

面向健康管理的民航发动机气路基准模型 建立与验证*

郭庆¹, 孙正日¹, 樊俊峰², 付宇¹, 左洪福³

(1. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300; 2. 南航工程技术分公司 动力装置部, 广东广州 510890; 3. 南京航空航天大学 民航学院, 江苏南京 210016)

摘要: 针对民航发动机健康管理领域中, 对气路性能诊断与预测的需求, 提出了一种以通用模型为基础, 结合试车数据修正的基准性能建模方法。使用大修后试车数据构建稳态性能模型, 并通过 Newton-Raphson 算法求解发动机非线性方程组, 以准确计算不同工况下的特性参数。为提升模型精度, 引入了一种基于折合转速的二次修正因子函数, 将传统的线性修正改进为多工况点的非线性修正, 确保了目标发动机特性图的精确性。利用 CFM56-7B 型发动机的飞机通信寻址与报告系统 (Airplane Communication Addressing and Reporting System, ACARS) 报文数据, 验证了所建模型的准确性。结果表明, 该方法在精度上优于传统的多元线性回归发动机基线模型。

关键词: 民航发动机; 健康管理; 气路分析; 基准建模; 部件特性修正

中图分类号: V263.5

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2025) 03-2406058-12

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2406058

1 引言

航空发动机作为飞机的“心脏”, 其性能和可靠性对飞行安全和运营效率至关重要。随着航空运输业的蓬勃发展, 对发动机性能的要求日益提升, 发动机健康管理 (Engine Health Management, EHM) 系统应运而生, 其旨在通过实时监控和智能分析, 确保发动机在各种工况下达到最佳性能和最长寿命。气路分析作为 EHM 系统的核心组成部分, 其主要将发动机气路参数值与健康发动机基准值进行比较, 其偏差值的大小反映航空发动机状态的好坏, 而健康发动机性能基准值正是原始设备制造商 (Original Equipment Manufacturer, OEM) 的保密资料, 通常较难获取^[1], 因此构建准确的基准性能模型是 EHM 领域的核心问题。

在国内外的研究中, 基准性能模型构建方法主要分为基于物理机理、数据驱动以及数模混合三种。基于数据驱动的方法通过使用大量数据来训练模

型, 使其学习发动机在各种工况下的性能表现, 以准确预测性能。钟诗胜等^[2]通过数据驱动方法和监控系统数据, 为 TRENT700 型号发动机建立了五条高精度基线模型; 刘渊等^[3]结合堆叠降噪自编码器和支持向量回归法, 提出了一种航空发动机排气温度基线建模方法; 陈铖等^[4]提出了一种能提高全状态性能预测精度的变基线模型方法。尽管数据驱动方法准确度高, 但其训练过程复杂, 结果难以用准确的公式表达, 且对数据质量要求高, 仅能识别已知故障。而数模混合建模方法虽然能够构建出一个更为全面的模型, 以更好地描述发动机的运行状态, 但仍未能摆脱对大量数据的高依赖性。

相比之下, 基于物理机理的模型构建方法通过应用发动机的物理机理构建模型, 避免了上述问题。部件特性图的获取是建立基准性能模型的关键步骤, 其描述了部件的压比、流量、效率和转速之间的关系^[5]。发动机部件特性图为制造商保密资料, 通常难以直接获取, 并且即便是相同型号的发动机, 由于

* 收稿日期: 2024-06-25; 修订日期: 2024-08-27。

基金项目: 国家自然科学基金 (U2133202); 中国民航大学中央高校基本科研项目 (3122022046)。

作者简介: 郭庆, 硕士, 副教授, 研究领域为航空装备后勤保障理论及应用。

通讯作者: 付宇, 博士, 副教授, 研究领域为航空发动机运行监控与故障诊断。E-mail: fuyu00@163.com

引用格式: 郭庆, 孙正日, 樊俊峰, 等. 面向健康管理的民航发动机气路基准模型建立与验证[J]. 推进技术, 2025, 46(3): 2406058. (GUO Q, SUN Z R, FAN J F, et al. Establishment and verification of a civil aircraft engine air path benchmark model for health management[J]. Journal of Propulsion Technology, 2025, 46(3): 2406058.)

制造和装配偏差及长期使用引起的磨损也会导致特性图间呈现个体差异^[6]。当部件特性图缺失,可通过缩放、级叠加、回归等方式构造或替代特性图^[7]。而基于回归分析的特性图拟合方法^[8-9]对数据量的要求较大,且优化时容易出现过拟合的现象;级叠加法^[10-11]是先计算单级叶片特性,随后通过逐级计算获得部件整体特性,因此它在处理多级压气机或涡轮时的计算过程较为复杂,计算量较大;缩放法^[12-13]主要通过调整缩放因子来修正部件特性图,但目前的方法多为以设计点为参考点的单工况点线性修正方法,对于巡航等非设计状态的性能计算精度较低,且无法充分捕捉到发动机在不同工作状态下特性图的局部特性变化。

此外,鉴于发动机制造商和航空公司对成本、空间和质量的考量,民用航空发动机通常装备有限的传感器,这增加了模型构建时对部件特性数据获取的难度。

针对上述问题,本文对发动机基准模型构建方法进行研究,融合专业知识建立发动机通用模型,把试车信息作为目标数据,应用迭代优化的方法求解部件特性数据,并对部件特性图实现修正,从而建立定制化的航空发动机基准模型。

2 方法

2.1 基准性能模型构建总体思路

本文采用发动机大修后试车数据,构建部件级气路模型,运用Newton-Raphson法求解发动机非线性方程组,计算试车数据各工况下的特性数据;并以多工况点特性数据为目标,运用粒子群辨识法对通用特性图进行非线性修正,进而实现对该台发动机基准性能模型的构建;然后结合机载ACARS系统报文数据和控制规律计算非设计工况监控参数基准值,并利用监控参数偏离量验证该模型的准确性。

本文的关键技术分别为运用有限的发动机试车数据求解发动机部件特性数据,以及运用多工况点非线性修正方法获取精确的目标发动机特性图。发动机基准性能模型构建方法的整体思路如图1所示。首先结合发动机机理知识,利用经筛选后的试车数据,构建发动机通用模型,并求解各部件的特性数据;然后将其与通用特性数据相结合,利用粒子群优化算法,以获得最优的修正系数函数,进而获得精确的目标发动机特性图;最后,构建基准性能模型,并结合ACARS数据集对模型精度进行验证。

2.2 发动机部件特性求解方法

在基于物理机理的模型中,部件级模型是目前主流的研究对象,本文所构建的性能模型也是部件级模型。通过数学模型搭建部件级仿真平台,用于执行航空发动机的零维气动热力学仿真,仿真框架包括四个基本要素:外界条件、控制条件、部件特性方程和部件匹配方程。部件匹配方程基于流量连续、压力平衡、转速一致和功率平衡等基本定律构建,确保在稳态条件下压气机和涡轮的协调工作,在此基础上,结合各部件特性方程,进一步构建发动机性能模型,此外,通过与试车数据的对比,对模型进行了校准和优化,以增强其预测的准确性和可靠性。

