

# 性能衰退对发动机控制计划拐点的影响

张斯睿, 于锦禄, 尉洋, 陈卫, 张小博, 王志多

(空军工程大学航空工程学院, 西安, 710038)

**摘要** 在双转子涡轮风扇发动机的使用过程中, 发动机控制计划拐点可能发生改变, 这一改变会对发动机性能产生影响。为研究航空发动机性能衰退后对发动机控制计划拐点的影响, 采用部件特性修正航空发动机部件级模型的方法, 应用发动机大修厂出厂前和维修前试车数据对发动机部件级模型进行修正; 构建个性化单台发动机衰退后模型, 分析了控制计划拐点提前及主要部件衰退对发动机性能的影响。对发动机部件性能衰退情况进行研究, 分析了排气温度的变化情况, 发现随着涡轮风扇发动机部件的衰退, 排气温度升高, 将导致发动机控制计划拐点前移。结果表明, 发动机性能衰退后, 发动机控制计划的拐点会大幅度前移; 控制计划的拐点前移将导致起飞时发动机最大状态的推力损失量增大到未衰退时的 3.65%; 相较于发动机性能衰退但不考虑控制计划变化, 推力降低 0.5%。

**关键词** 航空发动机; 性能衰退; 粒子群算法; 部件特性修正; 控制计划拐点

**DOI** 10.3969/j.issn.1009-3516.2022.01.010

**中图分类号** V235.1 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2022)01-0070-09

## Influence of Aero-Engine Performance Degradation over Control Plan Inflection Point

ZHANG Sirui, YU Jinlu, YU Yang, CHEN Wei, ZHANG Xiaobo, WANG Zhiduo

(Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract** In the process of operation of a twin-rotor turbopfan engine, if inflection point of engine control plan changes, this may affect the engine performance. In order to study the influence of aero-engine performance degradation on the inflection point of engine control plan, a component level model is modified by component characteristics. A personalized degradation model of an aero-engine is built, and the effects of control plan inflection point advance and major component decline on engine performance are analyzed. The decline of engine components is studied, and the change of exhaust temperature is analyzed. The research result shows that with the deterioration of turbopfan engine components, the exhaust temperature increases, and this makes the inflection point of engine control plan moving forward. And, the inflection point of engine control plan moves forward greatly after the engine performance declines. The forward movement of the inflection point of the control plan causes the thrust loss of the engine at the maximum state to reach 3.65% of the total state of the engine when the engine is not in recession. The thrust is reduced by 0.5% compared with engine degradation on no consideration of the change of control plan.

**Key words** aero-engine; performance degradation; particle swarm algorithm; component characteristics;

**收稿日期:** 2021-05-11

**作者简介:** 张斯睿(1997—), 女, 陕西咸阳市人, 硕士生, 研究方向为航空发动机总体性能计算。E-mail: zhangsr33@163.com

**引用格式:** 张斯睿, 于锦禄, 尉洋, 等. 性能衰退对发动机控制计划拐点的影响[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2022, 23(1): 70-78.  
ZHANG Sirui, YU Jinlu, YU Yang, et al. Influence of Aero-Engine Performance Degradation over Control Plan Inflection Point[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2022, 23(1): 70-78.

control plan inflection point

性能评估是对发动机使用状况判定的重要环节。燃气涡轮发动机数学模型在发动机不同的研究阶段、领域都是重要的研究内容。燃气涡轮发动机数学建模的方法主要有两类:一是由发动机各部件气动热力学方程导出的非线性气动热力学模型,又被称为“部件法”模型<sup>[1]</sup>;二是以发动机状态变量进行描述的线性空间模型<sup>[2-3]</sup>。部件法模型的精度一部分取决于非线性部件级模型部件特性的准确程度<sup>[4-7]</sup>,在实际应用中,航空发动机所建部件级模型的性能与真实发动机之间的性能之间存在一定的差异,导致该差异的原因主要是:真实部件特性与模型的差异、制造水平导致个体发动机的差异、使用过程导致的部件级模型与实际装机发动机的差异<sup>[8]</sup>。

仅采用部件法模型无法对实际服役过程中的发动机进行个性化性能评定,针对这一问题研究人员开展了关于部件法模型修正的相关研究。80年代,A. Stamatis 等建立了一种预测发动机部件特性的模型修正方法,该方法以通用特性为基础,预测出不同飞行条件下的涡扇发动机的部件特性<sup>[9]</sup>。Li Y G 等依靠自适应方法,通过获得精确发动机部件特性图从而得出更为准确地发动机性能进行了许多研究<sup>[10-12]</sup>。肖洪等建立了两种航空发动机自适应模型,结果显示遗传算法获得了更为接近真实情况的部件特性<sup>[13]</sup>。贾琳渊等研究了研发阶段发动机模型自适应的评估方法,通过试车数据对模型进行了修正<sup>[14]</sup>。魏智辉等通过试飞数据对设计点部件特性进行修正,根据真实飞行节流试飞数据,在保持低压转速不变的情况下,对发动机模型进行修正<sup>[15]</sup>。

此外,金鹏等研究了涡扇发动机部件特性的滤波自动修正更新方法<sup>[16]</sup>,文献<sup>[17~20]</sup>从发动机状态维修健康监测、诊断与预测等角度进行了研究,高峰等运用支持向量机的理论基于飞参数据对航空发动机进行了建模仿真<sup>[21]</sup>,赵运生等从部件老化方面对大涵道比涡扇发动机性能产生的影响进行了仿真<sup>[22]</sup>,陈煜建立了基于遗传算法的涡喷发动机身份证模型<sup>[23]</sup>,以上方法对本文都有借鉴作用。但是在以往已发表的关于航空发动机部件级模型建模以及基于部件特性修正的个体发动机性能计算的文献中,并未考虑过发动机多元复合控制计划在发动机性能衰退过程中可能产生的变化,也未能考虑采用复合调节计划分段调节时,发动机进口总温变化对部件级模型计算带来的影响。由于以上原因,本文以发动机非线性气动热力学模型为基础,研究有限

