

基于整机试验数据辨识的雷诺数对涡扇发动机的性能影响

王冠夫, 齐晓雪, 李长晖, 任文成, 蒋琇琇, 李 斌

(中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 为了研究雷诺数对涡扇发动机性能的影响并提升稳态性能模型在工作包线内的计算精度, 提出了一种基于整机试验数据辨识的计算分析方法。选取用于气路分析的测量参数, 提升辨识算法的收敛性和计算结果的有效性; 结合非线性气路分析算法辨识计算出各试验点的部件性能修正因子, 统计分析雷诺数和各部件性能修正因子的变化关系, 定量得到雷诺数对发动机各部件性能的影响程度; 修正基线稳态性能模型, 并对计算精度进行验证对比。结果表明: 对比试验结果, 修正后的稳态性能模型各参数计算偏差不大于 2.5%。对比基线稳态性能模型各参数计算结果, 计算精度平均提升 2.3%, 最大提升 9.2%。

关 键 词: 雷诺数; 稳态性能; 部件性能; 高空试验; 修正因子; 辨识计算

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Reynolds number effects on performance of turbofan based on whole engine test data identification

WANG Guanfu, QI Xiaoxue, LI Changhui, REN Wencheng, JIANG Xiuxiu, LI Bin

(Shenyang Engine Research Institute, Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: In order to investigate Reynolds number effects on the performance of turbofan and improve state performance model calculation accuracy in flight envelope, a computational analysis method based on whole engine test data identification was presented. Identification algorithm convergence and result validity were improved through measurement parameters selection for gas path analysis. Component performance scale factor for each test point was identified by non-linear gas path analysis method. Statistical analysis of the relationship between Reynolds Number and component performance scale factor was performed, and the performance change of each component affected by Reynolds Number was quantitatively obtained. Baseline steady state performance model was modified and calculation accuracy was compared and verified. Compared with test data, modified steady state performance model calculation error was not more than 2.5%. Compared with baseline steady state performance model calculation result for each parameter, the average calculation accuracy was improved 2.3%, and the maximal calculation accuracy was improved 9.2%.

Keywords: Reynolds number; steady performance; component performance; altitude test; scale factor; identification algorithm

收稿日期: 2021-07-07

基金项目: 航空动力基金(6141B09050360)

作者简介: 王冠夫(1985—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要研究方向为航空发动机总体性能仿真和气路故障诊断。

引用格式: 王冠夫, 齐晓雪, 李长晖, 等. 基于整机试验数据辨识的雷诺数对涡扇发动机的性能影响[J]. 航空动力学报, 2022, 37(12): 2681-2690.

WANG Guanfu, QI Xiaoxue, LI Changhui, et al. Reynolds number effects on performance of turbofan based on whole engine test data identification[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(12): 2681-2690.

雷诺数 Re 是衡量流体黏性对航空发动机各部件性能影响的重要准则之一。发动机高空性能分析、气动稳定性设计、控制规律设计都需要考虑雷诺数影响。发动机在地面台架试验, 雷诺数处于自模区, 对发动机风扇、压气机和涡轮的影响可以忽略。随着发动机工作范围扩大, 飞行包线内的温度、压力和空气流量等参数与海平面条件差异明显, 特别是在高空低马赫数飞行条件下, 雷诺数处于非自模区, 远低于临界雷诺数, 空气密度小, 运动黏度大, 形成低雷诺数条件, 导致摩擦阻力和流动损失增大, 流场特征偏离设计状态, 压气机和涡轮部件性能下降, 显著影响发动机性能。不同流道和叶型设计具有不同的临界雷诺数, 雷诺数效应对不同部件的性能影响程度也存在差异。

通过理论及试验研究, 国内外学者开展了大量关于雷诺数对航空发动机性能影响的研究工作。Wassell^[1] 于 20 世纪 60 年代建立了雷诺数对轴流压气机性能影响的半经验修正方法, 给出了雷诺数对压气机性能参数影响的修正公式和统计曲线, Balje^[2] 提出了雷诺数对涡轮性能的修正方法, Hura 等^[3] 通过部件试验和三维数值仿真研究分析了雷诺数对低压涡轮性能的影响, William 等^[4] 通过高空台试验研究雷诺数对 600-B9 涡喷发动机整机和各部件性能的影响, Kozu 等^[5] 通过高空试验研究了雷诺数对某小型涡扇发动机的性能影响。

国内顾明皓^[6] 采用 Wassell 修正方法和三维数值模拟方法对某型风扇高空气动性能和流场特性进行了分析和研究; 王进等^[7] 采用 Wassell 修正方法, 对发动机主要部件特性进行了雷诺数修正, 并对稳定性进行了计算分析; 李维等^[8] 通过三维黏性定常计算研究雷诺数对低压涡轮性能的影响; 郭捷等^[9] 通过风扇部件试验, 研究了雷诺数对风扇性能和稳定性的影响。

本文基于整机试验数据和辨识算法, 开展了整机条件下雷诺数对涡扇发动机性能影响和稳态性能模型计算精度提升的研究工作。

1 研究思路

为研究整机条件下雷诺数对发动机的性能影响, 本文的研究思路按照图 1 所示, 具体步骤如下:

步骤 1 选取处理发动机工作包线内地面和

高空典型试验点的稳态性能试验数据, 包括工作包线边界点以及飞机在起飞、连续、爬升和巡航工作过程中的典型工况点。

步骤 2 基于影响系数矩阵, 进行敏感性、相关性和条件数对比分析, 选取用于气路分析的测量参数, 提升辨识计算结果的有效性。

步骤 3 基于试验数据、基线稳态性能模型和选取的测量参数, 使用非线性气路分析算法辨识计算出各部件性能修正因子。

步骤 4 统计雷诺数和各部件性能修正因子的变化关系, 得到雷诺数对各部件性能的影响程度。

步骤 5 修正基线稳态性能模型。

步骤 6 统计对比修正后的稳态性能模型计算精度, 验证计算分析方法的有效性。

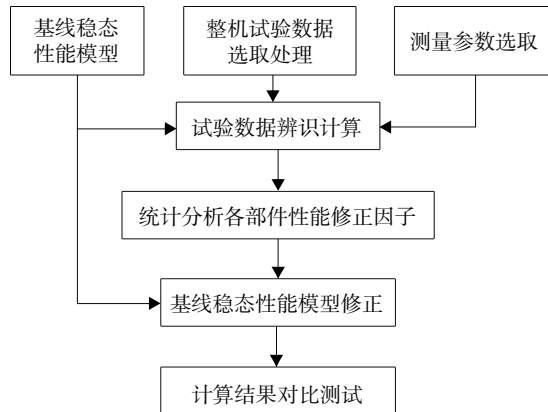


图 1 雷诺数对涡扇发动机性能影响的研究思路

Fig. 1 Scheme of Reynolds number effects on turbofan engine performance

2 整机试验数据辨识计算

发动机稳态性能模型基于各部件特性和气动热力平衡关系进行构建。在发动机试制过程中, 由于加工制造装配偏差、进排气流场、雷诺数、性能衰减和测试布局差异等因素, 导致各部件实际特性与理论特性存在不同程度的偏差, 进而导致稳态性能模型的计算结果和试验结果不一致。为了能够通过试验数据评估雷诺数对发动机的性能影响程度, 基于试验数据和基线稳态性能模型辨识计算出各部件性能修正因子, 通过调整原始部件特性使计算结果和试验结果相一致(见图 2)^[10-11]。图 2 中 O_f 表示目标函数计算结果, δ 表示参数计算精度阈值。

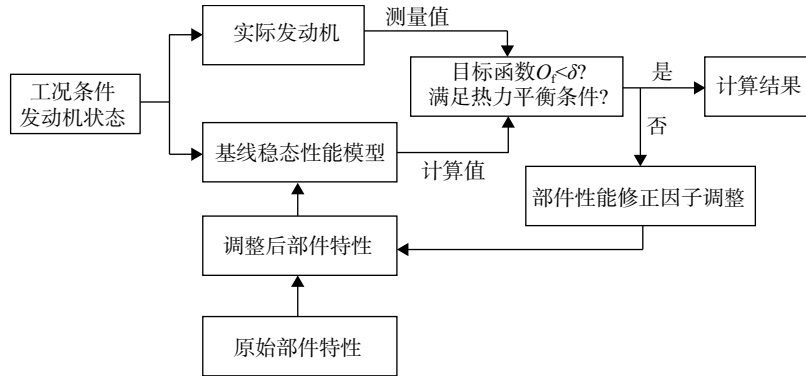


图 2 基于整机试验数据的辨识计算流程图

Fig. 2 Identification calculation flow chart based on whole engine test data

2.1 非线性气路分析算法

由于部件性能参数无法直接测量,需要通过测量参数的变化计算分析部件性能的变化。在给定的发动机工作工况点,通常采用式(1)来进行气路计算分析^[12-13], h 表示测量参数和部件性能修正因子间的函数关系(数学模型), Z 表示测量参数向量, X 表示部件性能修正因子向量。

$$Z = h(X) \quad (1)$$

如果部件性能发生微小幅度变化,用 δ 表示参数变化程度,在给定工况点对 $h(X)$ 进行 1 阶泰勒级数展开,可以得到式(2),式中 H_{ot} 表示泰勒级数的高阶展开项;其中影响系数矩阵 H 的数学表达式见式(3),忽略高次项影响得到式(4),通过矩阵转换计算可以得到式(5)。

$$h(X + \delta X) = h(X) + H \cdot \delta X + H_{ot} \quad (2)$$

$$H = h'(X) = \begin{bmatrix} \frac{\partial h_1(x)}{\partial x_1} & \frac{\partial h_1(x)}{\partial x_2} & \cdots & \frac{\partial h_1(x)}{\partial x_n} \\ \frac{\partial h_2(x)}{\partial x_1} & \frac{\partial h_2(x)}{\partial x_2} & \cdots & \frac{\partial h_2(x)}{\partial x_n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial h_m(x)}{\partial x_1} & \frac{\partial h_m(x)}{\partial x_2} & \cdots & \frac{\partial h_m(x)}{\partial x_n} \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$h(X + \delta X) = h(X) + H \cdot \delta X \quad (4)$$

$$\delta X = (H^T H)^{-1} H^T \delta Z \quad (5)$$

根据式(5)的参数关系,通过牛顿-拉夫逊(Newton Rapson)算法^[14]对非线性方程组进行求解,得到满足目标函数测量参数计算精度要求的各部件性能修正因子计算值,迭代计算过程如图 3 所示。图中 x_1 、 x_2 、 x_3 、 x_4 表示每次迭代计算对应的部件性能修正因子。

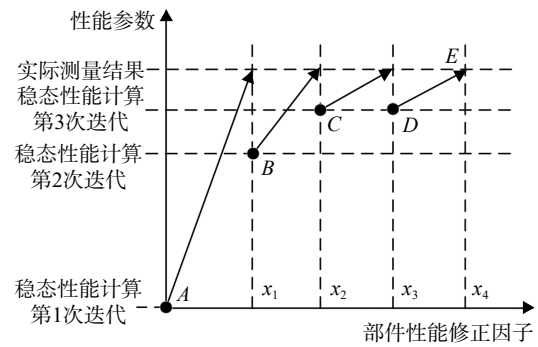


图 3 迭代计算过程示意图

Fig. 3 Schematic diagram of iterative calculation process

图 3 中 A 点表示基线稳态性能模型计算结果,横轴表示部件性能修正因子,纵轴表示测量参数计算结果,迭代计算过程如下:

步骤 1 各部件性能修正因子默认为 1,进行基线稳态性能模型计算,然后进行第 3 步。

步骤 2 根据式(6)调整部件性能修正因子,进行基线稳态性能模型计算,然后进行第 3 步。

$$X_{n+1} = X_n - f(X_n)/f'(X_n) \quad (6)$$

步骤 3 判断模型计算值是否满足目标函数的精度要求,如果满足进行第 4 步;如果迭代计算次数超过限制次数,终止计算;否则进行第 2 步。

步骤 4 迭代计算收敛,保存性能参数和各部件性能修正因子的计算结果。

为了使稳态性能模型计算结果和试验结果偏差满足指定的精度要求,需要使目标函数计算结果 O_f 小于参数计算精度阈值 δ 。目标函数定义见式(7),式中 n 表示测量参数数量, W_i 表示测量参数权重, y_i^{mea} 表示性能参数的实际测量结果, y_i^{exp} 表示性能参数的稳态性能模型计算结果。

$$O_f = \frac{1}{n} \cdot \sum_{i=1}^n W_i \left(\frac{y_i^{mea} - y_i^{exp}}{y_i^{mea}} \right)^2 \quad (7)$$