然而,由于试车台传感器数量有限,可供建模的数据量不足,难以满足各部件共同工作条件,即非线性共同工作方程组求解困难,一般通过目标迭代法求解。目标迭代是一种用于求解非线性方程组的数值方法,特别是当方程组无法直接解析求解时,通过迭代优化模型参数,使得模型输出与实际测量数据相匹配。

目前较为常用的迭代求解方法主要是Newton-Raphson法^[14]。本文将发动机试车报告中的各工况点通过性能计算得到各部件特性参数,并采用Newton-Raphson法对非线性方程组进行求解,该方法的基本思想是将非线性方程组 $f(x) = 0$ 逐步转化为线性方程组来求解^[15],其迭代公式如式(1)所示,在本问题中,可将公式(1)转化为式(2)。式(2)中 x 为未知参数; x^k 为初猜值的解向量; $x^{(k+1)}$ 为迭代一次后的修正解向量; $\varphi(x^k)$ 为非线性共同工作方程; J 为非线性方程组的雅可比矩阵,其表达式如式(3)所示;并选取欧几里得范数作为解的误差检验目标函数,如式(4)所示,式中 e_i 为模型残差,通过不断尝试工作条件,直到使 $\text{Error} < \varepsilon$ (ε 为用于定义收敛条件的极小正数),迭代终止,得到模型最优解向量,输出该工况点各部件特性数据。

$$x^{(k+1)} = x^k - \frac{f(x^k)}{f'(x^k)} \quad (1)$$

$$x^{(k+1)} = x^k - J^{-1} \varphi(x^k), \quad k = 0, 1, 2, \dots \quad (2)$$

$$J(i, j) = \frac{f_i(k)_{[x_j^{(i)} + \Delta x_j^{(i)}]} - f_i(k)_{[x_j = x_j^{(i)}]}}{\Delta x_j^{(i)}} \quad (3)$$

$$\text{Error} = \sqrt{\sum_{i=1}^n e_i^2} \quad (4)$$

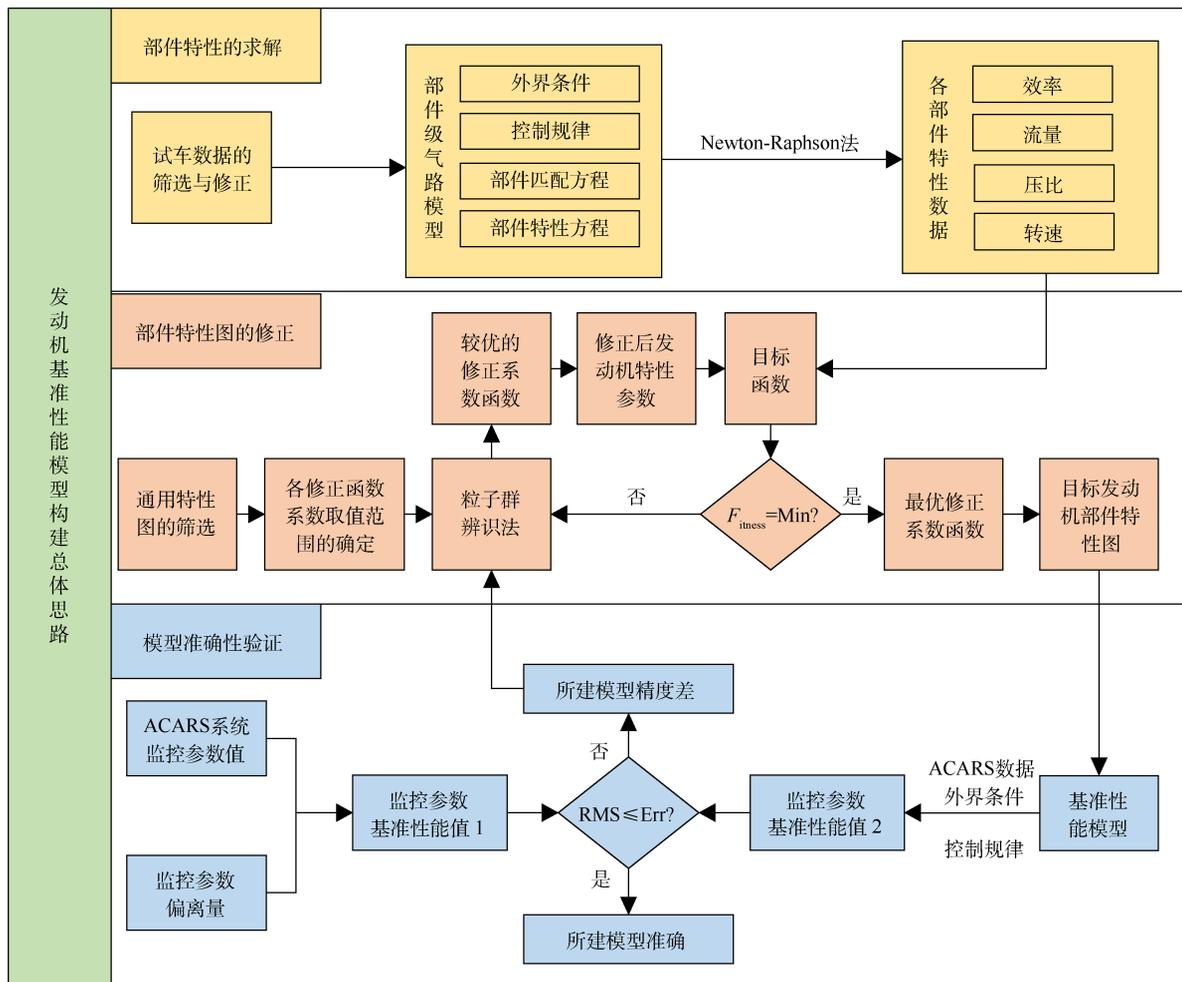


Fig. 1 General idea of engine benchmark performance model construction

2.3 发动机部件特性图修正方法

在进行目标发动机部件特性修正时,通常需筛选出与目标发动机增压比相近的早期型号发动机部件特性图,视作与目标发动机具有相似特征的通用特性图,并对此通用特性图进行修正以获得目标发动机部件特性图^[16]。

在传统的单工况点线性缩放方法中,部件特性修正因子的计算是通过式(5)实现的。其中,循环参考点(Cycle Reference Point, CRP)一般选取发动机的设计点或高换算转速下的某个运行工作点^[17],而缩放基准点(Scaling Reference Point, SRP)是在通用特性图中表征与循环参考点具有相似特征的工作点,通常将缩放基准点设定在通用特性图中效率较高且具有一定喘振裕度的区域中。

然而,该方法通过将相同的缩放因子应用于特性图中的所有转速线,对整个特性图进行线性修正,导致修正后的特性图在循环参考点附近的精度较高,而在远离循环参考点的区域,修正精度逐渐降低。这

