

基于数据的发动机模型匹配方法研究

薛文鹏,段小维,潘鹏飞

(中国飞行试验研究院,西安 710089)

摘要:针对在使用环境条件下发动机部件特性未知的问题,为获得在实际装机条件下的发动机部件特性,采用 1 种基于参考数据的发动机部件级模型匹配方法,在对测量数据和模型特征分析的基础上,选取适当调整参数,以模型在非设计点的仿真输出与参考数据的匹配精度为目标,通过迭代方法求解部件特性。仿真数据表明:采用基于数据的发动机匹配技术得到的发动机模型,其仿真输出与参考数据的偏差均在允许范围内。利用该方法可以得到在使用条件下的发动机部件特性,为装机状态发动机的仿真预测提供技术支撑。

关键词: 模型匹配;部件特性;动态过程;航空发动机

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

doi:10.13477/j.cnki.aeroengine.2017.05.017

Research on Matching Method of Engine Model based on Test Data

XUE Wen-peng DUAN Xiao-wei PAN Peng-fei

(China Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: In view of the problem of unknown components at service condition, an adapting method based on the rig data was proposed to obtain the characteristics of the engine components under the actual condition. Adjustment parameters were selected based on the analysis of model characteristics and test data. The error of model simulation and test data was selected as objective function and used in iterative algorithm for component characteristics. The simulation results show that the error between the model simulation which derived from the method and test data is within the maximum error. The components characteristics was obtained by using the engine matching technology based on the test data, which provide support for engine simulation and prediction under the actual condition.

Key words: model matching; component characteristics; transition state; aeroengine

0 引言

航空发动机性能仿真、故障诊断和健康管理高度依赖于发动机部件特性,在非设计状态下,部件特性的形状会严重影响发动机模型的输出结果。通常,部件特性是发动机生产厂商通过部件试验或者在已知部件几何尺寸的情况下通过 CFD 仿真得到,在大部分情况下,通过部件试验获得的部件特性,由于试验环境、测试方法、进出口流场等差异,使部件试验的特性与在发动机上的装机特性存在差异;由于发动机制造、装配等原因,发动机部件特性与部件试验获得的特性之间存在差异;随着发动机使用时间的增加,各部件特性发生退化,使得部件特性与试验特性存在差

异。综上所述,对于发动机试验和使用者而言,获得准确的部件特性相对难度大。为了提高发动机仿真预测精度,需根据实际测量参数不断调整通用部件参数,以反推、更新发动机部件特性,使得模型仿真结果与试验测量结果相匹配。

国外 Saravanamuttoo 采用通用部件特性完成发动机非设计点仿真计算^[1];Kurzke 采用辅助线法解决部件特性不匹配问题^[2];Kong et al.采用最优化算法使得部件特性与测量数据相匹配,但其要求初始的部件特性与测试发动机特性非常接近^[3];Elias Tsoutsanis 采用二次曲线的形式表示部件特性,进而对发动机部件级模型进行匹配,获得比较理想的结果^[4];李秋红提出了 1 种基于变适应度函数的模型优化算法,使各截

收稿日期:2017-04-09

作者简介:薛文鹏(1987),男,硕士,工程师,从事航空发动机整机试验技术研究工作;E-mail: xwpfenyun@163.com。

引用格式: 薛文鹏,段小维,潘鹏飞. 基于数据的航空发动机模型匹配方法研究[J]. 航空发动机,2017,43(5):97-102. XUE Wenpeng, DUAN Xiaowei, PAN Pengfei. Research on matching method of engine model based on test data [J]. Aeroengine, 2017, 43(5): 97-102.

面的进、出口参数与部件特性直接关联,避免了局部特性修正的误差积累^[5]。

为了提高发动机仿真和预测的准确性和可靠性,必须通过发动机整机试验数据反推发动机的部件特性。本文通过最优化方法调整发动机部件特性,使得模型的仿真输出与试验测量结果相吻合,从而建立发动机稳态仿真模型。

1 模型匹配技术

1.1 稳态过程

发动机处于稳态时,压气机耗功与涡轮功平衡,发动机转子加速率为零,即

$$\begin{cases} dN/dt=0 \\ \Delta W=0 \end{cases} \quad (1)$$

式中: N 为发动机转子转速; W 为转子功。

1.2 过渡态过程

当发动机工作在过渡状态时,其转子具有不平衡扭矩,从而实现发动机加、减速过程,如图 1 所示。此时,发动机转子加速率不再为零,表示为

$$\frac{dN}{dt} = \frac{\Delta N}{\Delta t} = \frac{N(k+1) - N(k)}{t(k+1) - t(k)} \quad (2)$$

