

基于人工蜂群算法的航空发动机试验性能评定方法

李俊, 赵红娇, 李瑞军

(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 为了提升航空发动机整机试验环境下部件性能评定的精度, 提出一种基于人工蜂群 (artificial bee colony, ABC) 算法的航空发动机整机试验部件性能优化评定方法。将待评定部件性能参数作为输入变量, 利用航空发动机总体性能仿真模型结合人工蜂群算法优化得到满足试验测试参数精度的最优待评定部件性能参数集合。利用该方法对某核心机试验环境下的部件性能进行评定。结果表明, 评定后参数与测试值的偏离度保持在 0.95% 以内, 表明该评定方法具有较高的有效性和工程实用性。在多工况优化过程中, 为平衡全转速评定的精度, 会使最大偏离差增大 0.1%, 但通过引入优化约束的方法提升性能评定的真实性, 降低测试不确定度对性能评定的影响, 同时优化过程中获取了核心机不同进气温度环境下部件性能的修正特性。

关键词: 航空发动机; 部件性能评定; 人工蜂群算法; 偏离度; 部件性能修正特性

中图分类号: V231

文献标志码: A

DOI: 10.3969/j.issn.2095-1248.2025.05.004

Performance evaluation method of aero-engine test based on artificial bee colony algorithm

LI Jun, ZHAO Hongjiao, LI Ruijun

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to improve the accuracy of component performance evaluation under a whole-engine test environment for aero-engine, a performance optimization and evaluation method was proposed for aero-engine components based on the artificial bee colony algorithm. This method took the performance parameters of the components to be evaluated as input variables. It utilized an overall aero-engine performance simulation model combined with the ABC algorithm to optimize and obtain the optimal set of performance parameters for the components to be evaluated, ensuring compliance with the accuracy requirements of the test parameters. This method was applied to evaluate the component performance under the test environment of a core engine. The results show that the deviation between the evaluated parameters and the measured values remains within 0.95%, demonstrating the high effectiveness and engineering practicability of the evaluation method. During

收稿日期: 2025-04-20 修回日期: 2025-06-05 接受日期: 2025-06-09

基金项目: 中国航发集团自主创新项目 (ZZCX-2024-003)。

作者简介: 李俊 (1989—), 男, 辽宁丹东人, 高级工程师, 主要研究方向为航空发动机总体性能设计, E-mail: lijun7manunit@163.com。

the multi-operating condition optimization process, to balance the accuracy of the entire speed range, the maximum deviation increases by approximately 0.1%. But the introduction of solution constraints enhances the authenticity of the performance evaluation and reduces the impact of test uncertainties on the performance evaluations. Meanwhile, the correction characteristics of component performance under different inlet temperature environments of the core engine are obtained in the optimization process.

Key words: aero-engine; component performance evaluation; artificial bee colony algorithm; deviation; components performance correction characteristic

航空发动机整机试验过程中,推力和耗油率等整机性能参数是考核发动机性能的重要指标。当发动机整机试验性能与设计存在一定偏离时,需要依靠整机试验的测试参数对发动机整机试验环境下的部件性能进行评定,识别部件试验或仿真环境下的特性与整机工作环境下的差异^[1-2]。同时,该差异会对发动机总体性能模型预测的精度产生较大影响。为提升总体性能模型的准确度,需要开展整机试验环境下的部件性能评定,建立整机环境下部件特性修正关系,可以更精准地预估发动机整机性能^[3-4]。

目前,针对航空发动机整机试验环境下部件性能评定方法开展了大量的研究工作^[5-6],主要方法分为两类:一类利用发动机整机试验数据,结合遗传算法^[7-9]、影响系数矩阵方法^[10]及变分加权最小二乘法^[11]等进行性能模型辨识分析,对发动机部件特性进行评定。另一类采用逆算法^[12]的思想,通过构建部件特性修正系数和试验测量参数之间的非线性方程组,建立了一种采用牛顿迭代法正问题求解部件性能的方法^[13]。前者需开展大量的运算,计算效率依靠算法的收敛速度,同时在发动机全状态性能评定过程中需要对求解约束进行工程化设计,需要依靠一定的工程经验^[14-15]。后者虽然仅需要开展牛顿迭代法求解,计算效率具有一定优势,但在工程中试验测试参数与求解参数数量不相等时,会导致方程不存在唯一解或不存在解析解的问题。