种方法的局限性在于它不能充分考虑特性图在不同转速和工作条件下的非线性变化。因此,为了提高修正精度,可能需要探索更为复杂的修正方法,以适应特性图在整个工作范围内的非线性特性^[18]。

$$\begin{cases} F_w = \frac{W_{CRP}}{W_{SRP}} \\ F_\pi = \frac{\pi_{CRP} - 1}{\pi_{SRP} - 1} \\ F_\eta = \frac{\eta_{CRP}}{\eta_{SRP}} \end{cases} \quad (5)$$

式中 F 为部件特性修正因子; W 为流量; π 为压比; η 为效率。

为确保不同转速下的部件特性线都能与对应转速下的试车数据相匹配,从而提高部件特性图的整体修正精度,将式(5)所示的单工况点线性修正的缩放因子转变成以相对换算转速为自变量的二次多项式形式的非线性耦合因子,使特性图在修正过程中不仅进行了部件特性线的整体缩放,还进行了试车工况点转速线的平移微调,部件流量、压比、效率特

性修正耦合因子的计算公式如式(6)所示。采用多工况点的非线性耦合方法对部件特性图进行修正的实现过程如图 2 所示。

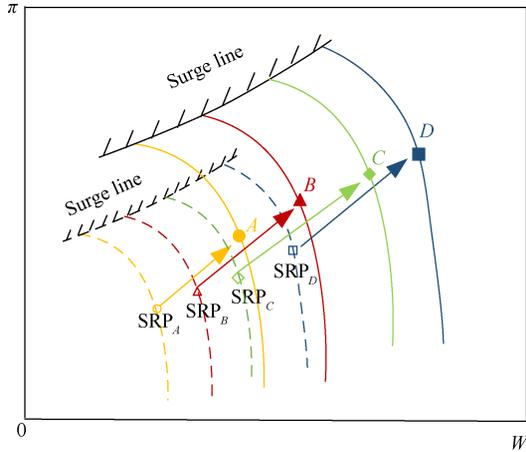


Fig. 2 Nonlinear coupling method of component characteristics based on four working conditions

其中 A, B, C, D 分别表示四组不同转速下的试车工况点, 根据性能模型求解得到的流量、效率、压比等特性参数可以直接在部件特性图中定位出四组工况点所处的位置, $SRP_A, SRP_B, SRP_C, SRP_D$ 分别表示通用特性图中不同转速线上的缩放基准点, 结合缩放基准点的选取规则, 分别选择通用特性图中与试车工况点相对应的转速线上效率峰值点作为四组不同转速下的通用特性图缩放基准点。

$$F = \sqrt{\sum_{i=1}^M \left\{ \left[\frac{(W - S_w W_{SRP})}{W} \right]^2 + \left[\frac{((\pi - 1) - S_\pi (\pi_{SRP} - 1))}{(\pi - 1)} \right]^2 + \left[\frac{(\eta - S_\eta \eta_{SRP})}{\eta} \right]^2 \right\}} \quad (8)$$

3 结果与讨论

3.1 试车数据的筛选与修正

地面试车台能够模拟发动机实际运行环境, 测量并记录发动机的运行数据和各项监控指标, 以检测发动机的各项性能参数是否符合标准。本文所收集到的某台 CFM56-7B 型发动机大修后试车数据共有四组工况点, 选择转速最大的点作为所建发动机模型的循环参考点, 并分别对四组工况点进行性能计算。从中筛选可用于发动机气路性能计算的相关测量参数如表 1 所示。然后采用国际标准大气温度和压力对发动机内部各站位测量出的气体总温和总压值进行修正^[19], 并进行相关的单位换算。其中, 风扇、低压压气机和高压压气机的压比由各单元体进出口的总压计算得到, 高压压气机出口处虽没有总压测量参数, 但根据工程经验, 可以假设高压压气机

$$\begin{cases} S_w = a_w + b_w(1 - N_c) + c_w(1 - N_c)^2 \\ S_\pi = a_\pi + b_\pi(1 - N_c) + c_\pi(1 - N_c)^2 \\ S_\eta = a_\eta + b_\eta(1 - N_c) + c_\eta(1 - N_c)^2 \end{cases} \quad (6)$$

式中 S 为修正耦合因子; a, b, c 为特性修正耦合系数, 系数 a 影响部件特性线的整体缩放, 系数 b, c 影响部件特性线的部分平移; N_c 为相对折合转速。

结合单工况点线性修正因子的计算式(5)和上述修正耦合因子的定义, 引申出通用特性图中各缩放基准点与各组试车工况点的部件特性参数之间的关系, 如式(7)所示。

$$\begin{cases} W = S_w W_{SRP} \\ \pi = S_\pi (\pi_{SRP} - 1) + 1 \\ \eta = S_\eta \eta_{SRP} \end{cases} \quad (7)$$

将由式(7)计算出的各试车工况点的部件特性参数值, 与经试车数据计算得到的部件特性参数值做比较, 取其均方根误差作为算法的目标函数, 如式(8)所示, 式中 M 表示修正特性图所涉及的发动机试车工况点数量, W, π, η 分别代表试车数据中某一工况点的部件特性参数值。然后采用标准粒子群算法辨识特性图修正耦合系数, 迭代寻优得到式(6)中特性图修正耦合系数 a, b, c , 进而得到针对不同转速的非线性修正因子函数, 实现对发动机部件特性图的非线性修正。

3M

出口处静压与总压之比为 0.97, 从而计算得到该站位的总压 $p_3^{*[20]}$ 。

3.2 发动机部件特性的求解

由于民航发动机是一个复杂的非线性系统, 并且在发动机的实际运行工作过程中, 流经发动机的空气并不属于一个闭合的循环系统。因此, 为建立一个简化的封闭发动机数学模型, 对模型做出如下假设:

(a) 假设流经发动机的空气完成了一个封闭的热力循环, 将发动机中实际空气的三维非定常粘性流动简化为理想气体的一维定常无粘性流动。

(b) 将内涵风扇部分作为低压压气机的一部分, 故外涵风扇(后文统称为风扇)和低压压气机进口气流总温和总压相同。

(c) 仅简单考虑由高压压气机五级引向低压涡轮导向器的冷却空气、由高压压气机末级引向高压涡

轮导向器及高压轴的冷却空气,忽略其他引气量。

(d)发动机在高转速下运转,高、低压涡轮导向器最小截面及尾喷管出口截面处于临界或超临界状态。

在发动机的稳态运行中,各单元体之间存在相互制约的关系,特别是在压气机与涡轮的协同工作条件上。对于CFM56-7B型双转子涡轮发动机,高压涡轮与高压压气机通过高压轴相连,低压涡轮、低压压气机与风扇通过低压轴相连,确保涡轮的输出功率与压气机的消耗功率达到平衡;就发动机中的工质而言,由模型假设(c)及图3的发动机气路模型可看出,在试车时引气系统关闭的条件下,流入外涵道的空气将直接由外涵排出,而流入内涵道的空气仅在燃烧室中与燃油混合燃烧,转化为燃气后由内涵尾喷管排出。因此,各单元体的进出口流量在宏观上是连续的。尽管部分空气被引向涡轮端用于转子轴承和导向器的冷却,但这些冷却空气在发动机内