其中 ΔN 采用向后差分方式。

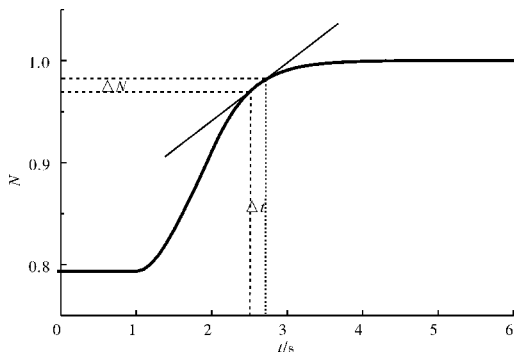


图 1 发动机转速曲线

当发动机处于过渡态时,压气机耗功与涡轮功不平衡,不平衡功率使得转子加、减速,因而,转子的加速率还可表示为

$$\frac{dN}{dt} = \Delta W / \left(J \cdot N \cdot \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 \right) \quad (3)$$

式中: J 为转子转动惯量; N 为转子转速, r/min ; ΔW 表示为

$$\Delta W = W_t - W_c / \eta_m \quad (4)$$

式中: W_c 、 W_t 分别为压气机功和涡轮功。

1.3 模型匹配技术

发动机模型匹配过程是在已建立发动机部件模型基础上,在环境条件和输入相同的前提下,通过不断调整模型部件特性,使得模型的仿真输出与试验结果相吻合的过程,其结构如图 2 所示。模型匹配主要是将发动机部件特性匹配发动机测量数据,如压气机和涡轮压比(π_c 、 π_t)、换算流量(m_c 、 m_t)和等熵效率(η_c 、 η_t)。在发动机模型匹配过程中,发动机的输入输出关系为

$$Y=f(X, u) \quad (5)$$

式中: Y 为发动机各截面测量参数,包括截面温度、压力以及发动机推力等,即 $Y=[P_i T_i \cdots F_N]$; X 为发动机的部件特性(流量、压比和效率), $X=[m_i \pi_i \eta_i]$; u 为发动机工作的环境条件和发动机状态,可选取 $u=[T_{a_i} P_{a_i} N_i W_{f_i}]$ 。

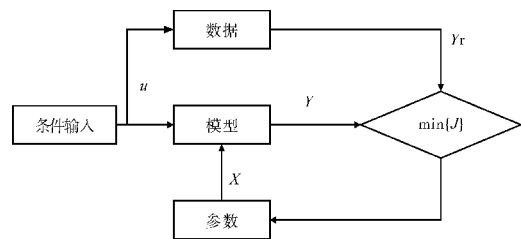


图 2 模型匹配结构

在发动机模型匹配过程中,首先确保部件特性 X 对应的发动机部件模型的共同工作方程 $\psi=0$ 成立,同时要求模型输出 Y 与试验数据 Y_r 差值最小。因此取目标函数 J 为

$$J = \sqrt{\sum \left(\frac{Y - Y_r}{Y_r} \right)^2 + \sum (\psi)^2} \quad (6)$$

当 J 取最小值时, X 为 u 对应的部件特性。

1.4 压气机模型匹配

压气机部件特性包括 $[m_c, \eta_c, \pi_c]$, 压气机进、出口可直接测量参数包括压气机进出口温度 $[T_{2Ref}, T_{3Ref}]$ 和压力 $[P_{2Ref}, P_{3Ref}]$ 。

根据测量参数,可直接计算的部件特性包括 $[\eta_c, \pi_c]$ 。而流经压气机的空气流量需根据其它测量参数迭代计算确定,在进行发动机模型匹配时,可根据需要给定流量初始值 m_{c0} 。其中压气机压比 π_c 可通过为压气机出口压力与进口压力的比值计算,即

$$\pi_c = P_{3Ref} / P_{2Ref} \quad (7)$$

可通过迭代算法选取压气机效率 η_c 为局部调整变量,使得压气机出口仿真温度与测量温度的差值最

小,即目标函数

$$J_c = \min \left\{ \frac{T_3 - T_{3\text{Ref}}}{T_{3\text{Ref}}} \right\} \quad (8)$$

