

文章编号:1000-8055(2012)11-2592-07

基于偏差值的航空发动机参数标准化修正模型

钟诗胜¹, 崔智全², 王体春³, 张慕楠⁴

(1. 哈尔滨工业大学(威海)船舶工程学院, 山东 威海 264209;

2. 哈尔滨工业大学(威海)汽车工程学院, 山东 威海 264209;

3. 南京航空航天大学机电工程学院, 南京 210016;

4. 中国国际航空股份有限公司工程技术分公司工程部, 北京 101312)

摘 要: 考虑到大气温度、大气湿度和燃烧热值等因素的影响,在第三相似理论的基础上提出了一种基于气路参数偏差值的标准化修正模型,以发动机生产厂家的历史数据为学习样本,建立了多元非线性超定方程组,采用高斯牛顿迭代法进行模型中未知参数的回归求解.使用该模型对测试集数据进行偏差值求解,并把结果与其他模型求解的偏差值进行对比,结果表明:修正后的标准化模型具有更高的精度,更接近于厂家系统的原始模型,具有较高的创新性和实用价值.

关 键 词: 标准化; 航空发动机; 气路参数; 偏差值; 相似理论

中图分类号: V263.4⁺7

文献标志码: A

Corrected standardization model of aero-engine parameter based on deviation

ZHONG Shi-sheng¹, CUI Zhi-quan², WANG Ti-chun³, ZHANG Mu-nan⁴

(1. Department of Naval Architecture,

Harbin Institute of Technology at WeiHai, Weihai Shandong 264209, China;

2. Department of Automotive Engineering,

Harbin Institute of Technology at Weihai, Weihai Shandong 264209, China;

3. Department of Mechanical and Electrical Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

4. Department Engineering Branch, Air China Limited, Beijing 101312, China)

Abstract: Considering the effect of atmospheric temperature, atmospheric humidity and fuel heating value, a corrected standardization model was proposed relating gas path parameter deviation based on third similarity theory, the multivariate nonlinear overdetermined equations were established using the historical data as learning sample, and the unknown parameters were solved using Gauss-Newton iterative method. The deviation was solved using the corrected standardization model proposed, and the result was compared with deviation solved by other models. the conclusion is drawn that the correction model proposed is closer to the original factory model with higher accuracy, and it is more innovative and has practical value.

收稿日期: 2011-11-21

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121115.1028.028.html>

基金项目: 中国民航总局科技项目(MHRD201052); 国家自然科学基金(60939003);

国家高技术研究发展计划(2009AA043403-2, 2009AA043404, 2012AA040911-1)

作者简介: 钟诗胜(1964—),男,江西龙南人,教授、博士生导师,博士,主要从事先进制造技术、智能设计、设备状态监测等。

Key words: standardization; aero-engine; gas path parameter; deviation; similarity theory

航空发动机工作环境非常复杂,同时加上季节的原因,使得航空发动机的气路参数测量值具有很大的随机性,这就会给发动机的性能监控带来很大的困难,甚至无法进行.这就需要把这些测量值转化到某一固定的状态下数值,使用转化后的数据值进行单台发动机的纵向对比及多台发动机之间的横向对比,从而准确的判断航空发动机所处的健康状态,为维修决策提供理论依据.

航空发动机在使用过程中,随着高温、腐蚀以及磨损的作用,气路部件逐渐衰退,导致发动机的性能也逐渐的衰退,主要表现在排气温度、燃油流量和转速的变化.基于这样的理论思想,可以根据发动机在使用过程中的可测参数(如排气温度、燃油流量和转速)的变化值(偏差值)来判断发动机气路部件是否已经达到了使用寿命,在视情维修时准确而又及时地消除发动机气路故障隐患,消除由于发动机气路故障而引起的飞机事故^[1-6].各种气路故障诊断技术都是利用发动机可观测参数(如转速、燃油流量等)与健康基准线进行比较,并将由此产生的偏差值作为检测、隔离和确定部件是否存在故障的依据^[7-10].

