

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2024.02.047

基于模型的涡扇发动机性能衰减评估

赵伟辰,王晨,李兆红,杨怀丰,王军

(中国航发沈阳发动机研究所,辽宁 沈阳 110066)

摘要:为了获得涡扇发动机寿命期内各部件性能衰减程度与衰减趋势,基于发动机性能计算模型与部件特性衰减因子,采用序列二次优化算法对1台300 h持久试车的发动机各阶段部件性能衰减情况进行寻优计算。计算结果表明:模型计算结果与试验测量结果误差最大为4.33%,绝大部分参数误差在 $\pm 2.0\%$ 范围;高压部件持久试车前期衰减,后期低压部件衰减较快,300 h试车后压气机与低压涡轮衰减最严重。

关键词:涡扇发动机;性能衰减;衰减因子;序列二次优化算法;持久试车

中图分类号:V231 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2024)02-0224-05

Model-based Performance Degradation Evaluation for Turbofan Engine

ZHAO Weichen, WANG Chen, LI Zhaohong, YANG Huaifeng, WANG Jun

(AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110066, China)

Abstract: In order to obtain the performance degradation and degradation trend of each component in turbofan engine life cycle, sequential quadratic optimization algorithm based on engine performance calculation model and component degradation factors was used to optimize the performance degradation in each stage of a 300 hour long-term test engine. The calculation results show that the maximum error between the model calculation results and the experimental measurement results is 4.33%, and the error of most parameters is within $\pm 2.0\%$. In the earlier stage of long-term test, the high-pressure turbine and compressor decay, the low-pressure turbine and fan components decay faster in the later stage and the compressor and low-pressure turbine decay most seriously after 300 hours test.

Keywords: turbofan engine; performance degradation; degradation factors; sequential quadratic optimization algorithm; long-term test

0 引言

航空发动机工作包线广、工作环境因素复杂,在使用过程中存在流路部件磨损、烧蚀、积垢等情况。这些因素会造成航空发动机寿命期内推力降低、耗油率升高等性能损失。对于军用航空与民用航空领域,航空发动机寿命期内性能衰减与保持情况均是一项关键指标。研究航空发动机性能衰减情况对使用安全性与寿命期内维修经济性有重要意义,但发动机各部件工作环境差异较大,在寿命期内衰减程度与衰减速率并不相同。

近年来国内外众多学者与工程技术人员致力于发动机性能衰减与退化研究,分为基于数据驱动与基于发动机模型驱动两种。WANG P等^[1]、唐王^[2]与黄亮^[3]先后采用数据驱动方法利用热力测量参数计算发动机剩余寿命。王钟毓^[4]采用数据驱动方法计算发动机装机性能趋势。ZIYAM S等^[5]基于发动机模型,研究用流路部件衰减

表征发动机性能衰减的方法。DÖRING F等^[6]基于压气机长试车试验数据提出一种考虑衰减的压气机特性修正方法,并指出可应用于整机性能衰减评估。林学森等^[7]基于涡轴发动机性能模型,通过设定部件特性退化因子计算发动机性能参数,以修正后模型为数据源,开展ELM模型训练和测试,用于性能退化诊断,平均诊断精度达97.5%。黄开明等^[8]采用非线性气路分析法计算涡轴发动机长试过程压气机与涡轮4个特性修正参数衰减情况。ARETAKIS N等^[9]基于商用涡扇发动机模型与试验数据,采用PNN方法训练含8个修正参数的健康评估模型。ROUMELIOTIS I等^[10]进一步基于该方法利用4个参数对某燃气轮机两年内性能变化进行评估。徐田镇^[11]基于发动机性能模型,利用三维线性插值法(马赫数、燃油流量、高度)以5个参数表征部件退化程度,在亚音速与超音速两类工况部件退化参数计算误差小于3%,性能参数误差小于2%。钱俊宁^[12]与李永进^[13]基

基金项目:两机重大专项基础研究项目(J2019-I-0004)

第一作者简介:赵伟辰(1994—),男,辽宁沈阳人,工程师,硕士,研究方向为航空发动机总体性能设计,810893234@qq.com。

于性能模型,利用卡尔曼滤波器分别使用四五个部件性能退化参数实时计算发动机性能。杨思幸^[14]采用自适应拟合法改进卡尔曼滤波器,对4个部件共计8个参数的退化情况进行计算验证,指出采用多部件多退化参数评估性能的准确性高于单部件单参数评估。夏天乾等^[15]设计一种基于动态逆的健康参数估计方法,搭配神经网络建立涡轴发动机自适应模型,相比线性卡尔曼滤波器具有实时性更高的优点,减少耗时26%。

