

文章编号: 1000-8055(2002)01-069-06

某型涡轮轴发动机稳态气路故障诊断方法

毛景立¹, 李 鸣², 林 健³

(1 西北工业大学, 陕西 西安 710072;

2 北京航空航天大学 经济管理学院, 北京 100083;

3 五邑大学, 广东 江门 529020)

摘要: 本文是涡轮轴发动机稳态气路故障诊断方法研究的结果。根据监控功能要求, 应用气路参数分析法, 确定反映部件性能参数变化的测量参数, 建立故障诊断模型, 探讨分别应用 6 个和 4 个测量参数诊断气路部件故障的方法。

关键词: 涡轮轴发动机; 数学模型; 性能监视; 故障诊断; 气路参数分析法

中图分类号: V 235. 12

文献标识码: A

The Research of Gas Path Trouble Diagnosing for a Given Turbo-Shaft Engine in the Stable Condition

MAO Jing-li¹, LI Ming², LIN Jian³

(1 Northwest Polytechnic University, Xi'an 710072, China;

2 Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

3 Wuyi University, Jiangmen 529020, China)

Abstract: This paper presents the research results of trouble diagnosing methods for a given turbo-shaft engine. According to the monitoring functional requirements, applying gas path parameter analysis principle, the measured parameters which reflect the performance degradation of monitoring components are determined. A diagnostic model was established, with which methods of diagnosing six faults by using six and four measured parameters were explored.

Key words: turbo-shaft engine; mathematical models; performance monitoring;
trouble diagnosing; gas path parameter analysis principle

1 引言

涡轮轴发动机工作环境复杂, 多工作在近海面、沙漠、风雪、山区等空气潮湿、尘埃较大、气流复杂的空域。涡轮轴发动机自身结构独特, 燃气发生器涡轮和动力涡轮是气动联系, 燃气发生器涡轮转速高 (30000~40000 r/min, 涡喷 10000~2000 r/min), 发动机体积小、通道窄、布局密。在保证一定性能要求的同时保证可靠性、耐久性和

维修性, 正是较长期以来发动机的设计思想。国外提出发动机监控系统应作为发动机研制设计的一个组成部分^[1], 这样不仅可以使监视系统和发动机协调发展, 而且有利于提高监控系统的性能。这样, 涡轮轴发动机监控系统已成为当务之急。然而, 要发展系统, 必须首先进行方法的研究, 因而进行了“某型涡轮轴发动机稳态气路故障诊断方法研究”。

收稿日期: 2001-03-14; 修订日期: 2001-06-25

作者简介: 毛景立(1970-), 男, 海军装备部驻某地区军事代表, 工程师, 于西北工业大学读在职博士。

2 监控方法研究

当涡轮轴发动机气路中任何零部件发生故障时,受损部件性能恶化,导致气路中温度、压力、转速、轴输出功率和燃油流量等参数的变化;因而可按上述参数的变化来诊断气路中各部件的故障。这种方法被称为气路参数分析法。在实际过程中,由于是由部件性能变化而导致测量参数的变化,所以表征性能的参数为自变量,用向量 X 表示;测量参数为因变量,用向量 Y 表示。 Y 是 X 的非线性函数,即 $Y = F(X)$, 这是涡轮轴发动机的非线性数学模型。

在进行故障诊断时,已知的是测量参数 Y , 待求的是性能参数 X 。方法是将非线性方程组线性化,即得到涡轮轴发动机的线性数学模型,然后求解线性方程组,即可得到向量 X , 它的各个分量就是各部件的性能参数的变化值。由于部件性能参数的变化表征了一定的故障现象及所在位置,所以对该变化值按照一定的原则进行分析就可定位故障,从而达到监测发动机及其工作参数或判别工作状况目的。

鉴于本文所研究的某型发动机正处于研制而尚未设计定型阶段,不可能有实际发生故障时的测量参数的数值。所以,本文利用发动机的非线性数学模型来模拟故障的出现。

2.1 性能参数的确定与测量参数的选取

根据所要求监视的部件,来确定应研究的性能参数。在对国内外涡轮轴发动机充分调研的基础上并参考文献[2, 3], 本文认为应该监视压气机、燃气发生器涡轮和动力涡轮三大部件的下列性能参数: 压气机效率 η_c , 燃气发生器涡轮效率 η_g , 动力涡轮效率 η_d , 压气机换算流量 m_{acor} , 燃气发生器涡轮导向器面积 A_T , 动力涡轮导向器面积