根据转速、换算流量和压比的计算结果和试验结果,按照式(8)和式(9)计算出各部件工作点的效率和换算流量修正量。式中下标 map 表示初始部件特性图插值计算结果,下标 mea 表示试验结果。 S_w 表示部件性能的换算流量修正量, S_e 表示部件性能的效率修正量。测试结果与部件特性图的位置关系见图 4^[11,15]。图中 N 表示部件物理转速, T 表示部件进口气流总温。

$$S_w = \frac{W_{mea} \cdot \sqrt{T_{mea}}}{p_{mea}} \bigg/ \frac{W_{map} \cdot \sqrt{T_{map}}}{p_{map}} \quad (8)$$

$$S_e = \frac{\eta_{mea}}{\eta_{map}} \quad (9)$$

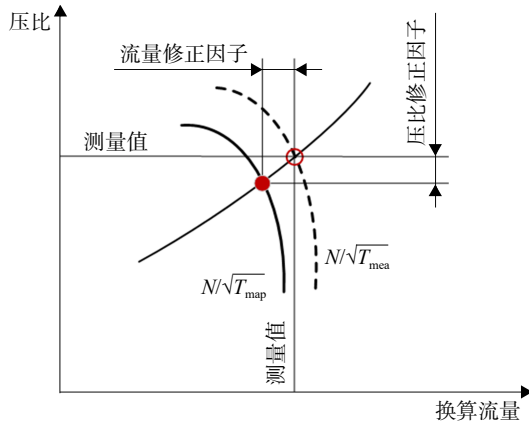


图 4 试验结果与部件特性的相对关系

Fig. 4 Relation between test results and component characteristics

2.2 测量参数选取

为了能够使辨识计算收敛同时使计算结果有效,根据式(5)的数学关系,选取的测量参数应使 $H^T H$ 矩阵可逆,应满足如下条件:

- 1) 选取的测量参数数量应大于等于各部件性能修正因子的数量。
- 2) 选取受部件性能影响明显的测量参数。
- 3) 避免重复选取受部件性能影响程度相似的测量参数。
- 4) $H^T H$ 矩阵各行具有很高的线性独立水平。

为满足上述条件,基于影响系数矩阵进行敏感性、相关性和条件数对比分析,选取出用于气路计算分析的有效测量参数。

根据 Stamatis 等^[16]提出的测量参数敏感性计算方法,在发动机典型工作状态,植入各部件性能修正因子偏移量,计算出各个测量参数变化量。

部件性能修正因子对测量参数的敏感程度计算见式(10)。式中 y_i^{ref} 表示第 i 个测量参数的基线模型计算结果, y_i^j 和 Δy_i^j 分别表示植入第 j 个部件性能修正因子偏移量后的第 i 个参数计算结果和影响相对偏差量。

$$\Delta y_i^j = \frac{y_i^j - y_i^{\text{ref}}}{y_i^{\text{ref}}} \cdot 100\% \quad (10)$$

部件性能修正因子对测量参数的整体敏感程度计算见式(11)。式中 Δy_i^j 表示第 j 个部件性能修正因子对第 i 个参数的影响相对偏差量; $S_{\Delta y_i}$ 表示第 i 个测量参数受各个部件性能影响的敏感程度。

$$S_{\Delta y_i} = \left[\frac{1}{n} \cdot \sum_{j=1}^n (\Delta y_i^j)^2 \right]^{1/2} \quad (11)$$

按照 Provost^[17]提出的测量参数相关性计算方法,计算影响系数矩阵中不同测量参数向量之间的夹角,向量间的夹角越小,表明测量参数间的相关性越高;向量间的夹角越大,表明测量参数间的相关性越低。按照式(12)来计算评估各部件对测量参数影响的相关性。式中 P 和 Q 表示影响系数矩阵中测量参数变化量对应的各部件性能修正因子组成的向量。

$$\cos \theta = \frac{P^T Q}{\|P\|_2 \cdot \|Q\|_2} \quad (12)$$

根据式(13)计算影响系数矩阵的 2 范数作为条件数来表征矩阵各行的线性独立水平^[18]。矩阵的条件数越大,方程组解的相对误差越大,对各部件性能评估的准确性越差;矩阵的条件数越小,方程组解的相对误差越小,对各部件性能评估的准确性越好。

$$\|H\|_2 = \sqrt{\lambda_{\max}(H^T H)} \quad (13)$$

3 雷诺数对发动机的性能影响计算分析

3.1 高空试验数据

本文选取图 5 某大涵道比涡扇分排发动机作为研究对象。为了分析雷诺数对发动机的性能影响,选取图 6 所示的工作包线内的地面和高空稳态性能试验点开展研究,包括工作包线边界点以及飞机在起飞、连续、爬升和巡航工作过程中的典型试验点数据。本次用于计算分析的试验数据在高空试验前后的发动机性能校准试验结果基本

保持不变, 未进行飞机引气和功率提取, 发动机工作状态为低压转子换算转速 $N_{lr}=95\%$ 高状态。图 5 中 1 表示进气道进口截面, 2 表示风扇进口截面, 21 表示增压级进口截面, 25 表示高压压气机进口截面, 3 表示高压压气机出口截面, 4 表示

高压涡轮进口截面, 44 表示高压涡轮出口截面, 5 表示低压涡轮出口截面, 6 表示内涵喷管进口截面, 8 表示内涵喷管出口截面, 13 表示风扇出口截面, 16 表示外涵喷管进口截面, 18 表示外涵喷管出口截面。