已公开的发动机持久试车试验数据极其缺乏,国内对性能衰减研究注重于性能预测与故障诊断模型或工具开发,适用性及准确性尚需验证。随着我国军用与民用航空发动机与燃气轮机产品逐渐成熟,产品大量使用凸显出性能衰减研究的急迫性。本文利用某小涵道比涡扇发动机300h持久试车试验数据,基于发动机模型与部件衰减因子开展发动机性能衰减研究,可为发动机寿命期内维修周期设计和流路部件衰减机理研究提供支撑。

1 发动机控制规律与参数说明

本文研究的发动机类型为某小涵道比涡轮风扇发动机,发动机的主调节参数包括高压物理转速、低压物理转速与低压涡轮后排气总温,中间及以上状态中的1个参数受限,其他2个参数随动,可通过控制计划调整发动机性能。发动机可调几何控制参数包括风扇、压气机进口可变弯度整流叶片角度 α_1 、 α_2 和喷管喉道面积 A_8 。通过部件特性测量试验检测压缩部件设计角度与非设计角度部件性能,折算叶片角度调节与压缩部件换算流量、压比、压缩效率变化的映射关系,在其他非试验测量中用转速插值计算部件工作特性。

利用发动机地面台架试车数据修正模型中流路总压损失、引气流量系数等参数,使性能计算模型所计算的发动机性能参数与典型截面气动热力参数满足工程研究精度要求。

2 基于发动机模型的衰减评估方法

随着发动机使用时间的增加,各部件存在性能衰减情况,综合表现效果是发动机整机推力降低、耗油率升高。基于发动机性能计算模型,引入部件特性衰减因子衡量部件特性变化情况。以发动机环境参数为模型输入参数,以发动机台架试验性能参数与截面气动热力测量参数为目标值,根据多份持久试车发动机分解后部件试验特性测量结果设定衰减因子范围,在衰减因子调节范

围内通过发动机性能模型计算获得一组解与目标测量相比,满足精度要求,故认为该工况下部件特性衰减因子可以表征当前发动机部件性能衰减情况。该问题是一个性能寻优问题,优化方程如下:

$$k_{i\min} \leq k_i \leq k_{i\max} \quad (i=1,2,\dots) \quad (1)$$

$$A_{im} = \sum_{j=1}^n \left| \frac{c_m^j - c_c^j}{c_m^j} \right| \quad (2)$$

式中: k_i 表示部件特性衰减因子; i 表示衰减因子数目; $k_{i\min}$ 与 $k_{i\max}$ 表示衰减因子取值边界; c_m^j 表示试验测量参数,包括发动机性能参数与截面气动热力参数; j 表示测量参数数目; c_c^j 表示性能模型对应计算结果。优化流程如图1所示。

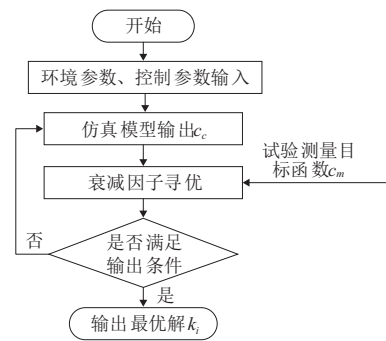


图1 衰减因子寻优流程

发动机部件性能影响因素包括非旋转部件特性因素和旋转部件特性因素,非旋转部件特性因素表现为总压损失、燃烧效率等,旋转部件特性因素表现为流量、效率等^[16]。本文开展的研究未设置流路总压损失与燃烧室燃烧效率衰减因子,设置了4个旋转部件中共8个衰减因子,分别用 k_1 — k_8 表示,具体对应关系见表1。

表1 部件特性衰减因子

衰减因子符号	含义
k_1	风扇流量衰减因子
k_2	风扇效率衰减因子
k_3	压气机流量衰减因子
k_4	压气机效率衰减因子
k_5	高压涡轮流量衰减因子
k_6	高压涡轮效率衰减因子
k_7	低压涡轮流量衰减因子
k_8	低压涡轮效率衰减因子

3 序列二次优化算法验证

部件性能衰减因子寻优方法采用序列二次优化算法,序列二次优化算法是通过求解一系列二次规划子问题得到目标函数最优解的方法。该方

法在求解含有约束的非线性优化问题时具有收敛性强的特点。

为了验证优化算法对求解发动机衰减问题的适用性,首先利用发动机性能模型,以环境参数与部件衰减因子为给定输入,计算获得发动机性能与气动参数。以该组参数为目标函数,在预设衰减因子范围内进行求解,校核修正因子偏差范围。模型梯度使用有限差分法计算,相对步长选取 10^{-4} 。