A_{Bo} 。

测量参数的选取首先取决于发动机结构形式和监控功能要求等因素,所选测量参数应能比较敏感地反映被监视部件的性能参数变化。另外还要考虑技术上的可行性和测量的难易程度,比如燃烧室出口温度在技术上做不到直接测取,两涡轮间的温度和燃烧室出口压力是很难测和测不准的参数,故不宜选它们。经分析后决定选取的测量参数有: 压气机出口静压 P_3 , 动力涡轮前总压 P_6^* , 压气机出口总温 T_3^* , 动力涡轮后总温 T_7^* , 燃油流量 W_f , 轴输出功率 N_{Bo} 。

发动机工作状态不同,测量参数的值也不相同,因此为了计算有故障的发动机和无故障(基线)发动机测量参数的变化(偏差),必须规定一个表征发动机工作状态的基准参数。作基准参数必须遵循“一是在功率范围内变化显著,二是保持和发动机油门位置对应且能确定发动机工作状态”。据此可选取压气机百分比转速 n_{cor} 作为基准参数。

测量参数的数值是指在一定状态下的测量值,因此在监控部件测量参数的同时应监测工作环境参数飞行高度 H , 马赫数 M_a , 大气温度 T_{10} 。

2.2 涡轮轴发动机稳态性能数学模型的建立

为求出在各种状态下测量参数随性能参数的变化关系,需要建立一个发动机数学模型。发动机性能数学模型可分为设计点和非设计点两类,其中,非设计点数学模型又分为稳态和动态两种。涡轮轴发动机非设计点数学模型,是计算发动机在给定飞行马赫数、飞行高度和油门位置下的轴输出功率、耗油率和燃油流量。在此计算中,除了输入使用条件外,还要输入发动机设计点性能计算的输出参数和控制方案。其中,涡轮轴发动机过渡工作状态,包括起动、加速、减速、接通加力和切断加力等非稳定工作状态,也称为动态。动态性能的计算不在本文的研究范围之内,本文仅就涡轮轴发动机稳态下气路故障的诊断方法进行研究。

2.2.1 稳态性能非线性数学模型的建立

利用部件特性计算发动机稳态性能的方法,是目前应用最广泛的稳态数学模型^[4]。其特点是把发动机的每个部件作为一个“黑盒子”,只给出各部件特性,而不描述各部件内部详细工作情况,利用已知的各部件特性、飞行马赫数、飞行高度、工作状态,按照各部件共同工作条件确定共同工作点,确定发动机性能,其模型示意图如图 1 所示。

由于发动机各部件之间相互制约关系比较复杂,使某些确定部件工作状态的参数不能被直接求出,此时应先试取一些参数数值进行计算。该试取值是否合适,可由各部件间必须满足的共同工作条件和选定的控制方案进行检查。在确定发动机共同工作点时,需要对多个参数的数值进行反复试取,因而必须有相应数量的检查方程。试取参数的个数应尽可能少,但必须保证沿发动机流程的参数计算能顺利进行。

