

某型涡轴发动机性能衰减与部件退化评估

黄开明¹, LI Yi-Guang², 张 伟¹, 冯 兴¹, 蔡建兵¹

- (1. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;
2. 克兰菲尔德大学 航空运输工程学院, 贝德福德郡 MK43 0AL)

摘 要: 为在某型涡轴发动机持久试验中进行性能健康检查, 采用多点匹配方法建立了个体发动机性能衰减计算模型, 基于非线性气路分析方法对部件性能退化进行了计算, 集合已有经验确定性能偏离部件, 完成了某型发动机持久试验中不同阶段的性能衰减评估。结果表明, 某型发动机性能衰减及部件性能退化成阶段性分布, 前期压气机和燃气涡轮性能变化最快, 随后处于相对稳定阶段, 动力涡轮性能在目前试验时数范围内基本无变化。该方法的验证为涡轴发动机使用过程中的性能健康与评估提供了有益的经验。

关键词: 涡轴发动机; 部件特性图; 性能衰减; 气路分析; 退化评估

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Performance degradation and components deterioration degree estimation for a turboshaft engine

HUANG Kai-ming¹, LI Yi-Guang², ZHANG Wei¹,
FENG Xing¹, CAI Jian-bing¹

- (1. China Aviation Powerplant Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;
2. School of Aerospace, Transport and Manufacturing, Cranfield University, Cranfield Bedfordshire, MK43 0AL, United Kingdom)

Abstract: To monitor the performance and health conditions of a turboshaft engine during an endurance test, an engine mathematical model was set up and adapted to its real performance by adjusting component maps using a multiple-point performance adaption method. Gas path diagnostic analysis of the engine based on a non-linear gas path analysis (GPA) methodology was performed. In combination with field experiences, evaluation of the engine gas path component deterioration during an engine endurance test was carried out. The results indicated that the engine performance deviation and component deterioration varied over time. During initial phase of the test, the performance of the compressor and the compressor turbine deviated most rapidly then stabilized afterwards. As for the power turbine, the health was almost unchanged during the entire endurance test. The validation and experience of the GPA diagnostic technique prove that the technology can be applied into engine performance and health check for the evaluation of health of the turboshaft engine in its future service.

Key words: turboshaft engine; component maps; performance degradation; gas path analysis; deterioration degree estimation

航空发动机结构复杂,工作在高速、高温的恶劣环境中,属于多发故障机械,维护技术对于航空发动机的安全使用至关重要.视情维护是通过对发动机的状态监测来衡量发动机健康状态,在部件失效前进行有针对性的维护与维修,在大量节省维护成本的同时亦可确保发动机工作的可靠性.视情维护需要对在役发动机开展性能健康评估.直升机上涡轴发动机工作环境更为恶劣,如在海、沙漠低空环境经空气携带外物造成的腐蚀、磨损等.因此,在使用过程中对发动机进行性能健康检查和评估是保障直升机安全飞行的重要前提和措施^[1].基于气路分析(gas path analysis, GPA)技术的多种智能方法得到了大量应用^[2-7],许多高校开展了遗传算法、神经网络、专家系统等在航空发动机故障诊断中的仿真研究.气路参数分析技术通过对发动机气路通道的压力、温度参数的监控和对燃油流量、转速、功率等参数分析来评估发动机性能健康状况.因此,适应个体发动机的高精度性能计算数学模型是开展气路分析的基础.基于发动机性能模型的健康检查方法,可以计算与评估任意飞行条件下发动机的性能衰减情况.

