

文章编号:1673-1522(2019)04-0371-05

DOI: 10.7682/j.issn.1673-1522.2019.04.006

基于粒子群算法的涡扇发动机气路性能修正

宋汉强¹,钱仁军²,滕怀亮²,闫思齐²

(1. 海军研究院,上海 200436;2. 海军航空大学,山东 烟台 264001)

摘要:针对由于建模过程中条件简化及发动机零部件的差异性导致的发动机数学模型计算结果与整机性能实测数据偏差较大的问题,提出基于粒子群算法(PSO)的发动机模型修正方法,运用修正因子提高模型计算精度。将修正后发动机模型的计算结果与实测数据对比,结果表明:运用 PSO 算法对模型进行的修正能够显著提高模型的精度,修正前模型计算值与实测值的最大误差达 4.85%,修正后最大误差只有 0.97%,修正效果良好,且涡轮等后端部件比压气机等前端部件精度提高更为明显。

关键词:涡扇发动机;部件级模型;模型修正;粒子群算法

中图分类号:V231.3

文献标志码:A

航空发动机数学模型是发动机研制过程中的重要组成部分,是发动机控制系统和性能评估系统的基础。好的仿真模型能很大程度缩短发动机的研制周期,节约研制经费,而模型的精度直接决定了模型准确性及其实用价值^[1]。与实际工作过程相比,发动机建模过程中进行了诸多简化,加上制造工艺水平的影响,发动机模型所输出的气路性能参数与实际发动机试车数据往往存在较大差异。因此,对发动机数学模型进行修正研究使其能与真实数据匹配是必要的^[2]。

国外在 20 世纪 90 年代就开始了航空发动机部件特性和模型参数修正方法的研究,其中, A Stamatis^[3-4]最早提出将发动机实测数据和发动机模型输出值的最小误差作为目标函数,通过迭代部件特性修正系数来实现发动机模型修正的方法。C Kong^[5]在研究中运用压比的三次多项式表示压气机流量,用流量的三次多项式表示效率,最后运用遗传算法和发动机实测数据求解出多项式系数,实现对压气机特性图的修正。

国内对发动机部件级模型修正方法也开展了相关研究,段守付^[6]最早提出加权函数自适应建模方法,

通过迭代修正因子使得加权函数值最小,实现对发动机模型参数的修正。白磊^[7]基于发动机试验数据,运用变分加权最小二乘法对其进行模型辨识分析,从而实现了对部件特性的修正。李冬^[8]和潘鹏飞^[9]都是基于遗传算法对发动机部件模型参数进行的修正,朱正琛^[10-11]采用微分进化算法对发动机部件特性进行修正,其均使修正后的模型输出与实验数据更一致,提高了模型精度。

本文基于发动机仿真模型,选择合适部件特性作为修正因子,将发动机整机性能实测数据和发动机模型输出值的最小误差作为目标函数,并采用具有高效率和强全局搜索能力的粒子群算法(Particle Swarm Optimization, PSO)来优化求解目标函数,从而实现了对发动机模型的修正。

1 建立发动机模型

根据某型涡扇发动机的气路结构和各截面之间的气动热力学关系,划分计算截面如图 1 所示,各截面定义如表 1 所示。

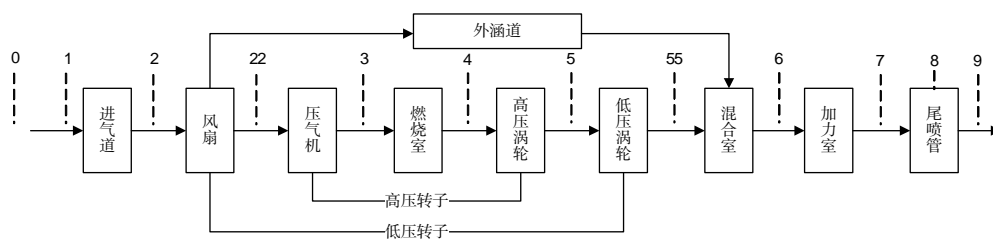


图 1 涡扇发动机截面图

Fig.1 Section diagram of turbofan engine

收稿日期: 2019-06-28; 修回日期: 2019-07-22

基金项目: 泰山学者建设工程专项经费资助项目

作者简介: 宋汉强 (1987-), 男, 工程师, 博士。

表1 发动机各截面定义

Tab.1 Definition of engine sections

编号	实际定义	编号	实际定义
0	大气环境	5	低压涡轮入口
1	进气道入口	55	低压涡轮出口
2	风扇入口	6	混合室出口
22	压气机入口	7	尾喷管入口
3	燃烧室入口	8	尾喷管喉道
4	高压涡轮入口	9	尾喷管出口