本文在研究中所试取的参数有 4 个,即压气机增压比 π_c , 燃烧室出口温度 T_4^* , 燃气发生器涡轮

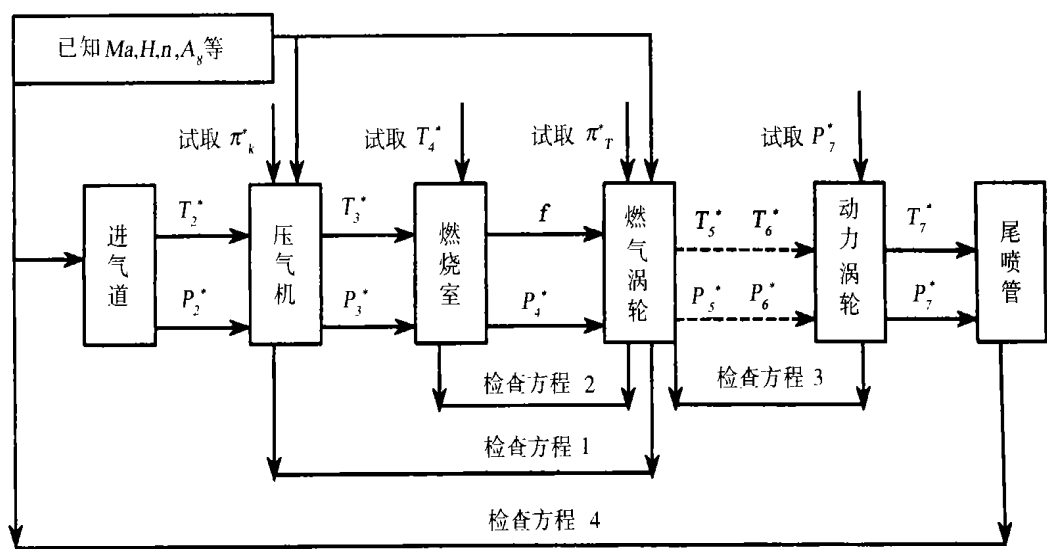


图 1 涡轮轴发动机稳态性能的非线性数学模型示意图

轮膨胀比 π_k^* ，动力涡轮出口总温 P_7^* 。相应的检查方程也有 4 个。

检查方程 1: 压气机与燃气发生器涡轮功率平衡方程

$$Z_1 = P_T \pi_k^* - P_K = 0$$

式中: P_T 为燃气发生器涡轮功率, P_K 为压气机功率。

检查方程 2: 根据试取参数算出的燃气发生器涡轮进口折合流量与其特性图上查出的折合流量相等

$$Z_2 = \left(\frac{q_{mg} \sqrt{T_4^*}}{P_4^*} \right)_{\text{计算}} - \left(\frac{q_{mg} \sqrt{T_4^*}}{P_4^*} \right)_{\text{图}} = 0$$

式中: q_{mg} 为燃气流量。

检查方程 3: 根据试取参数算出的动力涡轮进口折合流量与其特性图上查出的折合流量相等

$$Z_3 = \left(\frac{q_{mg} \sqrt{T_6^*}}{P_6^*} \right)_{\text{计算}} - \left(\frac{q_{mg} \sqrt{T_6^*}}{P_6^*} \right)_{\text{图}} = 0$$

检查方程 4: 根据试取参数计算的尾喷管出口面积与给定的尾喷管出口面积相等

$$Z_4 = A_{8\text{计算}} - A_{8\text{给定}} = 0$$

若满足检查方程, 则试取值对应的各部件工作点即为共同工作点。若不满足检查方程, 即残量 $Z_i \neq 0$ ($i = 1, 2, 3, 4$), 则应重新试取上述 4 个参数, 重新进行计算求出一组新的数据 Z_i , 如此反复, 直到满足收敛条件 $Z_i \leq \epsilon$ ($i = 1, 2, 3, 4$), ϵ 为残量 Z_i 收敛精度。在具体研究中发现, 小偏差系

数阵中的元素值多为 10^{-2} 数量级, 因此, 应该将残量 Z_i 收敛精度 $\epsilon = 10^{-4}$ 。

根据参考文献[5]提供的飞行包线, 可确定本文的研究范围为飞行高度 $H = 0 \sim 6 \text{ km}$, 飞行马赫数 $Ma = 0 \sim 0.3$, 飞行大气温度 $T_1 = 234 \sim 303 \text{ K}$ 。在飞行包线范围内, 等折合转速 $\bar{n}$ 最大值可达到 1.20, 而参考文献[5]实际提供的等折合转速线只有 7 条 $\bar{n} = 0.6, 0.7, 0.8, 0.85, 0.90, 0.95, 1.00$ 。因此要增补 $\bar{n} = 1.05, 1.10, 1.15, 1.20$ 4 条等折合转速线。文献[4]的第 116 页表明“找一个现有的而部件设计参数又相近的部件特性, 经换算后可作为候选发动机的部件特性。”现有的 WZ-8 发动机与所研究的某型发动机的压气机特性相近, 因此, 利用 WZ-8 发动机的压气机特性数据和某型发动机的设计点参数, 可得到要增补的 4 条等折合转速线^[6]。

本文参考由部件特性计算发动机性能的“通用程序”^[7], 结合所研究发动机的实际试车数据, 进行了“设置检查方程、生成压气机特性数据、增加连续重复功能”等工作, 编写了发动机性能计算程序。该程序即为发动机性能的非线性数学模型。