试车数据情况下,航空发动机部件衰退对发动机控制的复合调节计划可能带来的影响。

## 1 发动机性能衰退模型

### 1.1 涡扇发动机部件级模型的建立

本文以双转子混合排气涡扇发动机为研究对象,在已知航空发动机各部件特性及系统调节规律给定的情况下,按照航空发动机的部件顺序,从进气道到尾喷管,逐一建立各部件的气体流动过程与热力过程方程。对某型双转子涡扇发动机进行站位划分,各截面定义见图 1。

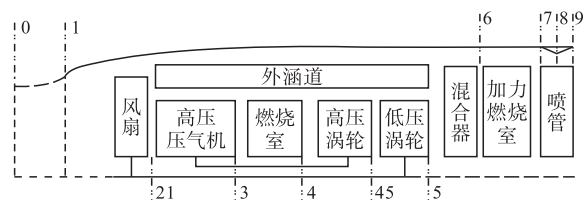


图 1 双转子混合排气涡扇发动机站位

对于本文研究的某型涡扇发动机,其平衡方程如式(1)~(6)所示:

$$e_1 = \frac{N_{LT} \times \eta_{LT} - N_{LC}}{N_{LC}} \quad (1)$$

$$e_2 = \frac{N_{HT} \times \eta_{HT} - N_{HC}}{N_{HC}} \quad (2)$$

$$e_3 = \frac{W_{HTcor} - W_{HTcal}}{W_{HTcal}} \quad (3)$$

$$e_4 = \frac{W_{LTcor} - W_{LTcal}}{W_{LTcal}} \quad (4)$$

$$e_5 = \frac{p_{55s} - p_{25s}}{p_{25s}} \quad (5)$$

$$e_6 = \frac{p_7 \times \sigma_7 - p_8}{p_8} \quad (6)$$

式中: $W_{HTcor}$ 、 $W_{LTcor}$ 、 $W_{HTcal}$ 、 $W_{LTcal}$ 分别为根据涡轮特性和压气机特性计算的流量函数; $N_{HT}$ 、 $N_{LT}$ 、 $N_{HC}$ 、 $N_{LC}$ 分别为高、低压涡轮发出功和带动高、低压压气机做的功; $p_{55s}$ 、 $p_{25s}$ 为内外涵道出口静压; $p_7$ 、 $p_8$ 分别为喷管进口、喉部总压。

该双轴涡扇发动机最大状态控制计划是根据进口总温  $T_1^*$  变化进行分段调节:

$$\textcircled{1} T_1^* < T_{01} \text{ 时, } n_{Lcor} = \text{const}, A_8 = \text{const};$$

$$\textcircled{2} T_{01} < T_1^* < T_{02} \text{ 时, } n_L = \text{const}, A_8 = \text{const};$$

$$\textcircled{3} T_{02} < T_1^* < T_{03} \text{ 时, } T_5^* = T_{5max}^*, \pi_T = \text{const};$$

$$\textcircled{4} T_1^* > T_{03} \text{ 时, } T_5^* = T_{5max}^* + T_{02} (T_1^* - T_{03}) /$$

85,  $\pi_T = \text{const}$ 。

发动机工作过程的一系列函数的参数,并非相

互独立。双轴涡扇混排发动机的非设计状态下,在所有未知变量中,一般选取 6 个独立的变量<sup>[24]</sup>。根据控制规律的不同,选取的独立变量也不尽相同。发动机平衡方程求解问题相应为:在给定调节规律下,确定由误差方程所组成的非线性方程组的解。

### 1.2 基于部件特性修正的发动机个体模型

基于部件特性修正的航空发动机部件级模型,通过优化算法不断调整部件特性,使其模型部件参数不断接近发动机实测参数,从而实现对发动机使用过程中部件特性变化情况的确定,同时实现了发动机性能衰退状况的评估。

此方法通常以发动机稳态模型作为内核,如图 2 所示,在保持内核不变的情况下,在外部增加优化修正程序。发动机工作条件  $u$  给定时,稳态计算程序输出各截面参数,利用  $Q$  个发动机实测性能参数  $Y$ ,判断发动机  $X$  个修正因子  $f$  的变化情况<sup>[25]</sup>;部件修正模型要求模型输出值  $Y^m$  与实测参数  $Y^c$  尽可能一致,就要求目标函数 OF(object function)取得最小值,表示为:

$$Y = F(u, f) \Rightarrow f = F^{-1}(Y, u) \quad (7)$$

$$f_{OF} = \sum_{i=1}^Q (a_i \frac{Y^m - Y^c}{Y^c})^2 \quad (8)$$

式中:上标  $m, c$  分别代表发动机模型输出参数值与发动机实际测量参数值; $a_i$  为权值。

显然,给定发动机工作状态  $u$  和实测参数  $Y^c$ ,式(8)就是发动机修正因子  $f$  的函数,通过求解 OF 的最优化问题得出部件特性修正因子  $f$ 。

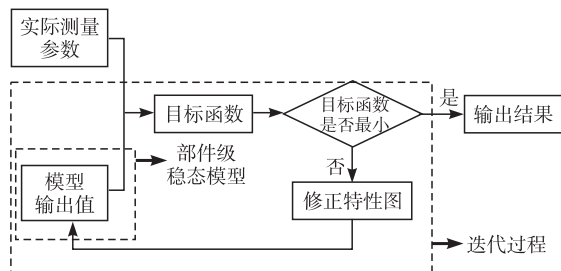


图 2 部件级模型修正过程<sup>[8]</sup>

本文中的发动机部件修正方法主要应用于有限的外场数据条件下,以期获得尽可能精确的发动机性能。由于依靠试飞、试车数据仅能获得有限实际测量参数,因此修正发动机特性图的修正因子数量有限。通常可以选择的发动机部件修正因子为转动部件的流量、效率、压比,本文研究的发动机在性能衰退过程中涡轮流量衰退量较少,因此并未考虑,在对不同部件进行敏感性分析之后,最终选取的 4 个部件特性待修正因子为风扇流量、风扇效率、高压压气机流量、高压压气机效率 4 个耦合因子修正项。本文采用粒子群算法对发动机模型进行部件特性修正。