因此,本文提出一种基于人工蜂群算法的航空发动机整机试验部件性能评定反问题优化方法,该方法采用收敛速度具有优势的人工蜂群算法解决计算效率偏低的问题,同时提出综合偏差结合极限偏离罚函数的优化目标函数构造方法,优化得到全域最优解的集合。

1 优化方法

1.1 优化方法架构

本文建立一种基于人工蜂群算法的航空发动机整机试验部件性能评定反问题优化方法。正问题性能评定方法是将整机试验测试参数作为输入变量直接求解部件性能参数,而本文采用的反问题求解方法就是将待评定部件性能参数作为输入变量,将试验测量参数作为输出变量。利用航空发动机总体性能仿真模型进行计算分析,结合人工蜂群算法优化得到满足试验测试参数精度的最优的待评定部件性能参数集合。

该优化方法的具体流程如图1所示。首先,确定待评定部件性能参数和整机试验测试参数及其测试不确定度。其次,进行基于测试不确定度的目标函数设计。然后,进入优化分析模块,先确定待评定部件性能参数变化范围,并进行人工蜂群初始化,根据随机生成的部件性能参数组合进行总体性能仿真,获得该蜂群个体的测试参数计算结果。最后,根据计算结果评估每个个体的适应度,经过人工蜂群算法优化,最终输出最优解集。

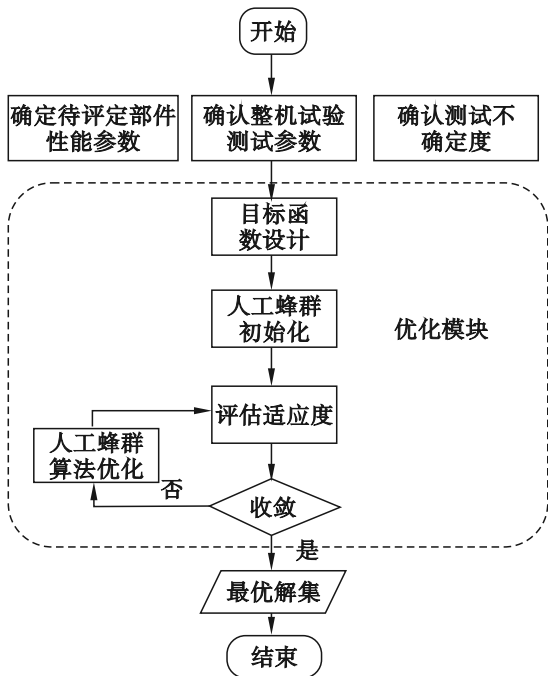


图 1 优化方法的具体流程

1.2 发动机性能仿真模型

本文在优化过程中,采用自主研发的 ACP

发动机总体性能仿真程序搭建仿真模型,如图 2 所示。该模型是一个变比热、非线性、部件级模型,根据发动机工作过程相应地建立进气道类、压气机类、燃烧室类、涡轮类、涵道类、混合室类、喷管类等部件。通过给定飞行和大气条件,选定发动机循环参数、部件效率、损失系数和冷却引气量,采用焓熵法依次计算沿流程各部件出口气流参数,利用流量连续、功率平衡等共同工作条件建立方程,多次迭代直到满足给定的收敛精度。

图 3 为某发动机模型仿真结果与试验测试结果对比。从图 3 中可以看出,仿真与试验结果在全工况范围内吻合得较好,推力最大偏差不得超过 0.5%,耗油率偏差不得超过 1.0%。这表明该发动机仿真程序具有较高的仿真精度,利用 ACP 程序开展试验性能评定的数值仿真研究是可信的。