2.2.2 稳态性能线性数学模型的建立

由于发动机气路性能故障一般是逐渐发展的, 所以可利用小偏差法将发动机的非线性模型转化为“线性模型”, 即单因素试验法^[8]。

已知发动机的非线性数学模型 $Y = F(X)$, 若有 n 个测量参数, m 个性能参数, 则称第 i ($i = 1,$

2, ⋯, n) 个测量参数 Y_i 对第 j ($j = 1, 2, \cdots, m$) 个性能参数 X_j 的偏导数 ($\delta Y_i / \delta X_j$) 为小偏差系数, 其求取方法如下。

选定发动机性能模型的基准工作点 $X_0 = (X_{10}, X_{20}, \cdots, X_{m0})^T$, 将其代入发动机非线性模型, 求出相应的测量参数值 $Y_0 = (Y_{10}, Y_{20}, \cdots, Y_{n0})^T$; 然后, 依次对自变量 X 的第 j 个元素增加一个小增量 ΔX_j ($j = 1, 2, \cdots, m$) 而其他元素不变, 代入发动机非线性数学模型, 可求得 $Y = (Y_1, Y_2, \cdots, Y_n)^T$ 。若令 $\delta X_j = \Delta X_j / X_{j0} = M$ (M 为性能参数相对偏差量), $\delta Y_i = Y_i - Y_{i0} / Y_{i0}$, 则小偏差系数:

$$\left(\frac{\delta Y_i}{\delta X_j} \right) = \frac{Y_i - Y_{i0}}{M Y_{i0}} \quad (j = 1, 2, \cdots, m; i = 1, 2, \cdots, n)$$

于是, 发动机的线性数学模型可写成:

$$\begin{bmatrix} \delta Y_1 \\ \delta Y_2 \\ \vdots \\ \delta Y_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\delta Y_1}{\delta X_1} & \frac{\delta Y_1}{\delta X_2} & \cdots & \frac{\delta Y_1}{\delta X_m} \\ \frac{\delta Y_2}{\delta X_1} & \frac{\delta Y_2}{\delta X_2} & \cdots & \frac{\delta Y_2}{\delta X_m} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\delta Y_n}{\delta X_1} & \frac{\delta Y_n}{\delta X_2} & \cdots & \frac{\delta Y_n}{\delta X_m} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta X_1 \\ \delta X_2 \\ \vdots \\ \delta X_m \end{bmatrix}$$

表 1 小偏差系数

$\begin{matrix} X \\ Y \end{matrix}$	c_{ij}						
		η_k^*	η_T^*	η_B	m_{acor}	A_T	A_B
P_3		0.580998	0.578237	0.007888	-0.453812	1.161022	-0.263283
P_6^*		0.024688	0.037765	0.009759	-0.224546	-0.034058	-0.325060
T_3^*		0.606502	0.040719	0.000264	-0.015093	0.080416	-0.008422
T_7^*		0.668564	1.002646	0.268289	0.208499	-0.910364	0.005348
W_f		0.885949	1.294879	0.001415	-0.714819	-1.365289	-0.050712
N_B		0.700752	1.032192	-1.009945	-0.982396	-0.920927	-0.345590

性能参数相对偏差量 δX_j 一般取作定值 M 。从求偏导数来看 M 应尽可能小, 但由于在发动机非线性模型中有许多收敛问题, 若 M 过小以致和收敛精度 ϵ 量级相同, 则 C_{ij} 会有很大误差。如果 M 选择过大, 以致割线斜率和切线斜率差别太大, 同样会造成 C_{ij} 较大误差。本文经过计算对比与分析, 认为选取 $M = 5\%$ 比较合适, 并非越小越好。

从上面小偏差系数表可以分析出, P_6^* 和 T_3^* 相对于其他 4 个测量参数对故障的反映敏感程度从全局上来讲相对较弱, 比如 P_6^* 对由 A_B 相应的

即: $\delta Y = C \delta X$
式中: C 为小偏差系数阵; δY 为测量参数相对偏差阵; δX 为性能参数相对偏差阵。

2 3 故障诊断的基本方法

进行故障诊断时, 是按已知的 δY 求出相应的 δX , 即故障诊断模型为:

$$\delta X = C^{-1} \delta Y$$

其中: C^{-1} 为诊断系数阵。在此基础上依据一定的判定法则, 即可定位部件故障。

2 3 1 小偏差系数阵 C

鉴于所研究发动机尚未定型, 参考文献[9]并结合现役飞机的飞行情况来确定选择起飞和巡航两个状态来研究。

巡航状态 $H = 3000 \text{ m}$, $M a = 0.2$, $n_{cor} = 98\%$ 标准大气, 将矩阵 C 中的元素以表的形式列出, 可得巡航状态 6×6 (6 个测量参数和 6 个性能参数) 小偏差系数表 (见表 1)。