依据设计点参数建立的发动机热力学模型,其输入参数为大气温度、压力、高度和马赫数,模型输出参数为各截面总温和总压,推力、燃油流量等性能参数^[12]。本文求解发动机模型所选定的初猜值为低压转速、低压压比函数、高压压比函数、涡轮前温度、高压涡轮流量和低压涡轮流量,求解过程对应的平衡方程分别为:

高压涡轮流量平衡方程为

$$W_{g5}/W'_{g5} - 1 = 0; \quad (1)$$

低压涡轮流量平衡方程为

$$W_{g55}/W'_{g55} - 1 = 0; \quad (2)$$

高压涡轮与压气机的功率平衡方程为

$$L_{TH}/L_{CH} - 1 = 0; \quad (3)$$

低压涡轮与风扇的功率平衡方程为

$$L_{TL}/L_{CL} - 1 = 0; \quad (4)$$

混合室入口内涵与外涵的静压平衡方程为

$$P_{25}/P_{55} - 1 = 0; \quad (5)$$

尾喷口的面积平衡方程为

$$A_8/A'_8 - 1 = 0。 \quad (6)$$

式(1)~(6)中: W_g 为燃气流量计算值; W'_g 为特性数据插值结果; L_c 为风扇和压气机计算功率; L_T 为涡轮特性数据插值后计算功率; P_{55} 和 P_{25} 分别为混合室入口内涵与外涵的静压。

当发动机处于稳态工作时,模型求解问题转化为6个共同工作方程组成的非线性方程组求解问题^[13]。本文利用牛顿-拉夫森法进行迭代求解,如残差满足要求,则认为结果收敛,模型求解完成^[14]。

2 基于PSO的发动机模型修正方法

2.1 修正因子选择

部件特性数据是发动机部件级模型的基础,特性数据是否符合发动机真实情况,直接关系发动机模型

的求解精度。因此,发动机模型修正通常都是通过修正部件特性数据实现精度的提高。

以压气机特性中的效率修正因子为例,其表达式为:

$$x_\eta = \eta_{act,CH}/\eta_{CH}。 \quad (7)$$

式(7)中: η_{CH} 为发动机原特性数据中效率; $\eta_{act,CH}$ 为发动机真实效率; x_η 为修正因子。

本文以发动机中间状态实测数据为基础,结合发动机模型共同工作方程初猜值种类,选定6个修正因子,分别为风扇流量、风扇效率、压气机流量、压气机效率、低压涡轮和高压涡轮效率,记为 $X = [x_i]$, $i = 1, 2, \dots, 6$ 。

2.2 目标函数构建

发动机稳态模型修正方法是通过选择合适的修正因子 X ,修正模型计算过程中的原有特性数据,从而使得模型的输出参数与实测性能参数误差减小。因此,通过选择发动机实测性能参数构建模型修正的目标函数:

$$FC(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6) = \sum_{i=1}^m \left(\frac{Y_{cal,i} - Y_{act,i}}{Y_{act,i}} \right)^2。 \quad (8)$$

式(8)中: Y_{cal} 为模型参数计算值; Y_{act} 为实测参数测量值; m 为选择实测性能参数的个数。

本文选择推力 F 、燃油流量 W_{FT} 、涡轮后温度 T_{55} 、涡轮后压力 P_{55} 、压气机出口温度 T_3 、压气机出口压力 P_3 、风扇出口压力 P_{22} 作为目标参数。

通过目标函数可知,发动机模型修正方法就是通过合适的优化算法,求解 $\min FC(X)$ 。

2.3 PSO优化算法

PSO算法的基本思想就是由 M 个粒子组成的群体,以一定速度飞行,寻找最优位置^[15]。其中, M 个粒子代表修正因子的 M 个候选解,目标函数计算值就是粒子的适应度,目标函数的解空间就是粒子运动空间。搜索过程中,根据单个粒子历史最优值 P_{best} 和群体粒子历史最优值 G_{best} 更新飞行速度,从而实现位置(修正因子的解)更新^[16]。

