

DOI:10.19344/j. cnki. issn1671-5276.2024.05.021

基于 NSGA-II 算法的机翼风洞模型静强度试验加载方案优化设计

池鸿刚, 宋洪侠, 张凯航, 杨睿

(大连理工大学 机械工程学院, 辽宁 大连 116024)

摘 要:针对机翼风洞模型的静强度试验,提出一种基于 NSGA-II 算法试验加载方案的优化设计方法,包括加载布局的设计和试验载荷的多目标优化设计。加载布局的设计中引入控制剖面的设置,并在此基础上建立试验载荷的多目标优化设计模型,以控制剖面内的剪力、弯矩和转矩误差为优化目标,以静力等效原则和误差最小要求为约束条件,并以 CHN-T1 标模为例,基于 NSGA-II 算法进行多目标优化模型的求解,算法采用可行性法则处理约束条件。最终求解出最优的试验加载方案并进行方案的有限元仿真验证。结果表明:试验方案与流固耦合下的理想试验的最大等效应力、应变值和变形位移的误差均小于 6%,经优化设计的加载方案较好地模拟了气动载荷。

关键词:机翼风洞模型;静强度试验;NSGA-II;多目标优化

中图分类号:V216.1⁺1 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2024)05-0102-06

Optimal Design of Loading Program for Static Strength Test of Wing Wind Tunnel Model Based on NSGA-II Algorithm

CHI Honggang, SONG Hongxia, ZHANG Kaihang, YANG Rui

(School of Mechanical Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China)

Abstract: This paper proposes an optimal design method of test loading program based on NSGA-II algorithm for the static strength test of wing wind tunnel model, which includes the design of loading layout and multi-objective optimization design of test load. The setting of the constrained sections is introduced in the design of the loading layout, and on whose basis, a multi-objective optimal design model for the test load is established, taking shear force, bending moment and torque errors within the constrained sections as the optimization objectives and the static equivalence principle and the minimum error requirement as the constraints. The multi-objective optimization model is solved based on the NSGA-II algorithm by taking the CHN-T1 standard model as an example, and with the algorithm using the feasibility law deals with the constraints to solve the optimal test load program finally and conduct the finite element simulation of the program for verification. The results show that the errors of the maximum equivalent stress, strain value and deformation of the test program and the ideal test under fluid-structure coupling are less than 6%, and the optimized loading program well simulates aerodynamic load.

Keywords: wing wind-tunnel model; static strength test; NSGA-II; multi-objective optimization

0 引言

机翼风洞模型在进行风洞试验之前,需要预先对模型的刚度与结构强度进行验证,以满足风洞试验的强度和刚度要求,避免在试验中发生模型破损而损伤风洞的情况^[1]。而对模型进行结构静强度试验,是检验其结构强度是否满足设计要求的重要验证方法。

机翼风洞模型的静强度试验,是通过某种执行机构对机翼模型施加多点离散载荷,模拟特定载荷工况下连续分布的气动载荷^[2]。而静强度试验主要难点在于试验加载方案的设计,主要包括

加载位置的设计和加载点试验载荷的设计。

国内外关于机翼静强度试验加载方案的研究多集中于全尺寸机翼模型,刘冰等^[3]研究了大展弦比机翼静强度试验加载载荷的处理技术,提出了基于载荷分区、载荷等效、载荷修正等方面的载荷处理方法,以大型客机的试验为对象,采用处理后试验载荷的试验数据与理论分析值较好地吻合。YANG 等^[4]针对四座电动飞机的复合材料机翼进行了适航静强度试验,加载方案的设计依据等效剪力和弯矩原则,确定了加载点的展向和弦向分布,重现了机翼根部的剪力和弯矩,试验中的测量数据与有限元预测结果较好地贴合。

基金项目:国家自然科学基金项目(51975085);中央高校基本科研业务费专项资金项目(DUT21GF405)

第一作者简介:池鸿刚(1998—),男,河南鹤壁人,硕士研究生,研究方向为飞机机翼风洞模型的试验设计,chihg059@163.com。

CHINVORARAT 等^[5]对两座水上飞机的复合材料机翼进行了静强度试验,基于 Schrenk 升力近似分布的假设,将气动载荷转化为 4 个集中力载荷,加载点作用在翼梁和翼肋连接处,试验结果与有限元预测较好地吻合。KEIDEL 和 MOLINARI 等^[6-7]对其所研究的机翼风洞模型进行了静强度上弯试验,采用相同的试验加载方案的设计方法进行了方案设计。首先将试验加载点的位置设置在翼肋上,并以重现根部的剪力和弯矩为目标进行试验载荷的计算,同时通过调整加载点在弦向上的位置来控制试验所引起的转矩。