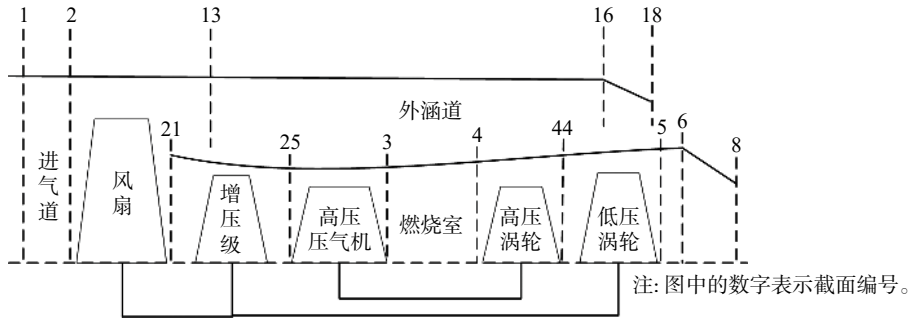


图 5 大涵道比分排涡扇发动机

Fig. 5 Unmixed high bypass turbofan engine

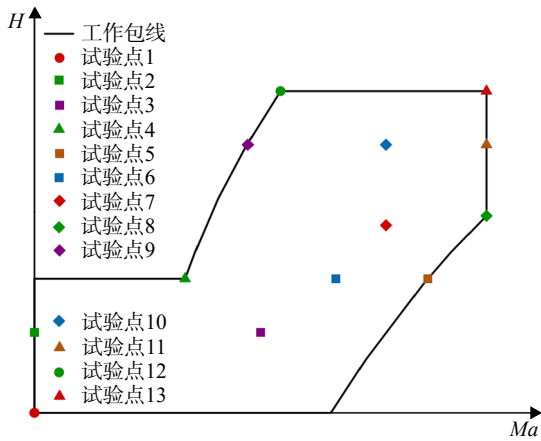


图 6 某大涵道比涡扇发动机高空性能试验点

Fig. 6 Altitude performance test point of a high bypass turbofan engine

整机试验测量参数包括环境压力 p_{amb} , 进气总压 p_2 , 进气总温 T_2 , 低压转子转速 N_1 , 高压转子转速 N_2 , 推力 F , 空气流量 W_2 , 燃油流量 W_{fm} , 风扇出口总压 p_{13} , 风扇出口总温 T_{13} , 高压压气机进口总压 p_{25} , 高压压气机进口总温 T_{25} , 高压压气机出口总压 p_3 , 高压压气机出口总温 T_3 , 高压涡轮出口总压 p_{44} , 高压涡轮出口总温 T_{44} , 低压涡轮出口总压 p_5 , 低压涡轮出口总温 T_5 。

3.2 雷诺数计算

轴流叶轮机机械雷诺数 Re 定义见式 (14)^[15]。式中 ρ 表示气流密度, L 表示叶轮机叶片弦长, V 表示进口气流相对速度, μ 表示动力黏度。

$$Re = \frac{\rho \cdot L \cdot V}{\mu} \quad (14)$$

为了便于计算分析雷诺数对发动机性能的影响, 使用雷诺数指数 (RNI, 量符号记为 I_{Rn}) 表征雷诺数 Re 的变化, 其中雷诺数指数定义为在部件进口马赫数相同的条件下, 实际试验点雷诺数和参考点雷诺数的比值 (见式 (15))。

$$I_{Rn} = \frac{\rho \cdot L \cdot V}{\rho_{ref} \cdot L_{ref} \cdot V_{ref}} \cdot \frac{\mu_{ref}}{\mu} \quad (15)$$

由于发动机在不同试验点的叶片长度不变 ($L = L_{ref}$), 根据理想气体方程、一维等熵流总静压、总静温的气动函数关系和部件进口马赫数相同的条件, 可以推导出式 (16)^[15]。

$$I_{Rn} = \frac{p}{p_{ref}} \cdot \sqrt{\frac{R_{ref} \cdot T_{ref}}{R \cdot T}} \cdot \frac{\mu_{ref}}{\mu} \quad (16)$$

选取海平面标准天条件为参考点, p 表示部件进口测量总压, T 表示部件进口测量总温, R 表示气体常数。 $p_{ref}=101.325 \text{ kPa}$, $T_{ref}=288.15 \text{ K}$, $R_{ref}=287 \text{ J/(kg} \cdot \text{K)}$, 参考点的发动机进口 $I_{Rn}=1$ 。根据式 (15) 的雷诺数指数定义, 在部件进口马赫数相同的条件下, 雷诺数指数的变化可以表征不同试验点的雷诺数 Re 变化。在整机条件下, 部件转子换算转速 (周向马赫数) 能够近似表征各部件进口马赫数, 同时发动机在不同试验点的高低压转子换算转速的对应关系基本一致, 在相同的 N_{lr} 转速工作状态, 发动机各部件在不同试验点的进口马赫数也基本一致。

3.3 测量参数选取

试验数据辨识计算的有效性不仅受参数测量

结果准确性影响,同时受所选取的测量参数影响。本次计算分析的各部件性能修正因子为风扇、增压级、高压压气机、高压涡轮和低压涡轮的效率及换算流量的修正量。

根据敏感性计算分析结果, W_{fm} 和 p_{44} 受各部件性能影响最敏感,能够有效反映部件的性能变化, T_{13} 的敏感性最低同时难以准确测量,因此不参与计算分析。

根据相关性计算分析结果, W_2 、 F_n 和 p_{13} 具有极高的相关性($\cos \theta=0.99$), p_{13} 能够表征 W_2 和 F_n , 既可以避免测量参数冗余选取,也可以用于替换异常的测量参数; T_{44} 和 T_5 具有很高的相关性($\cos \theta=0.96$),但是能够反映高压涡轮和低压涡轮的性能变化。

在保留 W_{fm} 、 p_{44} 、 p_{13} 、 T_{44} 和 T_5 测量参数的基础上,增加 N_2 、 p_{25} 、 T_{25} 、 p_3 和 T_3 ,本次辨识计算选取的测量参数数量等于部件性能修正因子数量;形成的矩阵条件数计算结果为 30.1,小于矩阵条件数的参考限制值 100^[19], $H^T H$ 矩阵各行具有很高的线性独立水平,有助于辨识计算收敛,选取的测量参数能够表征发动机各部件的性能变化。不同测量参数组合的条件数对比结果如表 1 所示,用于辨识计算的测量参数标准差和权重值如表 2 所示。

表 1 不同测量参数组合的条件数对比
Table 1 Condition number of measured parameters combination contrast

测量参数组合	条件数
$W_{fm}, p_{44}, p_{13}, T_{44}, T_5, N_2, p_3, T_3, p_{25}, T_{25}$	30.1
$W_{fm}, p_{44}, p_{13}, T_{44}, T_5, N_2, p_3, T_3, p_{25}, P_5$	121.5
$W_{fm}, p_{44}, p_{13}, T_{44}, T_5, N_2, p_3, T_3, p_{25}, W_2$	149.7
$W_{fm}, p_{44}, p_{13}, T_{44}, T_5, N_2, p_3, p_5, p_{25}, T_{25}$	615.7