### 1.3 粒子群算法

该算法数学描述为:由  $k$  个粒子组成的群体在  $D$  维搜索域中飞行,单个粒子在当前时刻找到自身最优解即个体极值  $p_b$ ,群体则在每个粒子搜索过程中,得到群体最优解即全局极值  $g_b$ 。迭代中粒子通过不断对比跟踪两个极值来更新,最终得到最优解。粒子更新速度和位置可表达为:

$$v_{ij} = \omega v_{ij} + c_1 r_1 (p_{ij} - x_{ij}) + c_2 r_2 (g_{ij} - x_{ij}) \quad (9)$$

$$x_{ij} = x_{ij} + v_{ij} \quad (10)$$

式中: $\omega$  为惯性权重; $r_1, r_2$  为随机数; $c_1, c_2$  为学习因子; $i$  为粒子当前位置,  $1 < j < D$ 。

本文模型中粒子群算法取值如表 1 所示。

表 1 粒子群算法参数

参数	符号	取值
迭代次数	$n_{\max}$	150
种群数	$s$	20
随机数	$r$	[0, 1]
学习因子	$c$	1.5
惯性权重	$\omega$	$\omega_{\max} - \frac{\omega_{\max} - \omega_{\min}}{n_{\max}^2} n^2$
惯性权重范围	$\omega_{\max}$ $\omega_{\min}$	[0.9, 0.4]
速度范围	$u_{\min}$ $u_{\max}$	[-0.05, 0.05]
位置范围	$p_{\min}$ $p_{\max}$	[0.95, 1.05]

本文定义适应度函数为:

$$f_{\text{fitness}} = \frac{1}{1 + f_{OF}} \quad (11)$$

文中定义的适应度一定在 [0, 1] 区间内变化,当适应度趋向于 1 时,得到函数最优解。图 3 为某型发动机进行特性修正优化后,输出的相对推力(仿真推力值与试车推力值之比)随适应度的变化趋势。

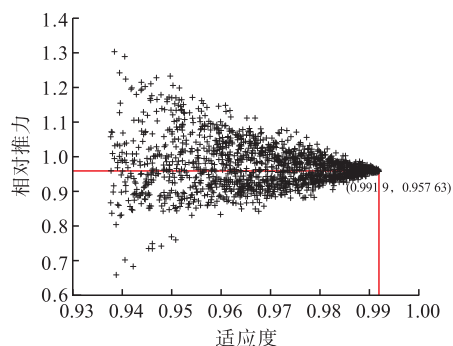


图 3 适应度对相对推力的影响

本文期望通过修正计算得出发动机实际应用场景下更为精准的推力数据,图 3 可以看出随着适应度增加,相对推力不断接近于 1,即特性修正后模型

输出推力不断接近真实测量值。

## 2 控制计划拐点影响分析

### 2.1 航空发动机的控制计划

本文研究的某双轴涡扇发动机最大状态采用双变量控制,燃油流量  $W_f$  调节低压转子转速  $n_L$  或涡轮前燃气温度  $T_4^*$ , 喷嘴临界截面积  $A_c$  调节涡轮落压比  $\pi_T$ 。现代涡轮风扇发动机采用组合控制规律,根据发动机进口总温  $T_1^*$  的变化进行分段调节<sup>[26-27]</sup>,调节方式见 1.1 节。例如控制低压物理转速  $n_L$  为常数时,通常要限制涡轮前燃气温度  $T_4^*$  不得大于  $T_{4max}^*$ ,一旦  $T_4^* = T_{4max}^*$ ,就不再保持  $n_L$  为常数。此外由于涡轮前燃气温度  $T_4^*$  难以测量,一般通过测量和调节涡轮后燃气温度  $T_5^*$  从而实现对  $T_4^*$  的监控。

发动机控制通道切换(3个通道分别为  $n_H$ 、 $n_L$ 、 $T_4^*$ )是按照控制偏差值选择其中最小的偏差进行状态控制;控制偏差值是随进口温度变化的。基于以上原因,该发动机在设计状态下, $T_1^* \leq 15^\circ\text{C}$  时,  $n_L$  通道主控,  $T_1^* > 15^\circ\text{C}$  时,  $T_4^*$  通道主控,因此设计状态下拐点温度为  $15^\circ\text{C}$ 。由于发动机部件效率变化,会导致相应的控制偏差变化,从而导致主控通道工作时机变化,随着性能衰退,  $T_4^*$  提早工作(限速),拐点温度前移。

图4为某发动机复合控制计划分段式的一段控制计划示意图,作为新机出厂时,该发动机最大状态控制计划在进口总温  $T_1^*$  为  $288.15\text{K}$  时,发动机由低压物理转速  $n_L$  控制转变为涡轮后燃气温度  $T_5^*$  控制,这一控制计划是由气动关系决定的,并非绝对在  $288.15\text{K}$  时由  $n_L$  控制转变为  $T_5^*$  控制。

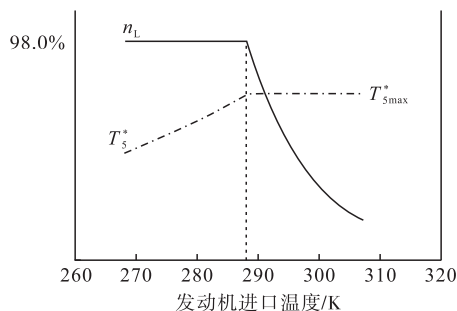


图4 某型发动机部分分段控制计划

在建立的发动机模型中,不考虑衰退时,采用分段控制的控制计划,调用进气道函数计算的  $T_1^*$  温度,确定对应的被控参数,例如当  $T_1^* < 288.15\text{K}$  时,控制涡轮落压比和低压物理转速不变,之后对发动机非线性方程组求解。发动机性能衰退后,在同一状态点分别采用不同控制通道的控制计划进行计算,