表 2 是 0 km、 $Ma=0$ 工况给定衰减因子后模型计算结果与寻优后模型结果对比,目标函数选用发动机 3 个性能参数(低压物理转速、燃油流量、推力)和 6 个截面气动热力参数(风扇、压气机、低压涡轮出口总温、总压),输入参数为标准大气环境温度、压力和高压换算转速。误差最大的参数为低压涡轮出口温度,相对误差为 0.28%。表 3 是序列二次优化算法寻优结果,部件特性衰减因子中流量衰减因子与给定值误差较大,达到 1.1%。考虑到目标函数中无流量参数,根据性能计算模型中流量平衡关系,压气机部件流量特性修正误差会保持至轴向下游高压涡轮、低压涡轮部件流量修正因子。

表 2 0 km, $Ma=0$ 工况发动机性能模型计算结果误差
单位: %

参数名称	相对误差
风扇出口总压	0.17
风扇出口总温	-0.05
压气机出口总压	0.02
压气机出口总温	0.08
低压涡轮出口总压	-0.09
低压涡轮出口总温	0.28
低压物理转速	-0.05
燃油流量	0.00
推力	-0.13

表 3 0 km, $Ma=0$ 工况部件衰减因子寻优结果

衰减因子	给定值	预设值	寻优结果	相对误差/%
k_1	0.990	1.000	0.990	0.0
k_2	0.992	1.000	0.995	0.3
k_3	0.993	1.000	0.982	-1.1
k_4	0.998	1.000	0.993	-0.5
k_5	0.993	1.000	0.986	-0.7
k_6	0.976	1.000	0.979	0.3
k_7	0.996	1.000	0.985	-1.1
k_8	0.979	1.000	0.975	-0.4

进一步选取同一组部件衰减因子的 3 个工况点参数作为给定输入,利用性能模型计算相同结果参数。以 3 个工况下计算结果参数作为目标函数,求解部件衰减因子并校核偏差。选取高度 0 km,马赫数 0、0.5、1 的 3 个工况,模型计算结果误差如图 2 所示。寻优目标点增加为 3 个后,相同收敛标准下计算误差增加但均不超过 1.0%,3 组结果误差最大项均为低压涡轮出口总温,0 km、 $Ma=0$ 工况相对误差为 0.72%。

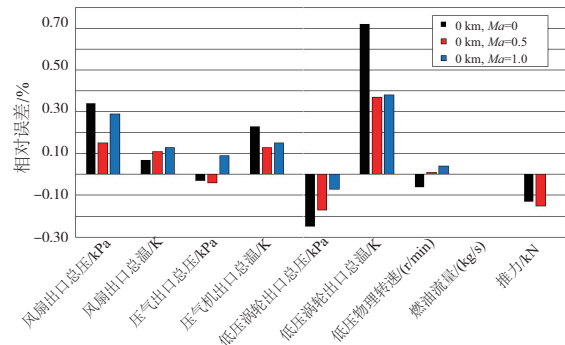


图 2 0 km 条件 3 组工况性能模型计算结果相对误差

从表 4 衰减因子寻优结果观察到:考虑 3 个工况后部件流量系数衰减因子与给定值的误差进一步增大,并出现与单工况寻优相同的误差保持效果。3 工况寻优的压气机流量衰减因子为 0.973,与给定值相差 2.0%,在目标函数中无流量约束情况下流量修正因子误差较大。序列二次优化算法作为一种局部寻优算法,在以多工况点参数作为目标函数时会引入更多局部次优解,增大寻优误差。以该方法进行多工况寻优时,应分工况优化并合理给定初值与寻优范围。

表 4 部件衰减因子计算结果

衰减因子	给定值	单工况优化结果	3 工况优化结果
k_1	0.990	0.990	0.990
k_2	0.992	0.995	0.993
k_3	0.993	0.982	0.973
k_4	0.998	0.993	0.991
k_5	0.993	0.986	0.980
k_6	0.976	0.979	0.979
k_7	0.996	0.985	0.975
k_8	0.979	0.975	0.978

4 发动机 300 h 性能衰减计算

基于发动机性能计算模型与对应发动机持久试车数据开展发动机 300 h 性能衰减计算。试验

数据选取发动机持久试车过程中每 100 h 的性能录取结果,每个时间阶段选取暖机后 2 个状态点:中间状态与高压相对换算转速为 0.97 状态。两状态转速相近,认为部件特性衰减程度相当。

