

涡轴发动机部件特性修正及更新方法

董 桢¹, 周文祥¹, 潘慕绚¹, 黄开明²

(1. 南京航空航天大学 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016; 2. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南株洲 412002)

摘要: 针对由航空发动机零部件制造、装配及性能退化引起的发动机模型与实际发动机之间的性能不匹配问题, 提出 1 种基于粒子群优化算法 (PSO) 的发动机部件特性自动修正及更新方法。根据发动机部件级模型的输出数据和发动机性能分析软件 GasTurb 计算结果, 以发动机关键测量参数所定义的目标函数最小为优化目标, 利用 PSO 获取不同相对换算转速下的部件特性修正因子, 并在线完成特性图的自动更新。并以某型涡轴发动机为对象进行仿真验证, 结果表明: 该方法可有效提高涡轴发动机部件级模型的精度, 并直接输出更新后的部件特性。

关键词: 涡轴发动机; 部件特性修正; 部件级模型; 粒子群算法; 航空发动机

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.06.003

Modification and Updating Method in Component Characteristics of Turboshaft Engine

DONG Zhen¹, ZHOU Wen-xiang¹, PAN Mu-xuan¹, HUANG Kai-ming²

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: In order to solve the problem of performance mismatch between engine model and actual engine caused by manufacture, assembly and performance degeneration of the aeroengine parts, an automatic modification and updating method of aeroengine component characteristics was proposed based on Particle Swarm Optimization (PSO). According to the output data of engine component level model and the calculation results of engine performance analysis software GasTurb, the minimum objective function defined by key measurement parameters of engine was taken as the optimization objective. The correction factor of component characteristics under different relative conversion speed was obtained and the automatic updating of the characteristic diagrams were completed online by using PSO. The simulation results show that this method can effectively improve the accuracy of the component level model of the turboshaft engine and directly output the updated characteristics of the component with the turboshaft as a simulation verification object.

Key words: turboshaft engine; component characteristics modification; component level model; Particle Swarm Optimization; aeroengine

0 引言

非线性部件级模型是航空发动机及其控制系统研制过程中不可或缺的仿真工具。模型的精度是建模过程中的 1 项关键技术指标, 直接决定该模型的应用价值和适用范围。借助高精度的航空发动机性能仿真模型, 通过计算机仿真及优化, 可以大大缩短发动机数控系统的设计及测试周期, 降低研发成本, 同时还

可避免不必要的试车风险^[1-2]。

影响发动机部件级模型精度的 1 个重要因素是发动机部件特性。对发动机而言, 零部件制造和装配过程必然存在着公差^[3], 并且在发动机寿命期内自然磨损、疲劳、腐蚀或积垢等原因也会引起相关部件的性能退化^[4], 从而导致设计出的发动机期望部件特性与实际装机的部件特性之间产生差异。若以期望部件特性为依据建立的数学模型表现出的整机性能, 与实

收稿日期: 2018-01-08 基金项目: 国家自然科学基金(51406084)、中央高校基本科研业务费(3082015NS2015027)、江苏省航空动力系统重点实验室基金(NJ20160020)资助

作者简介: 董桢(1993), 男, 在读硕士研究生, 研究方向为航空宇航推进理论与工程; E-mail: 1161186443@qq.com。

引用格式: 董桢, 周文祥, 潘慕绚, 等. 涡轴发动机部件特性修正及更新方法[J]. 航空发动机, 2018, 44(6): 11-16. DONG Zhen, ZHOU Wenxiang, PAN Muxuan, et al. Modification and updating method in component characteristics of turboshaft engine [J]. Aeroengine, 2018, 44(6): 11-16.