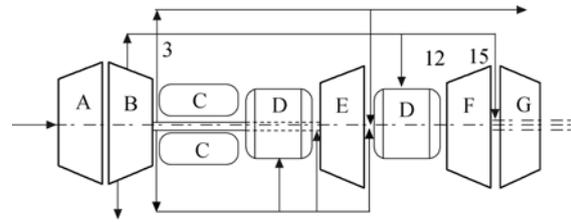
基于 GPA 技术的航空发动机性能故障诊断在航空涡扇和涡轴发动机上均得到了应用^[8-9].为缩小该领域与国际先进水平的差距,中国航空动力机械研究所与英国克兰菲尔德大学合作开展了某型涡轴发动机性能故障诊断研究,该合作研究历时三年,针对某型涡轴发动机开发了性能诊断软件 PYTHIA_CAPI.本文基于合作成果,对某型涡轴发动机任务化持久试验过程中发动机的性能衰减与部件性能变化规律进行了初步研究,提出了一种发动机性能衰减的评估方法,获得了该发动机在不同试验阶段的部件性能变化规律;该方法进一步可应用于直升机实际飞行中发动机的性能健康评估.

1 发动机性能基准模型

1.1 特性图的调整

利用 PYTHIA_CAPI 软件建立了该型发动机的基线模型,如图 1 所示.模型包括了进气道、压气机、燃烧室、燃气涡轮、动力涡轮、过渡段、尾喷管以及引气等模块.

为获取本研究中发动机的初始台架性能(即洁净发动机性能)基准模型及各部件的初始性能,



A 进气道; B 压气机; C 燃烧室; D 过渡段;
E 燃气涡轮; F 动力涡轮; G 尾喷管

图 1 某型涡轴发动机数学模型框架

Fig. 1 A turbo-shaft engine mathematical model

需要对基线模型进行修正.模型修正分设计点修正和非设计点修正,在设计点修正时可获得各部件在设计点的缩放因子,非设计点修正通常以设计点缩放因子按照比例调整各条特性线,称之为线性修正.例如,压气机各条特性线的效率修正因子均为本压气机设计点所取效率 η_{dp} 与基线发动机设计点效率 $\eta_{b,dp}$ (下标 dp 为设计点, b 表示基线)之比

$$F_{s,\eta} = \frac{\eta_{dp}}{\eta_{b,dp}} \quad (1)$$

航空发动机是一个强非线性系统,采用相同的修正因子修正不同特性线难以达到工程实际需求的精度.为此,提出了非线性修正方法^[10-11].将压气机和涡轮各转速下特性的缩放因子定义为换算转速的二次函数,燃烧室缩放因子定义为燃烧室进口压力的二次函数.比如,压气机特性图中第 i 条特性线的效率修正因子为

$$F_{s,\eta} = a + b \frac{n_{g,i} - n_{g,dp}}{n_{g,dp}} + c \left(\frac{n_{g,i} - n_{g,dp}}{n_{g,dp}} \right)^2 \quad (2)$$

式中 a, b 和 c 为待定系数; $n_{g,dp}$ 和 $n_{g,i}$ 分别表示设计点和非设计点转速.

这样缩放部件特性就转化为寻找各个缩放因子函数的系数 a, b, c 的问题.考虑到发动机试验时各参数测量误差以及不同评估目的,引入目标函数 F_0 .

$$F_0 = \frac{1}{k} \frac{1}{m} \left[\sum_{j=1}^k \sum_{i=1}^m \sigma_i \left| \frac{y_{i,j}^p - y_{i,j}}{y_{i,j}} \right| \right] \times 100 \quad (3)$$

式中 k 为试验状态数量, m 表示试验获取的参数数量, y 为发动机试验参数值, y^p 为模型参数计算值, σ_i 表示对应参数的权重.

部件特性图的调整或修正过程,就是通过寻优 a, b, c 使目标函数最小的过程.

本文根据该发动机台架试验性能对部件特性图进行调整(adaptation),其中原始压气机特性和

燃烧室特性是该型发动机具有代表性的部件试验特性,原始涡轮特性为计算特性.设计点缩放因子根据式(2)变成常数 α ,以该系数乘以特性图中原始设计点特性,完成设计点修正;然后选取该发动机试验中不同状态点试验数据开展非设计点修正.图 2 是非设计点压气机特性调整前后对比,其中横坐标 W_{ac} 为压气机进口换算流量, n_{dp} 为压气机设计转速.可以看出,离设计点越远修正幅度越大,压气机 $1.0n_{dp}$ 转速线通过设计点修正后在非设计点修正过程中不发生变化.

