weibull mathematical model is used to verify the block reliability indexes, and the optimized block is performed with durability test. The results show that the fatigue safety factor, engine life and reliability of the lower block are improved, and the design method is of a certain reference value to improve the reliability of similar structures.

Key words: block; transient load; high cycle fatigue; separated main bearing cap; fatigue safety factor

收稿日期:2020-03-24; 修回日期:2020-04-28

基金项目:湖南省科技计划——长株潭国家自主创新示范区专项(2018XK2204); 湖南省教育厅项目(18C0776)

通信作者:潘钟键, pzjshm@126.com

引用格式:邹湘伏, 邓宇, 潘钟键. 航空活塞发动机机体疲劳优化设计方法[J]. 航空工程进展, 2020, 11(4): 603-608.

ZOU Xiangfu, DENG Yu, PAN Zhongjian. Fatigue optimization design method for block of aero piston engine[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(4): 603-608. (in Chinese)

0 引言

随着通用航空的快速发展,目前世界范围内至少有 3×10^{10} 架通用飞机,航空汽油活塞发动机是通用航空飞机的主要动力单元^[1]。出于对环境污染的关注以及对燃油安全性的考虑,稳定性好、易获取、经济性好的航空煤油逐渐走进通用航空领域,且易于在军事上让装备达成燃油统一^[2-3]。因此采用航空活塞发动机的无人机、教练机、特殊行业用途的飞机希望使用航空煤油活塞发动机^[4]。但是高功重比的航空煤油活塞发动机的研发,其机体可靠性成为研发的技术瓶颈^[5-6]。目前世界范围内仅有几款航空煤油发动机获得了 FAA 或者 EASA 的型号认证,如 CD135、AE300、SR305 等^[7],这些机型主要来源于车用发动机的改装,功重比优势不明显^[8]。而全新设计的高功重比航空煤油发动机受缸内爆发压力的影响,机体耐久性成为技术难题,难以达到适航法规的要求,国际上能提供的参考资料有限^[9-12],大部分研究主要来源于车用发动机^[13-14]。李欣等^[15]根据动态载荷推导出时间-应力历程,应用临界面法预测了机体上若干位置的疲劳寿命,找出了疲劳位置;Fan K L 等^[16]从材料属性角度对铸铁机体进行疲劳研究,在不同的应变幅值下研究裂纹的扩展机制;S. H. Kang 等^[17]研究铝合金机体在压铸过程中热膨胀和冷却引起的热应力疲劳。通过机体结构设计出发来提升发动机机体的可靠性报道较少。

本文分析某型航空煤油发动机下机体的边界条件及下机体疲劳开裂原因,从结构设计出发,提出一种分离式主轴承盖的设计方案,开发一种新的机体,将下机体承受的交变载荷转移到其他刚度好的结构上,并对其进行试验验证。

1 初始边界条件的确定

在计算分析前,必须要明确发动机的结构布局。该发动机为 V 型 4 缸发动机,下机体中各轴承的序号如图 1 所示,其中 1 号和 2 号缸共用一个曲柄,3 号和 4 号缸共用一个曲柄。

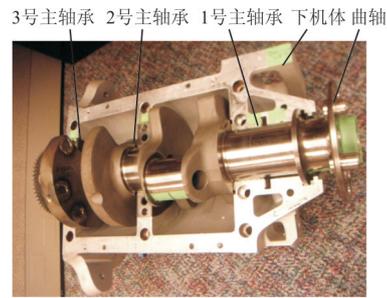


图 1 下机体主轴承编号

Fig. 1 Main bearing number of lower block

根据厂家提供的缸径、配气相位、排气正时等重要性能参数和发动机具体的布局等信息,使用商业软件 GT-POWER 建立发动机仿真模型,将实验台上获取的发动机性能参数与仿真平台获取的参数进行对比,结果表明实测扭矩值和仿真扭矩值的最大误差为 3.5%,可以确认仿真模型具有一定的正确性。因此,后续下机体进行疲劳分析需要的载荷曲线,使用该模型进行仿真获取。