上述研究文献中,关于机翼风洞模型的静强度试验加载方案设计只是简单重现根部剪力弯矩,忽略了整个展向方向上剪力、弯矩的分布特性,且试验中转矩误差较大,试验方案设计的准确性不高。可以看出,关于机翼风洞模型静强度试验加载方案设计方法的研究还存在着不足。因此,针对缩比的机翼风洞模型静强度试验加载方案进行优化设计的研究,对于改善机翼风洞模型静强度试验的准确性有着较为深远的意义。

1 机翼风洞模型静强度试验加载方案的设计要求

静强度试验是为了验证机翼模型在气动载荷作用下抵抗结构断裂的能力,而气动载荷是由连续分布在机翼表面的压强差产生的,这种载荷在试验时无法施加,需要将气动载荷等效解算为多点离散集中载荷进行加载,重现气动载荷作用下的结构静力响应,如图 1 所示。因此如何科学合理地设计试验加载方案,成为了强度试验的重点。试验加载方案的设计内容主要包括以下两部分:加载点的个数和位置,即加载布局;加载点的试验载荷大小的等效解算。

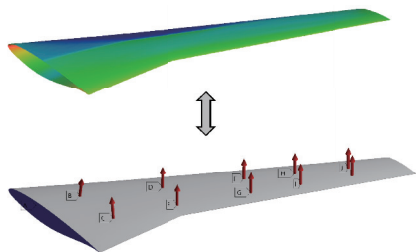


图 1 静强度试验气动载荷等效示意图

在进行加载方案设计时,为了确保试验的准确性和可靠性,避免因试验方案的设计误差过大导致试验模型破坏,方案设计应遵循以下要求:

1) 加载点位置的设计应考虑机翼模型的结构特征和强度,选择强度较大的位置,避免加载点的强度不足,机翼结构发生损坏;

2) 试验载荷大小的设计应遵循静力等效原则,即所设计的试验方案与气动载荷作用下的总载荷、总力矩相等。

2 试验方案加载布局设计

2.1 静强度试验加载方式

静强度试验通过执行器和加载机构将一个负载离散分解为多个负载施加至机翼模型上。本文针对拉压垫加载方式进行加载方案的设计,如图 2 所示。该加载方式采用由金属板和弹性体粘贴组成的拉压垫实现载荷传递,多个液压缸实现载荷施加。

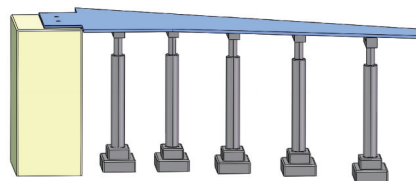


图 2 加载方式示意图

2.2 约束方案设计误差的控制剖面

在大多数机翼静强度试验方案设计中,往往只关注模型根部剪力、弯矩信息,而忽略了模型其他危险截面的剪力、弯矩的分布。如后掠翼机翼,其危险截面在后缘后掠角变化处,经过静力仿真分析也验证此处的应力值最大。因此,在设计静强度试验方案时,应严格限制危险截面上的内力误差。

借鉴疲劳试验的方案设计方法,在静强度试验加载方案设计中引入控制剖面,通过设置沿展向和弦向的控制剖面,作为载荷优化设计的限制条件,约束关键剖面内的剪力、弯矩和转矩的误差大小^[8]。

2.3 加载方案的加载点和控制剖面的设计

现以具有窄体机身超临界机翼特征的运输机标模 CHN-T1^[9]为例,对其进行试验方案的控制剖面 and 加载点位置的设计。机翼的外形和相关参数如图 3 和表 1 所示。

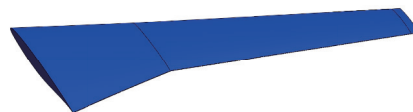


图 3 CHN-T1 机翼模型

表1 机翼模型基本参数

参数	数值
展弦比	6.17
展长/mm	1.27
翼根弦长/mm	508.18
翼尖弦长/mm	158.86

首先根据机翼模型的结构特征进行控制剖面的选择。控制剖面应选择模型的危险截面,同时也应较为均匀地分布在整个展向方向。根据该设计原则,选取了3个展向的弯矩、剪力控制剖面以及机翼1/4弦线作为转矩控制剖面,将转矩的设计约束考虑在内。