对燃油流量“取小”,从而确定选取的具体控制通道。

### 2.2 控制计划拐点对排气温度的影响

在使用过程中发现,航空发动机控制计划可能会随着发动机的使用过程而改变。当发动机工作一段时间后,其最大状态调节规律将提前转换,即控制拐点提前。本文将发动机由被控参数转变为其他被控参数的转折点称为控制拐点,将发动机由被控参数转变为其他被控参数的温度称之为控制拐点温度。当  $h = 0\text{ km}$ ,  $Ma = 0$ , 大气条件为  $268.15 \sim 308.15\text{K}$ , 假设发动机都按照低压转子物理转速  $n_L$  或都按照涡轮前燃气温度  $T_4^*$  单一控制计划进行计算,发动机相对排气温度( $\overline{T_5^*}$ , 仿真排气温度与排气温度最大值之比)的变化情况如图5所示。根据发动机匹配工作的原理可知,涡轮前燃气温度  $T_4^*$  控制时,涡轮落压比不变,导致排气温度在不同大气条件下是一条近似直线,并且在  $T_4^*$  控制下,即便部件衰退也几乎不会对排气温度造成影响,因此图中只绘制出  $T_4^*$  控制时部件性能未衰退时的排气温度图,该直线也可以代表衰退情况下  $T_4^*$  控制时排气温度的变化情况。

图5(a)、(b)为风扇性能衰退对发动机排气温度的影响,图5(a)中当风扇流量下降0.5%时,  $n_L$  控制规律将提前1.5K使得  $T_4^*$  达到限速,控制拐点提前,提前转变为由涡轮前燃气温度  $T_4^*$  调节的控制计划;下降2%时,将提前4.07K达到拐点。图5(b)中当风扇效率下降,同样当风扇效率下降0.5%时,控制规律将提前2.65K达到拐点;下降2%时,将提前10.46K达到拐点。因此,相对来说风扇效率对发动机性能的影响比流量影响大。图5(c)、(d)为高压压气机性能衰退对发动机排气温度的影响,当高压压气机流量下降0.5%时,控制规律将提前1.86K达到拐点;下降2%时,将提前5.15K达到拐点。当高压压气机效率下降0.5%时,控制规律将提前1.49K达到拐点;下降2%时,将提前6.07K达到拐点。图5(e)、(f)为涡轮衰退对发动机排气温度的影响,当高压涡轮效率下降0.5%时,控制规律将提前2.26K达到拐点;下降2%时,将提前7.88K达到拐点。当低压涡轮效率下降0.5%时,控制规律将提前3.06K达到拐点;下降2%时,将提前10.46K达到拐点。

综合分析,低压涡轮效率衰退对控制拐点的影响最大,而风扇和高压涡轮效率衰退影响较大,其次是高压压气机流量衰退对控制拐点的影响大,风扇流量和高压压气机效率下降对发动机控制拐点的影响最小。

需要注意的是,在原控制计划中,  $288.15\text{K}$  时

控制计划由  $n_L$  控制转变为  $T_4^*$  控制。图 5 中表示未衰退、控制计划为  $T_4^*$  为常数的直线,真实情况下在进气温度小于 288.15 K 时并不会出现,同理低压转子转速在进口温度大于 288.15 K 之后,受气动关系的影响,由于在此之后都执行  $T_4^*$  为常数的控制

计划,实际上在图中,直线以上的上半部分曲线代表的控制计划都不可能真实存在,代表  $T_4^*$  控制的直线,在与代表性能衰退后  $n_L$  控制的曲线相交前的直线不代表真实的控制计划。