表中

$$C_{ij} = \frac{\delta Y_{ij}}{\delta X_j} = \frac{\delta Y_{ij}}{M} \quad (i = 1, 2, \cdots, n; j = 1, 2, \cdots, m)$$

故障反映较强, 对其他 5 个性能参数相应的故障基本上没有反映。因此可筛去上面小偏差系数表中 P_6^* 和 T_3^* 对应的两行, 得到巡航状态 4×6 (4 个测量参数和 6 个性能参数) 式小偏差系数表, 用于下面的分析研究。

2 3 2 诊断系数阵 C^{-1}

求诊断系数阵是一个关键环节。如果小偏差系数阵 C 为方阵 (如 $n = m = 6$), 则直接求逆可得到诊断系数阵 C^{-1} 。遗憾的是, 现在许多发动机不具备测量许多参数的能力, 即 $n < m$, 小偏差系数阵 C 不再是方阵, 不能直接求逆得到 C^{-1} 。对此,

我们研究探索出子方阵分析法, 比如 $n=4, m=6$, 可从矩阵 C 中任选 4 列来组合成 4×4 方阵, 然后求逆得到“子诊断模型阵”; 这样, 一个 4×6 的矩阵被化解为 $C_6^4=15$ 个子诊断模型阵。

2.3.3 测量参数相对偏差阵

飞机每次飞行时, 发动机的工作状态都不一样, 即使是同一次飞行, 发动机的工作状态也是变化的。如果以符号 Y_i 表示发动机在某一状态下监视测量参数的实际测量值, 以符号 Y_B 表示发动机在该状态对应无故障情况下测量参数的数值。那么可知 Y_i 和 Y_B 的数值均随状态在变化。不论是何种状态, 假设同一故障在相同程度下的差值 ($Y_i - Y_B$) 为定值。如果该差值在规定允许的范围, 则可认为发动机处于良好状态; 否则, 可判定发动机处于非良好状态。在研究中, 我们所关心的是差值 ($Y_i - Y_B$), 而不是 Y_i 或 Y_B 本身。为此引入“基线模型”, 利用相似参数法^[10], 通过拟合建立基线模型 (即多次多项式)。

利用“基线模型”可直接算出对应状态的 Y_B , 然后和该状态的 Y_i 相比较得到差值 ($Y_i - Y_B$)。于是测量参数相对偏差阵元素的计算为:

$$\delta Y_i = \frac{Y_i - Y_B}{Y_B}$$

($i = 1, 2, \dots, n$)

2.3.4 性能参数相对偏差阵 δX

如果 $n=m$, 那么根据诊断模型可直接求得 δX 。如果 $n < m$, 那么则采用子方阵分析法求解, 于是可得到 C_m^n 组 δX 。

2.3.5 诊断结果判定

如何从性能参数相对偏差阵 δX 中, 确定部件故障, 则需要用一定的准则对所有的解值进行筛选和判定。

(1) 合理性准则: 出现故障时部件性能应下降, 故 $\eta_k, \eta_r, \eta_b, m_{acor}$ 的偏差值应小于零; 但实际上绝对小于零是不可能的, 为此设置合理阈值 $EE=1$, 只要偏差值小于 EE , 就认为偏差值小于零。

(2) 过大剔除准则: 如果所求得的 δX 矩阵中元素值过大, 应剔除该组子方程式的解, 设置元素数值阈值 $FF=15$, 只要性能元素值大于 FF 就将该值予以剔除。

(3) 方差准则: 经上述筛选后, 对矩阵元素求均值和方差, 方差较小的为可能发生事件, 为此设置方差阈值 $GG=13$ 。

(4) 最大可能准则: 从剩下的合理解中, 挑出最大元素值和次最大元素值, 并将之赋值给 MM 。当 $MM \leq 1$ 时, 为无故障状态; 当 $1 < MM \leq 3$ 时, 为监视使用状态; 当 $MM > 3$ 时, 为故障发生状态。