部流动,保持了流量的连续性;将高温燃气、冷却空气及掺混后的燃气视作一个热力系,根据热力学第一定律,在没有轴功及忽略热力系与外界(各单元体)间热量交换的前提下,该热力系的总焓保持不变;工质在压气机及涡轮部件中流动时,由于存在轴功,在理想等熵过程中,压气机加给空气的功用于增加空气的总焓,燃气总焓的降低体现在涡轮功的输出,在实际绝热过程中,由于流阻损失的存在,压气机加给空气的功并没有全部用于增加空气的总焓,燃气总焓的降低也并不全部体现在涡轮功的输出,这些能量损失通过部件效率来量化表征。

根据表2中CFM56-7B型发动机的构型参数信息,结合图3该型发动机气路简化模型,利用各单元体间的流量连续、功率平衡和能量平衡关系推导部件匹配方程,如式(9)~(36)所示。

其中,式(9),(10)为流经风扇内外涵道的空气流量与涵道比及总空气流量间的关系;式(11)~式

Table 1 Gas path measurement parameter values

Parameter	Test point A	Test point B	Test point C	Test point D
N_1 -Low pressure rotor speed/(r/min)	5 191	5 148	5 010	4 909
N_2 -High pressure rotor speed/(r/min)	14 599	14 565	14 457	14 387
F_N -Thrust/kN	114.69	113.02	106.31	100.52
W_F -Fuel flow/(kg/s)	1.29	1.26	1.16	1.09
W_2 -Fan inlet flow rate/(kg/s)	354.26	352.30	345.40	337.59
p_{17}^* -Total pressure at the outlet of engine bypass/kPa	174.62	173.51	169.27	165.44
p_2^* -Total pressure at fan inlet/kPa	101.35	101.35	101.35	101.36
p_{25}^* -Total pressure at HPC inlet/kPa	241.33	240.28	233.30	225.73
p_{s3} -Static pressure at HPC outlet/kPa	2 732.28	2 725.01	2 569.40	2 434.87
p_5^* -Total pressure at LPT outlet/kPa	163.29	161.59	155.81	151.53
T_2^* -Total temperature at fan inlet/K	299.15	298.95	299.15	299.65
T_{25}^* -Total temperature at HPC inlet/K	399.35	397.15	392.25	389.65
T_3^* -Total temperature at HPC outlet/K	840.05	835.15	821.95	812.25
T_5^* -Total temperature at LPT outlet/K	875.15	868.15	848.05	833.05
T_{ECT} -Exhaust gas temperature/K	1 117.65	1 108.43	1 080.40	1 059.15

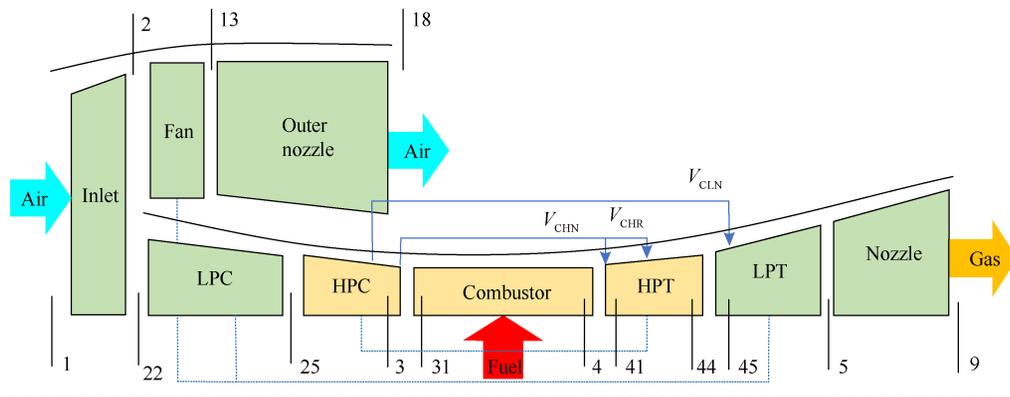


Fig. 3 Simplified model of CFM56-7B engine gas path

Table 2 Environment parameter and configuration parameter information

Parameter	Set value
R -Gas constant/(J/(kg·K))	287.0
H_u -Fuel calorific value/(MJ/kg)	42.77
η_B -Combustion efficiency	0.996
T_{ISA}^* -International standard total atmospheric temperature/K	288.15
p_{ISA}^* -International standard total atmospheric pressure/kPa	101.325
η_{MH} -Mechanical efficiency of high-pressure turbine shaft	0.99
η_{ML} -Mechanical efficiency of low-pressure turbine shaft	1.00
σ_1 -Total pressure recovery coefficient of intake duct	0.99
σ_{24} -Intermediate casing total pressure recovery coefficient	0.98
V_{CHR} -Relative cooling air volume of HPT rotor bearings (extracted from the 9th stage of the HPC)	0.05
V_{CHN} -Relative cooling air volume of HPT inlet guide vanes (extracted from the 9th stage of the HPC)	0.06
V_{CLN} -Relative cooling air volume of LPT inlet guide vanes (extracted from the 5th stage of the HPC)	0.02

(13)为风扇、低压压气机及高压压气机的理想功、绝热功及部件效率之间的关系;式(14)为从高压压气机五级向低压涡轮进口导向叶片引的冷却空气量与高压压气机入口及高压压气机九级处的空气流量间的关系;式(15)为从高压压气机九级向高压涡轮转子轴承及进口导向叶片引的冷却空气量与高压压气机九级及燃烧室进口处的空气流量间的关系;式(16)为燃烧室进口处的空气流量、燃油流量和燃烧室出口处的燃气流量间的关系;式(17)为燃油燃烧的理论放热量、燃烧后燃气实际吸收的热量与燃烧效率间的关系;式(18),(19)为流经燃烧室的高温燃气、高压涡轮进口导向叶片冷却空气及掺混后燃气间的能量平衡和流量连续方程;式(20),(21)为高压涡轮及低压涡轮的绝热功、理想功及部件效率间的关系;式(22),(23)为流经高压涡轮的燃气、高压涡轮转子轴承冷却空气及掺混后燃气间的能量平衡和流量连续方程;式(24),(25)为高压涡轮出口燃气、低压涡轮进口导向叶片冷却空气及掺混后燃气间的能量平衡和流量连续方程;式(26)~式(28)为实际空气流量与标准大气条件下修正空气流量间的换算方程;式(29)为稳态条件下高压涡轮带动高压压气机工作的功率平衡方程;式(30)为稳态条件下低压涡轮带动风扇和低压压气机工作的功率平衡方程;式(31)~式(33)分别为风扇、低压压气机、高压压气机压比方程^[21];式(34),(35)为涡轮效率特性方程,根据假设(d),由于涡轮内的燃气流动属于顺压力梯度,不易产生气流分离损失,只有在离设计转速较远的低转速区域存在着较大的流动损失^[22],因此在中高转速区,涡轮效率特性变化对压气机和涡轮共同工作的敏感度较低,可取为一常数;CFM56-7B发动机 EGT 经验公式^[23]如式(36)所示。