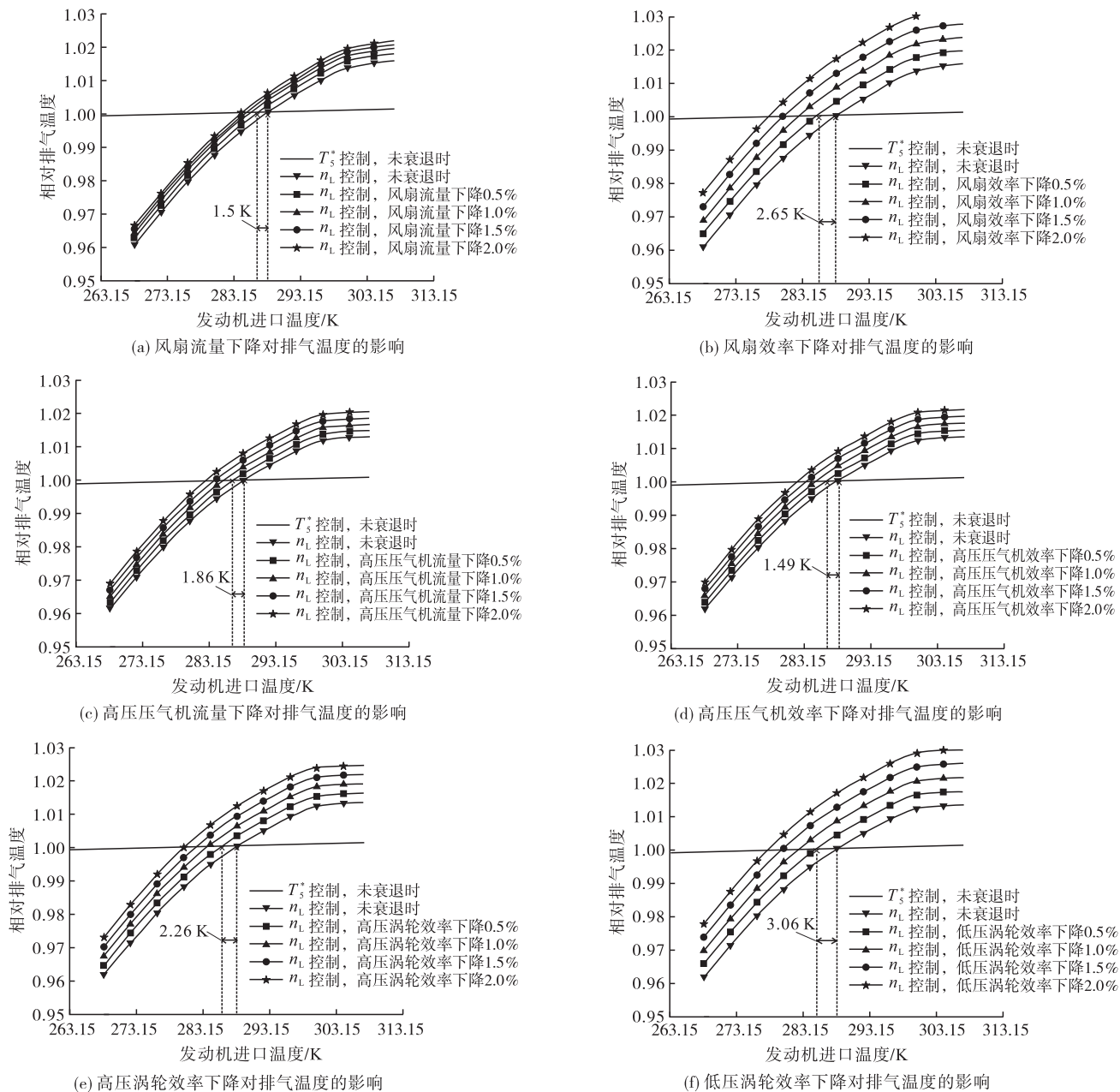


图 5 发动机部件老化对排气温度的影响

### 2.3 不同控制参数对推力的影响

图 6 给出了  $h=0$  km,  $Ma=0$  条件下,不同控制计划控制下风扇效率下降对推力的影响。随着风扇效率不断下降,不同控制参数下的推力也随之下降;风扇处于同一衰退量时,控制参数不同,推力相差 1.7% 左右。可以预见到,当控制计划拐点提前后,控制规律的变化也会导致推力发生变化。

图 7 为部件衰退对发动机相对推力的影响。风扇流量下降对发动机推力影响最大,当风扇流量下

降 3%,推力(相对推力)相对于设计点 ( $h=0$  km,  $Ma=0$ ) 衰减 8.01%。高压压气机流量及风扇、高压压气机、高压涡轮、低压涡轮效率在衰退量为 3% 时,相对推力衰减在 1.5% 之内。在 2.2 节中,低压涡轮效率的下降对拐点计划温度前移的贡献最大,但在计算部件衰退时,对发动机推力影响最大的则是风扇流量。因此部件衰退对拐点温度前移的贡献并不一定代表对推力衰退的贡献。

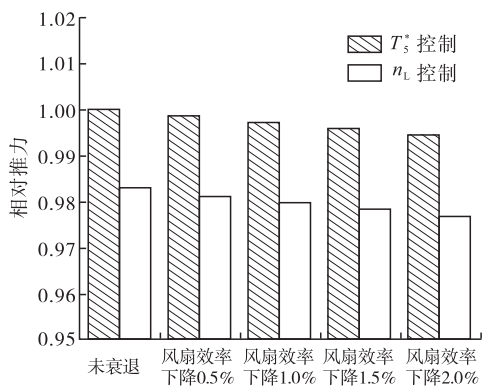


图 6 控制计划对推力的影响

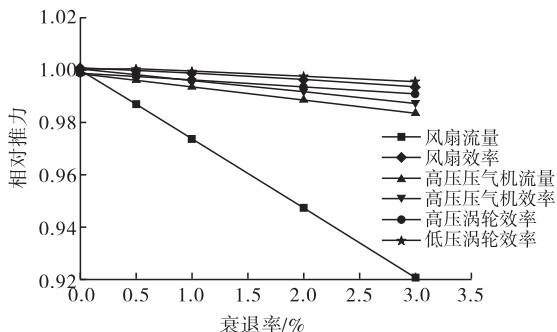


图 7 部件衰退对推力的影响

### 3 部件修正模型计算结果分析

#### 3.1 基于试车数据的修正模型

本节选取 1 台新出厂正常使用到寿返厂大修的发动机构建涡扇发动机稳态工作模型以及基于部件特性修正的发动机个性化模型,针对该发动机两个不同的使用状态进行性能计算分析。

在此之前,对该发动机出厂时以及到寿返厂大修前分别进行了台架试车。发动机新出厂前和本次大修返厂时最大状态试车参数整理如表 2 所示。

表 2 某台发动机出厂前、返厂后试车数据

参数	测量数据与标准值的偏差/%	
	出厂前	返厂后
$n_{Hcor}$	0.85	4.78
$n_{Lcor}$	0.33	0.12
$W_f$	0.11	2.75
$T_5^*$	0.00	0.01
$F$	1.79	6.37

试车数据获取  $n_{Lcor}$ 、 $n_{Hcor}$ 、 $T_5^*$ 、 $W_f$  4 项数据,选取这 4 组数据作为部件特性修正的输入目标参数;试车得到的推力作为修正后验证数据进行对比。建立发动机部件特性修正模型,得出发动机修正因子,并对修正后模型进行性能计算,如表 3 所示,对比部件修正后模型输出参数值与试车参数值,修正后各参数精度均在 3% 之内,满足发动机稳态模型精度要求。

在大修厂试车中,还可以获得许多截面参数(如

风扇和压气机出口截面参数)作为目标参数,从而增加模型精度。但外场条件下无法对如风扇出口、压气机出口等部位截面参数进行准确测量的,只能利用有限的几个参数进行测量。本文利用了大修厂数据进行计算,此时是可以对推力及高压压气机后总压等参数进行测量的,但后续应用需要在外场数据支撑下进行研究,因此在大修厂数据修正中采用了外场也易于获取的目标参数。