气路状态参数的偏差值是在使用中的发动机参数与健康发动机性能基线值相比较获得的.航空发动机的性能基线是计算性能参数偏差值的基准,也是评价机群发动机健康状态的重要参照系.它是航空发动机性能监控参数与控制量之间的曲线关系,作为发动机健康状态评价的基准,基线必须是稳定外界环境下的固定性能曲线.发动机巡航过程中的参数值是直接测量得到的.飞机实际飞行过程中,每次飞行的高度和时间都是不同的,导致航空发动机工作的外界大气环境是随机变化的.外界环境的大气温度和大气压力对航空发动机气路状态参数的测量值影响很大,因此在不同外界环境下得到的测量值之间无法直接进行比较.为了方便比较发动机和飞机的性能,提出了标准大气的概念,并且把不同外界环境下的测量值转化到标准大气状态下的值进行比较.因此,参数标准化模型的精确性直接影响着偏差值的精确性^[11-12].

中国民航学院的林兆福、范作民等以及潘慕绚、黄金泉等曾在各自的论文著作中给出过航空发动机性能参数测量值的标准化模型^[13-15],该模

型是一个简单明确的固定指数模型,并没有考虑到其他因素对指数的影响. Volponi 利用第三相似理论对发动机参数进行标准化模型的推算,得到了无量纲温度比值 θ 和压力比值 δ 的指数, Dr. Joachim 和 Mathioudakis 也在各自的著作中给出了自己的标准化模型^[16-18],同样给出的是定指数的模型,他们在各自的著作中也已经提到,他们给出的这些指数是在典型工况下的指数,而发动机随着型号的不同和循环状态的不同应该具有不同的指数值.他们还指出,这些指数值是在没有考虑大气湿度和燃油热值等因素的情况下得到的.

本文基于第三相似定理推导了气路参数标准化近似模型,并给出了普通的燃气轮机模型的具体形式.考虑到大气温度、大气湿度以及燃烧热值对标准化模型的影响,在近似模型的基础上提出了基于气路参数偏差值的修正模型,同时根据相似理论分析了模型中的参数.使用厂家的原始数据作为学习样本,通过多元非线性回归的方法确定修正模型的待定系数,之后使用该模型对测试集的数据进行偏差值预测,并与其他模型的结果进行对比,可知文中提出的修正后标准化模型在求解偏差值的精度上远远高于其他模型.

1 相似理论与标准大气状态

1.1 相似三定理

采用试验的方法研究量与量之间的规律性时,一般有 2 种方法.一种方法是直接试验法,另一种方法是采用相似理论.通过容易获得的相关参数的测量推广到实际实验对象.相似理论的基础是相似三定理.

相似第一定理:凡彼此相似的现象,必定具有数值相同的相似准则.

对于复杂的现象存在几个相似准则.对于与航空发动机直接相关的为可压缩流体的流动有马赫数

$$Ma = \frac{v}{c} = \text{const}$$

相似第二定理:凡具有同一特性的现象,为单值条件彼此相似,且由单值条件的物理量所组成的相似准则在数值上相等,则这些现象必定相似.

相似第三定理:当一现象由 n 个物理量的函数关系式表示,且这些物理量中含有 m 种基本量

纲时,则能得到 $(n - m)$ 个相似准则.描述该现象的函数关系式,可表示成 $(n - m)$ 个相似准则间的函数关系式.

若描述某现象的各种量之间的关系可表示为相似准则 $\pi_1, \pi_2, \cdots, \pi_n$ 之间的函数关系 $F(\pi_1, \pi_2, \cdots, \pi_n) = 0$, 则这种关系式为准则关系式,或准则方程式,也称为 π 定理.

在相似准则 $\pi_1, \pi_2, \cdots$ 中,那些由单值条件的物理量所组成的准则称为定性准则,用 $\pi_{d1}, \pi_{d2}, \cdots, \pi_{dm}$ 表示.而包含被决定量的准则称为非定性准则,用 $\pi_{f(m+1)}, \pi_{f(m+2)}, \cdots, \pi_{fn}$ 表示,则任一非定性准则可表示为定性准则的函数.

$$\pi_{fi} = f_i(\pi_{d1}, \pi_{d2}, \cdots, \pi_{dm})$$

1.2 标准大气状态

为了使得同型号发动机之间的参数和同台发动机在时间序列上的参数具有可比性,需要把测量参数转化到标准大气状态的修正值.基于这样的原因,引出了标准大气的概念.