粒子在随机生成初始位置 $X^0 = (x_1^0, x_2^0, \dots, x_i^0, \dots, x_M^0)$ 和初始速度 $V^0 = (v_1^0, v_2^0, \dots, v_i^0, \dots, v_M^0)$ 后,其进化过程如下:首先,每个粒子计算其适应度 $f(x_i^k)$,即目标函数值 $FC(x_i^k)$;然后,根据适应度 $FC(x_i^k)$ 更新第 k 代第 i 个粒子局部最优位置 P_i^k 和第 k 代所有粒子全局最优位置 G^k ,即:

$$P_i^k = \begin{cases} P_i^{k-1} & \text{FC}(x_i^k) \geq \text{FC}(P_i^{k-1}) \\ x_i^k & \text{FC}(x_i^k) < \text{FC}(P_i^{k-1}) \end{cases} \quad (9)$$

$$G^k = \min\{\text{FC}(P_i^k)\} \quad (10)$$

将 P_i^k 、 G^k 代入速度与位置更新公式,获得 v_i^{k+1} 和 x_i^{k+1} :

$$\begin{cases} v_i^{k+1} = \omega^k v_i^k + c_1 r_1 (P_i^k - x_i^k) + c_2 r_2 (G^k - x_i^k) \\ x_i^{k+1} = x_i^k + v_i^{k+1} \end{cases} \quad (11)$$

本文将式中学习因子 c_1 和 c_2 均取值为2,其惯性权重 w 的初始取值设为0.9,随着迭代次数增加线性减小到0.4,方法如下:

$$\omega^k = \omega_{\max} - \frac{(\omega_{\max} - \omega_{\min}) \cdot k}{\text{Iter}_{\max}} \quad (12)$$

式(12)中: k 为当前代数; Iter_{\max} 代表最大进化代数。

结合发动机模型计算求解过程和实测试车数据,运用PSO算法修正发动机模型的流程图如图2所示。

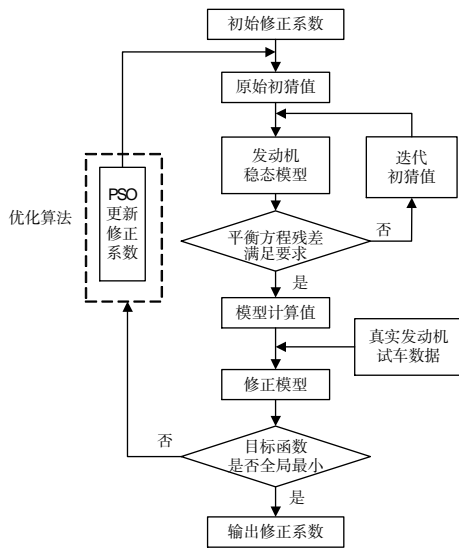


图2 运用PSO算法修正发动机模型流程图

Fig.2 Flow chart of modification of engine model using PSO algorithms

3 仿真结果与分析

3.1 修正前模型计算结果

本文以某发动机为例,根据其设计点参数建立该发动机通用模型,在标准大气条件下计算得到其具体性能参数,并与发动机整机实测性能进行对比,结果如表2所示。从表2中可以看出,模型计算值与发动机实测数值存在明显偏差。其中,推力的计算误差为最大误差,达到4.85%。

表2 修正前模型计算值与实测数值对比

Tab.2 Comparisons between calculated and measured values of the model before correction

性能参数	相对误差	绝对误差
P_{22}	-0.20%	0.20%
P_3	-0.98%	0.98%
T_3	1.73%	1.73%
T_{55}	-2.11%	2.11%
P_{55}	1.55%	1.55%
F	4.85%	4.85%
W_{FT}	-2.10%	2.10%

3.2 修正后模型计算结果

采用前文所述PSO算法对发动机修正模型的目标函数进行优化求解,设定粒子种群数量为30,最大迭代次数为500,计算求出优化后的修正因子为 $X = (0.933\ 5, 1.03, 0.999\ 6, 0.999\ 6, 0.947\ 2, 0.911\ 1)$,粒子群适应度变化过程见图3,最小值为 $1.223\ 1 \times 10^{-4}$ 。