在确定控制剖面位置后,选择5个加载剖面、10个加载点,分布在控制剖面两侧,满足加载设备的空间位置要求;加载点的位置位于翼梁翼肋交接处,此处结构强度大,满足加载点的结构强度要求。加载点和控制剖面示意图如图4所示。

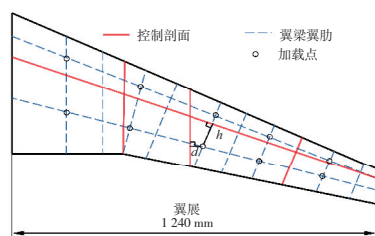


图4 加载点和控制剖面示意图

3 加载点试验载荷的多目标优化设计

3.1 静强度试验中机翼模型的力学分析

静强度试验时,机翼模型的力学模型可简化为根部固支受多个集中载荷的悬臂梁,在集中载荷的作用下会产生弯曲和扭转变形,模型各剖面承受剪力、弯矩和转矩。机翼模型控制剖面上受力分析如图5所示。

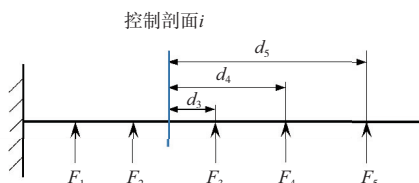


图5 机翼静强度试验受力分析模型

图中第*i*个剪力弯矩控制剖面处剪力大小为

$$Q_i = F_3 + F_4 + F_5 \quad (1)$$

弯矩大小为

$$M_i = F_3 \cdot d_3 + F_4 \cdot d_4 + F_5 \cdot d_5 \quad (2)$$

式中: Q_i 、 M_i 分别为第*i*个控制剖面上的剪力和弯矩; F_j 为第*j*个加载剖面上的加载力; d_j 为第*j*个加载剖面上加载点至第*i*个控制剖面上的距离。转矩控制剖面上的转矩信息也可根据加载点载荷大小和至剖面的距离计算。

3.2 试验载荷的多目标优化设计模型

1) 试验载荷优化设计的目标函数

在加载布局确定后,基于静力等效原则解算各加载点的载荷大小。以加载点的载荷大小为优化设计变量,以等效前后控制剖面上剪力、弯矩、转矩误差为优化目标,建立多目标优化模型。设置3个优化目标,即控制剖面上剪力误差之和、弯矩误差之和以及转矩误差大小,形式如下:

$$\begin{cases} f_1(x) = \sum_{i=1}^m (\Delta Q_i / Q_i)^2 \\ f_2(x) = \sum_{i=1}^m (\Delta M_i / M_i)^2 \\ f_3(x) = (\Delta T / T)^2 \end{cases} \quad (3)$$

式中: $f_1(x)$ 、 $f_2(x)$ 、 $f_3(x)$ 分别为剪力、弯矩和转矩误差目标函数; ΔQ_i 、 ΔM_i 、 ΔT 为控制剖面上的剪力、弯矩和转矩误差。

2) 试验载荷优化设计的约束条件

依据试验载荷设计的静力等效原则建立等式约束条件,即等效前后保持总载荷、总力矩大小不变。同时,限制控制剖面上的剪力、弯矩和转矩误差不大于误差界限,将其转化为不等式约束。将约束条件通过数学方式表达,如下所示。

等式约束条件:

$$\begin{cases} F = \sum_{i=1}^{10} x_i \\ M_x = \sum_{i=1}^{10} (x_i \cdot a_i) \\ M_y = \sum_{i=1}^{10} (x_i \cdot b_i) \end{cases} \quad (4)$$

式中: F 为法向总载荷; M_y 、 M_x 为关于展向和弦向弯矩; x_i 为第*i*个加载点载荷; b_i 、 a_i 分别为第*i*个加载点距参考点的展向、弦向坐标。

不等式约束条件:

$$\begin{cases} |\Delta Q_j / Q_j| \leq \varepsilon_Q^j \\ |\Delta M_j / M_j| \leq \varepsilon_M^j \\ |\Delta T / T| \leq \varepsilon_T \end{cases} \quad (5)$$