另外,压气机效率 η_c 也可通过热力学方法计算。计算过程可参考相关资料,在此不再叙述。

1.5 涡轮模型匹配

涡轮部件特性包括 $[m_t, \eta_t, \pi_t]$, 由于涡轮工作环境温度高, 参数测量难度大, 因此, 涡轮部件特性计算没有可依赖的测量数据。但按照发动机流程, 根据发动机工作原理, 可间接得到涡轮部件特性 $[m_t, \pi_t]$, 而涡轮效率可通过迭代计算方法确定, 在进行涡轮计算时, 可给定效率初始值 η_t 。按照发动机流程可计算涡轮进口截面参数 $[T_{4t}, P_{4t}, m_{4t}]$, 则涡轮流量为

$$m_t = m_{4t} \quad (9)$$

当发动机工作处于过渡态时, 由式(4)可得涡轮功表达式

$$W_t = \Delta W + W_c / \eta_m \quad (10)$$

其中 ΔW 可由式(3)得到, 即

$$\Delta W = \frac{dN}{dt} \cdot \left(J \cdot N \cdot \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 \right) \quad (11)$$

气流经过涡轮焓值变化为

$$\Delta H_t = W_t / m_{4t} \quad (12)$$

当发动机处于稳态时, 由式(1)、(4)可得涡轮功的表达式

$$W_t = W_c / \eta_m \quad (13)$$

根据涡轮焓值变化 ΔH_t 、进口参数和给定效率迭代值, 利用热力学关系计算涡轮压比, 得到涡轮出口截面参数。

综上分析, 在进行部件模型匹配时, 需取压气机流量和涡轮效率作为迭代变量, 即 $X = [m_c, \eta_t]$, 在压气机部件匹配时, 取压气机效率 η_c 为压气机部件局部迭代变量。

2 仿真实例

选用单轴涡轮喷气发动机作为仿真对象, 进行发动机模型匹配研究。采用 2 个发动机模型进行发动机模型的匹配, 运用 Gasturb-10 工业软件仿真生成参考数据。采用上述方法, 利用参考数据进行模型匹配。根据上述分析, 在发动机模型的匹配过程中, 选取调整参数 $X = [m_c, \eta_t]$ 。模型输入参数为 $u = [T_a, P_a, N, W_f]$, 模型仿真输出和参考数据 $Y = [P_3, T_3, \dots, F_N]$ 。输出参数和调整参数的选择根据发动机参数敏感性分析, 如图 3 所

示。输出参数的变化应对调整参数的变化敏感, 在调整参数进行 1% 变化时, 输出参数的变化应大于 1% 或至少接近 1%。对图 3 分析可知, 对于上述发动机输出参数为 $Y = [P_3, T_3, P_5, T_5, F_N]$ 。

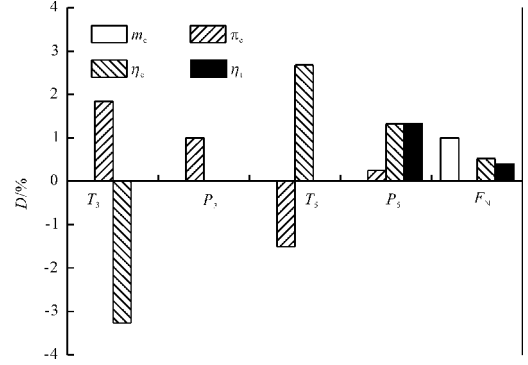


图3 参数敏感性分析

给定调整参数初始值 $[m_{c0}, \eta_{t0}]$, 采用全局寻优算法进行部件特性调整, 匹配结果为换算转速及其对应的部件特性, 即 $y = [n_{cor}, m_c, \pi_c, \eta_c]$, 模型匹配过程结构如图 4 所示。