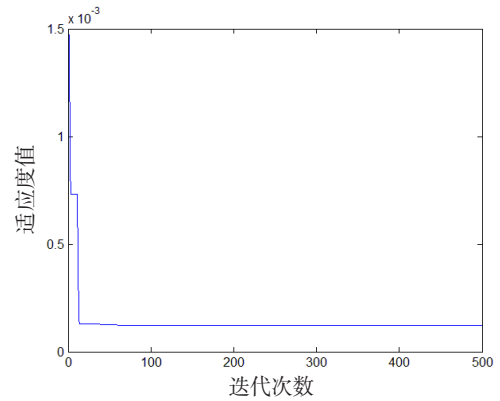


图3 PSO算法迭代收敛图

Fig.3 Iterative convergence graph of PSO algorithms

将PSO优化求解得出的修正因子带入发动机模型进行计算,得到修正后发动机模型中间状态性能参数的计算值,将其与发动机实测数值进行对比,结果如表3所示。从表中可以看出,模型计算值与发动机实测数值偏差较小。其中,最大误差只有0.97%。

表3 模型修正后计算值与实测数值对比

Tab.3 Comparisons between calculated and measured values after model modification

性能参数	相对误差	绝对误差
P_{22}	-0.18%	0.18%
P_3	-0.97%	0.97%
T_3	0.19%	0.19%
T_{55}	0.42%	0.42%
P_{55}	-0.05%	0.05%
F	0.10%	0.10%
W_{FT}	-0.10%	0.10%

将发动机模型修正前与修正后中间状态性能计算值与实测值的误差进行对比,结果如图4所示。从图中可以看出,相比修正前的发动机模型,修正后的模型性能参数计算值精度明显提高。其中,后端涡轮等部件的精度明显比风扇和压气机等前端部件提高的多。

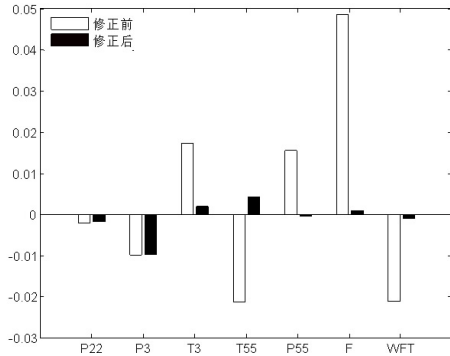


图4 模型修正前与修正后的计算值与实测值误差对比

Fig.4 Error comparison between calculated and measured values before and after model modification

4 结论

本文通过建立某型涡扇发动机气动热力学仿真模型,提出基于粒子群算法(PSO)的发动机模型修正方法,运用修正因子实现了模型精度的提高,通过发动机模型计算结果与发动机整机性能实测数据进行对比,得出以下结论:

1)运用 PSO 算法对发动机模型进行修正,能够显著提高模型的精度。修正前,发动机模型的性能计算值与实测数据对比,最大误差到达 4.85%。修正后,模型精度极大提高,最大误差只有 0.97%,修正效果良好。

2)从模型修正效果看,后端部件比前端部件精度提高更为明显。修正前后结果表明,风扇和压气机压比误差变化不大,涡轮后温度和压力误差减小很多,推力计算精度极大提高。

参考文献:

- [1] 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. (in Chinese)
- [2] 张溟源. 涡轴发动机模型修正技术研究[D]. 南京:南京

航空航天大学,2015.

- ZHANG HAOYUAN. Research on modeling correction for turboshaft engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [3] 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.
- [4] STAMATIS A, MATHIOUDAKIS K, BERBS G, et al. Jet engine fault detection with discrete operation gas path analysis[J]. Journal of Propulsion and Power, 1991, 7(6): 1043-1048.
- [5] KONG C, KHO S, KI J. Component map generation of a gas turbine using genetic algorithms[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2004, 128(1): 92-96.
- [6] 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)
- [7] 白磊,陈思兵,江和甫. 基于模型辨识的发动机部件特性修正研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2009,22(3):37-39.
BAI LEI, CHEN SIBING, JIANG HEFU. Investigation on correction methods of aero-engine components characteristics based on model identification[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22(3): 37-39. (in Chinese)
- [8] 李冬,王冠超,曹明川. 基于遗传算法的发动机气路性能模型修正研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2012,25(4):46-50.
LI DONG, WANG GUANCHAO, CAO MINGCHUAN. Engine gas path performance model modification based on genetic algorithm[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2012, 25(4):46-50. (in Chinese)
- [9] 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,2014,40(5):690-694.
PAN PENGFEI, LI QIUHONG, REN BINGTAO, et al. Component map correction of aero-engine based on genetic algorithm[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(5): 690-694. (in Chinese)
- [10] 朱正琛. 涡轴发动机模型修正及控制方法研究[D]. 南