式中: ε_Q^j 、 ε_M^j 分别为第*j*个控制剖面处的剪力、弯矩误差界限; ε_T 为转矩控制剖面的误差界限。

4 基于 NSGA-II 算法的试验载荷大小求解

确定 CHN-T1 模型的加载布局后,采用优化设计方法,建立了对应的多目标优化问题模型,并选择多目标进化算法进行求解。

多目标优化问题的每个子目标函数之间是相互冲突的,要使多个目标同时达到最优的情况是不太可能的,只能互相妥协折中。进化算法不易陷入局部最优,不受可行域不连续的影响,具有鲁棒性强、搜索效率高、全局寻优强的特点。因此,针对 CHN-T1 模型的优化模型,本文选择了基于遗传算法的 NSGA-II 多目标优化算法进行求解,获取最优的试验载荷方案。

4.1 NSGA-II 算法及流程

NSGA-II 算法是基于 Pareto 的多目标进化算法,由 DEB 等^[10]在 NSGA 基础上改进提出的,算法引入了精英选择策略和拥挤距离,同时可以实现快速的非支配排序,大大降低了算法复杂度。NSGA-II 的算法流程如图 6 所示。

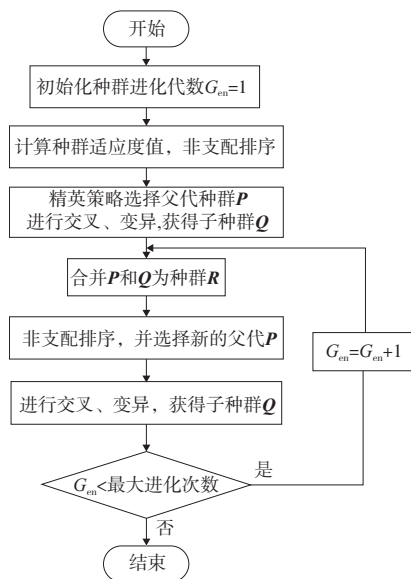


图 6 NSGA-II 算法流程图

4.2 可行性法则约束处理

进化算法的本质是一种无约束的优化技术,必须结合一些约束处理的操作机制来构成约束进化优化算法才能够解决复杂的约束优化问题。可行性法则是 DEB^[11]提出的一种约束处理方法,其将可行解和不可行解分离处理,处理机制简单易实现,可以更快速地找到可行解。

在可行性法则中,当两个个体进行比较时,则依照以下准则进行对比:

- 1) 可行解优于不可行解;
- 2) 都是可行解时,具有更小目标函数值的解更优;
- 3) 都是不可行解时,具有更小约束违反度的解更优。

采用可行性法则处理约束条件,可以引导种群的进化方向朝着可行域方向进化。

4.3 气动载荷数据和求解参数设置

1) CHN-T1 的气动载荷数据

建立 CFD 仿真模型,以 10° 攻角和来流马赫数 $0.78Ma$,速压 0.1 MPa 为边界条件并以翼根前缘点为参考原点,获取以下气动载荷数据,如表 2 所示。

表 2 气动载荷仿真数据

数据类型	载荷大小
升力 L/N	7 472.8
展向力矩 M_y/Nm	3 588
弦向力矩 M_x/Nm	2 799

2) 求解参数的设置

根据优化变量个数和优化模型,确定算法种群规模为 200,进化代数为 200,交叉概率为 0.9,扰动幅度为 0.5,变异概率为 0.05。通过 200 次的进化计算,初始种群和最终种群分布如图 7 所示。由图 7 可见,初始种群的误差值较大,通过进化收敛,误差急剧减小,最终均匀分布在 Pareto 前沿附近,证明了该算法的有效性和全局收敛性。

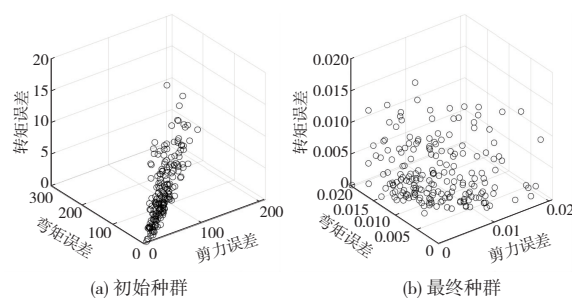


图 7 初始和最终种群分布

4.4 最优载荷方案的设计误差

通过计算,获取了一组 Pareto 非劣解集,并采用线性加权法选择出最优的载荷方案。该方案试验载荷如表 3 所示。对控制剖面上引起的剪力、弯矩和转矩误差分别如表 4、表 5 和表 6 所示。误差数据表明,该方案引起的内力相对误差均小于 5%,满足试验设计要求的最小误差要求。