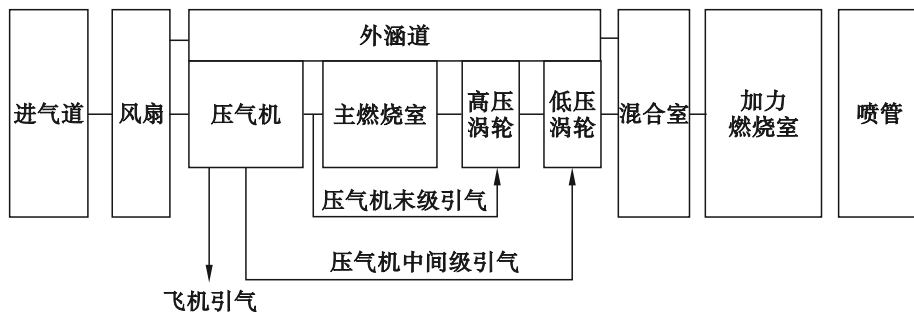


图 2 发动机性能仿真模型

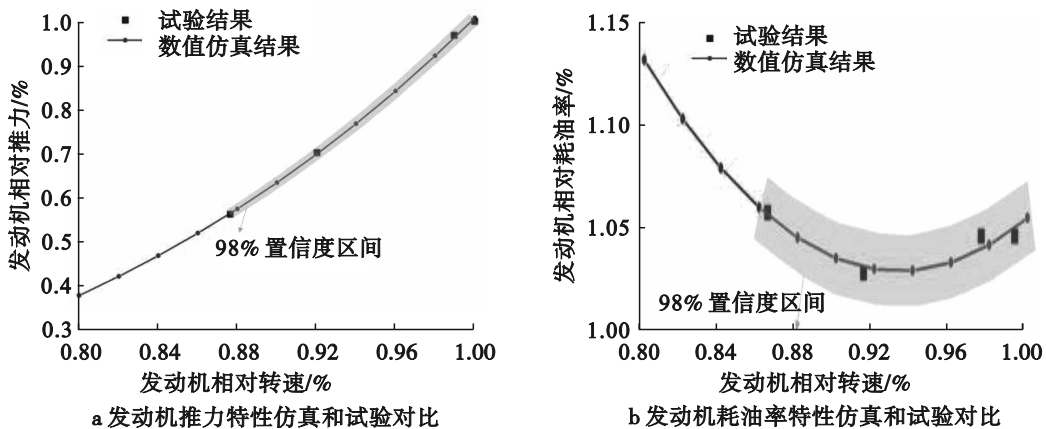


图 3 某发动机模型仿真结果与试验测试结果对比

1.3 优化算法

人工蜂群算法最早由埃尔吉耶斯大学 Karaboga^[16]提出,是一种模拟蜂群寻找最优采蜜路线的仿生智能优化方法。文献[17]将人工蜂群算法与其他人工智能优化算法进行了对比,并阐述了其在优化方面独有的优点。文献[18]论述了本文使用的人工蜂群算法的具体优化过程,本文不再赘述。

1.4 优化变量设计

本文利用整机试验部件性能评定优化方法,拟对某核心机整机试验环境下的部件性能

进行评定。针对本文的目标核心机共有12个待评定参数,即需要12个优化变量。因此,需要测试参数的数量不小于待评定参数,性能模型存在最优解。本文为实现对目标核心机的准确评估,设计13个测试参数。需要说明的是主燃烧室出口静压通过火焰筒壁面打孔的方式在整机试验中直接测量,高压涡轮出口换算流量通过整机试验前部件试验获得。同时对每个测试参数进行测试不确定性分析,优化变量设计结果如表1所示,后续需要根据测试不确定性开展优化目标函数设计。

表1 优化变量设计结果

优化变量	测试参数	测试不确定度/%
核心机相对换算转速 \bar{n}_R	核心机物理转速 n	0.1
压气机进口换算流量 W_{25R}	核心机进口物理流量 W_{25}	1.0
压气机压比 π_C	压气机进口总压 P_{25}	0.1
压气机效率 η_C	压气机进口总温 T_{25}	0.5
主燃烧室总压恢复系数 σ_{comb}	压气机出口总压 P_3	0.4
主燃烧室燃烧效率 η_{comb}	压气机出口总温 T_3	0.3
高压涡轮膨胀比 π_T	主燃烧室出口静压 P_{s4}	0.4
高压涡轮效率 η_T	高压涡轮出口总压 P_{42}	0.7
高压涡轮导叶冷却气占比 $W_{vane-cooling}$	高压涡轮出口总温 T_{42}	1.0
高压涡轮转子叶片冷却气占比 $W_{rotor-cooling}$	高压涡轮进口换算流量 W_{41R}	0.5
压气机中间级引气占比 $W_{inter-stage\ bleeding}$	燃油流量 W_F	0.4
机械效率 η_m	燃油热值 Hu	0.5
—	喷管面积 A_8	1.0