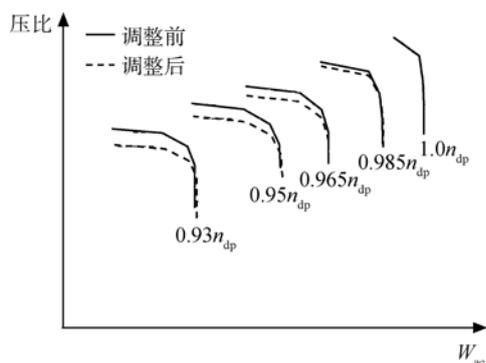


图 2 调整前后压气机特性
Fig. 2 Adapted compressor map

1.2 基准模型校准

某发动机持久试验前完成了性能校准.试验环境条件:大气温度为 11°C 、压力为 104.13 kPa ,获取了 10 个稳态性能试验点数据.为了提高发动机性能健康检查区域的计算精度,重点针对发动机工作转速在 $0.965n_{dp}$ 附近的试验点性能进行校准.

根据该型发动机部件设计特点及部件试验特性,选取 6 个部件性能参数作为优化调整对象:压气机流量,压气机效率,燃气涡轮流量,燃气涡轮效率,动力涡轮流量,动力涡轮效率.即对压气机特性图、燃气涡轮特性图和动力涡轮特性图进行调整.采用遗传算法进行寻优,设定遗传群中个体数为 50、基因交叉概率为 0.35、基因变异概率为 0.3,经过 20 代遗传后获得了优化结果,目标函数值为 0.587% .

表 1 是模型校准前后 5 个试验状态点的计算值与试验值平均误差.可以看出,通过校准后,计算误差大大减小,特别是性能参数燃油流量和功率的平均误差缩小为原来的 $1/7\sim 1/9$.此外,计算误差随着转速的变化成非线性变化,离设计点越远计算误差越大.

表 1 某发动机模型校准前后平均计算误差
Table 1 Simulation average errors of an engine model

试验测试参数	校准前误差/%	校准后误差/%
发动机空气流量	0.645365	0.13638
压气机出口总压	2.49639	0.80715
压气机出口总温	0.89808	-0.54097
动力涡轮进口总温	3.9207	0.41568
发动机输出功率	9.16108	-0.04287
燃油流量	7.0275	0.9736
尾喷管出口温度	2.0015	-0.6661
尾喷管出口压力	0.54831	0.43954

2 发动机性能健康评估

通过对发动机的性能健康评估,可以及时掌握发动机性能衰减情况,为决策维护和修理提供相关信息.发动机持久工作过程中,随着运行时间增加,气流通道会积累尘污、叶尖磨损和机匣变形导致间隙增大、篦齿磨损导致封严泄露增加、喷嘴积炭导致温度场恶化等均会造成发动机性能出现不同程度的衰减.流道尘污经过清洗可使发动机流通能力、各部件效率出现不同程度恢复,但磨损、腐蚀以及泄露等难以恢复,因而发动机性能健康评估主要是针对不可恢复性能开展,用于发动机性能评估的参数应采用发动机清洗后的试验性能.

涡轴发动机的性能健康检查通常是根据飞行手册中提供的发动机性能检查点(一般选择巡航状态),在特定飞行高度、大气温度和飞行速度下,检查特定输出功率下温度裕度或转速裕度.温度裕度在一定程度上可反映出发动机的性能衰减程度^[12];当温度裕度小于预先设定的阈值时,表明发动机性能已经发生较大程度衰减,需要返厂修理.

由于同一型号不同发动机个体之间性能存在一定程度的差异,飞行手册中发动机性能数据为基线发动机性能(代表平均性能),以个体发动机性能与基线发动机性能进行对比来评判发动机性能衰减存在较大误差.此外,直升机在飞行中受到多种不确定因素干扰,发动机工作条件往往偏离飞行手册中样本点对应的试验条件,插值及换算误差也会给性能评估精度造成较大影响.