际发动机整机性能之间也必然存在一定差异。因此,模型修正技术对于提高发动机部件级模型精度非常重要。

国外学者早在 20 世纪 90 年代初就开始进行修正发动机部件特性和模型参数的方法研究。Stamatis A 等^[5-6]提出 1 种基于发动机实际测量数据的方法,将发动机模型的仿真输出和试车数据误差的加权平方和作为目标函数,采用非线性广义最小残差法求解共同工作方程;同样在试车数据的基础上,Joachim Kurzk^[7-8]着眼于大气条件对发动机各截面总温、总压及流量等气路参数的影响,给出详细的修正方法。之后,优化算法逐渐引入部件特性修正中。Y. G. Li^[9]采用牛顿-拉夫森算法求解不可测参数的修正因子,得到准确的不可测参数的真实值;Changduk Kong^[10-12]从部件特性图着手,发现压气机流量可以近似表示为压比的 3 次多项式,效率可以近似表示为流量的 3 次多项式,其中多项式系数通过遗传算法优化得到。国内学者在发动机部件级模型修正方面也进行了深入研究。段守付等^[13]在模型中引入加权函数和一系列修正因子,改变修正因子的取值使加权函数最小,实现对发动机部件特性和模型的最优修正;陈策等^[14]建立 BP 神经网络对部件特性数据进行识别学习,实现特性数据的精确插值和对未知特性数据的推测;吴虎等^[15]提出 1 种预测发动机部件特性的自适应模型方法,以通用特性为基础,运用单纯形优化方法预测出不同飞行条件下涡扇发动机的部件特性。上述修正方法在原理上具有相似性,但在求解非线性方程组或优化算法方面存在一定差异。

本文利用具有高效率和全局搜索能力的粒子群优化算法(Particle Swarm Optimization, PSO)来修正涡轴发动机的部件特性。在基本不改变部件级模型核心计算代码的情况下,使用 PSO 算法计算出部件特性图和其他参数的修正因子。

1 涡轴发动机建模

拟建模的涡轴发动机由进气道(包括粒子分离器)、组合压气机(包括轴流压气机和离心压气机)、燃烧室、燃气涡轮、动力涡轮和尾喷管组成,如图 1 所示,各截面定义见表 1。

涡轴发动机部件级模型的输入参数是大气压力、环境温度、高度、马赫数、燃气涡轮转速和动力涡轮转

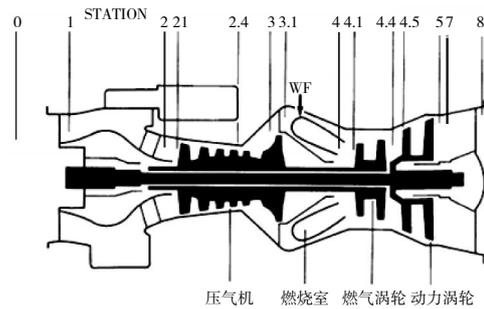


图 1 涡轴发动机结构

表 1 涡轴发动机各截面定义

编号	截面	编号	截面
0	未扰气流	4	燃烧室出口
1	进气道进口	41	燃气涡轮进口
2	进气道出口	44	燃气涡轮出口
21	压气机进口	45	动力涡轮进口
24	轴流压气机出口	5	动力涡轮出口
3	压气机出口	7	尾喷管进口
31	燃烧室进口	8	尾喷管出口

速。输出参数是燃油流量、各截面气动参数(总温、总压等)和性能参数(动力涡轮功率、耗油率等)。在建立所有部件的气动热力学模型后,选定 4 个仿真初猜值(压气机、燃气涡轮和动力涡轮压比及燃气涡轮转速),其对应的 4 个共同工作方程为

燃烧室出口和燃气涡轮进口燃气物理流量平衡方程

$$W_{g4}/W_{g41}-1=\varepsilon_1 \quad (1)$$

燃气涡轮出口和动力涡轮进口燃气物理流量平衡方程

$$W_{g44}/W_{g45}-1=\varepsilon_2 \quad (2)$$

动力涡轮出口和尾喷管进口燃气物理流量平衡方程

$$W_{g5}/W_{g7}-1=\varepsilon_3 \quad (3)$$

轴功率平衡方程

$$\eta_{mg}N_g/(N_{cp}+N_{ex})-1=\varepsilon_4 \quad (4)$$

式中: W_g 为燃气物理流量,下标数字为相应截面编号; N_g 为燃气涡轮输出功率; N_{cp} 为组合压气机消耗功率; N_{ex} 为附件提取功率; η_{mg} 为燃气涡轮轴机械效率; $\varepsilon_i(i=1,2,3,4)$ 为平衡方程的残差。