对下机体进行网格划分,下机体长宽高为 $452.8 \text{ mm} \times 362.3 \text{ mm} \times 230.8 \text{ mm}$,将三维模型导入 Workbench 中,采用二阶四面体单元进行网格划分,对细小结构进行单独处理,如倒角圆孔。单元尺寸 3 mm,网格划分后节点数 284 637,元素个数 162 197。网格划分后的下机体如图 2 所示。

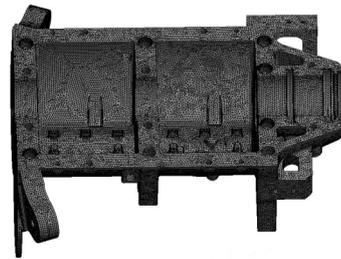


图 2 网格划分

Fig. 2 Block meshing

建立发动机 GT-POWER 仿真模型,输入发动机相关性能参数,将实验测得的不同转速下发动机扭矩曲线和仿真数据进行对比,误差在 5% 以内,验证结果表明该仿真模型具有一定的准确性。在仿真模型的基础上,得出作用在 1、2、3 号轴承上的受力曲线,如图 3~图 5 所示。

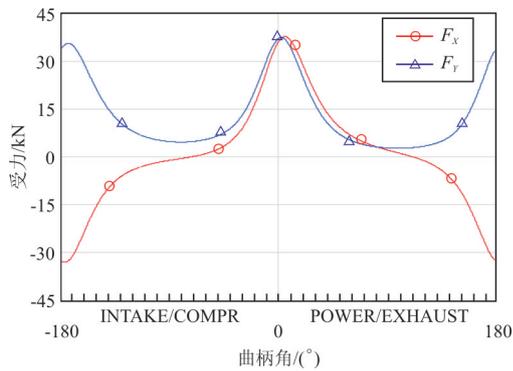


图 3 1号主轴承受力曲线

Fig. 3 Force curve of No. 1 main bearing

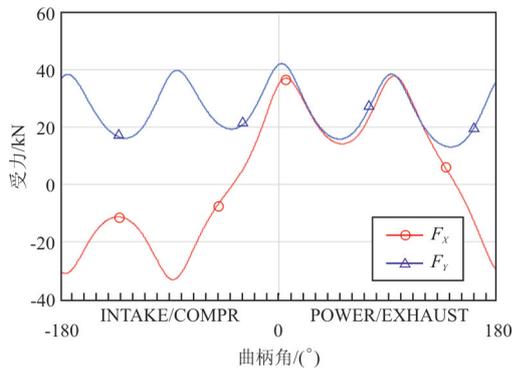


图 4 2号主轴承受力曲线

Fig. 4 Force curve of No. 2 main bearing

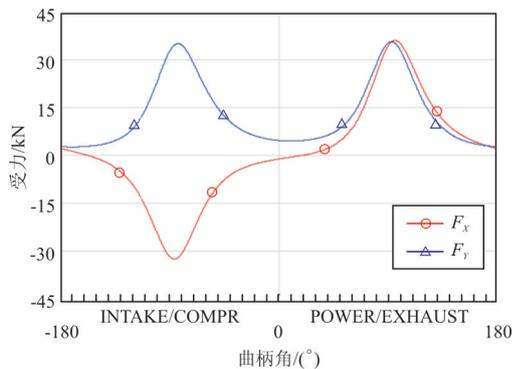


图 5 3号主轴承受力曲线

Fig. 5 Force curve of No. 3 main bearing

从图 3~图 5 可以看出:作用在下机体上的是交变载荷,其中 2 号轴承受 2 号和 3 号气缸的作用,交变次数要高于 1 号和 3 号轴承;1 号轴承在 X 方向承受的力最大值为 37 592 N,最小力 -32 698 N,Y 方向承受的力最大值为 37 249 N;2 号轴承在 X 方向承受的力最大值为 37 646 N,最小力 -33 241 N,Y 方向承受的力最大值为