目前主要有 3 种标准大气:国际标准大气、美国标准大气、苏联标准大气.西欧国家主要采用国际标准大气.国际标准大气是由国际标准化组织规定的,它可以作为某些飞行仪表和飞机大部分性能数据的参照基础.以海平面作为高度计算的起始点,并且在海平面处有

$$\begin{aligned} T_0 &= 288.16 \text{ K}(15^\circ\text{C}) \\ p_0 &= 1.0133 \times 10^5 \text{ Pa} = 14.696 \text{ psia} \\ \rho_0 &= 1.255 \text{ kg/m}^3 \\ c_0 &= 340.3 \text{ m/s} \end{aligned}$$

式中 c_0 为声速.在美国标准大气规定与国际标准大气规定中上面的几条是完全一样的.

2 标准化通用模型

航空发动机的气路参数很明显的受到外界大气环境温度和压力的影响,测量参数与校正参数之间具有如下的映射关系:

$$X = f(T_2, p_2, X^*)$$

对两边求导可得

$$dX = \left(\frac{\partial X}{\partial T_2}\right)dT_2 + \left(\frac{\partial X}{\partial p_2}\right)dp_2 + \left(\frac{\partial X}{\partial X^*}\right)dX^*$$

由于

$$\frac{dX}{X} = \left(\frac{\partial X/X}{\partial T_2/T_2}\right)_{\substack{p_2=\text{const} \\ X^*=\text{const}}} \frac{dT_2}{T_2} +$$

$$\begin{aligned} &\left(\frac{\partial X/X}{\partial p_2/p_2}\right)_{\substack{T_2=\text{const} \\ X^*=\text{const}}} \frac{dp_2}{p_2} + \\ &\left(\frac{\partial X/X}{\partial X^*/X^*}\right)_{\substack{T_2=\text{const} \\ p_2=\text{const}}} \frac{dX^*}{X^*} \end{aligned}$$

如果其中的 2 个参数为常数,则第三个式子也为常数,此处记作 a 和 b 的话,则由下式

$$\frac{dX}{X} \approx a \cdot \frac{dT_2}{T_2} + b \cdot \frac{dp_2}{p_2} + \frac{dX^*}{X^*}$$

对于无量纲参数

$$\begin{aligned} \theta &= \frac{T_2}{288.16} \\ \delta &= \frac{p_2}{14.696} \end{aligned} \tag{1}$$

则会得到如下的公式

$$\frac{dX^*}{X^*} \approx \frac{dX}{X} - a \cdot \frac{d\theta}{\theta} - b \cdot \frac{d\delta}{\delta}$$

由此可以得到

$$X^* \approx \frac{X}{\theta^a \cdot \delta^b} \tag{2}$$

式中 X 为需要标准化的测量参数, X^* 为标准化后的数值.

对式(1)中的温度 T_2 与压力 p_2 含义进行推断说明.式(2)的推导是建立在几何相似的前提下,地面台架状态下的马赫数 $Ma=0$,而飞行状态下的马赫数不为 0,这就需要把飞行状态的进气情形看作是分两步来进行,第一步是气流在发动机之前先滞止到参数 T_2 与 p_2 ;第二步是气流由相对于发动机静止吸入燃烧室.由此可以推测式(1)中的参数应该是发动机进气口处的总温和总压.

Volponi 和 Joachim 曾给出了普通燃气轮机无量纲数值 θ 和 δ 的指数及标准化模型如表 1 所示.

表 1 普通燃气轮机参数标准化模型

Table 1 Common gas turbine parameter corrections

Parameter	a	b	Corrected symbol
Temperature	1	0	$T^* = \frac{T}{\theta}$
Rotor speed	0.5	0	$N^* = \frac{N}{\sqrt{\theta}}$
Fuel flow	0.5	1	$W_f^* = \frac{W_f}{\sqrt{\theta} \times \delta}$

对于上面的标准化模型是一种理想的相似理

论下的近似模型,同时并没有考虑到雷诺数随高度变化的影响,也没有考虑大气湿度和燃烧热值的影响.同时,由于灵敏度矩阵的影响,使得无量纲数值 θ 和 δ 的指数不能与表 1 中的数值完全吻合.这就使得在不同的使用环境下,表 1 中的模型需要进行有针对性的修正后才能更好的使用.下面对模型的修正方法进行研究论述.