利用牛顿-拉夫森法迭代求解共同工作方程组就可以得到稳态工作点。由上述 4 个共同工作方程结合各部件气动热力计算方程,构成发动机的稳态模型。在发动机稳态工作时,若共同工作方程的残差 1

$\varepsilon_i < \varepsilon_0, i=1,2,3,4$ (其中 ε_0 为控制精度, 本文取 10^{-3}), 则认为方程收敛, 停止迭代。

2 粒子群优化算法

采用粒子群优化算法修正发动机部件级模型, 其原理是利用 PSO 优化发动机模型的修正因子, 使目标函数最小化或使适应度函数最大化。

2.1 待修正参数

对涡轴发动机部件级模型而言, 待修正的参数包括旋转部件的部件特性 (包括压比、换算质量流量和效率)、典型流道部件的总压恢复系数、压气机引、放气比例以及燃烧室效率。

修正设计点时, 对上述参数都进行修正; 修正非设计点时, 本文只修正旋转部件的部件特性, 其他待修正参数采用设计点的修正结果。

2.2 目标函数

选择燃油物理流量 W_f 、组合压气机增压比 π_{cp} 、发动机进口空气物理流量 W_{a2} 、动力涡轮进口燃气总温 T_{45} 以及输出功率 Ne 作为目标参数。

发动机测量参数的误差定义为

$$e_i = (y_{cal} - y_{act}) / y_{act} \quad (5)$$

式中: y_{cal} 为计算参数; y_{act} 为基准参数。

目标函数定义为

$$F = \sum_{i=1}^5 a_i |e_i| \quad (6)$$

式中: a_i 为各目标参数的权重系数, 本文在优化过程中暂取 1。

2.3 粒子群算法优化原理

粒子群算法是模拟鸟群觅食的过程^[16-17]。每个优化问题的解都是搜索空间的 1 只鸟, 称为“粒子”。每个粒子具有由优化函数确定的适应度值。每个粒子也具有 1 个速度, 决定搜索的方向和距离。所有粒子追随当前最优粒子在解空间中搜索。

假设 D 维空间中的粒子群中的第 i 个粒子的位置表示为

$$x_i = (x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{ij}, \dots, x_{iD}) \quad (7)$$

速度表示为

$$v_i = (v_{i1}, v_{i2}, \dots, v_{ij}, \dots, v_{iD}) \quad (8)$$

当前粒子群中的最优个体粒子表示为

$$p_i = (p_{i1}, p_{i2}, \dots, p_{ij}, \dots, p_{iD}) \quad (9)$$

历代全局最优个体粒子表示为

$$g_i = (g_{i1}, g_{i2}, \dots, g_{ij}, \dots, g_{iD}) \quad (10)$$

粒子群中的所有粒子根据式 (11) 和 (12) 更新速度和位置

$$v_{ij} = \omega v_{ij} + c_1 r_1 (p_{ij} - x_{ij}) + c_2 r_2 (g_j - x_{ij}) \quad (11)$$

$$x_{ij} = x_{ij} + v_{ij} \quad (12)$$

式中: r_1 和 r_2 取 (0, 1) 中的随机数; c_1 和 c_2 为学习因子, 通常取 2; ω 为惯性权重, 取较大的值意味着粒子群具有较强的全局搜索能力, 取较小的值意味着粒子群局部搜索能力达到最优。

所有粒子的速度和位置具有上下限, 由实际问题决定。由式 (11) 和 (12) 组成的粒子群算法称为基本粒子群算法。

在此基础上, 如果惯性权重的值根据迭代次数而减少, 则算法被称为惯性权重线性递减粒子群算法^[18]。一般来说, ω 的初始值设为 0.9, 然后根据迭代次数将其线性减小到 0.4。粒子群优化算法的惯性权重线性递减是粒子群算法中比较常见的算法模型。本文采用惯性权重线性递减粒子群优化算法优化涡轴发动机部件特性。

惯性权重定义为

$$\omega = \omega_{max} - \frac{1}{n} (\omega_{max} - \omega_{min}) \quad (13)$$

式中: i 为当前迭代次数; n 为总迭代次数。

本文粒子群总优化代数设置为 300, 所有待修正因子优化范围统一设置为 [0.98, 1.02]。适应度在初始 100 代以内急剧增加, 然后减慢, 在 150 代左右达到最大, 如图 2 所示。