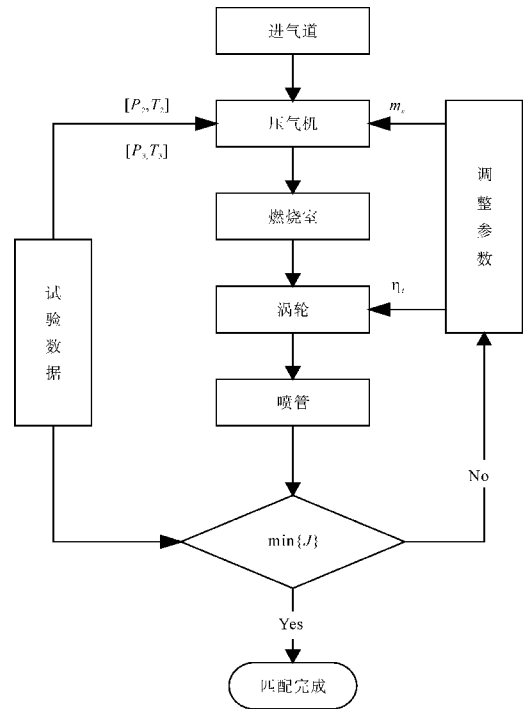


图4 模型匹配结构

2.1 稳态过程匹配

采用上述方法, 令 $\Delta W = 0, dN/dt = 0$, 对发动机进行稳态模型匹配, 匹配结果如图 5 ~ 8 所示。从图 5 中可见模型匹配过程中目标函数的变化, 随着迭代次数的增大, 目标函数趋向于极小; 从图 6、7 中可见模型匹

配结果与参考模型的对比,压气机部件特性(流量、压比、效率)与参考模型特性相一致;从图 8 中可见,发动机测量截面参数误差,压气机出口截面参数仿真误差较小,按照发动机流程,仿真误差不断累积,发动机推力预测误差相对较大。