$$BPR = \frac{W_{13}}{W_{22}} \quad (9)$$

$$W_2 = W_{13} + W_{22} \quad (10)$$

$$T_{13}^* - T_2^* = T_2^* \frac{\pi_{Fan}^{\gamma_1} - 1}{\eta_{Fan}} \quad (11)$$

$$T_{24}^* - T_{22}^* = T_{22}^* \frac{\pi_{LPC}^{\gamma_2} - 1}{\eta_{LPC}} \quad (12)$$

$$T_3^* - T_{25}^* = T_{25}^* \frac{\pi_{HPC}^{\gamma_3} - 1}{\eta_{HPC}} \quad (13)$$

$$W_{25}(1 - V_{CLN}) = W_3 \quad (14)$$

$$W_3(1 - V_{CHN} - V_{CHR}) = W_{31} \quad (15)$$

$$W_{31} + W_F = W_4 \quad (16)$$

$$\frac{1}{\gamma_5} RT_4^* W_4 - \frac{1}{\gamma_4} RT_3^* W_{31} = W_F H_u \eta_B \quad (17)$$

$$T_{41}^* W_{41} = T_4^* W_4 + T_3^* V_{CHN} W_{25} \quad (18)$$

$$W_4 + V_{CHN} W_{25} = W_{41} \quad (19)$$

$$T_{41}^* - T_{43}^* = \eta_{HPT} T_{41}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{HPT}^{\gamma_4}} \right) \quad (20)$$

$$T_{44}^* W_{44} = T_{43}^* W_{41} + T_3^* V_{CHR} W_{25} \quad (21)$$

$$W_{41} + V_{CHR} W_{25} = W_{44} \quad (22)$$

$$T_{45}^* W_{45} = T_{44}^* W_{44} + \frac{1}{3} (2T_3^* + T_{25}^*) V_{CLN} W_{25} \quad (23)$$

$$W_{44} + V_{CLN} W_{25} = W_{45} \quad (24)$$

$$T_{45}^* - T_5^* = \eta_{LPT} T_{45}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{LPT}^{\gamma_5}} \right) \quad (25)$$

$$W_2 = W_{2Rstd} \sqrt{\frac{T_{ISA}^*}{T_2^*} \cdot \frac{p_2^*}{p_{ISA}^*}} \quad (26)$$

$$W_{22} = W_{22Rstd} \sqrt{\frac{T_{ISA}^*}{T_2^*} \cdot \frac{p_2^*}{p_{ISA}^*}} \quad (27)$$

$$W_{22} = W_{25Rstd} \sqrt{\frac{T_{ISA}^*}{T_{25}^*} \cdot \frac{p_2^* \pi_{LPC} \sigma_{24}}{p_{ISA}^*}} \quad (28)$$

$$\frac{1}{\gamma_3}(T_3^* - T_{25}^*)W_{25} = \frac{1}{\gamma_5}(T_{41}^* - T_{43}^*)W_{41}\eta_{MH} \quad (29)$$

$$\frac{1}{\gamma_1}(T_{13}^* - T_2^*)W_{13} + \frac{1}{\gamma_2}(T_{24}^* - T_{22}^*)W_{22} = \frac{1}{\gamma_6}(T_{45}^* - T_5^*)W_{45}\eta_{ML} \quad (30)$$

$$\pi_{Fan} = \frac{p_{13}^*}{p_2^*} \quad (31)$$

$$\pi_{LPC} = \frac{p_{24}^*}{p_{22}^*} \quad (32)$$

$$\pi_{HPC} = \frac{p_{25}^*}{p_3^*} \quad (33)$$

$$\eta_{HPT} = 0.880 \quad (34)$$

$$\eta_{LPT} = 0.925 \quad (35)$$

$$T_{EGT} = 0.9664 [T_{45}^* - 0.217(T_{45}^* - T_5^*)] \quad (36)$$

式中 W_F 为燃油流量; W_{Rstd} 为修正空气流量; γ 为绝热系数, 且 $\gamma_1=0.2903$; $\gamma_2=0.2696$; $\gamma_3=0.2677$; $\gamma_4=0.2688$; $\gamma_5=0.2304$; $\gamma_6=0.2426$ 。

采用 Newton-Raphson 法求解以上非线性方程组, 得到各工况下各压气机部件特性参数 W_{Rstd}, η, π 的值如表3所示。

3.3 部件特性非线性修正

筛选与 CFM56-7B 型发动机 Fan, LPC 和 HPC 压比相近的三款成熟型号发动机部件特性图作为通用特性图^[24-25], 其中 LPC 的特性图来源于葡萄牙 TAP 试车台数据。然后运用插值法在通用特性图中选择与试车数据相同转速下的效率峰值点作为缩放基准点。缩放基准点的特性数据如表3所示。

Table 3 Component characteristic parameter values

Parameter	Target engine test condition points			Universal characteristic map SRP			
	$W_{Rstd}/(kg/s)$	η	π	$W_{Rstd,SRP}/(kg/s)$	η_{SRP}	π_{SRP}	
Test point A	FAN	354.3	0.897	1.74	0.997	0.890	1.68
	LPC	50.9	0.897	2.05	51.500	0.910	2.20
	HPC	29.0	0.864	11.64	33.500	0.860	8.31
Test point B	FAN	352.3	0.902	1.73	0.992	0.894	1.67
	LPC	50.5	0.896	2.02	50.900	0.910	2.18
	HPC	28.3	0.863	11.45	33.400	0.860	8.28
Test point C	FAN	345.4	0.914	1.69	0.974	0.911	1.65
	LPC	48.3	0.903	1.95	48.900	0.911	2.10
	HPC	27.9	0.865	11.30	32.900	0.862	8.24
Test point D	FAN	337.6	0.920	1.66	0.961	0.920	1.62
	LPC	46.7	0.899	1.89	47.400	0.912	2.04
	HPC	27.8	0.866	11.08	32.500	0.863	7.98

以公式(8)作为目标函数, 采用标准粒子群算法辨识特性图修正耦合系数, 迭代寻优得到的特性图修正耦合系数 a, b, c 如表4所示。

根据表4中部件特性修正耦合系数数值, 计算通用特性图修正后得到的四组工况点的部件特性参数,

Table 4 Modified coupling coefficient values

Parameter	S_w	S_π	S_η	
FAN	a	355.371	1.008	1.038
	b	-9.303	-0.097	-0.113
	c	-17.054	-0.057	0.036
LPC	a	0.989	0.985	0.952
	b	-0.024	-0.004	0.040
	c	-0.028	0.007	0.006
HPC	a	0.867	1.006	1.402
	b	-1.188	-0.002	-3.000
	c	-9.010	-4.428	-15.316

并通过计算其与试车数据中各工况真实部件特性参数的均方根误差来衡量特性图修正的精度。经计算, 各工况点的真实部件特性参数值与采用耦合多工况点的非线性修正方法计算的部件特性参数值之间的均方根误差基本在 $10^{-5} \sim 10^{-3}$ 数量级范围内, 这表明该方法能够简单有效地实现特性图的修正, 显著提高了基准性能模型的构建精度。