上述“准则的确定”和“阈值的设置”是从大量模拟计算中研究“归纳总结”出来的, 并又被再次返回到具体故障模拟中被验证的。

2.4 故障的模拟

鉴于所研究发动机还没有正式设计定型, 为了研究问题, 本文利用发动机性能非线性模型计算程序来模拟真实故障的发生。

发动机在实际工作中常常是发生单个故障, 这种情况下可假定某一个性能参数发生变化, 其他性能参数不变, 修正部件特性计算程序, 从其“非设计点”计算中可得到对应故障时各测量参数的测量值。有些时候发动机是同时发生两种故障, 这种情况下可通过改变性能参数的组合来达到模拟两种故障同时发生的现实。当某一性能参数发生较大程度的变化 (比如 η_k 减少 5%) 时, 其他性能参数与此同时也有不同程度的相应“衰退性”变化 (比如 η_r 减少 3%, η_b 减少 1%), 称这种情况为衰退型故障。

上述用发动机非线性性能数学模型计算出来的测量参数值, 没有考虑到传感器和工作环境等因素, 势必与实际情况存在一定的差异。传感器周围电磁波的干扰、测量仪器的校准误差等因素, 都会最终造成测量参数值的随机误差。因此为了增加模拟的真实性, 需要做加干扰处理。参照文献 [2] 选取“干扰限度值”, 编写程序产生 $[-1, +1]$ 间的均匀分布的随机数, 然后把“随机数”和“干扰限度值”相乘, 最后加到由性能非线性模型算出来的测量参数相对偏差数值上, 即可得到真实故障的模拟值。

3 诊断结果评述与分析

针对起飞、巡航两种状态, 考虑到单个、双重和衰退型故障的发生, 分别在加干扰和不加干扰情况下, 模拟生成故障 1152 种。考虑到 6×6 和 4×6 两种小偏差系数阵形式, 可生成诊断系数阵 32 种。通过 $1152 \times 32 = 36864$ 次组合计算, 计算结果^[6]表明所有故障诊断正确率为 88%。其中, 单个故障型的诊断正确率为 94%, 双重和衰退故障型的诊断正确率为 85%; 6 个测量参数时正确率为 95%, 4 个测量参数时正确率为 82%。究其

原因,已作详细分析和数据验证,限于篇幅本文在此概括说明如下:

(1) 在 4×6 诊断探讨中,筛去 P_6^* , T_3^* 而选用 4 个测量参数来诊断 6 个性能参数对应的故障,由于 P_6^* 对 A_B 反映敏感, T_3^* 对 η_k 反映敏感,因此必然会影响到关于由 A_B 和 η_k 对应故障的诊断结果。

(2) 阈值在判定准则中作为门槛对诊断结果起到积极作用,但有时也会将一些本该诊断出来的故障因不符合阈值而被拒之于门外。不可能找到一个万全的阈值,能将所有不合理的拒之门外,将所有合理接受。

(3) 所建立的非线性性能计算模型,在性能参数下降较小时,模拟计算出来的测量参数数值有较大的误差,影响到诊断结果。

4 结束语

本文每个环节都做了大量的实际计算和充分论证。为了便于交流,作者将所做工作浓缩,主要侧重于方法探讨和阐述,对具体计算和细节工作没有展开论述。在国内涡轮轴发动机领域进行该问题的研究与探讨尚属首例。面对我国直升机日益增多的现状和状态监视急待开发的需求,相信该方法将会有一定的参考价值和意义。

参考文献

- [1] Hurry A F. United Kingdom Military Engine Usage, Condition and Maintenance Systems Experience [R]. ADA 119998, 1982
- [2] Urban L A. Parameter Selection for Multiple Fault Diagnostics of Gas Turbine Engines[R]. The Gas Turbine Division for Presentation at the Gas Turbine Conference, 1984
- [3] 唐耿林. 气路部件的故障参数分析研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1990
- [4] 陈大光, 张津. 飞机—发动机性能匹配与优化[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1994
- [5] 张津. 某型涡轮轴发动机设计数据[R]. 北京航空航天大学, 1995
- [6] 毛景立. 直升机发动机性能监视研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 1996
- [7] 肖陵, 张津, 唐海龙. 直升机动力装置型号评估系统研究[R]. 北京航空航天大学, 1993
- [8] 李军. 试验设计的技术与方法[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 1986
- [9] 卢成文. 世界飞机手册[Z]. 北京: 航空工业出版社, 1991
- [10] 朱行健, 王雪俞. 燃气轮机工作原理及性能[M]. 北京: 科学出版社, 1992

(责任编辑 杨再荣)