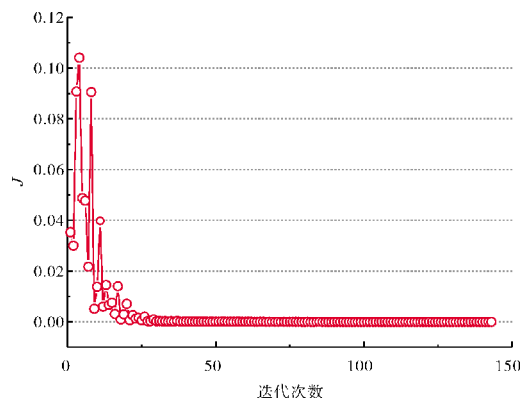


图 5 目标函数与迭代次数的变化过程

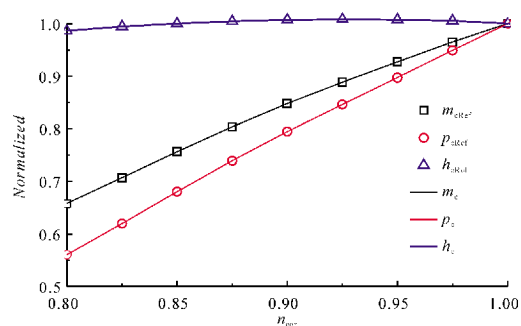


图 6 匹配部件特性与参考部件特性的比较

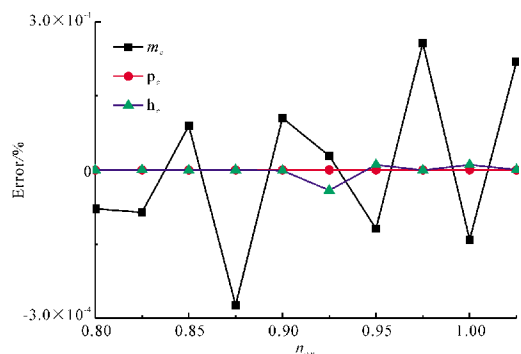


图 7 匹配部件特性与参考部件特性的误差

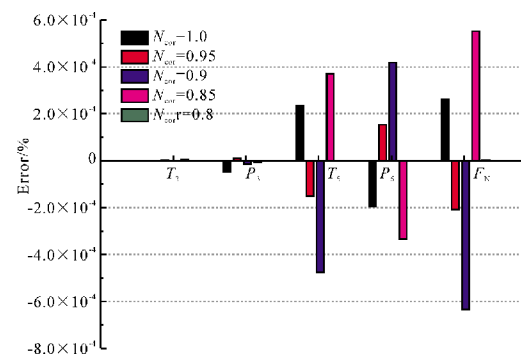


图 8 直接测量参数误差

对于发动机不可直接测量参数(燃烧室出口温度)的匹配偏差和匹配前、后对比结果如图 9 所示。匹配的最大偏差不大于 2%。

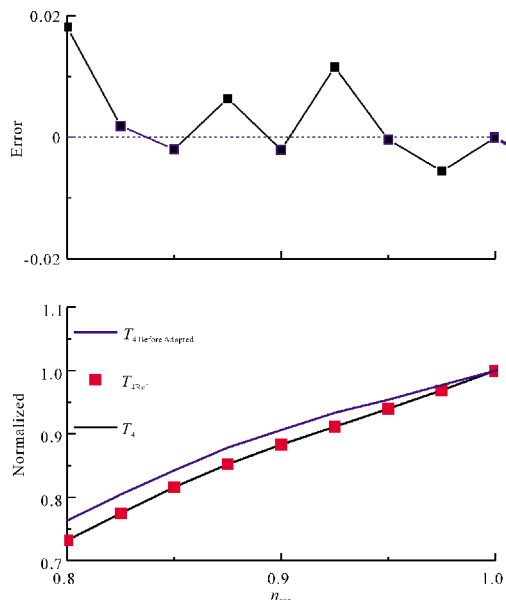


图 9 T_4 匹配结果对比

2.2 动态过程匹配

发动机某过渡态过程的供油规律如图 10 所示。采用上述匹配技术进行模型匹配,匹配结果如图 11~14 所示。

从图 11、12 中可见模型匹配输出 y 与参考模型部件特性的比较,压气机部件特性(流量、压比、效率)的变化规律与参考模型一致,其中流量最大偏差为 3.2×10^{-4} ;压比的匹配偏差相对较小;从图 13 中可见