将非线性修正因子应用于通用特性图进行修正, 得到优化后的 CFM56-7B 型发动机各部件局部特性图, 如图4所示。

3.4 监控参数基准值的计算与模型验证

CFM56-7B 型发动机采用低压转子转速 N_1 来反映工况变化^[26], 其基准性能模型是一个与多个参数存在非线性关系的数学模型, 可以由数学公式(37)表示。

$$M_{baseline} = f(T, N_{1K}, Ma, H, B) \quad (37)$$

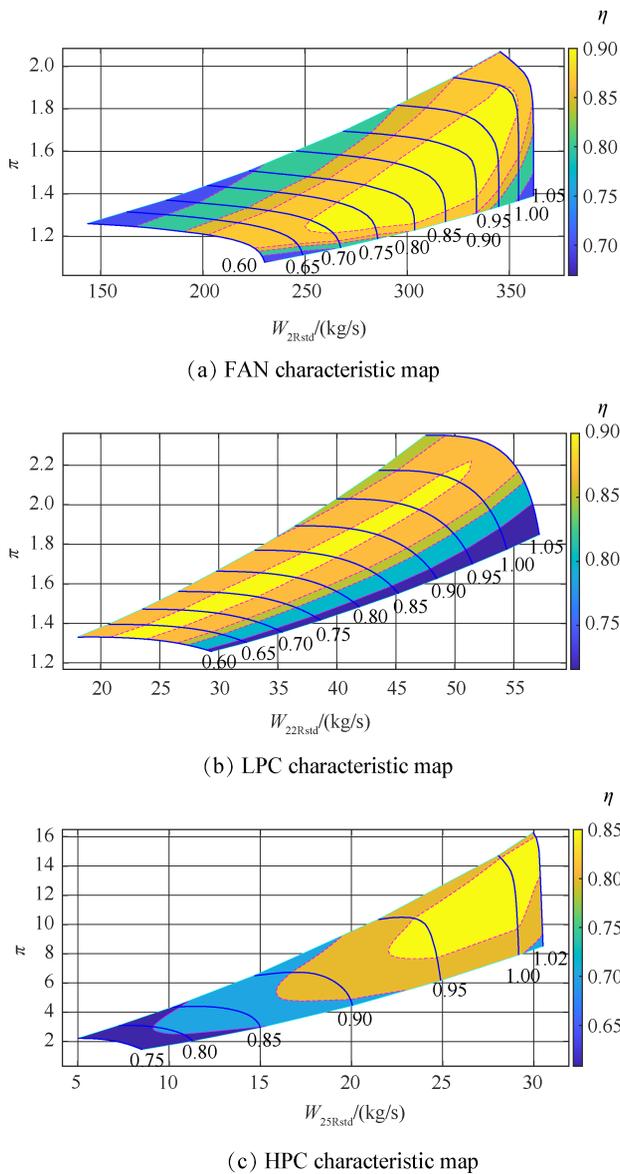


Fig. 4 Engine component characteristic map

式中 f 表示发动机基准性能模型非线性方程组; T 表示大气温度; N_{1k} 表示风扇相对修正转速; Ma 表示马赫数; H 表示飞行高度; B 表示引气情况, 主要可分为

客舱引气、防冰引气、发动机和飞机系统冷却引气以及飞机控制系统冷却等。根据工程经验, 在飞机巡航状态下, 除客舱引气, 其他引气与地面试车基本一致, 故在巡航状态下, 还需额外考虑客舱引气。客舱引气的具体数值会根据多种因素而变化, 包括客舱乘客人数、飞行高度、飞行速度、大气条件以及飞机的具体配置等, 根据实际工程经验可设客舱引气量为 0.6 kg/s 进行计算。

随机在 CFM56-7B 型发动机巡航报文数据中选取 10 组, 其中 T, N_{1k}, Ma, H 以及 EGT 测量值 T_{ECTm} , 燃油流量测量值 W_{Fm} 、高压转子相对转速 N_{2m} 及其偏差值 $\Delta T_{ECT}, \Delta W_F, \Delta N_2$ 如表 5 所示, 并由式 (38)~式 (40) 得到由 OEM 提供的监控系统中监控参数基准值 T_{ECTb}, W_{Fb}, N_{2b} 如表 6 所示。

$$T_{ECTb} = T_{ECTm} - \Delta T_{ECT} \quad (38)$$

$$N_{2b} = \frac{100N_2}{\Delta N_2 + 100} \quad (39)$$

$$W_{Fb} = \frac{100W_F}{\Delta W_F + 100} \quad (40)$$

依据式 (37) 中 T, N_{1k}, Ma, H 四个输入条件, 通过本文所建立的 CFM56-7B 型发动机性能模型, 得到该发动机监控参数对应的基准值 $T_{ECTb}^*, W_{Fb}^*, N_{2b}^*$ 如表 6 所示。同时, 在表 6 中列出了由传统多元回归的基线模型计算方法^[27]得到的各监控参数基准值 $T'_{ECTb}, W'_{Fb}, N'_{2b}$, 用于与本文所建模型进行精度对比。

表 7 为运用本文方法得到的监控参数基准值与由式 (38)~式 (40) 计算得到的监控系统中监控参数基准值的绝对误差与相对误差计算结果。其中绝对误差计算公式如式 (41) 所示, 相对误差计算公式如式 (42) 所示。可以看出这 10 组数据点 T_{ECT} 的相对误差均在 0.812% 以内, 平均误差为 0.48%; W_F 相对误差均在 0.964% 以内, 平均误差为 0.60%; N_2 相对误差均

Table 5 ACARS data and monitoring parameter values of 10 working conditions

Case	$T/^\circ\text{C}$	Ma	H/m	$N_{1k}/\%$	$T_{ECTm}/^\circ\text{C}$	$W_{Fm}/(\text{kg/s})$	$N_{2m}/\%$	$\Delta T_{ECT}/^\circ\text{C}$	$\Delta W_F/\%$	$\Delta N_2/\%$
1	-53.3	0.782	11 309	93.8	611	0.314	90.7	0.53	2.88×10^{-4}	-1.27
2	-53.0	0.767	11 006	91.9	596	0.298	90.0	5.86	1.57×10^{-4}	-1.12
3	-54.2	0.779	9 782	91.2	582	0.351	89.8	8.48	1.57×10^{-4}	-0.84
4	-50.0	0.759	9 783	90.6	590	0.337	90.2	9.17	2.40×10^{-5}	-0.92
5	-52.2	0.763	10 089	89.5	575	0.311	89.4	10.53	1.17×10^{-4}	-0.86
6	-34.8	0.753	9 175	87.7	613	0.342	91.9	12.32	8.60×10^{-5}	-1.06
7	-26.5	0.76	8 415	86.4	629	0.375	93.2	15.11	1.59×10^{-4}	-0.97
8	-46.3	0.731	8 413	85.8	554	0.341	88.8	7.84	7.20×10^{-5}	-0.95
9	-19.0	0.707	7 494	84.5	628	0.383	93.4	21.64	1.25×10^{-4}	-0.87
10	-20.5	0.686	7 498	83.8	612	0.365	92.6	20.98	1.71×10^{-4}	-1.06