表 3 最优方案的试验载荷大小 单位:N

加载点	载荷数据	加载点	载荷数据
1	706.5	6	442.6
2	2 340.7	7	418.5
3	1 697.0	8	157.6
4	269.0	9	166.0
5	665.7	10	609.2

表 4 控制剖面的剪力误差

控制剖面	剪力/N		误差/%
	优化前	优化后	
1	4 308.1	4 425.5	2.7
2	2 354.6	2 459.6	4.4
3	763.4	775.2	1.5

表 5 控制剖面的弯矩误差

控制剖面	弯矩/Nm		误差/%
	优化前	优化后	
1	1 375.8	1 347.7	-2.0
2	567.6	569.6	3.5
3	97.6	93.3	-4.4

表 6 控制剖面的转矩误差

控制剖面	转矩/Nm		误差/%
	优化前	优化后	
1	-260.12	-255.8	1.6

5 有限元静力仿真验证分析

为验证加载方案优化设计方法的有效性,对所设计的试验加载方案进行有限元静力仿真,与单向流固耦合下理想试验的仿真结果进行对比分析。优化设计的加载方案与流固耦合的机翼等效应力云图、应变云图和位移对比图分别如图 8、图 9 和图 10 所示。对比分析表明,两者应力和应变分布云图的一致性较好,变形曲面图也良好地吻合。

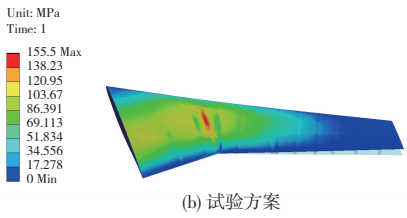
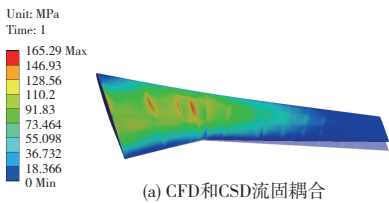


图 8 机翼模型等效应力云图对比

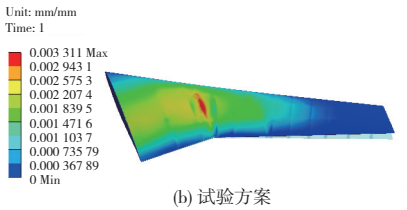
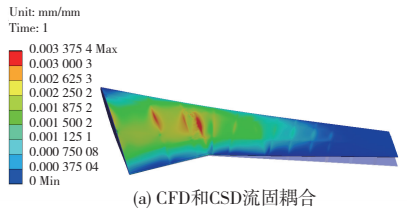


图 9 机翼模型等效应变云图对比

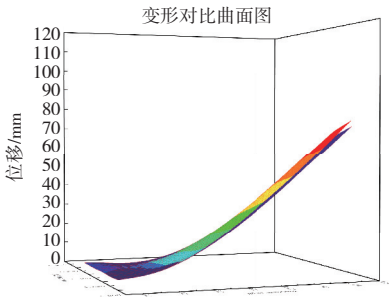


图 10 变形位移曲面图对比

提取仿真结果中最大等效应力应变值和最大变形位移值,如表 7 所示。计算试验方案的相对误差,其中最大等效应力和应变值相对误差分别为-5.92%和-1.90%,最大变形误差为-3.78%,误差数据表明试验方案与理想试验的相对误差较小。

表 7 仿真结果相对误差

项目	等效应力/MPa	等效应变/ μm	变形/mm
试验方案	155.50	3.311	71.1
流固耦合	165.29	3.375	73.9

综上所述,基于 NSGA-Ⅱ 算法进行优化设计的试验加载方案与流固耦合下的理想试验吻合良好,表明该加载方案使静强度试验能较好地模拟

气动分布载荷,证明了该机翼风洞模型的静强度试验方案优化设计方法的有效性。

6 结语

计算数据和仿真分析结果表明,经优化设计的加载方案使试验较好地模拟了飞行气动载荷,表明该优化设计方法满足了试验加载方案的设计要求,提高了静强度试验的准确性,并得出以下结论。