表 2 测量参数标准差和权重
Table 2 Measured parameters standard deviation and weights

测量参数	标准差/%	权重
N_2	0.1	1
W_{fm}	0.3	0.11
p_{13}	0.2	0.25
p_{25}	0.2	0.25
T_{25}	0.3	0.11
p_3	0.3	0.11

续表

测量参数	标准差/%	权重
T_3	0.2	0.25
p_{44}	0.3	0.11
T_{44}	0.5	0.04
T_5	0.4	0.06

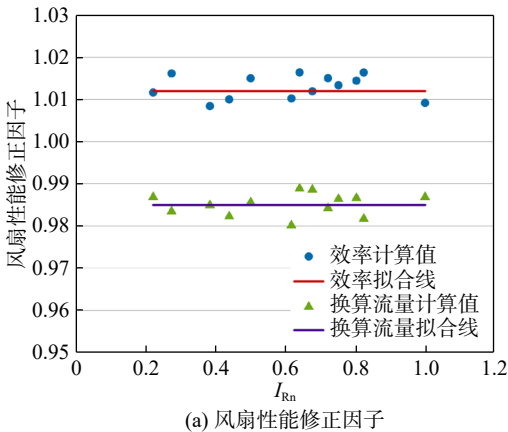
3.4 雷诺数对各部件性能的影响计算分析

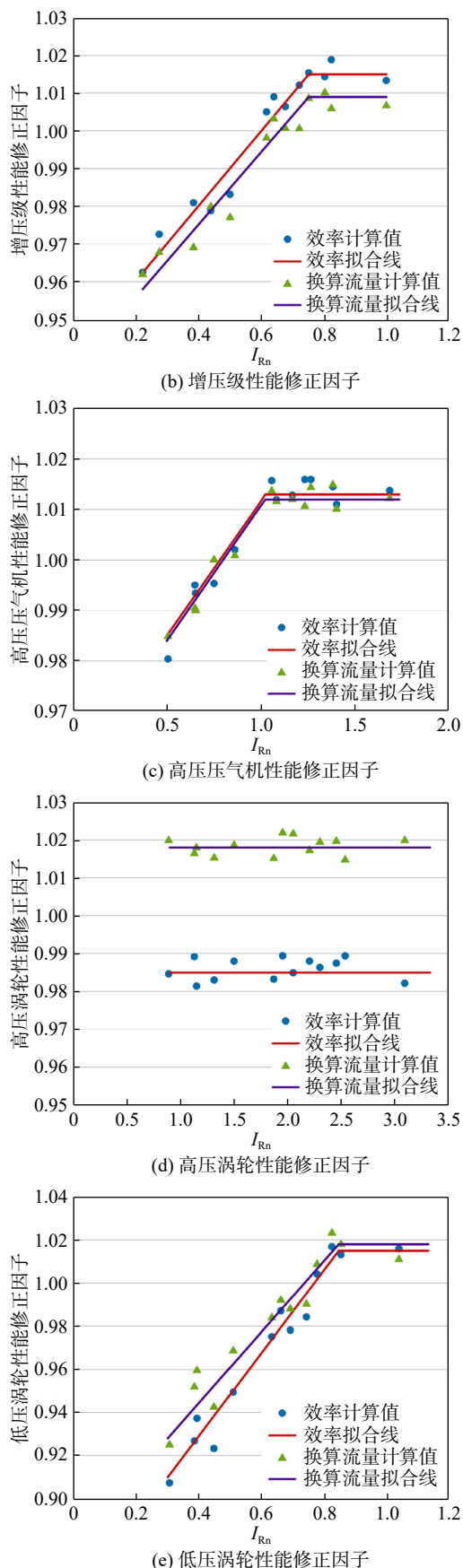
由于发动机未发生明显的性能衰减,结构尺寸基本保持一致,选取的试验点数据未进行引气和功率提取,稳态性能模型考虑比热比和气体常数的影响。通过相似原理分析,发动机稳态性能主要受马赫数、雷诺数和发动机工作状态的影响^[20]。当给定低压转子换算转速状态 $N_1/\sqrt{T_2}$ 、马赫数 Ma 和雷诺数 Re ,能够确定出不同环境压力和环境温度条件下的发动机性能参数(见式(17)),包括推力、空气流量、涵道比、燃油流量、截面压力和截面温度等。

$$\frac{F}{P_2}, \frac{W_{fm}}{P_2 \sqrt{T_2}} = f\left(Ma, Re, \frac{N_1}{\sqrt{T_2}}\right) \quad (17)$$

首先输入各试验点在低压转子换算转速 $N_{lr}=95\%$ 的稳态性能试验结果,然后辨识计算出对应的各部件性能修正因子,最后统计分析雷诺数和各部件性能修正因子间的变化关系。各试验点辨识计算收敛同时计算结果满足目标函数的精度要求,各部件性能修正因子计算结果见图 7。

基线稳态性能模型的初始部件特性通过地面部件试验获得,根据地面整机试验结果辨识计算结果,确定出整机条件下各部件的实际工作点,由于无雷诺数影响,表明修正后的各部件特性能够表征在共同工作线上不同换算转速和进气马赫数条件下的部件性能。以地面试验数据对应的各部件性能修正因子为参考点,高空试验数据辨识计算出的各部件性能修正因子变化与雷诺数影响



图 7 雷诺数对各部件性能的影响($N_{ir}=95\%$)Fig. 7 Reynolds number effects on the performance of each component ($N_{ir}=95\%$)

相关。由于不同试验点进气条件和测量参数误差等因素影响,导致随 RNI 变化的各部件性能修正因子计算值呈现一定的分散度,文中使用 1 阶线性函数来表示该变化关系。将图 7 中雷诺数和各部件性能修正因子之间的变化关系代入基线稳态性能模型,形成修正后的稳态性能模型。