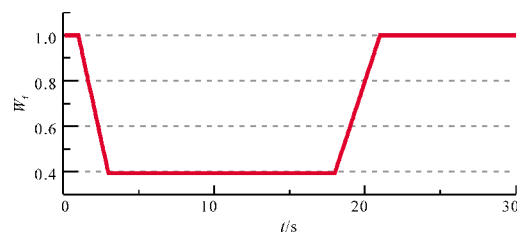


图 10 供油规律

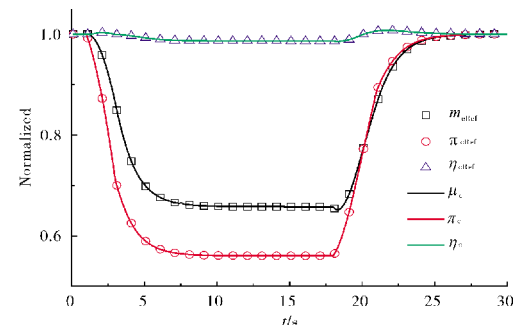


图 11 部件特性匹配结果与参考数据对比

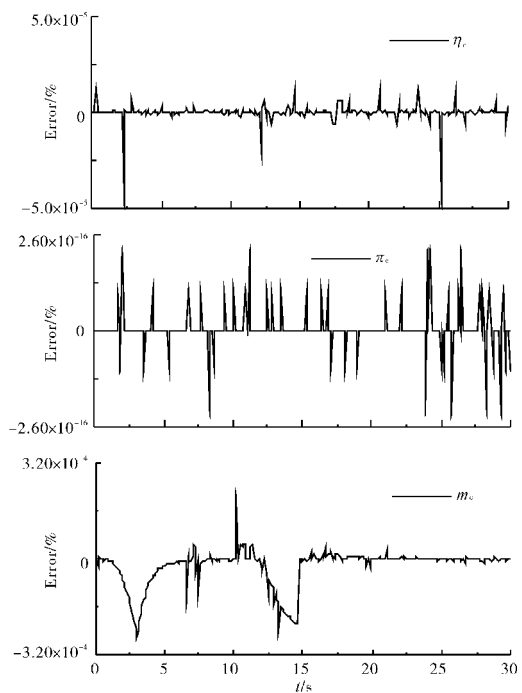


图 12 部件特性与参考模型的偏差

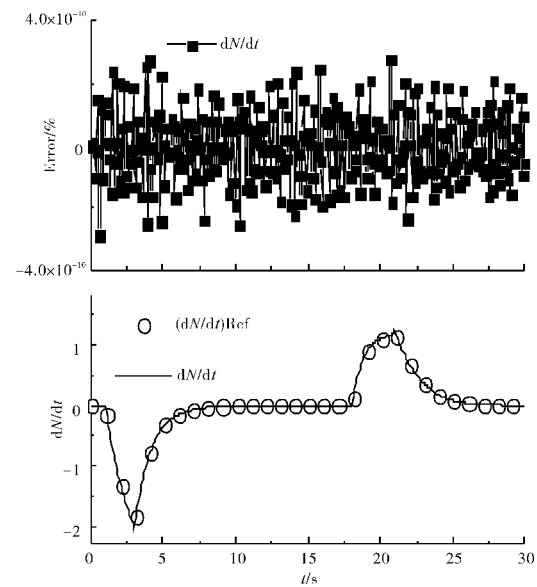


图 13 加速度与参考模型偏差

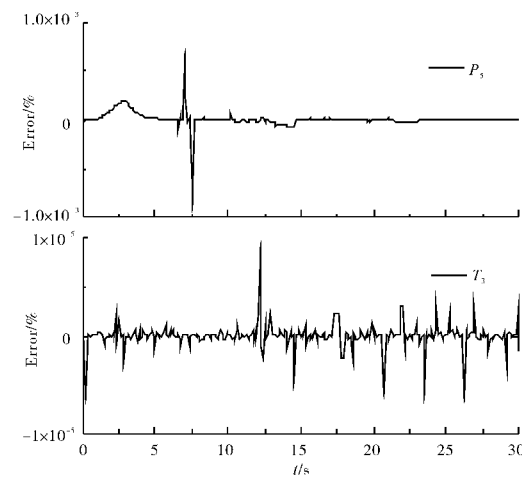
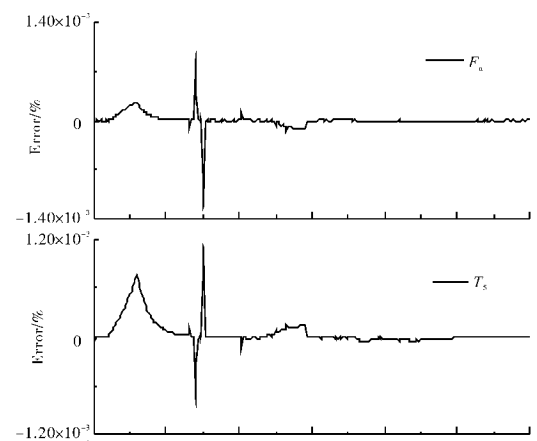


图 14 匹配参数与参考模型偏差

模型匹配得到的发动机加速率与参考模型的对比结果,加速率计算误差均满足精度要求;从图 14 中可见发动机各测量截面参数 Y 的匹配结果,图中发动机推力和各界面参数误差均在 10^{-3} 范围内。对于非测量参数(如燃烧室出口温度)如图 15 所示,匹配偏差在 10^{-4} 范围内。