在地面台架试验时,通常按换算参数分析发动机性能变化情况.考虑到涡轴发动机相似换算

存在较大误差^[13-14],本文采用试验时实测的发动机性能与前述发动机基准性能模型计算值对比来评估整机性能的衰减量.为了减少由于模型计算误差对性能衰减评估的影响程度,性能对比状态选取在燃气发生器换算转速为0.96~0.97范围内开展,并根据初始性能模型计算误差 ϵ_0 修正对应状态的计算结果后进行对比,相对变化量为

$$\delta = \frac{y - y^p(1 - \epsilon_0)}{y^p(1 - \epsilon_0)} \times 100 \quad (4)$$

根据上述方法,计算了某发动机持久试验过程中整机性能变化情况.图3、图4是给出的发动机不同试验阶段,对应试验时环境条件和实际物理转速(燃气发生器换算转速均在0.965左右)下的功率、燃气温度 T_{45} 、进气流量、燃油消耗量的变化情况.

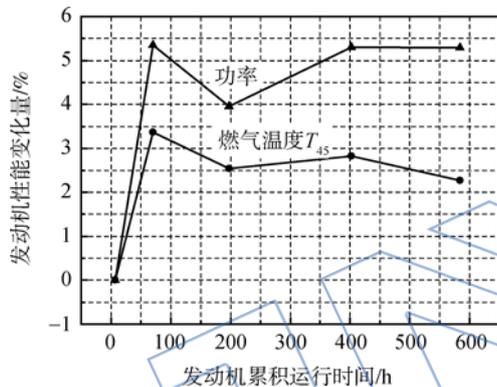


图3 功率及动力涡轮进口燃气温度 T_{45} 变化情况

Fig. 3 Power and T_{45} change

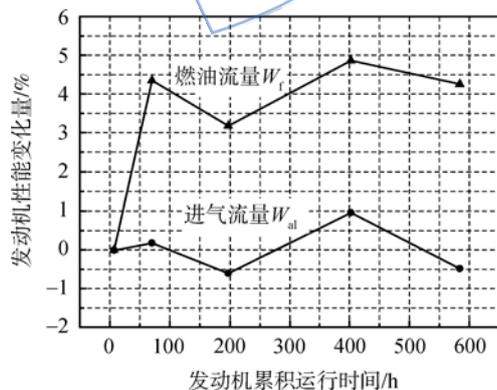


图4 燃油流量及进气流量变化情况

Fig. 4 Fuel flow and mass flow change

从图3、图4中可以看出,发动机工作70h后,相同转速下,发动机功率、燃气温度、燃油流量都有较大幅度增加,而进气流量稍有增加.这说明发动机功率增加主要是由于燃气温度升高产生

的,也预示着某个部件效率下降导致燃气温度升高;发动机运行200h后,相同转速下,功率、燃气温度、燃油流量和进气流量均有一定程度降低,一方面进气流量降低引起其他几个参数同步减小,另一方面,可能由于部件效率的恢复或改善导致燃气温度下降,从而引起功率和燃油流量的下降;发动机运行400~600h后,各参数变化趋于平缓,预示着部件性能处于相对稳定阶段.

该发动机性能衰减趋势与目前已有的3台该型发动机长时间飞行后的性能变化趋势一致,但飞行试验的发动机性能变化快慢程度不同,该型发动机使用性能衰减的普遍规律还需要进行大量的统计分析.

3 部件性能退化评估

3.1 气路分析方法

发动部件性能退化评估(诊断)是发动机性能衰减计算的逆运算,即通过发动机性能参数的变化量求出各部件相应气动性能参数的变化量.