1) 引入控制剖面的设置,较好地约束静强度试验加载方案的设计误差,提高了试验的准确性。通过设置控制剖面,以控制剖面内的剪力、弯矩和转矩误差为优化目标,可以约束加载方案的设计误差,经优化设计的加载方案,较好地匹配了气动载荷下弯矩、剪力和转矩的分布特性。

2) 基于可行性法则的NSGA-II算法,较好地解决了试验加载方案的约束多目标优化问题。采用可行性原则进行约束处理,能够引导种群朝可行解方向快速进化,较快地逼近优化问题的Pareto前沿,且所求最优解的误差较小,满足试验加载方案的设计要求。

参考文献:

- [1] 陈德华,刘大伟,魏志,等. 高速风洞试验数据修正与使用[M]. 北京:国防工业出版社,2018:67-69.
- [2] RAJPAL D, MITROTTA F M A, SOCCI C A, et al. Design and testing of aeroelastically tailored composite wing under fatigue and gust loading including effect of fatigue on aeroelastic performance [J]. Composite Structures, 2021, 275: 114373.
- [3] 刘冰,张赞,刘玮,等. 基于误差控制的大展弦比机翼

静强度试验载荷处理技术[J]. 科学技术与工程, 2017, 17(30): 356-360.

- [4] YANG K, GUO Y L, LI D H, et al. Design and static testing of wing structure of a composite four-seater electric aircraft [J]. Science and Engineering of Composite Materials, 2020, 27(1): 258-263.
- [5] CHINVORARAT S. Composite wing structure of light amphibious airplane design, optimization, and experimental testing[J]. Heliyon, 2021, 7(11): e08410.
- [6] KEIDEL D, MOLINARI G, ERMANNI P. Aero-structural optimization and analysis of a camber-morphing flying wing: structural and wind tunnel testing [J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2019, 30(6): 908-923.
- [7] MOLINARI G, QUACK M, ARRIETA A F, et al. Design, realization and structural testing of a compliant adaptable wing [J]. Smart Materials and Structures, 2015, 24(10): 105027.
- [8] 孟繁沛,王建邦,李令芳,等. 飞机结构疲劳试验载荷的优化设计[J]. 航空学报, 2001, 22(6): 553-555.
- [9] 余永刚,周铸,黄江涛,等. 单通道客机气动标模CHN-T1设计[J]. 空气动力学学报, 2018, 36(3): 505-513.
- [10] DEB K, PRATAP A, AGARWAL S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182-197.
- [11] DEB K. An efficient constraint handling method for genetic algorithms [J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2000, 186(2/3/4): 311-338.

收稿日期:2023-03-01

(上接第76页)

议:应避免涡轮正常工作转速落在50 000~70 000 r/min区间,同时应适当增大轴承预紧力,提高轴承刚度,改善涡轮轴工作环境,使其更平稳运转。后续还需要开展包含齿轮啮合等条件下的整机仿真计算,以得到更为准确的仿真结果。

参考文献:

- [1] 王浩,杨恒辉,卢玉芳. 飞机第二动力系统技术综述[J]. 信息系统工程, 2014(4): 38-39.
- [2] 卫传凯,于鑫. 某型航空发动机起动系统的分析与研究[J]. 科技资讯, 2013, 11(30): 113-114.
- [3] 白永秋,贾铎,杨永华等. 航空发动机用起动机发展现状及趋势研究[C]//2019年(第四届)中国航空科学技术大会论文集,沈阳:沈阳航空航天大学,2019: 667-673.

[4] 曾涛. 民用飞机空气起动系统性能评估方法[J]. 航空科学技术, 2015, 26(2): 43-46.

- [5] 赵廷渝. 航空燃气涡轮动力装置[M]. 成都:西南交通大学出版社, 2004: 175-176.
- [6] 郑恒斌. 空气涡轮起动机发展现状及关键技术分析[J]. 商品与质量, 2017(24): 79.
- [7] 高希光,孙志刚,宋迎东. 有限元法程序设计及在航空发动机结构中的应用[M]. 武汉:华中科技大学出版社, 2016: 1-2.
- [8] 李朝峰,孙伟,汪博,等. 机械结构有限元法基础理论及工程应用[M]. 北京:机械工业出版社, 2020: 8-10.
- [9] 刘然. 辅助动力装置与空气涡轮起动机一体化建模与计算研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2020.
- [10] 骆广琦. 航空燃气涡轮发动机数值仿真[M]. 北京:国防工业出版社, 2007: 1-6.

收稿日期:2022-12-12