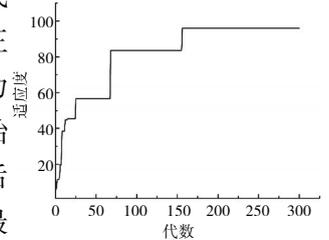


图 2 粒子群适应度变化

部件特性修正流程如图 3 所示。

需要特别说明的是, 粒子群优化迭代过程中更新的是部件特性图, 而不是部件流量或效率特性的修正因子, 这样做的好处是一旦优化结束, 可以直接输出修正后的部件特性图和其他有关模型参数, 如总压损失、引放气比例等。

3 部件特性图修正方法

压气机流量 - 压比特性如图 4 所示。图中描绘出待修正的一些稳态工作点, A 为设计点, B, C, D 为非设计点。对于设计点 A , 部件特性图将根据模型计算

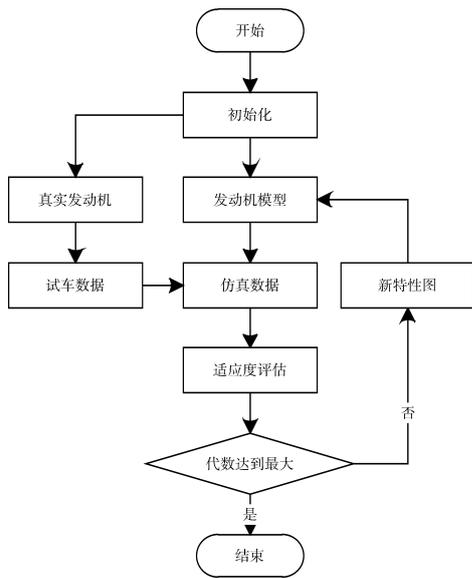


图3 部件特性修正流程

的结果与发动机设计点参数进行整体缩放。非设计点则是根据相对换算转速从高到低的顺序依次进行修正。例如,当修正工作点 B 时,保持 L_1 不变并缩放 L_2, L_4, \dots, L_n , 以免影响设计点 A 的仿真精度。然后固定 L_1 和 L_2 , 继续修正 L_4 及更低的等换算转速线来修正工作点 C 。

上述修正方法假定在压气机 2 条等换算转速线之间只存在 1 个待修正工作点,这一假设条件在模型修正过程中有时是不满足的。图 4 显示在压气机 L_2 和 L_4 2 条等换算转速线之间存在 C 和 D 2 个工作点,针对这种情况,可以先选择距离设计点 A 较远的工作点 D 作为待修正点,对 L_4 及其以下的等换算转速线进行整体修正,然后用工作点 C 来检验修正好的部件特性是否达到仿真精度要求。如若不满足要求,可以在点 C 和点 D 之间补充 1 条等换算转速线 L_3 。这时问题转化成 2 条等换算转速线之间只有 1 个待修正点的情况,可根据前述方法对补作的特性线 L_3 及其以下特性线进行修正,修正完毕后,继续根据点 D 的仿真结果修正 L_4 及其以下转速特性线,如图 5 所示。

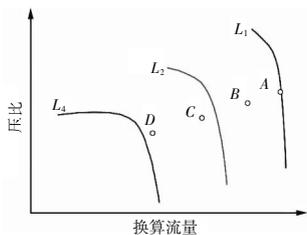


图4 压气机流量-压比特性

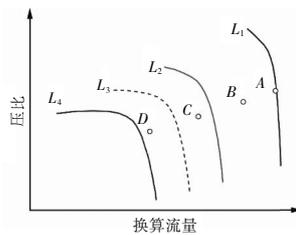


图5 补作等换算转速线后压气机流量-压比特性

为了验证提出的部件特性修正方案是否可行,本文从发动机性能分析软件 GasTurb 提取涡轴发动机通用部件特性图,以 GasTurb 软件计算结果作为模型修正基准值。在地面标况下 ($ISA H=0 \text{ km}, Ma=0$) 选取燃气发生器转子相对物理转速分别为 1、0.975、0.941、0.907 的 4 个工作点 $A、B、C、D$ 来修正通用部件特性图。设计点 A 修正前、后各目标参数的稳态误差见表 2。