图 7 中 RNI 最小值对应高空左边界试验点, RNI 最大值对应地面试验点,覆盖了工作包线边界点、空中典型工作点和地面状态的雷诺数变化范围,由于受各部件叶片弦长和进口气流参数的影响,雷诺数对风扇和高压涡轮性能影响不明显;文中研究的大涵道比发动机风扇叶片尺寸长,在工作包线左上角试验点,风扇进口叶弦对应的雷诺数计算结果大于该风扇叶型临界雷诺数并处于自摸区,雷诺数对风扇叶片的流动特性几乎无影响。相对于风扇叶片尺寸,增压级、高压压气机和低压涡轮叶片尺寸明显减小,工作包线内的部分试验点的雷诺数计算结果小于临界雷诺数并处于非自摸区,造成附面层转捩推迟,附面层更容易分离,雷诺数对增压级、高压压气机和低压涡轮的性能影响明显。其中低压涡轮性能受雷诺数影响最为显著,在高空小表速试验点,效率和换算流量修正因子计算值分别下降约 10.3% 和 9.8%。结合文中第 3.2 节雷诺数指数 RNI 定义,从慢车到起飞状态,在各个试验点相同的 N_{ir} 转速状态,当部件进口叶弦雷诺数小于临界雷诺数时,雷诺数影响明显,各部件性能会出现不同程度的下降。本文对 $N_{ir}=95\%$ 发动机状态的试验数据进行计算分析,同理可以计算分析雷诺数对其他转速状态的部件性能影响程度。

长流道的压力损失在低于临界雷诺数时会明显增大^[21],由于选取的试验数据没有测量内涵和外涵喷管前的总压,没有计算分析雷诺数对内涵和外涵喷管流量系数的影响,后续可以结合专项高空试验进行计算评估。

本文针对 1 台发动机的试验数据进行了计算分析,后续可使用该方法对多台发动机的空中试验数据进行辨识计算统计分析,得到雷诺数对该型发动机性能的平均影响程度。

3.5 稳态性能模型精度提升

为了验证修正后稳态性能模型的计算精度,将发动机进气总压 p_2 、进气总温 T_2 、环境压力 p_{amb} 和低压转子换算转速 N_{ir} 的试验结果作为稳态性能模型的计算输入条件,分别使用基线稳态性能模型和修正后的稳态性能模型对各测量参数

进行仿真计算,统计对比各个试验点参数测试结果和计算结果的相对偏差(见式(18))。式中 y_i^e 表示测量参数的计算相对偏差。

$$y_i^e = \left\| \frac{y_i^{\text{mea}} - y_i^{\text{exp}}}{y_i^{\text{mea}}} \right\| \quad (18)$$

对比表 3 中各试验点的试验结果,计算得到各参数的计算相对偏差,可以看出修正后的稳态性能模型计算精度显著提升,修正后的稳态性能模型各参数计算相对偏差不大于 2.5%。

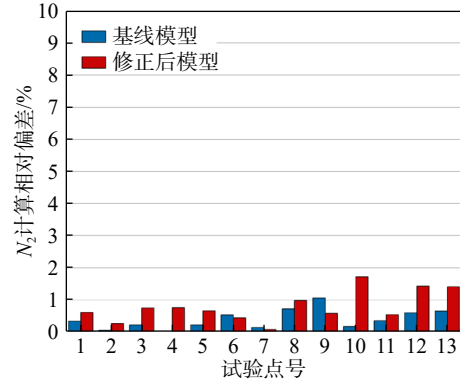
表 3 修正前后的稳态性能模型计算结果相对偏差 ($N_{\text{tr}}=95\%$)

Table 3 Pre- and post- modified steady state performance model relative deviation of calculation results ($N_{\text{tr}}=95\%$)

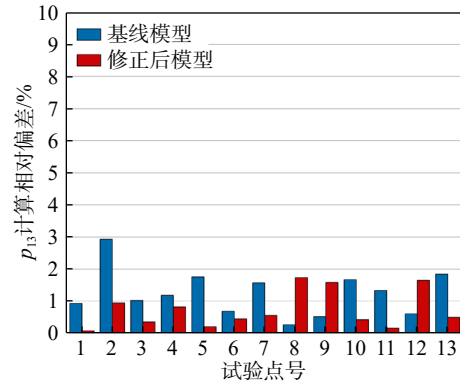
参数	模型计算相对偏差/%	
	修正前	修正后
N_2	0.02~1.06	0.08~1.72
W_{fm}	1.85~9.46	0.08~2.06
p_{13}	0.27~2.93	0.08~1.73
T_{25}	0.01~1.93	0.04~1.52
p_{25}	1.24~4.95	0.30~1.94
T_3	0.02~2.88	0.06~1.18
p_3	2.61~5.08	0.01~1.40
T_{44}	1.35~7.47	0.38~2.24
p_{44}	2.28~4.45	1.29~2.21
T_5	2.31~8.22	0.05~2.47
p_5	1.37~4.27	1.53~2.50

根据单个试验点试验数据辨识计算出的 N_2 、 p_{13} 、 W_{fm} 和 T_{44} 计算结果和测试结果一致。但由于单个试验点辨识计算出的部件性能修正因子和拟合后的部件性能修正因子会存在一定偏差(见图 7),修正后的稳态性能模型计算给定 N_{tr} 不变,各部件性能修正因子的差异会影响高压转子和低压转子的功率计算结果,进而会影响 N_2 计算结果,修正后的稳态性能模型部分试验点 N_2 计算结果与测试结果的偏差会增大, N_2 计算结果和试验结果的偏差范围在 0.08%~1.72%。

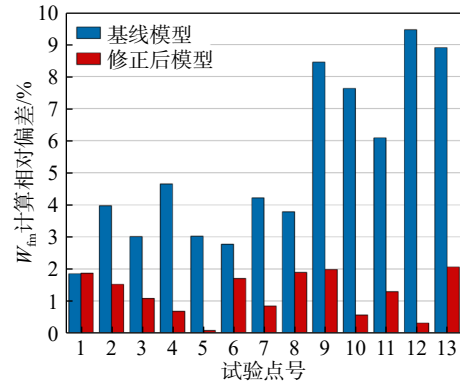
相对于地面稳态性能试验结果,在相同的低压转子换算转速 N_{tr} 状态,雷诺数对风扇性能影响不明显,模型修正前后的风扇出口总压 p_{13} 计算结果无显著差异;当雷诺数效应显著时,各部件性能明显下降,导致燃油流量 W_{fm} 和高压涡轮出口总温 T_{44} 显著升高。通过图 8 对比修正前后的稳态性能模型在各试验点的主要性能参数的计算相对偏差,可以看出高压转子物理转速 N_2 计算精度基本相当,风扇出口总压 p_{13} 计算精度略有提升,高压涡轮出口总温 T_{44} 计算精度提升 0~5.6%,