1.5 优化目标函数构造

本文在优化目标函数设计过程中采用综合偏差结合极限偏离罚函数的优化目标函数构造方法,将仿真模型计算获得的发动机参数与整机试验测试参数的综合偏差最小值作为优化目标,同时结合单一测试极限偏离罚函数,对单一参数偏离较大的情况进行强约束。具体目标函数如式(1)所示。

目标函数:适应度 fitness=

$$\min \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^M \sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^M \sum_{j=1}^N (Z_{i,j,cal} - Z_{i,j,test}) / Z_{i,j,test}}{M+N}} \quad (1)$$

罚函数 if $|Z_{i,j,cal} - Z_{i,j,test}| \geq \text{Test Uncertainty}$, fit-

ness=maximum

式中: $Z_{i,j,cal}$ 为性能仿真计算结果; $Z_{i,j,test}$ 为发动机试验测试结果,一般包括转速、流量、压力和温度等参数; M 为评定考虑的发动机工况数,当开展单点优化时,该参数设置为1; N 为发动机试验测试参数的数量。

优化过程中综合偏差越小,求解结果与发动机试验结果越接近,计算的目标函数适应度越小,越接近收敛解。需要说明的是,整机试验各参数测试结果均存在一定的不确定度,测试结果包含在不确定区间的概率达到95%,因此可以利用测试结果的不确定作为罚函数,以

保证优化算法的收敛速度。当蜂群个体计算结果超出发动机测试参数的不确定度区间时,则认为当前蜂群个体信息偏离试验状态较大,利用罚函数将当前蜂群个体适应度值置为最大值,通过惩罚项剔除不可行解,迫使算法优先在可行域内搜索,避免将资源浪费在无效区域,加快蜂群找到最优解的速度。

2 优化结果及分析

2.1 单工况稳态优化结果分析

利用本文提出的优化方法,对某核心机整机试验环境下单工况部件的稳态性能进行评定。分别对核心机进气总温 403、443、493 K 条件下最大转速状态的部件稳态性能进行评定。表 2 为不同进气温度条件下最大转速状态优化后辨识结果与试验测试结果的偏离度对比。从表 2 可以看出,优化后模型截面参数与试验结果偏差均保持在 1.0% 以内,涡轮出口总温 T_{42} 、燃油流量 W_F 和喷管面积 A_8 偏离度较大,其他参数偏离度均保持在 0.5% 以内,说明本文提出的评估方法具有较高的精度。

同时,优化获得了不同进气温度条件下部件特性的修正系数。图 4 为不同进气温度条件下压气机和涡轮效率修正系数。从图 4 可以看出,随着进气温度的增加,压气机效率修正系数基本保持不变,涡轮效率修正系数逐渐增大,且在达到一定温度后也保持不变。随着进气温度和物理转速的增加,压气机受到热形变和机械形变较小,间隙变化较小。涡轮进口温度随着核心机进气温度的增加,增加超过 8%,使得涡轮受到较大的热形变影响,间隙逐步减小,效率也逐渐增加。但是热形变达到一定温度后,机匣、叶片和涡轮盘的热变形将达到一定平衡,间隙变化变小,效率也基本保持不变。

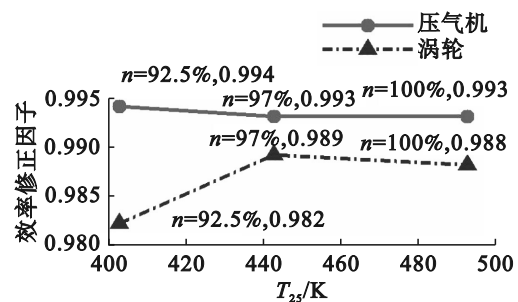


图 4 不同进气温度条件下压气机和涡轮效率修正系数

表 2 不同进气温度条件下最大转速状态优化后辨识结果与试验测试结果的偏离度对比

测试参数	偏离度/%			不确定度/%
	T_{25} 为 403 K	T_{25} 为 443 K	T_{25} 为 493 K	
核心机物理转速 n	0.05	0.05	0.05	± 0.1
核心机进口物理流量 W_{25}	-0.32	-0.21	-0.30	± 1.0
压气机进口总压 P_{25}	-0.05	-0.02	-0.04	± 0.1
压气机进口总温 T_{25}	0.20	0.12	0.22	± 0.5
压气机出口总压 P_3	-0.10	0.05	-0.03	± 0.4
压气机出口总温 T_3	0.30	0.10	-0.10	± 0.3
主燃烧室出口静压 P_{s4}	-0.25	-0.30	-0.21	± 0.4
高压涡轮出口总压 P_{42}	-0.19	-0.12	-0.13	± 0.7
高压涡轮出口总温 T_{42}	0.86	0.77	0.79	± 1.0
高压涡轮进口换算流量 W_{41R}	0.46	0.47	0.46	± 0.5
燃油流量 W_F	-0.37	-0.39	-0.38	± 0.4
燃油热值 Hu	0.25	0.26	0.25	± 0.5
喷管面积 A_8	-0.50	-0.48	-0.47	± 1.0