41 994 N;3 号轴承在 X 方向承受的力最大值为 35 852 N,最小力 -32 434 N,Y 方向承受的力最大值为 34 928 N。

2 高周疲劳分析

下机体的疲劳属于高周疲劳,机体没有在短时间内没有发生疲劳裂纹,而是在低于屈服强度的循环应力作用下,经历 100 000 以上的循环次数后而产生裂纹。通常采用 S-N 曲线方法表示交变应力、失效周期以及应力幅值之间的关系,疲劳破坏次数 N 与交变应力之间的关系如式(1)所示。

$$N = N_0 \left(\frac{S}{S_0} \right)^b \quad (1)$$

式中: S 为交变应力; S_0 为机体的疲劳极限; b 为疲劳强度指数; N_0 为工程中无限寿命的设定值^[18]。

计算高周疲劳过程中,充分考虑平均应力对下机体疲劳寿命的影响,最常见的平均应力修正方法是采用 Goodman 模型、Gerber 模型,如式(2)所示^[18]。

$$\begin{cases} \delta_a = \delta_{fs} \left(1 - \frac{\delta_m}{\delta_{TS}} \right) \\ \delta_a = \delta_{fs} \left[1 - \left(\frac{\delta_m}{\delta_{TS}} \right)^2 \right] \end{cases} \quad (2)$$

式中: δ_a 为交变应力幅值,MPa; δ_{fs} 为平均应力 δ_m 为 0 时的最大交变应力,MPa; δ_m 为平均应力,MPa; δ_{TS} 为材料的抗拉强度,MPa。

采用 Workbench 软件中的 Transient Structure 模块进行分析,根据发动机安装位置对其约束。常见瞬态分析方法是挑选典型工况下的力和时间参数进行施加,但不能精确反应整个时间历程的变化情况。为了提高计算准确性,在对下机体进行瞬态分析时,以主轴承受力曲线作为输入。由于主轴承力变化的不规律性,用 Matlab 拟合的函数曲线与原始曲线有较大的误差,因此每 10° 取一个数据进行添加,确保数据准确性。

根据发动机的工作状况和设定的寿命,在 Fatigue Tool 模块中输入循环次数为 2.3×10^7 。由于 Goodman 模型比 Gerber 模型更加保守,适用于对航空结构件疲劳寿命要求更加苛刻的计算分析,因此在仿真计算过程中采用 Goodman 修正模型,计算下机体在额定载荷谱下的疲劳情况,具体如图 6 所示。

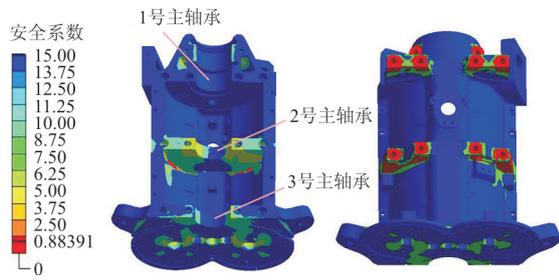


图 6 下机体的疲劳安全系数

Fig. 6 Fatigue safety factor of lower block

从图 6 可以看出:2 号轴承盖位置下方两侧均出现红色区域,疲劳安全系数小于 1,属于易出现高周疲劳区域,仿真分析结论与前期试验结论相同;1 号和 3 号轴承下方疲劳安全系数较高,从分析数据判断出下机体未出现疲劳。

下机体背面螺栓连接处均出现红色,表明该位置疲劳安全系数较低,但该位置主要受压应力作用,无交变应力作用,因此不会产生高周疲劳。故而在分析时不予考虑其疲劳特性,因此 2 号轴承下方区域是仿真和实验关注的重点区域。

3 优化设计方案的提出和分析

为了解决下机体 2 号轴承下方易出现高周疲劳这一技术问题,根据创新设计方法,提出一种设计方案,阻隔下机体承受的交变载荷,对下机体原型受力进行简单分析,了解应力的传播过程。发动机在工作过程中,缸内混合气燃烧后产生的爆发力经过活塞连杆机构传递到轴承盖的表面,由于采用的是嵌入式轴承盖安装方法,该作用力最终直接传递到下机体上,如图 7 所示。