表2 设计点 A 修正前、后稳态误差对比
($ISA H=0 \text{ km}, Ma=0, n_g=100\%, n_p=100\%$)

项目	$W_f /$ (kg/s)	π_{p}	$W_{a2} /$ (kg/s)	$T_{45} /$ K	$Ne /$ kW
基准值	0.1130	17.60	4.708	1177	1450
修正前	0.1175	18.01	4.947	1249	1536
误差%	3.98	2.35	5.09	6.13	5.93
修正后	0.1125	17.59	4.729	1177	1451
误差%	-0.46	-0.06	0.44	-0.01	0.11

由表中可知,修正设计点 A 后,模型精度大大提高,设计点处模型平均稳态仿真误差由 4.7% 下降至 0.2%。设计点 A 修正前、后压气机流量特性变化如图 6 所示。

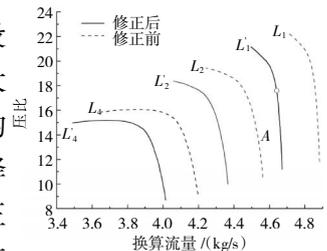


图6 设计点 A 修正前、后压气机流量特性对比

接着修正稳态工作点 B 。稳态工作点 B 修正前、后各目标参数的稳态误差见表 3。

表3 稳态工作点 B 修正前、后稳态误差对比
($ISA H=0 \text{ km}, Ma=0, n_g=97.5\%, n_p=100\%$)

项目	$W_f /$ (kg/s)	π_{p}	$W_{a2} /$ (kg/s)	$T_{45} /$ K	$Ne /$ kW
基准值	0.1064	16.78	4.534	1158	1350
修正前	0.1049	16.72	4.551	1152	1324
误差%	-1.44	-0.36	0.37	-0.52	-1.93
修正后	0.1063	16.78	4.558	1162	1341
误差%	-0.07	-0.03	0.54	0.28	-0.67

稳态工作点 B 修正前、后压气机流量特性变化如图 7 所示。

由于稳态工作点 $C、D$ 同时在 2 条等换算转速线之间,先修正稳态工作点 D 。稳态工作点 D 修正前、后稳态误差见表 4。

修正后 A、B、D 3 个稳态工作点目标参数相对误差都在 1% 以内, 满足精度要求。然后检验修正后的部件特性是否能够使稳态工作点 C 也满足指标要求。修正后稳态工作点 C 稳态误差见表 5。

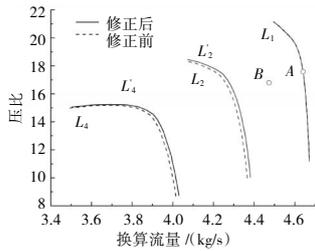


图 7 稳态工作点 B 修正前、后压气机流量特性对比

表 4 稳态工作点 D 修正前、后稳态误差对比

(ISA $H=0$ km, $Ma=0$, $n_g=90.7%$, $n_p=100%$)

项目	$W_f /$ (kg/s)	π_{cp}	$W_{a2} /$ (kg/s)	$T_{45} /$ K	$N_e /$ kW
基准值	0.0882	14.50	4.035	1104	1049
修正前	0.0888	14.40	4.054	1115	1029
误差%	0.69	-0.75	0.46	1.03	-1.87
修正后	0.0880	14.46	4.054	1101	1041
误差%	-0.23	-0.29	0.47	-0.24	-0.77

表 5 修正后稳态工作点 C 稳态误差

(ISA $H=0$ km, $Ma=0$, $n_g=94.1%$, $n_p=100%$)

项目	$W_f /$ (kg/s)	π_{cp}	$W_{a2} /$ (kg/s)	$T_{45} /$ K	$N_e /$ kW
基准值	0.097	15.66	4.293	1129	1198
修正前	0.098	15.63	4.317	1142	1193
误差%	1.15	-0.15	0.56	1.12	-0.46

从表中可见, W_f 和 T_{45} 的相对误差仍高于 1%。因为这 2 个参数是反映涡轴发动机经济性及整机性能指标非常重要的参数, 很有必要进一步提升其仿真精度, 所以此处考虑在点 C、D 之间补作 1 条等换算转速线。补作的等换算转速线需要根据实际情况来确定, 这里取相邻等换算转速的中值。