气路分析技术假定在小偏差范围内,发动机部件特性参数(x ,自变量)与发动机性能参数(y ,因变量)成线性关系^[15],进一步可获得变化量之间也存在如下关系:

$$\Delta y = \mathbf{M} \times \Delta x \quad (5)$$

$$\Delta x = \mathbf{M}^{-1} \times \Delta y \quad (6)$$

利用发动机试验数据或发动机性能模型,可以求得某一状态下式(5)中的影响系数矩阵 \mathbf{M} ,若 \mathbf{M} 可逆,则可求出故障系数矩阵 \mathbf{M}^{-1} ,就可以利用式(6)计算出该状态附近部件性能参数的变化.由于航空燃气涡轮发动机实质上是非线性系统,当发动机健康状态偏离原始性能较多时,GPA技术难以获得良好效果.为此,非线性的GPA(non-linear gas path analysis)技术获得了发展^[16-17],其基本原理是在式(6)基础上获得用于下一步迭代的部件性能

$$\mathbf{x}_{n+1} = \mathbf{x}_n + \Delta \mathbf{x} \quad (7)$$

然后,将 \mathbf{x}_{n+1} 代入到发动机性能模型中,计算出发动机性能参数,将其与发动机真实性能参数(试验值)进行比较,如果误差满足给定的精度要求,则表明 $\Delta \mathbf{x}$ 即为部件性能变化量;如果误差不满足要求,则采用Newton-Raphson方法反复迭代.

采用GPA进行故障诊断时,发动机试验测量参数数量(m)需大于待诊断部件的性能参数数量(n),但实际上这一条件往往难以得到保障,在

建立故障诊断方程式(6)时就需要进行降维处理,导致容易陷于局部最优解.为解决该问题,PYTHIA_CAPI 软件采用 Zedda 与 Singh 提出的部件故障组合排除法^[18],首先假定部件故障的组合形式进行计算,然后根据表征故障概率大小的 GPA 指数并集合专家经验进行部件性能退化评估.定义 GPA 指数为

$$I = f\left[\frac{1}{1 + \epsilon}\right] \quad (8)$$

式中 ϵ 是发动机试验测量值与模型计算值的平均误差. I 指数越大(在 0~1 范围)表明部件组合的故障概率越高.

本文采用非线性 GPA 方法计算持久试验后发动机各部件性能的退化量.

3.2 性能退化计算

某型发动机任务化持久试验中运行 70 h 后经过清洗,然后完成了性能校准试车,以性能校准试车获得的试验参数作为性能诊断目标.首先选取压气机(AC)、燃气涡轮(GT)和动力涡轮(PT)组合故障模式开展性能诊断.这 3 个部件的组合有 7 个,表 2 给出了利用 PYTHIA_CAPI 软件计算的各种组合形式下的 GPA 指数 I 值.可以看出,包含了压气机部件性能衰减的组合其 I 值均较大,而且考虑部件退化后模型计算值与试验值的均方根误差也是最小,说明压气机部件性能变化的概率最大;而包含有动力涡轮时 I 值均较小,而且对应均方根差超过了工程经验评估可能的程度,因此假定动力涡轮部件性能没有发生变化;此外,燃气涡轮独立情况下 I 值也相对较小,并且其流函数需要减小 1.23%,根据地面台架 60 h 持久试验后发动机分解检查情况,涡轮导叶喉部面积几乎不会产生缩小的情况,故可排除燃气涡轮性能单独发生了偏离.

表 2 某发动机 70 h 后部件退化排查结果

Table 2 Component case degradation of an engine after 70 h

组合形式	I	方均根误差
组合 1 (AC)	0.5848	0.9981
组合 2 (GT)	0.4545	1.4181
组合 3 (PT)	0.5549	1.1911
组合 4 (AC+GT)	0.6249	0.962
组合 5 (AC+PT)	0.3576	2.0897
组合 6 (GT+PT)	0.1679	5.9619
组合 7 (AC+GT+PT)	0.1842	5.5839

由此,本文以压气机和燃气涡轮性能同时发生偏离进行部件性能评估,表 3 是计算的压气机和燃气涡轮组合形式下其性能变化情况.可以看出,压气机效率大幅降低,这是导致前述燃气温度升高的主要原因,压气机流量增加超出图 4 所示的真实试验值,可能原因是试验测量误差引起的(测量误差通常在 2%左右);燃气涡轮效率升高,这与该型发动机已有 60 h 持久试验分解检查情况吻合,检查发现燃气涡轮叶片由于蠕变增长、涡轮间隙减小,导致效率有一定提升.