- 京:南京航空航天大学,2016.
- ZHU ZHENGCHEN. Research on turbo-shaft engine model correction and control method[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [11] 朱正琛,李秋红,王元,等. 基于微分进化算法的航空发动机模型修正[J]. 航空发动机,2016,42(1):53-58.
- ZHU ZHENGCHEN, LI QIUHONG, WANG YUAN, et al. Correction of aeroengine model based on differential evolution algorithm[J]. Aeroengine, 2016, 42(1): 53-58. (in Chinese)
- [12] 谷彬,李美金,余秋霞,等. 变循环发动机核心机稳态性能计算模型修正方法[J]. 燃气涡轮试验与研究,2019,32(2):12-16.
- GU BIN, LI MEIJIN, YU QIUXIA, et al. Investigation on steady-state performance model correction for the engine core of variable cycle engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(2): 12-16. (in Chinese)
- [13] 郑斐华. 基于系统辨识的航空发动机建模研究[D]. 北京:中国科学院大学,2018.
- ZHENG FEIHUA. Aeroengine modeling research based on system identification[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2018. (in Chinese)
- [14] 盛柏林,李琼,伍恒,等. 某型涡桨发动机气动热力仿真计算[J]. 海军航空工程学院学报,2016,31(2):121-126.
- SHENG BOLIN, LI QIONG, WU HENG, et al. Aerothermodynamic Simulation Calculation of a Certain Turbo-prop engine[J]. Journal of Naval Aeronautical and Astronautical University, 2016, 31(2): 121-126. (in Chinese)
- [15] 尹大伟. 航空发动机模型求解算法及性能寻优控制中的参数估计研究[D]. 长沙:国防科学技术大学,2011.
- YIN DAWEI. Algorithms for solving aeroengine nonlinear mathematical model and parameter estimation in performance-seeking control[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011. (in Chinese)
- [16] 钱俊宁. 基于模型的航空发动机性能退化缓解控制研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2015.
- QIAN JUNNING. A model-based approach for aeroengine performance deterioration mitigating control[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [17] 潘鹏飞. 高精度航空发动机机载自适应实时模型研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.
- PAN PENGFEI. Research on high-accuracy on-board real-time adaptive model of aero-engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [18] 潘率诚,李刚团,丁朝霞,等. 基于部件特性的航空发动机性能模型修正[J]. 燃气涡轮试验与研究,2016,29(6):26-29,33.
- PAN SHUAICHENG, LI GANGTUAN, DING ZHAOXIA, et al. Aero-engine performance model correction based on component performance map[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2016, 29(6): 26-29, 33. (in Chinese)

Turbofan Engine Gas Performance Model Modification Based on Particle Swarm Optimization

SONG Hanqiang¹, QIAN Renjun², TENG Huailiang², YAN Siqi²

(1. Naval Research Academy, Shanghai 200436, China; 2. Naval Aviation University, Yantai Shandong 264001, China)

Abstract: In order to solve the problem of large deviation between the calculated results of engine mathematical model and the measured data of engine performance due to the simplification of conditions and the difference of engine parts in the process of modeling, an engine model correction method based on particle swarm optimization (PSO) was proposed, and the accuracy of model calculation was improved by using the correction factor. Comparing the calculated results of the modified engine model with the measured data, the results show that the PSO algorithm can significantly improve the accuracy of the model. The maximum error between the calculated and measured values of the model is 4.85% before correction, but the maximum error is only 0.97% after correction. The correction is effective, and the improvement of the rear-end components accuracy such as turbines is more obvious than that of the front-end components such as compressors.

Key words: turbofan engine; component-level model; model correcting; particle swarm optimization