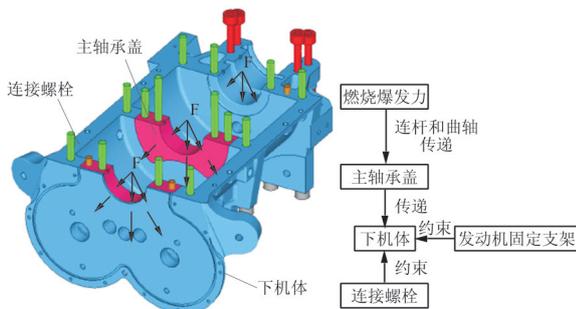


图 7 燃烧爆发力传递示意图

Fig. 7 Schematic diagram of combustion explosive force transmission

爆发力传递到下机体后,经发动机固定支架和连接螺栓,最终传递到防火墙上和上机体。下机体在发动机工作循环过程中,受到缸内爆发压力和压缩行程的交变作用,由于交变载荷的长期作用,产生高周疲劳,可靠性变差,产生裂纹。

将分离式轴承盖替换现有的嵌入式轴承盖,重新设计发动机下机体,新的设计方案如图 8 所示,通过分离式轴承盖,将易发生疲劳区域隔离开来,如 2 号和 3 号轴承的下方。从图 8 可以看出:轴承盖的连接螺栓没有穿过下机体,而是与上机体进行连接,发动机在工作过程中产生的交变载荷,传递到轴承盖后通过螺栓转移到刚度好的上机体,极大地减少交变应力带给下机体的冲击。上机体的结构刚度好,能承受发动机工作过程中产生的交变应力而不产生疲劳。

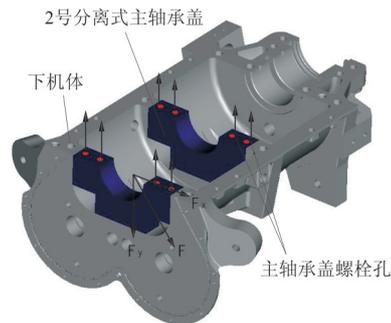


图 8 优化后的设计方案

Fig. 8 Optimized design scheme

采用相同的载荷曲线、固定约束条件以及分析方法,对优化后的下机体进行高周疲劳分析,其疲劳安全系数如图 9 所示。

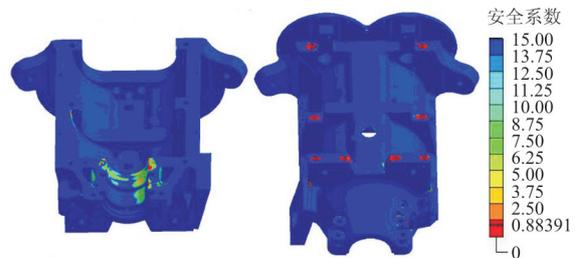


图 9 优化后下机体的高周疲劳分析

Fig. 9 High cycle fatigue analysis of the optimized lower engine block

从图 9 可以看出:2 号轴承下方的疲劳区域发生了改善,没有出现疲劳安全系数过低的情况,

该区域疲劳安全系数均大于8,和原方案相比,高周疲劳作用下的安全系数提升了10倍;下机体背面螺栓连接位置仍然出现疲劳安全系数较低的现象,但仍属于压应力造成,不会造成高周疲劳。

威布尔数学模型适用于各种寿命数据的拟合,产品可靠性指标的计算。两参数威布尔模型只考虑尺寸参数和形状参数,计算精度存在误差,本文选用三参数威布尔模型对上述分析进行评估,如式(3)所示。

$$F(t) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{t-\gamma}{\eta}\right)^\beta\right] \quad (3)$$

式中: $F(t)$ 为失效概率; t 为循环次数,万次; γ 为位置参数; β 为形状参数; η 为尺寸参数; η 和 β 均大于0, $\gamma \geq 0$ 。