3 标准化模型修正方法

其它文献中的标准化模型修正都是建立在台架试验数据上的,与实际飞行状况不可避免的存在一定的误差.

航空发动机气路参数标准化的一个最重要的目的就是与它的理论值相比较获得偏差值,然后使用该偏差值进行趋势分析、寿命预测以及气路故障诊断.气路参数的偏差值在性能监控过程中起着重要的作用.提出的标准化方法应力求使得所求偏差值具有更高的准确度,而偏差值是由厂家系统解析得出,因此需要对厂家系统的解析方法进行研究.根据偏差值的定义有

$$\Delta X = X^* - X_0 \tag{3}$$

式中 X_0 为该状态下的标准理论值.根据航空发动机原理,标准理论值就是性能基线上的值,航空发动机的性能基线就是指无故障的新发动机气路参数与控制量之间的函数关系曲线,它代表了无故障新发动机的性能趋势,是一条稳定的标准曲线.式(2)是没有考虑雷诺数、大气湿度和燃烧热值的影响,由于民用航空发动机在巡航阶段速度和高度都处于一个稳定的数值范围,因此雷诺数影响很小,而对标准化模型影响较大的是大气湿度和燃烧热值.在《试车环境对发动机性能的影响及修正方法》一文及其他著作中,一直认为有如下的标准化修正方法:

$$X^* = \frac{X}{\theta^a \cdot \delta^b} \times C_t \times C_h \times C_q$$

式中 C_t 为大气温度修正系数,与大气温度呈线性关系; C_h 为大气湿度影响系数,由于数据中无湿度数据,将其影响归结到指数 a 和 b 中去; C_q 为比热修正系数,与大气温度呈线性关系.

由于文中计算的是基于厂家系统偏差值的标准化模型,参照厂家系统可以得知,在偏差值求解过程中并不体现大气湿度与燃烧热值的直接数据,因此需要根据上述情况作出如下的推理:

$$C_h = a_0 + a_1 \cdot T_{20}$$
$$C_q = b_0 + b_1 \cdot T_{20}$$

因此,可有标准化修正模型为

$$X^* = \frac{X}{\theta^{a(ch)} \cdot \delta^{b(ch)}} \times (a_0 + a_1 \cdot T_{20}) \times (b_0 + b_1 \cdot T_{20}) = \frac{X}{\theta^a \cdot \delta^b} \times (a_0 + a_1 \cdot T_{20} + a_2 \cdot T_{20}^2)$$

把上式代入公式(3)就有

$$\Delta X = X^* - X_0 = \frac{X \cdot (a_0 + a_1 \cdot T_{20} + a_2 \cdot T_{20}^2)}{\theta^a \cdot \delta^b} - X_0 \tag{4}$$

式中 T_{20} 为巡航时的静态大气温度.

根据下式计算:

$$T_{20} = \frac{T_2}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2\right)} \tag{5}$$

式中 γ 为大气的比热比,随高度变化极其微小,认为是常数 1.4; Ma 为飞行马赫数.

下面是对标准理论值的推导,由前面的叙述可以知道, X_0 应该是性能基线上的值,它不受外界环境的影响,只是发动机控制量的单值函数,发动机生产厂家曾对性能基线进行过描述,它是一条连续可导的光滑曲线,在控制量范围之内曲率变化很小.根据微积分中的函数逼近理论可以得到如下的模型:

$$X_0 = a_{x0} + a_{x1} \cdot x + a_{x2} \cdot x^2$$

式中 x 为性能基线的控制量,对于罗罗和普惠的发动机来说,控制量为压缩比(EPR),对于通用的发动机来说,控制量为核心转速 N_1 .