Table 6 Comparison of parameter benchmark values monitored

Case	OEM's monitoring system			Model-based method			Regression method		
	$T_{ECTb}/^{\circ}\text{C}$	$W_{FB}/(\text{kg/s})$	$N_{2b}/\%$	$T_{ECTb}^*/^{\circ}\text{C}$	$W_{FB}^*/(\text{kg/s})$	$N_{2b}^*/\%$	$T'_{ECTb}/^{\circ}\text{C}$	$W'_{FB}/(\text{kg/s})$	$N'_{2b}/\%$
1	610.5	0.314	91.864	611.1	0.311	91.702	613.9	0.294	91.697
2	590.1	0.298	91.017	590.6	0.300	90.820	595.5	0.286	90.809
3	573.5	0.351	90.554	569.6	0.351	90.360	582.2	0.337	90.286
4	580.8	0.337	91.039	577.6	0.340	90.843	589.9	0.330	90.701
5	564.5	0.311	90.177	563.6	0.314	90.239	573.2	0.302	89.896
6	600.7	0.342	92.883	603.3	0.345	93.079	610.5	0.336	92.570
7	613.9	0.375	94.114	617.8	0.377	94.444	621.3	0.364	93.690
8	546.2	0.341	89.648	542.3	0.338	90.056	552.6	0.333	89.148
9	606.4	0.383	94.221	610.2	0.382	94.728	619.5	0.377	93.603
10	591.0	0.365	93.589	595.9	0.363	94.055	607.6	0.361	92.800

Table 7 Benchmark performance model validation results

Case	Absolute error			Relative error		
	$\delta T_{ECT}/^{\circ}\text{C}$	$\delta W_F/(\text{kg/s})$	$\delta N_2/\%$	$E_{R,ECT}/\%$	$E_{R,W_F}/\%$	$E_{R,N_2}/\%$
1	0.6	0.003	0.162	0.098	0.955	0.177
2	0.5	0.002	0.197	0.084	0.671	0.217
3	3.9	0.000	0.194	0.680	0.000	0.215
4	3.2	0.003	0.196	0.551	0.890	0.216
5	0.9	0.003	0.062	0.159	0.964	0.069
6	2.6	0.002	0.196	0.432	0.585	0.212
7	3.9	0.002	0.330	0.635	0.533	0.352
8	3.9	0.002	0.408	0.714	0.587	0.458
9	3.8	0.001	0.493	0.627	0.261	0.527
10	4.8	0.002	0.466	0.812	0.548	0.502

在0.534%以内,平均误差为0.31%。

$$\delta P = |P_b^* - P_b| \quad (41)$$

$$E_{R,P} = \frac{|P_b^* - P_b|}{P_b} \times 100\% \quad (42)$$

式中 P 可表示监控参数 T_{ECT}, W_F, N_2 。

运用传统的基于多元回归的基线模型计算方法与采用本文模型构建方法所得到的监控参数基准

值,与监控系统中监控参数基准值之间的绝对误差如图5所示。

观察图5可知,运用本文提出的基准模型计算方法所计算的三个监控参数基准值均优于由基于回归的基线模型计算方法得到的基准值。因此本基准性能模型精度较优,可满足实际发动机状态监控应用的使用需求。

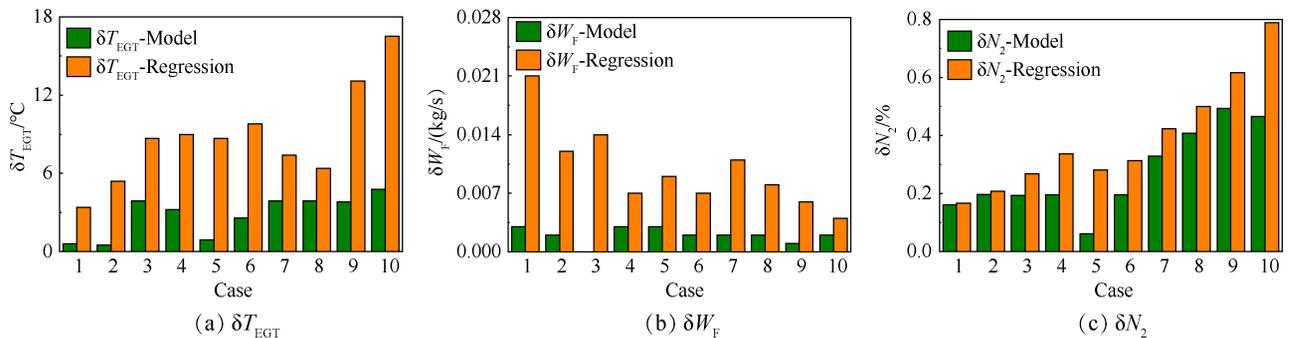


Fig. 5 Absolute error comparison chart

4 结 论

本文以CFM56-7B型发动机为例,从发动机机理层面出发,提出了一套结合多工况点部件特性非线性修正的基准性能计算方法,所得结论如下:

(1)采用Newton-Raphson法对发动机强非线性方程组求解,可有效解决现代民航发动机传感器数量少、构建稳态模型时可用数据量不足、求解困难等问题。

(2)本研究采用基于粒子群优化算法的折合转速二次形式的修正因子函数,实现了对部件特性的多工况点非线性修正,并提高了目标部件特性图的精度,从而优化了CFM56-7B型发动机的稳态基准性能模型。

(3)本研究通过ACARS数据和监控参数偏差值,验证了新开发的稳态基准性能模型构建方法的精确度。相较于传统的多元回归稳态基线模型,该方法表现出更高的准确性。此成果为航空发动机的稳态性能监控奠定了坚实的理论基础和模型支持。然而,由于试验条件限制,该方法在动态特性和慢车低功率稳态特性的计算精度方面仍有待提高,需进一步研究。