表 3 某发动机 70 h 后部件退化量评估

Table 3 Components degradation degree of an engine after 70 h

参数	性能变化/%
压气机效率	-2.382
压气机流量	1.11
燃气涡轮效率	1.07
燃气涡轮流函数	0.006

采用表 3 中压气机和燃气涡轮性能偏离值修正特性图,计算出该发动机工作 70 h 后的参数,模型计算值与试验值的误差见表 4.可以看出除尾喷管出口压力误差较大外,其他 8 个参数的误差均小于 1%,说明所评估的部件性能变化量具有较高的置信度.

表 4 采用 70 h 部件退化特性的计算误差

Table 4 Model prediction errors after 70 h

参数	匹配误差/%
输出功率	0.04
燃油流量	0.727
耗油率	0.7427
进口空气流量	0.2427
动力涡轮进口温度	0.2944
压气机出口温度	0.01467
尾喷管出口温度	0.7758
压气机出口压力	0.022
尾喷管出口压力	2.5493

采用以上方法,评估了发动机持久试验其他阶段各部件性能变化情况.图 5~图 6 是评估的压气机和燃气涡轮性能在不同试验阶段的变化情况,总结有如下基本规律.

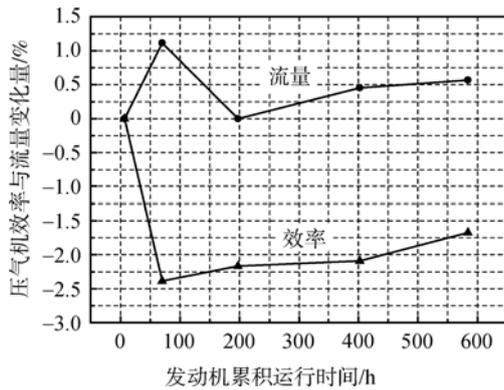


图5 压气机性能变化趋势

Fig. 5 Change of compressor performance

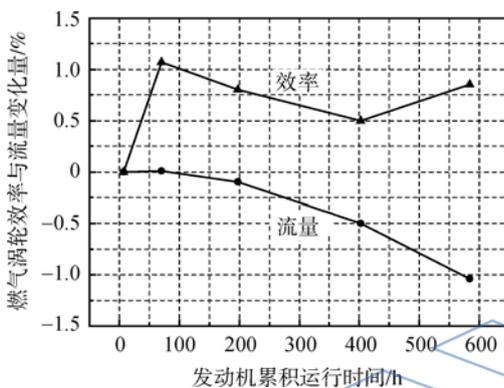


图6 燃气涡轮性能变化趋势

Fig. 6 Change of gas turbine performance

压气机:效率恶化在前 100 h 阶段最为显著,随后在 400 h 之前基本维持不变,到 400 h 后有逐步恢复的趋势;流量总体上变化很小。

燃气涡轮:效率提升在前 100 h 阶段最为显著,随后在 400 h 之前逐步回落,但到 400 h 后又有较大的提升,涡轮流量总体上逐步降低,这是与高温腐蚀涡轮流道产生的污垢没有彻底清洗干净有关。

需要指出的是,以上评估过程假定动力涡轮性能没有衰减,而且评估是以部件特性寻优结果为基础的,只能说明压气机和燃气涡轮性能变化组合形式的概率较大,与该发动机真实的部件性能退化情况不一定完全吻合。如发动机运行中经常发生的内漏(篦齿间隙变大等)和冷却流量变化(冷却孔烧结等)也可以造成发动机性能类似变化,在目前的研究中将这些因素归集到了对应部件的特性变化之中。

4 结论

1) 建立个体发动机精确的性能模型是评估

发动机性能健康状态的基础,采用多点匹配方法对非设计点特性图进行校准能够极大提高发动机性能计算精度。

2) 利用高精度的性能模型评估持久试验发动机性能衰减,适应范围广,并可以有效避免采用参数换算方法带来的误差。

3) 基于 GPA 的非线性计算方法能有效评估出持久试验发动机的部件性能退化,但由于其有可能陷于局部最优,因此,需要集合人工经验对评估结果进行分析后综合确定故障部件;