对于标准化模型,在没有直接相关的实验数据情况下无法确定模型中的未知参数,而基于本文的思想,可以构造如下的气路参数偏差值模型

$$\Delta X = X^* - X_0 = \frac{X \cdot (a_0 + a_1 \cdot T_{20} + a_2 \cdot T_{20}^2)}{\theta^a \cdot \delta^b} - (a_{x0} + a_{x1} \cdot x + a_{x2} \cdot x^2) \tag{6}$$

对于上面公式,参数测量值 X 已知,参数偏差值 ΔX 由厂家系统输出,发动机进口参数 T_2 , p_2 由飞行传感器测得,静止参数 T_{20} 由式(5)计算得到, $a, b, a_0, a_1, a_2, a_{x0}, a_{x1}, a_{x2}$ 为待解参数.

4 应用实例

以罗罗公司的 RB211 型发动机为例,研究其排气温度的标准化模型,部分相关数据如表 2 所示.

表 2 罗罗发动机部分测量数据

Table 2 Partial measurement data of Rolls-Royce engine

Ma	E_{pr}	T_2	p_2	E_{gt}	ΔE_{gt}
0.819	1.381	-9.3	5.27	634	-7.3
0.819	1.291	-4	5.766	613	-7.1
0.788	1.258	6	6.725	622	-6.4
0.805	1.349	-10	5.197	622	-5.1
0.772	1.226	13	7.537	624	-6
0.806	1.306	1.5	6.247	634	-4.8
0.814	1.349	-10.7	5.245	621	-4.8
0.814	1.381	-15	4.766	622	-5.5
0.804	1.404	-15.5	4.717	630	-4.2
0.805	1.334	-10	5.198	619	-2.8

本文的标准化模型的目的是为求取路参数的偏差值,因此把上述带偏差值的历史数据带入到式(6)中进行学习,回归分析后会得到式(6)中的未知系数,将其带入标准化修正模型中可以得到修正后的排气温度标准化模型如下所示.

$$E_{gt}^* = \frac{(0.4033 + 0.0016T_{20} - 1.8463 \times 10^{-6}T_{20}^2)E_{gt}}{\theta^{1.4872} \cdot \delta^{-0.0349}}$$

本文分别采用某飞机维修厂家给出的气路参数标准化模型,未加修正的标准化模型以及本文提出的经过修正的标准化模型进行气路参数偏差值的预测求解(50 组数据进行预测),并把得到的偏差值结果与厂家系统解析的结果进行比较如表 3(由于篇幅关系,表中取 10 组数据进行对比)与图 1 所示.气路参数偏差值与厂家原始偏差值的误差图如图 2 所示.

表 3 不同模型下排气温度偏差值对比
Table 3 Exhaust gas temperature deviation comparison of different models

ΔE_{gt0}	ΔE_{gt1n}	ΔE_{gt1nx}	ΔE_{gt1x}
-4.5000	-6.3223	-6.4981	-4.7360
-4.6000	-7.8765	-6.7275	-5.0987
-3.2000	-4.1776	-3.4494	-2.9779
-3.1000	-1.8906	-3.6889	-3.0663
-4.3000	-6.7497	-5.5770	-4.5020
-3.3000	-8.8856	-5.3396	-3.3626
-2.6000	-4.6197	-4.1792	-2.6495
-2.7000	-4.8249	-4.3838	-2.7517
-4.4000	-9.1056	-6.5051	-4.3079
-2.7000	-9.3494	-6.2568	-3.4654