致 谢:感谢国家自然科学基金和中国民航大学中央高校基本科研项目的资助。

参考文献

- [1] 曹 明,黄金泉,周 健,等. 民用航空发动机故障诊断与健康现状、挑战与机遇 I : 气路、机械和FADEC系统故障诊断与预测[J]. 航空学报, 2022, 43(9): 625573.
- CAO M, HUANG J Q, ZHOU J, et al. Current status, challenges and opportunities of civil aero-engine diagnostics & health management I : diagnosis and prognosis of engine gas path, mechanical and FADEC[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(9): 625573. (in Chinese)
- [2] 钟诗胜,崔智全,付旭云. Rolls-Royce发动机基线挖掘方法[J]. 计算机集成制造系统, 2010, 16(10): 2265-2270.
- ZHONG S S, CUI Z Q, FU X Y. Baseline mining method of Rolls-Royce's engine [J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2010, 16(10): 2265-2270. (in Chinese)
- [3] 刘 渊,余映红,田彦云,等. 航空发动机排气温度基线建模新方法研究[J]. 推进技术, 2022, 43(4): 200511.
- LIU Y, YU Y H, TIAN Y Y, et al. Investigation on new method for baseline modelling of aero-engine exhaust gas temperature [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(4): 200511. (in Chinese)
- [4] 陈 铨,郑前钢,汪 勇,等. 基于状态感知的航空发动机变基线模型建模方法研究[J]. 推进技术, 2023, 44(9): 2206067.
- CHEN C, ZHENG Q G, WANG Y, et al. Modeling method of aero-engine variable baseline model based on state perception [J]. Journal of Propulsion Technology, 2023, 44(9): 2206067. (in Chinese)
- [5] KURZKE J. How to get component maps for aircraft gas turbine performance calculations[C]. Birmingham: Proceedings of the ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition, 2015: 117-123.
- [6] 李书明,王泽芃,孙 爽,等. 基于贝兹曲线的压气机特性图生成方法[J]. 科学技术与工程, 2021, 21(33): 14428-14433.
- LI S M, WANG Z P, SUN S, et al. Compressor map generating method based on Bézier curve[J]. Science Technology and Engineering, 2021, 21(33): 14428-14433. (in Chinese)
- [7] 董 威,尹家录,郑培英,等. 航空发动机及燃气轮机整机性能仿真综述[J]. 航空发动机, 2023, 49(5): 8-21.
- DONG W, YIN J L, ZHENG P Y, et al. Review: engine-level performance simulation of aero-engine and gas turbines[J]. Aeroengine, 2023, 49(5): 8-21. (in Chinese)
- [8] SPINA P. Gas turbine performance prediction by using generalized performance curves of compressor and turbine stages[C]. Netherlands: ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air, 2002.
- [9] 路绪坤. 燃气轮机压气机特性曲线拟合研究[D]. 北京: 中国科学院大学(中国科学院工程热物理研究所), 2021.
- LU X K. Research on the fitting of gasturbine compressor's characteristic curve [D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences (The Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences), 2021. (in Chinese)
- [10] 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.
- [11] TSOUTSANIS E, LI Y G, PILIDIS P, et al. Part-load performance of gas turbines: part 1—a novel compressor map generation approach suitable for adaptive simulation [C]. Maharashtra: Proceedings of the ASME 2012 Gas

- Turbine India Conference, 2012.
- [12] ALEMU T, FAKHRULDIN B M H, CHALILULLAH R. Generating gas turbine component maps relying on partially known overall system characteristics[J]. *Journal of Applied Sciences*, 2011, 11(11): 1885-1894.
- [13] KONG C, KI J, KANG M. A new scaling method for component maps of gas turbine using system identification [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2003, 125(4): 979-985.
- [14] 叶 伟, 陈玉春, 崔高锋, 等. 拟牛顿法在航空发动机特性仿真中的应用[J]. *计算机仿真*, 2007, 24(10): 78-81.
YE W, CHEN Y C, CUI G F, et al. Application of quasi Newton method to aeroengine performance simulation[J]. *Computer Simulation*, 2007, 24(10): 78-81. (in Chinese)
- [15] KIM J H, KIM T S, MOON S J. Development of a program for transient behavior simulation of heavy-duty gas turbines[J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2016, 30(12): 5817-5828.
- [16] KURZKE J. How to create a performance model of a gas turbine from a limited amount of information [C]. Nevada: ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea and Air, 2008.
- [17] MARTINS D A R. Off-design performance prediction of the CFM56-3 aircraft Engine [D]. Lisbon: Instituto Superior Técnico, 2022.
- [18] 杨欣毅, 沈 伟, 王 文, 等. 利用多状态试车数据修正发动机部件特性[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(8): 1785-1791.
YANG X Y, SHEN W, WANG W, et al. Aero-engine component characteristic map correction using multi state test data[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(8): 1785-1791. (in Chinese)
- [19] 曹惠玲, 张 卓, 曲春刚. SVR在航空发动机基线挖掘中的应用研究[J]. *机械科学与技术*, 2017, 36(1): 152-160.
- CAO H L, ZHANG Z, QU C G. The application research of support vector regression in aero-engine's baseline mining[J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2017, 36(1): 152-160. (in Chinese)
- [20] KURZKE J, HALLIWELL I. Propulsion and power: an exploration of gas turbine performance modeling [M]. Switzerland: Springer International Publishing AG, 2018.
- [21] 黄燕晓, 翟红春. 航空发动机原理与结构[M]. 北京: 航空工业出版社, 2015.
- [22] 罗 磊, 杨少昀, 杜 巍, 等. 不同流量系数下涡轮流动特性研究[J]. *气动研究与试验*, 2022(4): 108-116.
LUO L, YANG S Y, DU W, et al. Research on turbine flow characteristics with different flow coefficients [J]. *Aerodynamic Research & Experiment*, 2022(4): 108-116. (in Chinese)
- [23] GIRAO B P. Development of a performance prediction model for the CFM56-7B engine [D]. Lisbon: University of Lisbon, 2023.
- [24] FREEMAN C, CUMPSTY N A. Method for the prediction of supersonic compressor blade performance [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1992, 8(1): 199-208.
- [25] PLENCNER R M. Plotting component maps in the Navy/NASA Engine Program (NNEP): a method and its usage [EB/OL]. (1989-01-01) [2013-09-05]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/19890004868>.
- [26] GE AVIATION. Diagnostics trend interpretation training [M]. Beijing: GE Aviation, 2009.
- [27] 王奕惟. 基于航后数据的航空发动机气路参数基线建模与气路状态辨识研究[D]. 厦门: 厦门大学, 2021.
WANG Y W. Research on baseline modeling of aero-engine gas path parameters and gas path state identification based on post-flight data [D]. Xiamen: Xiamen University, 2021. (in Chinese)

(编辑:白 鹭)

Establishment and verification of a civil aircraft engine air path benchmark model for health management

GUO Qing¹, SUN Zhengri¹, FAN Junfeng², FU Yu¹, ZUO Hongfu³

(1. College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

2. Power Plant Department, Southern Airlines Engineering Technology Branch, Guangzhou 510890, China;

3. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Aiming at the requirement of diagnosis and prediction of air path performance in the field of civil aircraft engine health management, a benchmark performance modeling method based on general model and test data modification was proposed. The steady-state performance model was constructed using the test data after overhaul, and the Newton-Raphson algorithm was used to solve the nonlinear equations of the engine to accurately calculate the characteristic parameters under different working conditions. In order to improve the accuracy of the model, a quadratic correction factor function based on reduced speed is introduced, which improves the traditional linear correction to the nonlinear correction at multiple operating conditions, and ensures the accuracy of the target engine characteristic diagram. The accuracy of the model is verified by using the Airplane Communication Addressing and Reporting System (ACARS) system message data of CFM56-7B engine. The results show that the proposed method is superior to the traditional multivariate linear regression engine baseline model in accuracy.

Key words: Civil aircraft engine; Health management; Gas path analysis; Benchmark modeling; Component characteristic correction

Received: 2024-06-25; **Revised:** 2024-08-27.

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2406058

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (U2133202); Central University Basic Scientific Research Business Foundation of Civil Aviation University of China (3122022046).

Corresponding author: FU Yu, E-mail: fuyu00@163.com