2.2 多工况稳态优化结果分析

在单工况稳态优化结果分析基础上,开展全转速范围多工况稳态性能评定。本文对核心机进气总温 403 K 状态下换算转速 90%~100% 的 6 个稳态工况的部件性能进行评定。图 5 为 6 个稳态工况优化后辨识结果与试验测试结果的偏离度对比图。从图 5 中可以看出,与单工况稳态优化结果相同,涡轮出口总温 T_{42} 、燃油流量 W_F 和喷管面积 A_8 偏离度较大,其他参数偏离度均较小,本文提出的评估方法在多工况联合评定中仍具有较高的精度。

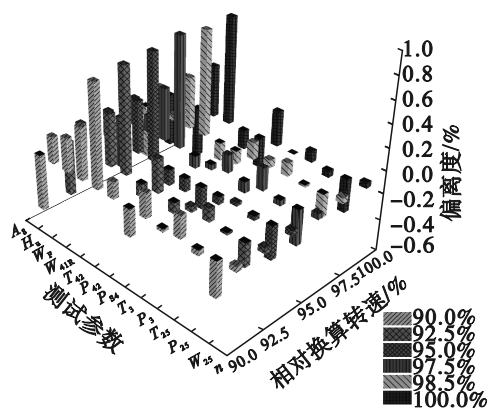


图 5 优化后辨识结果与试验测试结果的偏离度对比图

图 6 为该进气温度、最大转速状态下,单工况和多工况测试参数偏离度对比图。由图 6 可以看出,在兼顾全工况整体偏离度的约束条件下,最大转速状态各参数的偏离度均有不同程度的增长,其中涡轮出口总温 T_{42} 和燃油流量 W_F 的偏离度的增长最为显著,分别达到 0.09% 和 0.08%。这是由于涡轮进口换算流量 W_{41R} 全转速范围内变化较小,而涡轮出口总温 T_{42} 和燃油流量 W_F 是与涡轮进口换算流量 W_{41R} 最大相关的测试参数,因此在保证涡轮进口换算流量不变的条件下,涡轮出口总温 T_{42} 和燃油流量 W_F 需要进行一定范围的调整以平衡全转速评定的精度。

图 7 为单工况和多工况优化评定参数偏离

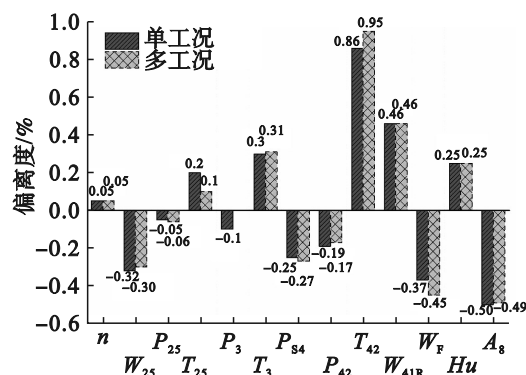


图 6 单工况和多工况测试参数偏离度对比图

度对比图。由图 7 可以看出,虽然涡轮出口总温 T_{42} 和燃油流量 W_F 2 个测试参数偏离度有所增长,但是与其相关性较大的涡轮效率、压气机压比和主燃烧室总压恢复系数变化均小于 0.2%。考虑全转速评定精度的方法,虽然单工况的测试参数偏离度有所增大,但是从全局来看引入了一定的求解约束,可以使性能评定更接近真实结果,一定程度上减小了测试不确定度对性能评定的影响。