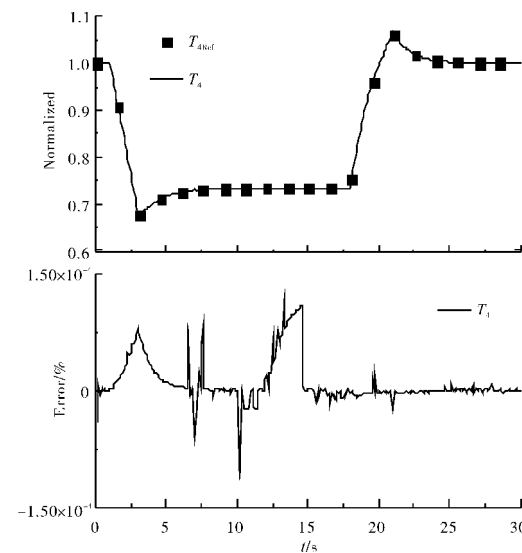


图 15 非测量参数与参考模型比较

采用上述方法对发动机模型进行匹配,匹配前、后发动机部件特性的比较如图 16 所示。

针对涡轮喷气发动机的仿真实例表明:利用基于数据的发动机模型匹配技术可以还原发动机部件特性,同时实现发动机各截面参数(包括不可测量参数)的仿真、预测。

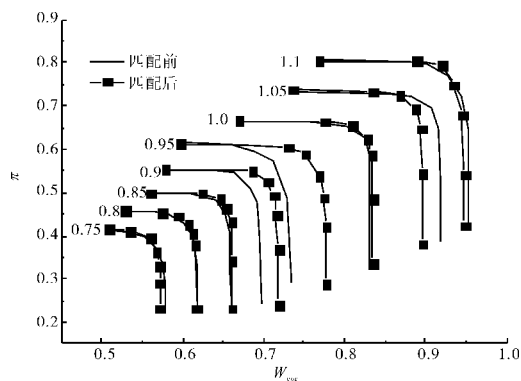


图 16 匹配前后发动机部件特性对比

3 总结

(1)介绍了1种发动机模型匹配方法(包括稳态和动态过程)。是对发动机数据模型匹配技术的初步探索,按照发动机工作流程,根据可直接测量参数,对发动机模型匹配过程进行分析,选取调整参数和目标函数。采用迭代优化算法对匹配参数进行全局寻优,使得模型仿真输出与试验数据差值的目标函数最小。

(2)根据建立的单轴涡喷发动机部件级模型,利用数据对部件级模型进行模型匹配。结果显示部件特性的匹配取得理想结果,匹配模型的输出和参考数据相吻合。对于不可测量参数的仿真结果与参考数据的误差在允许范围内。

(3)文中仅对单轴发动机实现模型匹配过程,但提供的模型匹配方法具有一定的通用性,可根据实际发动机类型和测量参数选取适当的调整参数和目标函数,实现其它模型匹配。

参考文献:

- [1] Zhu P, Saravanamuttoo H I H. Simulation of an advanced twin-spool industrial gas turbine [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1992, 114(2):180-186.
- [2] Kurzke J. How to get component maps for aircraft gas turbine performance calculations [C]//ASME 1996 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition. American Society of Mechanical Engineers, 1996.
- [3] Kong C, Ki J, Kang M. A new scaling method for component maps of gas turbine using system identification[J]. Journal of Engineering for Gas turbines and Power, 2003, 125(4): 979-985.
- [4] 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, 2006, 128(4): 789-795.
- [5] Tsoutsanis E, Meskin N, Benammar M, et al. An efficient component map generation method for prediction of gas turbine performance[C]// ASME Turbo Expo. 2014.
- [6] 潘鹏飞, 李秋红, 任冰涛, 等. 基于遗传算法的航空发动机部件特性修正[J]. 北京航空航天大学学报, 2014 (5): 690-694.
- PAN Pengfei, LI QiuHong, REN Bingtao, et al. Research on aeroengine design-point performance adaptation using a genetic algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014 (5): 690-694. (in Chinese)
- [7] Tsoutsanis E, Meskin N, Benammar M, et al. Transient gas turbine performance diagnostics through nonlinear adaptation of compressor and turbine maps[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 2015, 137(9):1-2.
- [8] Sethi V, Doulgeris G, Pilidis P, et al. The map fitting tool methodology: gas turbine compressor off-design performance modeling [J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(6):522-535.
- [9] Miste G A, Benini E. Turbojet engine performance tuning with a new map adaptation concept [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 2014, 136(7):V001T06A002.
- [10] Li Y G. Aero gas turbine flight performance estimation using engine gas path measurements[J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31 (3): 851-860.
- [11] Ghorbanian K, Gholamrezaei M. An artificial neural network approach to compressor performance prediction [J]. Applied Energy, 2009, 86 (7-8):1210-1221.
- [12] Kong C, Ki J. Components map generation of gas turbine engine using genetic algorithms and engine performance deck data [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 2006, 129(2):377-383.
- [13] Yoshida T, Morikawa T, Gotou J, et al. Gas turbine performance analysis method and gas turbine performance analysis system: US 20090055105[P]. 2010-9-14.
- [14] Oyedepo S O, Fagbenle R O, Adefila S S, et al. Performance evaluation and economic analysis of a gas turbine power plant in Nigeria[J]. Energy Conversion & Management, 2014, 79(3):431-440.
- [15] Ghisu T, Parks G T, Jarrett J P, et al. Adaptive polynomial chaos for gas turbine compression systems performance analysis [J]. Aiaa Journal, 2015, 48(6):1156-1170.

(编辑:李华文)