补作等换算转速线后稳态工作点 C、D 修正前、后稳态误差见表 6、7。修正前、后压气机流量特性对

表 6 补作等换算转速线后工作点 C 修正前、后误差对比

(ISA $H=0$ km, $Ma=0$, $n_g=94.1%$, $n_p=100%$)

项目	$W_f /$ (kg/s)	π_{cp}	$W_{a2} /$ (kg/s)	$T_{45} /$ K	$N_e /$ kW
基准值	0.097	15.66	4.293	1129	1198
修正前	0.098	15.63	4.317	1142	1193
误差%	1.15	-0.15	0.56	1.12	-0.46
修正后	0.097	15.69	4.334	1130	1192
误差%	-0.04	0.19	0.95	0.07	-0.54

表 7 补作等换算转速线后工作点 D 修正前、后误差对比

(ISA $H=0$ km, $Ma=0$, $n_g=90.7%$, $n_p=100%$)

项目	$W_f /$ (kg/s)	π_{cp}	$W_{a2} /$ (kg/s)	$T_{45} /$ K	$N_e /$ kW
基准值	0.088	14.50	4.035	1104	1049
修正前	0.086	14.41	4.071	1090	1018
误差%	-2.30	-0.66	0.90	-1.22	-2.98
修正后	0.088	14.51	4.070	1106	1049
误差%	-0.13	0.04	0.88	0.23	-0.03

比如图 8、9 所示, 其中, L_3 为补作的等换算转速线。

以上仿真结果表明, 修正后点 A、B、C、D 目标参数稳态仿真误差均在 1% 以内, 满足精度要求并且结果与预期相同。

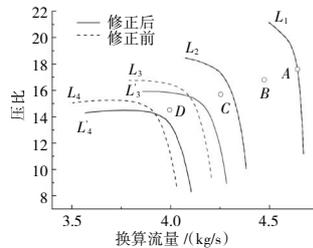


图 8 稳态工作点 C 修正前、后压气机流量特性对比

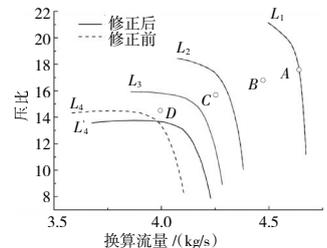


图 9 稳态工作点 D 修正前、后压气机流量特性对比

压气机效率特性的修正与流量特性的修正方法一致, 修正前、后压气机效率特性对比如图 10 所示。

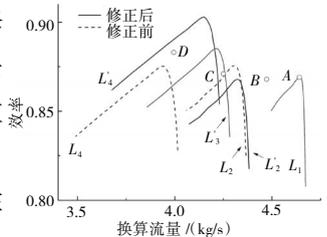


图 10 修正前、后压气机效率特性对比

修正涡轮部件特性时, 2 条等换算转速线之间存在 B、C、D 3 个稳态工作点。采用与压气机部件特性相同的修正方法, 由于等换算转速线分布比较密集, 修正稳态工作点 D 之后的特性能够使这 3 个稳态工作点同时满足精度要求。修正前、后涡轮流量特性对比如图 11 所示, 涡轮效率特性对比如图 12 所示。

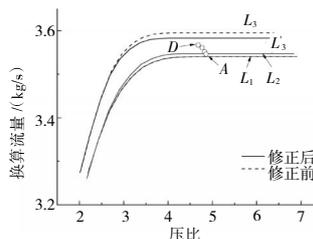


图 11 修正前、后燃气涡轮流量特性对比

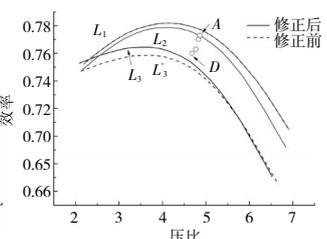


图 12 修正前、后燃气涡轮效率特性对比

4 结论

本文提出基于粒子群优化算法(PSO)修正涡轴发动机部件特性的方法,通过模型计算结果与 Gas-Turb 仿真结果的对比,得到以下结论:

(1)用粒子群算法优化并更新已有的部件特性图可以有效减少部件级模型的稳态仿真误差。

(2)在模型修正过程中,不更新特性图只更新修正因子的方法对修正因子缺乏约束,求解出的数学解可能存在对应的发动机旋转部件效率大于1的情况,这与实际情况不相符。而本文提出的方法在每次优化修正结束后直接输出更新的部件特性图,可以直观地查看更新后的部件特性,有效避免了这一问题。

本文所提出的部件特性修正方法还有不足之处,例如在修正发动机非设计点的过程中,只是对发动机部件特性中的等换算转速线进行平移或者缩放处理,并没有改变其形状或趋势,有待引入更多的高空稳态工作点,进一步开展改变等换算转速线局部形状或趋势的修正方法研究。

参考文献:

- [1] 周文祥. 航空发动机及控制系统建模与面向对象的仿真研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2006.
ZHOU Wenxiang. Research on object-oriented modeling and simulation for aeroengine and control system [D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2006. (in Chinese)
- [2] 姚华. 航空发动机全权限数字电子控制系统[M]. 北京:航空工业出版社,2014.
YAO Hua. Full authority digital electronic control system for aeroengine [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2014: 22-32.(in Chinese)
- [3] Koenig R W, Fisbbaco L H. GENENG-A program for calculating design and off-design performance for turbojet and turbofan engines[R]. NASA-1972-TN-D-6552.
- [4] Garg S. Controls and health management technologies for intelligent aerospace propulsion systems[R]. AIAA-2004-0949.
- [5] 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.
- [6] Stamatis A, Mathioudakis K, Berbs G, et al. Jet engine fault detection with discrete operation gas path analysis [J]. Journal of Propulsion, 1991,7(6): 1043-1048.
- [7] Joachim Kurzke, Claus Riegler. A new compressor map scaling procedure for preliminary conceptual design of gas turbines [R].ASME 2000-GT-0006.
- [8] Joachim Kurzke. Model based gas turbine parameter corrections [R]. ASME 2003-GT-38234.
- [9] Li Y G, Pilidis P, Newby M A. An adaptation approach for gas turbine design point performance simulation[R].ASME 2005-GT-68140.
- [10] 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):639-646.
- [11] Kong Changduk, Kho Seonghee, Ki Jayoung. Component map generation of gas turbine using genetic algorithms [R].ASME 2004-GT-53736.
- [12] Kong Changduk, Ki Jayoung, Lee Changho. Component map generation of gas turbine using genetic algorithms and engine performance deck data[R].ASME 2006-GT-90975.
- [13] 段守付,樊思齐,卢燕. 航空发动机自适应建模技术研究[J]. 航空动力学报,1999,14(4):440-442.
DUAN Shoufu, FAN Siqi, LU Yan. Adaptive modeling technique for aeroengine [J]. Journal of Aerospace Power,1999,14(4):440-442. (in Chinese)
- [14] 陈策,李军. 涡扇发动机部件特性的 BP 网络研究[J]. 航空动力学报,2004,19(1):61-64.
CHEN Ce, LI Jun. A study of turbofan component characteristics based on back-propagation network [J]. Journal of Aerospace Power, 2004,19(1):61-64. (in Chinese).
- [15] 吴虎,肖洪,蒋建军. 涡扇发动机部件特性自适应模拟[J]. 推进技术,2005,26(5):430-433.
WU Hu, XIAO Hong, JIANG Jianjun. Adaptive simulation of turbofan engine component performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2005,26(5): 430-433. (in Chinese).
- [16] Kennedy J, Eberhart R. Particle swarm optimization [C]// IEEE. International Conference on Neural Networks. Perth, WA: IEEE Press, 2002: 1942-1948.
- [17] Eberhart R, Kennedy J. A new optimizer using particle swarm theory [C]// IEEE. Sixth International Symposium on Micro Machine and Human Science. Nagoya: IEEE Press, 2002: 39-43.
- [18] 刘志雄,梁华. 粒子群算法中随机数参数的设置与实验分析[J]. 控制理论与应用,2010,27(11): 1489-1496.
LIU Zhixiong, LIANG Hua. Parameter setting and experimental analysis of the random number in particle swarm optimization algorithm[J]. Control Theory & Applications,2010,27(11):1489-1496. (in Chinese).

(编辑:刘 亮)