威布尔可靠度函数如式4所示。

$$R(t) = \exp\left[-\left(\frac{t-\gamma}{\eta}\right)^\beta\right] \quad (4)$$

本次试验中,试件数量少,不能进行大规模试件测试,且试件开始试验后,任何时间均可能发生失效,因此取 $\gamma=0$ 。

对式(4)两边取倒数再取对数,并将 $R(t)=1-F(t)$ 代入后如式(5)所示^[19]。

$$\ln\left[\ln\frac{1}{1-F(t)}\right] = \beta \ln t - \beta \ln \eta \quad (5)$$

使用 Median Rank 法估算威布尔累计失效率,两次试验试件中,第一次经受1000万次循环后失效,第二次通过疲劳分析,2300万次循环后仍未失效。计算两次 $F(t)$ 分别为0.292,0.708,将数据代入公式(5)得到 $\beta=3.243$, $\eta=46.72$ 。

将上述数据代入到式(3)中,计算得到结果 $t=2405$ 万次,失效概率0.02,可靠度0.98。表明发动机工作循环2405万次,试件累计失效率为2%,可靠度98%,与仿真数据基本吻合。

4 试验验证

将新的下机体搭载在带桨试验台上进行验证,如图10所示。根据14CFR33部适航法规对航空活塞发动机取证的要求,进行150h的耐久测试,测试结束后拆解发动机,检查发动机下机体是否出现裂纹。



图10 地面台架测试

Fig. 10 Bench test

采用科学的检测方法检测后表明,新的发动机下机体的表面及内部均没有出现裂纹损伤,大幅提升了发动机的可靠性,满足适航法规的耐久测试需求。

5 结论

(1) 在相同载荷的条件下,新机体原疲劳破裂区域的可靠性得到大幅提升,改进后的下机体能够满足耐久测试需求。

(2) 分离式主轴承盖能够有效地将发动机运行过程中产生的交变应力传递到上机体,下机体的可靠性提高,整机的寿命提升。

参考文献

- [1] CARR E, LEE M, MARIN K, et al. Development and evaluation of an air quality modeling approach to assess near-field impacts of lead emissions from piston-engine aircraft operating on leaded aviation gasoline[J]. Atmospheric Environment, 2011, 45(32): 5795-5804.
- [2] 冯光烁, 周明. 重油航空活塞发动机技术路线分析[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2016, 56(10): 1114-1121. FENG Guangshuo, ZHOU Ming. Assessment of heavy fuel aircraft piston engine types[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2016, 56(10): 1114-1121. (in Chinese)
- [3] 郭凌崧, 王昊, 黄克菲. 航空重油在航空活塞式发动机的应用[J]. 小型内燃机与车辆技术, 2018, 47(1): 84-89. GUO Lingsong, WANG Hao, HUANG Kefei. Application of aviation heavy oil in aviation piston engine[J]. Small Internal Combustion Engine and Vehicle Technique, 2018, 47(1): 84-89. (in Chinese)
- [4] PAN Zhongjian, HE Qinghua. High cycle fatigue analysis for oil pan of piston aviation kerosene engine[J]. Engineering Failure Analysis, 2015, 49: 104-112.
- [5] PAN Zhongjian, HE Qinghua, ZHANG Xiangjian, et al. Numerical simulation of 2-stroke diesel engine for light air-