表 3 部件修正后模型参数误差

参数	误差/%	
	出厂前	返厂后
$n_{Hcor}$	0.442 0	0.577 4
$n_{Lcor}$	0.219 2	0.020 5
$W_f$	0.366 2	1.570 9
$T_5^*$	1.277 7	0.253 0
$F$	2.417 6	0.439 6

#### 3.2 发动机性能衰退对控制计划的影响

基于发动机新出厂、返厂大修时的试车数据建立部件特性修正模型,获得发动机新出厂、大修时的修正因子,产生了两组部件特性曲线不同的个性化发动机部件级模型。

对发动机性能进行计算,分别保持  $n_L$  和  $T_5^*$  控制计划不变,获得的排气温度数据如图 8 所示。

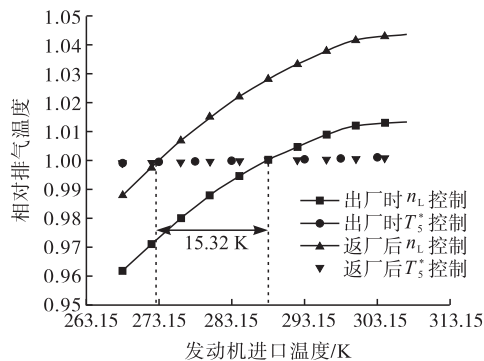


图 8 出厂前、返厂后排气温度变化情况

新出厂时发动机模型计算的排气温度在 288.15 K 有交点,说明此时发动机性能较好,按照原本的控制计划拐点执行。根据发动机返厂后模型,分别保持  $n_L$  和  $T_5^*$  控制计划不变,排气温度在 272.83 K 时有交点,说明发动机在返厂时,控制计划拐点提前,该发动机提前进入了  $T_5^*$  控制状态。结果表明,发动机性能衰退后,控制计划拐点对应的进口温度变低,发动机效率下降。本文将该型发动机性能衰退后,控制拐点前移的 272.83 K 至 288.15 K 这一区间称为控制计划拐点的前移段。

#### 3.3 控制计划拐点改变对性能计算的影响

##### 3.3.1 地面试车仿真计算分析

本节使用部件特性修正得出的该台发动机返厂

时模型进行计算,发动机进口温度到达 272.83 K 时进入  $T_5^*$  控制状态。图 9 计算了海拔高度  $h=0$  km, 模拟地面试车时不同大气温度下控制计划拐点改变对发动机参数的影响。

大气温度从 263.15 K 升高至 308.15 K, 发动机在最大状态首先会控制主燃烧室供油量执行低压转子转速  $n_L$  控制, 当  $T_5^*$  达到最大值时, 被控参数由  $n_L$  转换为  $T_5^*$ 。

如图 9 所示, 若在发动机性能仿真计算时, 考虑发动机性能衰退但不考虑控制计划拐点改变, 288.15 K 时仍然为发动机的控制计划拐点, 在大气温度小于 288.15 K 之前发动机推力衰退率保持在 1.2% 左右; 认为在大气温度达到 288.15 K 之后控制计划才会进入  $T_5^*$  控制, 此时发动机推力有了较大的衰退, 这是由于控制参数变化, 低压转子转速  $n_L$  不再保持常数, 其数值会发生突变, 随着大气温度的变化, 低压转子转速的变化如图 10 所示, 低压转子转速在 288.15 K 有较大的衰减, 这也直接导致了推力的衰退率增大。

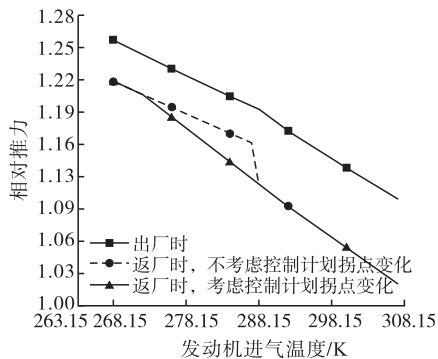


图 9 发动机进气温度对推力的影响

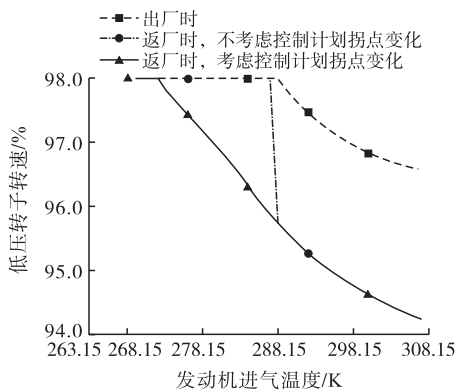


图 10 发动机进气温度对低压转子转速的影响

实际上该发动机返厂大修时, 在进口温度达到 272.83 K 时就已经进入  $T_5^*$  控制, 如图 9 所示, 在计算时考虑控制计划拐点提前, 仿真计算中发动机相对推力在前移段明显小于不考虑控制计划拐点改变, 前移段二者最大差值为 3.07%。这同时意味着发动机部件级建模仿真计算中, 发动机性能衰退后

不考虑控制计划拐点改变会高估发动机退化后控制计划拐点前移段的推力。

### 3.3.2 起飞状态性能衰退分析

本节计算了  $h=0$  km, 大气温度为 273.15 K 时, 发动机性能衰退前后起飞状态的推力。该发动机新出厂时, 起飞时发动机进口温度始终小于 288.15 K, 最大状态会一直控制主燃烧室供油量执行  $n_L$  控制; 在性能衰退后, 控制计划拐点前移, 起飞时最大状态会一直控制主燃烧室供油量执行  $T_5^*$  控制。