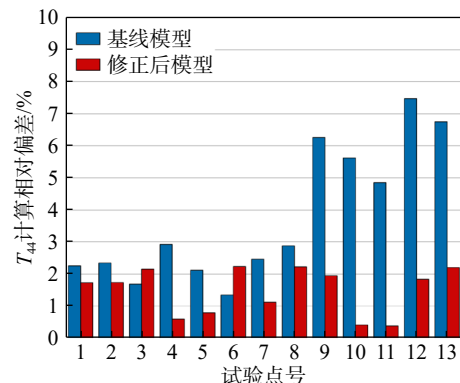
(a) 高压转子物理转速 N_2



(b) 风扇出口总压 p_{13}



(c) 燃油流量 W_{fm}



(d) 高压涡轮出口总温 T_{44}

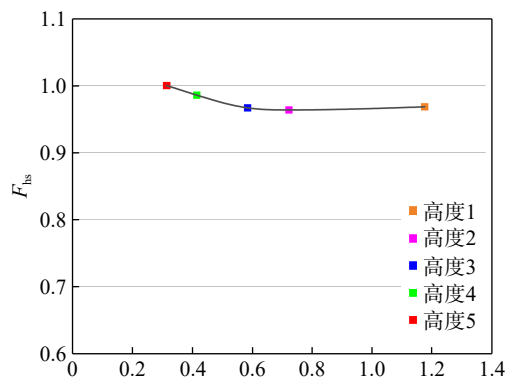
图 8 修正前后的稳态性能模型计算结果相对偏差对比 ($N_{\text{tr}}=95\%$)

Fig. 8 Comparison of pre- and post- modified steady state performance model relative deviation of calculation results ($N_{\text{tr}}=95\%$)

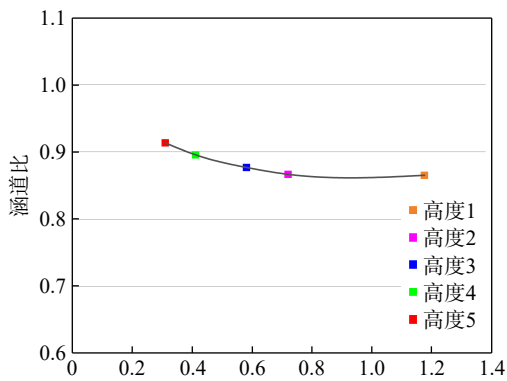
燃油流量 W_{fm} 计算精度提升 0~9.2%。对比基线稳态性能模型计算结果, 各参数计算精度平均提升 2.3%, 最大提升 9.2%。

3.6 雷诺数对整机性能参数的影响

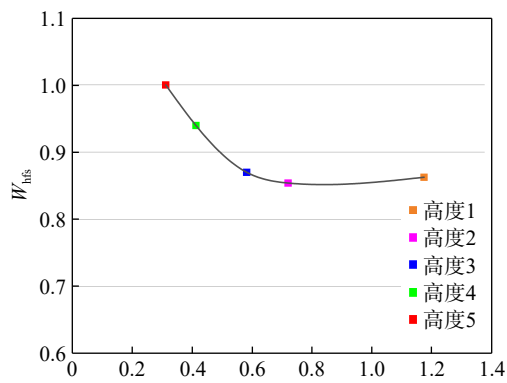
为了研究雷诺数对发动机整机性能参数的影响, 通过修正后的稳态性能模型计算不同高度、相同飞行马赫数、标准天条件和 $N_{\text{lr}}=95\%$ 状态的稳态性能, 不进行飞机引气和无功功率提取, 并将推力 F 、排气温度 T_{44} 和燃油流量 W_{fm} 的稳态性能计算结果换算至海平面标准天, 其中海平面至工作包线上边界的 5 个不同高度(高度 1~高度 5), 飞行马赫数 $Ma=0.6$ 的稳态性能计算结果对比见图 9, 图中横坐标表示发动机进口雷诺数指数 RNI,



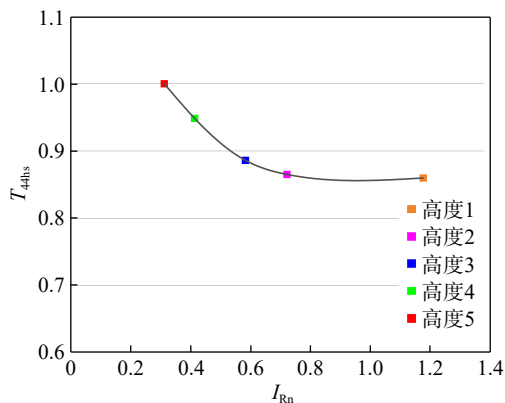
(a) 换算推力 F_{hs}



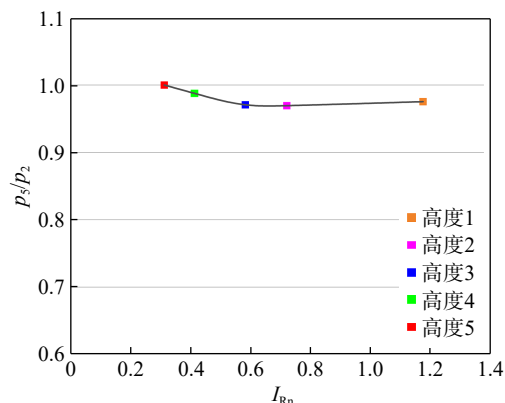
(b) 涵道比(BPR)



(c) 换算燃油流量 W_{hs}



(d) 高压涡轮出口换算总温 $T_{4\text{hs}}$



(e) 发动机内涵总压比 p_3/p_2

图 9 雷诺数对整机性能参数的影响($Ma=0.6$ 、 $N_{\text{lr}}=95\%$)

Fig. 9 Reynolds number effects on the performance parameters of whole engine ($Ma=0.6$, $N_{\text{lr}}=95\%$)