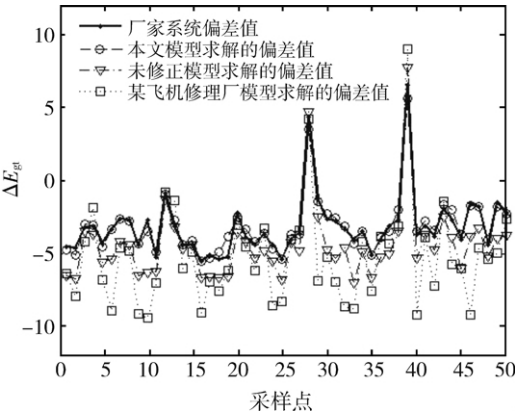


图 1 排气温度偏差值对比图

Fig. 1 Comparison figure of E_{gt} deviation

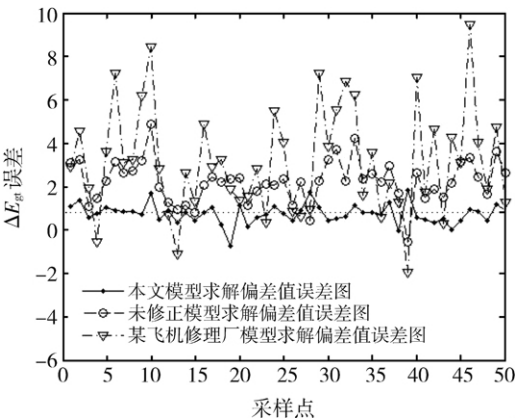


图 2 排气温度偏差值误差图

Fig. 2 Error figure of E_{gt} deviation

表 3 中 ΔE_{gt0} 为厂家系统原始的排气温度偏差值; ΔE_{gt1n} 为某飞机修理厂台架试验得到的排气温度标准化模型下求得的排气温度偏差值; ΔE_{gt1nx} 为相似理论推导出的未加修正的模型下求得的排气温度偏差值; ΔE_{gt1x} 为本文提出的修正后的模型下求得的排气温度偏差值.从表中的数据结果对比可以看出,采用本文提出的修正模型计算得到的排气温度偏差值与厂家系统的原始偏差值最为接近,平均相对误差仅为 8.68%,其次是利用相似理论推导的模型下回归求解的排气温度偏差值,与厂家系统原始偏差值的平均相对误差为 43.69%,而某飞机修理厂由台架试验获得的简单的标准化模型下求解的排气温度偏差值与厂家的原始偏差值差距最大,平均相对误差为 79.35%.

从图 1 中也可以看出本文提出的修正后的标准化模型下的排气温度偏差值与厂家系统的原始偏差值几乎完全重合,而在误差图 2 中可以得知,文中模型求解的偏差值与厂家系统原始偏差值的误差均匀的分布在 0 线上下,误差值小而且无突

变情况,这也说明了本文提出的模型在精度更高的同时具有更好的泛化性.

5 结 论

对航空发动机气路性能参数的标准化模型进行了研究. 根据第三相似定理推导出标准化模型的基本形式,并获得了一般燃气轮机参数的标准化模型. 从标准化模型的基本形式出发,分析了参数标准化过程中的其他影响因素,考虑了大气温度、大气湿度以及燃烧热值对标准化模型的影响,基于气路参数偏差值的求解提出了修正后的标准化模型,使用厂家系统的历史数据建立多元非线性超定方程组,采用高斯牛顿迭代法进行模型中未知参数的回归求解,使用求解出的模型对测试集进行测试,并与其他模型的偏差值求解效果进行了对比. 误差结果表明:本文提出的修正后标准化模型在进行气路参数偏差值求解的过程中具有更高的精度,与厂家系统的标准化模型更加接近,在航空发动机性能监控过程中具有非常高的实际应用价值.

参考文献:

- [1] 李一波,张光明,蒋丽英. 航空发动机气路故障诊断技术研究现状[J]. 航空维修与工程,2009(4):36-39.
LI Yibo, ZHANG Guangming, JIANG Liying. Research status of gas-path fault diagnostics for aero-engine[J]. Aviation Maintenance and Engineering, 2009(4):36-39. (in Chinese)
- [2] 郑波,朱新宇. 航空发动机性能监控与预测[J]. 航空维修与工程,2009(4):33-35.
ZHENG Bo, ZHU Xinyu. Aero-engine performance monitoring and forecasting[J]. Aviation Maintenance and Engineering, 2009(4):33-35. (in Chinese)
- [3] LUAN Shenggang, ZHONG Shisheng, LI Yang. Hybrid recurrent process neural network for aero engine condition monitoring[J]. Neural Network World, 2008, 18(2):133-145.
- [4] 王英俊,谢寿生. 航空发动机性能趋势监控定量化的方法研究[J]. 航空动力学报,2003,18(4):549-553.
WANG Yingjun, XIE Shousheng. Method for quantification of aeroengine performance tendency monitoring[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(4):549-553. (in Chinese)
- [5] Ganguli R. Jet engine gas-path measurement filtering using center weighted idempotent median filters[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(5):930-937.
- [6] Cameron N, Christopher S, Semih M, et al. Jet-engine health monitoring and operation using fuzzy-logic controllers and bayesian belief networks[C]//44 th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno Nevada: AIAA, 2006:1-11.
- [7] 钟诗胜,周志波,张永,等. 基于三次回归分析的试车台基线库的建立[J]. 计算机集成制造系统, 2005, 11(2):270-274.
ZHONG Shisheng, ZHOU Zhibo, ZHANG Yong, et al. Construction of test cell baselines on thrice regression analysis[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2005, 11(2):270-274. (in Chinese)
- [8] 李长征,雷勇. 航空发动机气路故障诊断[J]. 测控技术, 2006, 25(8):21-24.
LI Changzheng, LEI Yong. Fault diagnosis of aircraft engine gas path[J]. Measurement and Control Techniques, 2006, 25(8):21-24. (in Chinese)
- [9] 蒋亮,李书明,郝英. 航空发动机气路故障诊断研究现状[J]. 中国民航学院学报,2005,23(Sup):60-65.
JIANG Liang, LI Shuming, HAO Yin. Research status of gas-path fault diagnostics for aero-engine[J]. Journal of Civil Aviation University of China, 2005, 23(Sup):60-65 (in Chinese)
- [10] 冯正平,孙建国. 航空发动机小偏差状态变量模型的建立方法[J]. 推进技术,2001,22(1):54-57.
FENG Zhengping, SUN Jianguo. Modeling of small perturbation state variable model for aeroengine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(1):54-57. (in Chinese)
- [11] 袁功林,韦增欣,鲁习文. 一个修改的求解非线性对称方程组的高斯牛顿 BFGS 方法[J]. 广西科技,2006,13(4):288-292.
YUAN Gonglin, WEI Zengxin, LU Xiwen. A modified Gauss-Newton based BFGS method for symmetric nonlinear equations[J]. Guangxi Sciences, 2006, 13(4):288-292. (in Chinese)
- [12] 霍倩,李书全,王文元,等. 遗传算法应用于多元非线性回归分析模型求参的研究[J]. 河北农业大学学报,2002,25(2):107-110.
HUO Qian, LI Shuquan, WANG Wenyuan, et al. The study on determination of multivariate nonlinear regression coefficient about genetic algorithm[J]. Journal of Agricultural University of Hebei, 2002, 25(2):107-110. (in Chinese)
- [13] 林兆福,范作民,孙春林. 航空发动机气动热力参数的趋势分析[J]. 中国民航学院学报,1989,7(4):1-9.
LIN Zhaofu, FAN Zuomin, SUN Chunlin. Trend analysis of jet engine gas dynamic and thermodynamic parameters [J]. Journal of Civil Aviation University of China, 1989, 7(4):1-9. (in Chinese)
- [14] 潘慕绚,黄金泉. 基于相似理论的航空发动机转速自适应 PID 控制[J]. 推进技术,2003,24(5):429-431.
PAN Muxuan, HUANG Jinquan. Adaptive PID control for aeroengine by on similarity theory[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(5):429-431. (in Chinese)
- [15] 林兆福,范作民. 发动机基线方程的建立和应用[J]. 中国民航学院学报,1992,4(10):20-32.
LIN Zhaofu, FAN Zuomin. Development and application of

engine baseline equations[J]. Journal of Civil Aviation Institute of China,1992,4(10):20-32. (in Chinese)

[16] Joachim K. Model based gas turbine parameter corrections [R]. ASME Paper GT-2003-38243,2003.

[17] Mathioudakis K. Gas turbine test parameters corrections including operation with water injection[R]. ASME Paper GT-2002-30466,2002.

[18] Voiponi A J. Gas turbine parameter corrections[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,1999,121(4): 613-620.