4) 该发动机已有的试验结果评估表明,其部件性能退化趋势成阶段性分布,前 70 h 压气机性能变化最快,燃气涡轮效率有提升的趋势;在目前试验时数范围内,动力涡轮性能难以评估出变化,需进一步研究其性能变化规律。

参考文献:

- [1] Simon D L, Litt J S. Automated power assessment for helicopter turboshaft engines[R]. NASA TM 2008-215270, 2008.
- [2] Doel D L. Assessment of weighted-least-squares based gas path analysis[R]. ASME Paper 93-GT-119, 1993.
- [3] Ghiocel D M, Altmann J. Critical modeling issues for prediction of turbine performance degradation: use of a Stochastic-Neuro-Fuzzy inference system[R]. AIAA-2001-1452, 2001.
- [4] Blinstrub J, Li Y G, Newby M, et al. Application of gas path analysis to compressor diagnosis of an industrial gas turbine using field data[R]. ASME Paper GT2014-25330, 2014.
- [5] 郝英,孙健国,白杰.航空燃气涡轮发动机气路故障诊断现状与展望[J].航空动力学报,2003,18(6):753-760.
HAO Ying, SUN Jianguo, BAI Jie. State-of-the-art and prospect of aircraft engine fault diagnosis using gas path parameters[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 753-760. (in Chinese)
- [6] Visser W P J, Kogenhop O, Oostveen M. A generic approach for gas turbine adaptive modeling[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2006, 128(1): 13-19.
- [7] Verbist M L, Visser W P J, van Buijtenen J P. Experience with gas path analysis for on-wing turbofan condition monitoring[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2014, 136(1): 011204. 1-011204. 8.
- [8] Verbist M L, Visser W P J, van Buijtenen J P, et al. Gas path analysis on KLM in-flight engine data[R]. ASME Paper GT2011-45625, 2011.
- [9] Visser W P J, Oostveen M, Pieters H, et al. Experience with gsp as a gas path analysis tool[R]. ASME Paper GT2006-90904, 2006.
- [10] Li Y G, Abdul Ghafir M F, Wang L, et al. Nonlinear multi-

- ple points gas turbine off-design performance adaptation using a genetic algorithm[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2011, 133(7):071701. 1-071701. 9.
- [11] Li Y G, Abdul Ghafir M F, Wang L, et al. Improved multiple point nonlinear genetic algorithm based performance adaptation using least square method[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2012, 134(3): 031701. 1-031701. 10.
- [12] Litt J, Kurtkaya M, Duyar A. Sensor fault detection and diagnosis simulation of a helicopter engine in an intelligent control framework[R]. NASA TM-106784, 1994.
- [13] 涅恰耶夫. 航空动力装置控制规律与特性[M]. 单凤桐, 程振海, 译. 北京: 国防工业出版社, 1999.
- [14] 黄开明, 黄金泉, 杨芳, 等. 涡轴发动机性能参数的等效换算[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(9): 2036-2040. HUANG Kaiming, HUANG Jingquan, YANG Fang, et al. Performance parameter equivalent correction of turbo-shaft engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(9): 2036-2040. (in Chinese)
- [15] Urban L A. Gas path analysis applied to turbine engine condition monitoring[R]. AIAA-72-1082, 1972.
- [16] Escher P C. Pythia; an object-orientated gas path analysis computer program for general applications[D]. Cranfield, Shrivenham, UK: Cranfield University, 1995.
- [17] Li Y G, Singh R. An advanced gas turbine diagnostic system-pythia[R]. Munich, Germany: The 17th International Symposium on Airbreathing Engines ISABE-2005-1284, 2005.
- [18] Zedda M, Singh R. Gas turbine engine and sensor fault diagnosis using optimisation techniques[R]. AIAA-99-2530, 1999.

(编辑: 秦理曼)

JASSP