纵坐标为无量纲处理后的性能参数计算结果。

根据图 9 修正后的稳态性能模型计算结果, 随着发动机进口 RNI 的降低, 以高度 2 对应的发动机进口 RNI 为参考值, 当发动机进口 RNI 大于该参考值时, 雷诺数对整机性能参数基本无影响; 当发动机进口 RNI 小于该参考值时, 雷诺数对整机性能参数影响明显, 由于工作包线内的风扇性能受雷诺数影响不明显, 外涵道空气流量和压比基本保持不变, 外涵道产生的推力基本保持不变; 内涵部件受雷诺数影响, 内涵空气流量降低, 内涵总压比升高, 使内涵产生的推力略有提升。内外涵共同作用使发动机推力略有增加, 涵道比升高。

由于雷诺数的降低导致增压级、高压压气机和低压涡轮性能出现不同程度的下降, 当发动机保持相同 N_{lr} 转速状态工作, 需要向燃烧室提供更多燃油来提高输出功率, 导致燃油流量和排气温度升高, 耗油率升高。

4 结 论

基于地面和高空整机试验数据和辨识算法,

开展了雷诺数对涡扇发动机性能影响的研究工作,通过对比验证发动机在 $N_{tr}=95\%$ 工作状态的计算和试验结果,可以得到如下结论:

1) 提出了一种整机条件下雷诺数对涡扇发动机性能影响的计算分析方法,该方法能够定量分析雷诺数对涡扇发动机各部件的性能影响。

2) 通过修正基线稳态性能模型,有效提升了稳态性能模型的高空性能预测精度。对比试验结果,修正后的稳态性能模型各参数计算相对偏差不超过 2.5%;对比基线稳态性能模型计算结果,各参数计算精度平均提升 2.3%,最大提升 9.2%;验证了本文计算分析方法的有效性。

3) 对于本文研究的大涵道比涡扇发动机,在工作包线内 $N_{tr}=95\%$ 工作状态,雷诺数对风扇和高压涡轮性能影响不明显,增压级、高压压气机和低压涡轮性能随雷诺数减小而下降,其中低压涡轮性能下降最为显著。在相同的飞行马赫数和发动机工作状态,随着雷诺数的降低,推力略有增加,耗油率、燃油流量和排气温度升高。

4) 合理选取测量参数能够提升辨识计算的收敛性和部件性能计算结果的有效性。

参考文献:

- [1] WASSEL A B. Reynolds number effects in axial compressors[J]. Journal of Engineering for Power, 1968, 90(2): 149-156.
- [2] BALJE O E. A study of Reynolds number effects in turbomachines[J]. Journal of Engineering for Power, 1964, 83(3): 227-235.
- [3] HURA H S, JOSEPH J, HALSTEAD D E. Reynolds number effects in a low pressure turbine[R]. ASME Paper GT2012-68501, 2012.
- [4] WILLIAM R P, DORWIN B W. Altitude performance of compressor, turbine, and combustor components of 600-B9 turbojet engine [R]. NACA RM E53I18, 1960.
- [5] KOZU M, YASHIMA S. Reynolds number effects on the performance of a turbofan engine[R]. ASME Paper 89-GT-199, 1989.
- [6] 顾明皓, 桂幸民. 低雷诺数效应对某型风扇的性能影响及改进方案研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4): 438-443.
GU Minghao, GUI Xingmin. Low- Re number effects on the performance of some fans and the modified design[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(4): 438-443. (in Chinese)
- [7] 王进, 骆广琦, 陶增元. 雷诺数对压气机特性及发动机稳定性影响的计算和分析[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1): 20-23.
WANG Jin, LUO Guangqi, TAO Zengyuan. Effects of Reynolds number on compressor performance and engine stability[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1): 20-23. (in Chinese)
- [8] 李维, 邹正平, 赵晓路. 雷诺数对涡轮部件性能的影响[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6): 822-827.
LI Wei, ZHOU Zhengping, ZHAO Xiaolu. The effects of Reynolds number on the characteristics of the low pressure turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6): 822-827. (in Chinese)
- [9] 郭捷, 王咏梅, 杜辉, 等. 低雷诺数条件对涡扇发动机风扇-压气机性能和稳定性影响的试验研究[J]. 航空发动机, 2004, 30(4): 4-6.
GUO Jie, WANG Yongmei, DU Hui, et al. Experimental investigation of low Reynolds number effects on fan/compressor performance and stability for turbofans[J]. Aeroengine, 2004, 30(4): 4-6. (in Chinese)
- [10] NATO AVT Working Group 018. Performance prediction and simulation of gas turbine engine operation[R]. The Research and Technology Organisation Technical Report TR-44, 2002.
- [11] STAMATIS A, MATHIOUDAKIS K, PAPAILIOU K D. Adaptive simulation of gas turbine performance[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1990, 112(2): 168-175.
- [12] URBAN L A. Gas path analysis: applied to turbine engine condition monitoring[J]. Journal of Aircraft, 1973, 10(7): 400-406.
- [13] OGAI S O T, SAMPATH S, SINGH R, et al. Parameter selection for diagnosing a gas turbine s performance deterioration[J]. Applied Energy, 2002, 73(1): 25-46.
- [14] 张宏伟, 金光日, 施吉林. 计算机科学计算[M]. 北京: 高等教育出版社, 2013.
- [15] KURZKE J. GasTurb 12: design and off-design performance of gas turbines[M]. Germany: GasTurb GmbH, 2015.
- [16] STAMATIS A, MATHIOUDAKIS K, PAPAILIOU K D. Optimal measurement and health index selection for gas turbine performance status and fault diagnosis[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1992, 114(2): 209-216.
- [17] PROVOST M J. The use of optimal estimation techniques in the analysis of gas turbine[D]. Cranfield, UK: Cranfield University, 1994.
- [18] KAMBOUKOS P, OIKONOMOU P, STAMATIS A, et al. Optimizing diagnostic effectiveness of mixed turbofans by means of adaptive modeling and choice of appropriate monitoring parameters[R]. Defense Technical Information Center Compilation Part Notice ADP014126, 2001.
- [19] MATHIOUDAKIS K, KAMBOUKOS P. Assessment of the effectiveness of gas path diagnosis schemes[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2006, 128(1): 57-63.
- [20] WALSH P B, FLETCHER P. Gas turbine performance[M]. Oxford, UK: Blackwell Sciences Limited, 2004.
- [21] KURZKE J. Calculation of installation effects within performance computer programs[R]. Advisory Group for Aerospace Research and Development Lecture Series 183, 1992.

(编辑: 王碧琨)