目标函数选用发动机 2 个性能参数(低压物理转速、推力)和风扇、压气机、低压涡轮出口截面 7 个气动热力参数。输入环境与控制参数为环境静压、发动机进口总温与总压、风扇和压气机进口整流叶片角度、喷管面积、高压物理转速。整流叶片角度、喷管面积可调几何参数用于计算与控制计划给定值的偏差量,角度偏差量以特性修正方式考虑进模型,喷管面积偏差通过调整落压比控制计划方式加入发动机性能模型。

计算过程首先利用 100 h 试验测量数据进行衰减因子寻优,获得两种状态寻优结果后取各衰减因子的高值作为 200 h 优化过程中各衰减因子取值上边界,进一步取 200 h 计算结果中高值作为 300 h 后,寻优过程各衰减因子取值上边界。该取值方法是基于同一发动机在持久试车过程中部件换算流量、换算效率持续衰减或稳定不变的假设。发动机持久试车过程中各阶段中间状态、高压相对换算转速(n_{2R})0.97 状态的衰减因子计算结果如表 5 所示,100 h 阶段风扇与压气机流量衰减因子在两种状态下寻优差异最大,以中间状态寻优结果为基准时相对误差均为 1.24%;200 h 阶段风扇流量衰减因子相对误差最大达到 1.04%;300 h 阶段低压涡轮流量衰减因子相对误差最大达到-0.62%,高压压气机与高压涡轮部件特性衰减因子基本一致,相对误差在 0.1%量级。在发动机衰减程度较低时,各转速状态下对部件衰减因子敏感性高,即存在多种部件衰减情况符合目标发动机性能表现。在发动机衰减程度较大,如使用 300 h 及以上时,发动机各转速状态下对部件特性衰减因子敏感性低。

表 5 持久试车每 100 h 衰减因子计算结果

衰减因子	100 h		200 h		300 h	
	$n_{2R}=0.975$	中间	$n_{2R}=0.978$	中间	$n_{2R}=0.972$	中间
k_1	0.982	0.970	0.974	0.964	0.959	0.961
k_2	0.974	0.970	0.963	0.965	0.959	0.955
k_3	0.980	0.968	0.958	0.954	0.951	0.952
k_4	0.988	0.988	0.985	0.981	0.979	0.979
k_5	0.987	0.980	0.983	0.976	0.972	0.972
k_6	0.986	0.995	0.982	0.987	0.984	0.983
k_7	0.982	0.974	0.963	0.970	0.960	0.966
k_8	0.974	0.975	0.966	0.970	0.957	0.957

上述 6 个工况点寻优结果相对误差如图 3 所示,与目标参数的误差均在 $\pm 4.0\%$ 范围,最大达到 4.33%,大部分参数处于 $\pm 2.0\%$ 偏差范围内。在保证相似工况衰减因子差异的基础上,该方法可应用于发动机性能衰减工程分析使用。与试验数据对比发现 300 h 中间状态低压涡轮出口总温、总压与低压物理转速相对误差较大,原因是在长时间使用后,喷管出现塑性变形,喷管面积是寻优输入参数,喷管面积偏差造成了低压级参数匹配的差异。同时,在长试后对压气机进口可调导叶进行调节以保证发动机性能,但模型中输入的部件特性修正量未考虑性能衰减,因此在发动机可调几何存在变化时寻优误差会增大。

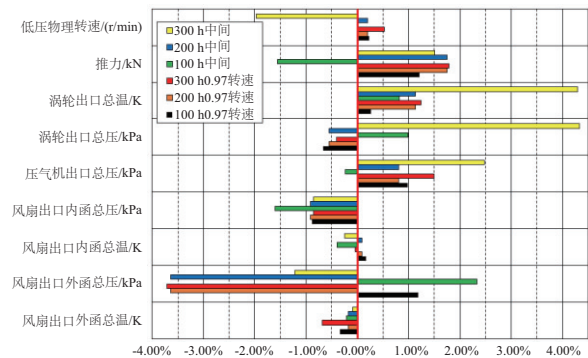


图 3 300 h 内各工况寻优结果相对误差

试验用发动机在进行持久试车前已使用一段时间,并非完全新机状态。以持久试车前 100 h 中间状态部件衰减因子为基准,对 200 h 与 300 h 中间状态部件衰减因子进行归一化处理,处理结果如图 4 所示。随使用时间增加,前期核心机部件开始衰减得较明显;压气机流量、效率、高压涡轮效率下降更快;后期使用至 300 h 后,高压部件小幅衰减,低压部件如风扇效率、低压涡轮效率下降明显。根据长试发动机调试经验,长试后压气机清洗可有效恢复发动机性能,可进一步分解研究低压部件效率下降原因,为返修发动机提供指导方向。