- craft[J]. IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2015, 30(3): 4-10.
- [6] 赵乐文, 张哲, 甘斌林. 点燃式航空重油活塞发动机关键技术概述[C]//中国航天第三专业信息网第三十九届技术交流会. 洛阳: 航天三网, 2018: 332-340.
ZHAO Lewen, ZHANG Zhe, GAN Binlin. Summary of key technologies of ignition heavy oil piston engine[C]//The 39th Technique Conference of China Aerospace the 3rd Profession Information Network. Luoyang: APTIS, 2018: 332-340. (in Chinese)
- [7] 潘钟键, 何清华, 杨晶. 活塞航空重油发动机发展现状[J]. 科技导报, 2013, 31(34): 65-68.
PAN Zhongjian, HE Qinghua, YANG Jing. Development status of piston aviation heavy oil engine[J]. Science & Technology Review, 2013, 31(34): 65-68. (in Chinese)
- [8] ALBERTO R C, MATTARELLI E, GOLOVITCHEV V. CFD analyses on 2-stroke high speed diesel engines[J]. SAE International Journal of Engines, 2011, 4(2): 2240.
- [9] MATTARELLI E, PALTRINIERI F, PERINI F, et al. 2-stroke diesel engine for light aircraft: IDI vs. DI combustion systems[R]. US: SAE Technical, 2010.
- [10] MATTARELLI E, RINALDINI C A, CANTORE G, et al. 2-stroke externally scavenged engines for range extender applications[R]. US: SAE Technical, 2012.
- [11] HOOPER P R, AL-SHEMMERI T, GOODWIN M J. An experimental and analytical investigation of a multi-fuel stepped piston engine[J]. Applied Thermal Engineering, 2012, 48: 32-40.
- [12] CARLUCCI A P, FICARELLA A, LAFORGIA D, et al. Supercharging system behavior for high altitude operation of an aircraft 2-stroke diesel engine[J]. Energy Conversion and Management, 2015, 101: 470-480.
- [13] 陈晓平, 李京鲁, 季炳伟, 等. 基于临界平面法的发动机机体疲劳寿命预测研究[J]. 内燃机工程, 2015, 36(5): 122-127.
CHEN Xiaoping, LI Jinglu, JI Bingwei, et al. Engine body fatigue life prediction based on critical plane method[J]. Chinese Internal Combustion Engine Engineering, 2015, 36(5): 122-127. (in Chinese)
- [14] 兰银在, 王根全, 李鹏, 等. 载荷形式对 V 型柴油机机体疲劳寿命的影响[J]. 车用发动机, 2017(5): 39-43.
LAN Yinzai, WANG Genquan, LI Peng, et al. Effects of load form on cylinder block fatigue life of V-typed diesel engine[J]. Vehicle Engine, 2017(5): 39-43. (in Chinese)
- [15] 李欣, 左正兴, 覃文洁, 等. 某 V 型柴油机机体瞬态动力学分析与疲劳寿命预测[J]. 内燃机工程, 2014, 35(3): 100-105.
LI Xin, ZUO Zhengxing, QIN Wenjie, et al. Transient dynamics analysis and fatigue life prediction of V type diesel engine block[J]. Chinese Internal Combustion Engine Engineering, 2014, 35(3): 100-105. (in Chinese)
- [16] FAN K L, HE G Q, SHE M, et al. Low cycle fatigue behavior of HT250 gray cast iron for engine cylinder blocks [J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2014, 23(8): 3018-3026.
- [17] KANG S H, HWANG W T, HAN J J, et al. Failure analysis of die casting pins for an aluminum engine block[J]. Engineering Failure Analysis, 2019, 104: 690-703.
- [18] 张俊红, 徐喆轩, 胡欢, 等. 热机耦合作用下发动机缸盖结构强度及疲劳研究[J]. 汽车技术, 2018(7): 36-42.
ZHANG Junhong, XU Zhexuan, HU Huan, et al. Structural strength and fatigue analysis of engine cylinder head under the thermo-mechanical coupling [J]. Automobile Technology, 2018(7): 36-42. (in Chinese)
- [19] 郑锐. 三参数威布尔分布参数估计及在可靠性分析中的应用[J]. 振动与冲击, 2015, 34(5): 78-81.
ZHENG Rui. Parameter estimation of three-parameter Weibull distribution and its application in reliability analysis [J]. Journal of Vibration and Shock, 2015, 34(5): 78-81. (in Chinese)

作者简介:

邹湘伏(1975—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:轻型航空器动力系统开发。

邓宇(1978—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:无人机控制系统设计。

潘钟键(1983—),男,博士,高级工程师。主要研究方向:航空活塞发动机性能模拟。

(编辑:丛艳娟)