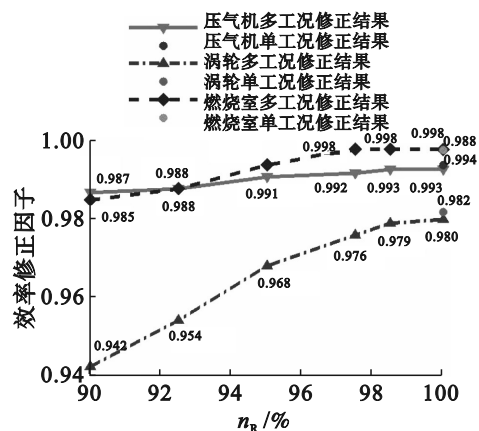


图 7 单工况和多工况优化评定参数偏离度对比图

3 结论

通过本文的研究,可以得到如下结论:

- 1) 本文建立了一种基于人工蜂群算法的涡扇发动机整机试验部件性能评定反问题优化方法,并利用该方法对某核心机整机试验环境下的部件性能进行评定,评定后参数与测试

值的偏离度保持在0.95%以内,表明该评定方法具有较高的精度。

2)在多工况优化过程中,为平衡全转速评定的精度,会使最大偏离差增大约0.1%,但是从全局来看引入了一定的求解约束,可以使性能评定更接近真实结果,一定程度上减少了测试不确定度对性能评定的影响。

3)优化过程中获取了核心机不同进气温度环境下的压气机、涡轮部件特性的修正特性。随着进气温度升高,压气机间隙对效率的影响敏感度降低,压气机效率修正系数基本保持不变,涡轮间隙受温度和转速共同影响,先减小后达到平衡,涡轮效率修正系数逐渐增大,达到一定温度后保持不变。

参考文献(References):

- [1] 王军,隋岩峰. 整机条件下涡扇发动机部件特征参数辨识[J]. 航空动力学报, 2013, 28(3): 666-672.
- [2] 潘率诚,李刚团,丁朝霞,等. 基于部件特性的航空发动机性能模型修正[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2016, 29(6): 26-29.
- [3] 谷彬,李美金,余秋霞,等. 变循环发动机核心机稳态性能计算模型修正方法[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2019, 32(2): 12-16.
- [4] 李瑞军,计自飞. 发动机热力循环参数对流路参数的影响[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2022, 39(5): 30-36.
- [5] Kong C, Kho S, Ki J. Component map generation of a gas turbine using genetic algorithms[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2004, 128(1): 92-96.
- [6] Kong C, Ki J. Components map generation of gas turbine engine using genetic algorithms and engine performance deck data [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2006, 129(2): 312-317.
- [7] 李冬,王冠超,曹明川. 基于遗传算法的发动机气路性能模型修正研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2012, 25(4): 46-50.
- [8] 潘鹏飞,李秋红,任冰涛,等. 基于遗传算法的航空发动机部件特性修正[J]. 北京航空航天大学学报, 2014, 40(5): 690-694.
- [9] 王永华,杨欣毅,苏珉,等. 熵判别粒子群优化算法在发动机模型修正中的应用[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 74-81.
- [10] 马力,杨天南,薛庆增. 基于影响系数矩阵的某型发动机稳态模型修正[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2014, 31(2): 32-36.
- [11] 白磊,陈思兵,江和甫. 基于模型辨识的发动机部件特性修正研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(3): 37-39.
- [12] 陈玉春,贾琳渊,任成. 变循环发动机稳态控制规律设计的新方法[J]. 推进技术, 2017, 38(10): 2262-2270.
- [13] 樊巍,施洋,曹铭栋,等. 一种新的航空发动机总体性能稳态模型修正方法[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2020, 33(6): 28-31.
- [14] 杨欣毅,刘海峰,董可海. 依据试验数据求取航空发动机部件特性的新方法[J]. 航空计算技术, 2009, 39(3): 48-51, 55.
- [15] Li Y G, Marinai L, Gatto E L, et al. Multiple point adaptive performance simulation tuned to aerospace tested-bed data [J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(3): 635-641.
- [16] Karaboga D. An idea based on honey bee swarm for numerical optimization [M]. Kayseri: Erciyes University, 2005.
- [17] 杨小东,刘波,张国臣,等. 基于人工蜂群算法与NURBS的吸附式叶型优化设计[J]. 航空动力学报, 2014, 29(8): 1855-1862.
- [18] 崔建国,宋博文,崔霄,等. 基于ABC-LSTM的飞机发动机故障诊断[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2022, 39(3): 50-55.

(责任编辑:吴萍 英文审校:程蕾)