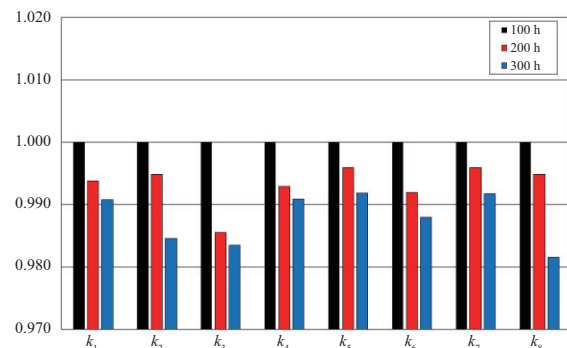


图 4 300 h 内各阶段中间状态衰减因子

5 结语

本文介绍了一种基于发动机性能计算模型与部件特性衰减因子的发动机性能衰减评估方法。基于修正后发动机性能计算模型,利用序列二次优化算法,验证部件衰减因子计算精度与有效性。进一步结合持久试车发动机试验数据,计算300 h内部件衰减情况,得出以下主要结论:

1) 部件性能衰减选取风扇、压气机和高压涡轮流量、效率衰减因子,经模型验证采用序列二次优化算法进行寻优时,单个工况点截面气动参数计算结果最大误差为0.28%,3个工况点误差升高,最大为0.72%,对于多工况点寻优应进一步引入非旋转部件特性修正因子用来降低寻优误差;

2) 在发动机300 h持久试车过程中,每100 h后部件衰减因子寻优的结果一致性较高,随使用时间增加相似状态衰减因子相对误差由1.24%下降至-0.62%;300 h内6个工况点寻优计算结果与试验误差最大4.33%,绝大部分参数相对误差在±2.0%范围;

3) 发动机300 h持久试车前期高压部件衰减较快,300 h试验后期风扇、低压涡轮效率衰减较快;其中压气机流量、低压涡轮效率衰减最严重。

参考文献:

- [1] WANG P, GAO R X. Markov nonlinear system estimation for engine performance tracking [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2016, 138(9): 091201.
- [2] 唐王. 数据驱动的航空发动机余寿预测方法[D]. 南京:南京航空航天大学, 2018.
- [3] 黄亮. 基于随机过程的航空发动机剩余寿命预测及维修决策研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2019.
- [4] 王钟毓. 数据驱动的航空发动机异常检测方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2019.
- [5] ZIYA M S, ENVER Y L, KARAKOC T H. Assessment

of degradation effects for an aircraft engine considering exergy analysis[J]. *Energy*, 2017, 140: 1417-1426.

- [6] DÖRING F, STAUDACHER S, KOCH C. Predicting the temporal progression of aircraft engine compressor performance deterioration due to particle deposition[C]// *ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, Charlotte, North Carolina, USA: ASME, 2017.
- [7] 林学森, 李本威, 赵勇, 等. 涡轴发动机性能退化分析与诊断[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2015, 28(6): 34-38.
- [8] 黄开明, LI Y G, 张伟, 等. 某型涡轴发动机性能衰减与部件退化评估[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(11): 2673-2679.
- [9] ARETAKIS N, ROUMELIOTIS I, ALEXIOU A, et al. Turbofan engine health assessment from flight data[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2015, 137(4): 041203.
- [10] ROUMELIOTIS I, ARETAKIS N, ALEXIOU A. Industrial gas turbine health and performance assessment with field data[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2017, 139(5): 051202.
- [11] 徐田镇. 航空发动机退化状态参数估计与控制技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2017.
- [12] 钱俊宁. 基于模型的航空发动机性能退化缓解控制研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2015.
- [13] 李永进. 智能航空发动机性能优化控制技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2018.
- [14] 杨思幸. 航空发动机性能恢复控制方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2019.
- [15] 夏天乾, 徐植桂, 吴金栋, 等. 基于动态逆的涡轴发动机自适应模型建模方法研究[J]. *机械制造与自动化*, 2022, 51(5): 123-125, 148.
- [16] 刘兆颖. 考虑发动机性能退化的涡轮叶尖间隙预估方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2019.

收稿日期:2022-07-25