图 11 为两种控制计划下起飞推力的情况。当发动机需返厂时, 不考虑控制计划拐点改变, 此时控制低压转子转速  $n_L$  为常数, 相较于发动机新出厂时, 计算推力下降 3.15%; 考虑控制拐点的前移后, 控制涡轮后燃气温度  $T_5^*$  为常数, 相较于发动机新出厂模型, 推力下降 3.65%。

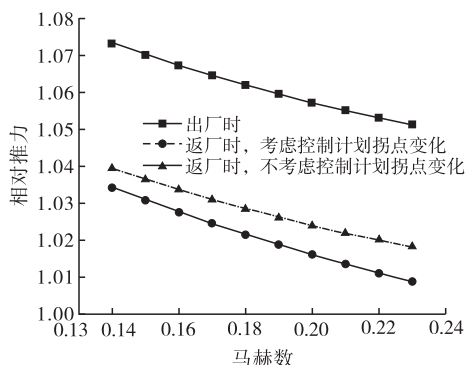


图 11 起飞状态发动机性能衰退对推力的影响

飞行条件相同时, 部件衰退后, 未改变控制计划的推力大于改变控制计划后的推力, 这是由于发动机未改变控制计划模型由低压转子转速  $n_L$  控制, 此时涡轮后燃气温度  $T_5^*$  已经超过限制温度  $T_{5max}^*$ , 推力也相应增大, 而这种情况在实际发动机中是不可能出现的。采用两种控制方式的排气温度如图 12 所示。

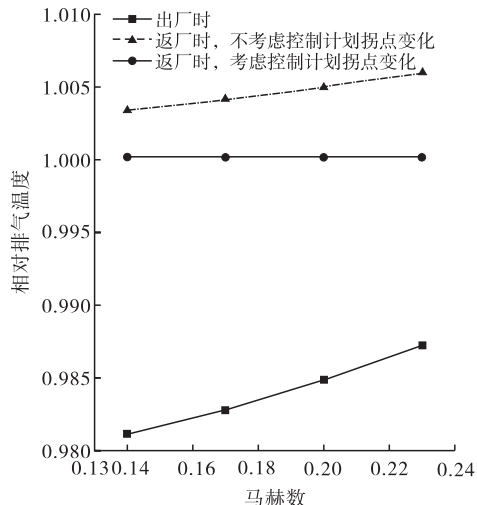


图 12 起飞状态排气温度的变化情况

### 3.3.3 控制计划拐点改变对速度特性的影响

发动机最大状态速度特性上有特殊的转折点,

这是采用随  $T_1^*$  分段的控制计划带来的。根据  $T_1^*$  的不同,可以将特性分为几段特有的区域,它的边界是  $T_1^*$  不变的线。从一个控制计划段过渡到另一个控制计划段的特点在推力特性上最为明显。

图 13 为该发动机在 6 km 高度下的速度特性。在控制拐点前移段,拐点温度的前移会导致推力降低,衰退量由不考虑控制计划前移时的 1.3% 衰退至 3.2% 左右,随着马赫数的增高,推力的衰退量逐渐增加。

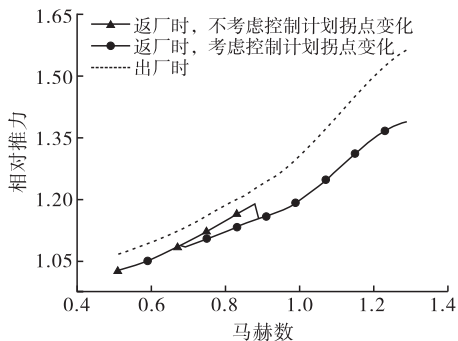


图 13  $h=6$  km 时最大状态速度特性

图 14 为发动机在 6 km 高度下考虑控制计划拐点前移,低压转子物理转速随马赫数变化的示意图。拐点的前移会导致在控制拐点前移段低压转子转速  $n_L$  提前开始下降,从而转为涡轮后燃气温度  $T_5^*$  控制。

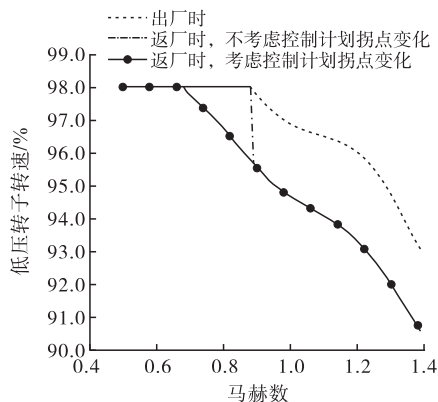


图 14  $h=6$  km 时发动机性能衰退对低压转子转速的影响

图 15 为涡轮前燃气温度  $T_4^*$  在 6 km 高度的变化情况,随着马赫数增加,  $T_4^*$  逐渐达到限温随后保持最大值控制。

当发动机部件性能衰退后,不考虑控制计划拐点变化,继续采用低压转子转速  $n_L$  将导致  $T_4^*$  继续升高,但这在实际中是不可能出现的。一旦达到限温之后,发动机就会立即转换被控参数以保持推力。这也说明了,此台需要入厂维修的发动机在  $h=6$  km,  $Ma=0.68$  时被控参数就已经发生了改变,发动机的控制计划拐点已经改变。

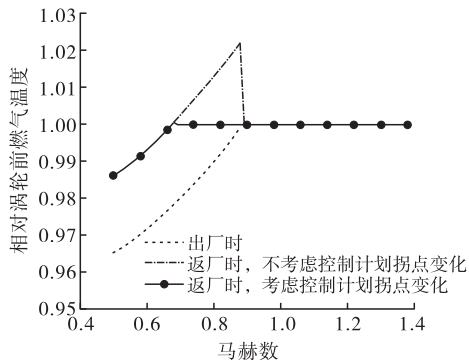


图 15  $h=6$  km 发动机性能衰退对涡轮前燃气温度的影响

## 4 结论

本文分别对某台双转子涡扇发动机出厂前、返厂大修前部件实际情况进行统计,对部件特性进行修正,构建了发动机衰退前后的性能计算模型;研究了双转子涡扇发动机性能衰退前后,控制计划拐点改变对发动机性能仿真计算的影响,可以得出以下结论:

1) 发动机不同部件衰退对控制计划拐点前移的贡献度不同,低压涡轮效率衰退对控制拐点的影响最大,高压压气机效率下降对发动机控制计划拐点的影响相对小。低压涡轮衰退 0.5% 就会造成控制计划拐点提前 3.06 K。

2) 随着发动机部件衰退,排气温度的升高将会导致发动机控制计划的拐点提前。本文研究的发动机经过外场使用返回大修厂维修时,其控制计划拐点提前了 15.32 K。

3) 涡扇发动机性能衰退后控制计划拐点的改变,提前进入  $T_5^*$  控制会导致发动机推力下降。发动机部件性能衰退后控制计划的改变,在起飞状态时相较于衰退后不考虑控制计划的改变推力下降 0.5% 左右;相较于发动机新出厂时,推力下降 3.65%。

## 参考文献

[1] 骆广琦,王如根. 航空燃气涡轮发动机数值仿真[M]. 北京:国防工业出版社,2007:46-68.  
 [2] KULIKOV G G, THOMPSON H A. Dynamic Modeling of Gas Turbines: Identification, Simulation, Condition Monitoring and Optimal Control[M]. London: Springer, 2004:52.  
 [3] 苗卓广,谢寿生,吴勇,等. 基于改进粒子群算法的航空发动机状态变量建模[J]. 推进技术,2012,33(1): 73-77.  
 [4] DIAKUNCHAK I S. Performance Deterioration in In-



- dustrial Gas Turbines[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1991, 114(2):161-8.
- [5] TSOUTSANIS E, LI Y G, PILIDIS P, et al. Non-linear Model Calibration for Off-Design Performance Prediction of Gas Turbines with Experimental Data[J]. The Aeronautical Journal, 2017, 21(1245):1758-1777.
- [6] 唐世建,童万军,钟小红. 航空发动机核心机建模技术研究与应用[J]. 航空发动机, 2007, 33(3):41-44.
- [7] 金鹏,鲁峰,黄金泉. 涡扇发动机部件特性的滤波自动修正更新方法[J]. 推进技术, 2019, 40(12):2664-2672.
- [8] 李天亮. 航空发动机性能衰退规律研究及其诊断[D]. 西安:空军工程大学, 2008:32-34.
- [9] STAMATIS A, MATHIOUDAKIS K, PAPAILIOU K. Adaptive Simulation of Gas Turbine Performance[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1990, 112(2):168-175.
- [10] LI Y G, PILIDIS P, NEWBY M A. An Adaptation Approach for Gas Turbine Design-Point Performance Simulation[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2005, 128(4):789.
- [11] LI Y G, PILIDIS P. Nonlinear Design-Point Performance Adaptation Approaches and Their Comparisons for Gas Turbine Applications[J]. Frontiers of Energy and Power Engineering in China, 2009, 3(4):446-455.
- [12] LI Y G, GHAFIR M, WANG L, et al. Nonlinear Multiple Points Gas Turbine Off-Design Performance Adaptation Using a Genetic Algorithm[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 2011, 133(7):42-50.
- [13] 肖洪,刘振侠,廉筱纯. 两种涡扇发动机部件特性自适应模型对比[J]. 中国民航学院学报, 2008, 26(3):19-21.
- [14] 贾琳渊,程荣辉,张志舒,等. 研发阶段涡扇发动机模型自适应方法[J]. 推进技术, 2020, 41(9):1935-1945.
- [15] 魏智辉,潘鹏飞,王小峰. 基于试飞数据的航空发动机部件特性修正[J]. 工程与试验, 2018, 58(3):77-80.
- [16] 金鹏,鲁峰,黄金泉. 涡扇发动机部件特性的滤波自动修正更新方法[J]. 推进技术, 2019, 40(12):2664-2672.
- [17] TAHAN M, TSOUTSANIS E, MUHAMMAD M, et al. Performance-Based Health Monitoring, Diagnostics and Prognostics for Condition-Based Maintenance of Gas Turbines: A Review [J]. Applied Energy, 2017, 198(15):122-144.
- [18] LI Y G. Aero Gas Turbine Flight Performance Estimation Using Engine Gas Path Measurements [J]. Journal of Propulsion & Power, 2015, 31(3):851-860.
- [19] XU W, GUO Y Q. Aircraft Engine Sensor Fault Diagnostics Based on Estimation of Engine's Health Degradation [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2009, 22(1):18-21.
- [20] 赵广社,赵春涛. 考虑三源不确定性的 Wiener 过程航空发动机剩余使用寿命预测[J]. 西安工程大学学报, 2021, 35(4):77-83.
- [21] 高峰,曲建岭,周玉平,等. 基于飞参数据和向量机的航空发动机建模 [J]. 测控技术, 2013, 32(9):52-54,59.
- [22] 赵运生,胡骏,屠宝锋,等. 部件老化对大涵道比涡扇发动机性能影响仿真 [J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(4):447-452.
- [23] 陈煜,黄金泉,罗启君,等. 基于遗传算法的涡喷发动机身份证模型建立 [J]. 航空发动机, 2015, 41(4):24-28.
- [24] 苏三买. 遗传算法及其在航空发动机非线性数学模型中的应用研究[D]. 西安:西北工业大学, 2002:62-63.
- [25] 陈玉春,黄兴,徐思远,等. 涡轮发动机部件特性自适应模型的确定方法[J]. 推进技术, 2008, 29(2):214-218.
- [26] 何立明. 飞机推进系统原理[M]. 北京:国防工业出版社, 2006:197-198.
- [27] 王慧颖,郑维新,朱国智. 某型航空发动机控制规律分析[J]. 中国科技纵横, 2012, 11(12):109.

(编辑:姚树峰)