

文章编号: 1000-8055(2023)11-2776-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220114

一种面向航空发动机数学模型的新型修正方法

钟文城, 汪 勇, 宋 劼, 张海波
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为了建立高置信度的航空发动机热力性能模型, 以准确掌握发动机的性能变化, 实现航空发动机非设计性能的高精度预测, 提出了一种面向航空发动机数学模型的新型修正方法。在对发动机部件特性线平移和缩放的基础上, 考虑旋转自由度, 达到对压气机特性线旋转调整的目的。引入非线性缩放因子函数与旋转因子函数以实现在不同的工况下适应性调节压气机特性数据。基于某型涡轴发动机, 开展模型修正方法仿真验证。仿真结果表明: 相比于仅考虑平移与缩放双自由度的模型修正方法, 所提出的考虑平移、缩放与旋转的三自由度修正方法能使模型稳态平均误差从 0.901% 降至 0.344%, 大功率变化下的模型动态平均误差从 1.295% 降至 0.889%, 模型稳态动态整体修正效果分别提升了 62.99% 和 31.31%, 可满足航空发动机数学模型的高精度要求。

关 键 词: 航空发动机数学模型; 模型修正; 部件特性; 粒子群优化; 旋转自由度
中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

A new correction method for aero-engine mathematical model

ZHONG Wencheng, WANG Yong, SONG Jie, ZHANG Haibo

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to establish an aero-engine thermal performance model with high confidence, precisely master the engine performance changes and accurately predict performance of the aero-engine at off-design conditions, a new correction method for the aero-engine mathematical model was proposed. On the basis of the translation and scaling of the component characteristic line, the rotation degree of freedom was considered to achieve the purpose of rotation adjustment of the compressor characteristic line. Nonlinear scaling factor function and rotation factor function were introduced to realize adaptive adjustment of compressor characteristic data under different operating conditions. Based on a certain turboshaft engine, the simulation verification of model correction method was carried out. The simulation results showed that, compared with the model correction method only considering translation and scaling two degrees of freedom, the proposed three-degree-of-freedom correction method considering translation, scaling and rotation can reduce the model steady-state average error from 0.901% to 0.344%, the model dynamic average error under high-power changed from 1.295% to 0.889%, and the overall correction effect of model steady state and dynamics was improved by 62.99% and 31.31%, respectively, which can meet the requirements of higher aero-engine model accuracy.

Keywords: aero-engine mathematical model; model correction; component characteristics; particle swarm optimization; rotational degree of freedom

收稿日期: 2022-03-06

基金项目: 航空发动机及燃气轮机重大专项基础研究项目(HT-J2019-III-0009-0053); 科研与实践创新计划项目(XCXJH20210216)

作者简介: 钟文城(1997—), 男, 硕士生, 主要从事航空发动机建模与控制研究。E-mail: 2392360116@qq.com

通信作者: 汪勇(1994—), 男, 讲师, 博士, 研究方向为航空发动机建模、控制与故障诊断。E-mail: wangyong199427@163.com

引用格式: 钟文城, 汪勇, 宋劼, 等. 一种面向航空发动机数学模型的新型修正方法[J]. 航空动力学报, 2023, 38(11): 2776-2784. ZHONG Wencheng, WANG Yong, SONG Jie, et al. A new correction method for aero-engine mathematical model[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(11): 2776-2784.

建立高置信度的航空发动机热力性能模型可以准确地掌握每台发动机性能变化规律,而部件特性的准确性对发动机模型精度的影响最为显著。通常,压气机、涡轮等部件的特性与具体发动机的部件特性有一定的偏差,加之部件装配前后的特性也会有一定的偏差,因此以部件特性为基础所建立的发动机模型与实际发动机之间往往存在较大的差异。为了更准确地表达真实发动机的工作特性,亟需对所建立的发动机数学模型进行修正^[1]。

目前,航空发动机部件特性修正方法大致可分为两类:一是基于回归分析的特性图拟合方法,即通过性能自适应对表征部件特性曲线的数学模型进行调整。Flack^[2]首先提出将特性图表示成数学解析函数,并应用于 F404-GE-400 涡扇发动机数学建模。在此基础上,Sieros 等人^[3]开发了针对不同类型特性图的拟合函数库,并根据试验数据利用最小二乘法确定待拟合函数的参数。Kong 等人^[4]利用三次多项式分别构建压气机流量、效率关于压比与转速的函数表达式。Kiaee 等人^[5]将压气机和涡轮部件的压比和效率表示成流量和转速的复杂函数。Tsoutsanis 等人利用旋转的椭圆方程来表征压气机特性图^[6-7],将椭圆的长短轴和旋转角表示成转速的函数^[8],在此基础上,采用复杂函数表示涡轮部件特性^[9-10]。杨庆材等人^[11]在此基础上根据具体的工况点,将压气机特性线表示成极坐标系上的旋转椭圆方程以达到减少待优化参数个数的目的。国内杨欣毅等人^[12]根据压气机低转速数据等已知特性数据,利用滑动最小二乘法实现了用三维曲面代替传统的二维转速线表达压气机特性,而应雨龙等人^[13-14]采用偏最小二乘回归法拟合压气机特性图,将流量和效率分别表征成转速和压比的多项式函数形式。二是通过特性图缩放实现模型修正的方法,即用参考发动机的部件特性数据乘以一个特定的缩放因子,以获得实际发动机的部件特性数据。Stamatic 等人^[15]率先引入了一种通过优化算法寻求一组最优的修正因子来修正部件特性线的燃气轮机性能自适应方法。Lambiris 等人^[16]在此基础上,提出了对特性图上的每个点直接修正。Kong 等人^[17-18]分别利用比例缩放法和基于遗传算法的压气机特性参数耦合方法对发动机性能进行自适应计算。而谢光华和刘永葆等人^[19-20]在优化算法的层面做了改进,在保证解质量的同时提高了收敛

的速度,而文献^[21]利用试验数据改进了目标函数。潘鹏飞等人^[22]则通过增加对引气系数和管道件总压恢复系数修正发动机的数学模型。文献^[23-24]分别针对温度时延问题和进气湿度问题新增了传热修正因子和湿度修正因子。Li 等人提出非线性缩放因子函数以匹配多个非设计点的修模方法^[25-26],之后利用最小二乘法提升了原方法的收敛速度^[27]。而文献^[28]使用三阶拉格朗日插值方法代替最小二乘法以适应于其他飞行条件。

以上两种方法,在一定条件下都可以达到提升模型精度的目的,但均存在一定的不足。基于回归分析的特性图拟合方法需要基于大量的特性数据,才能用数学表达式准确地表征,加之需要引入非常多的待定系数,优化时容易陷入局部最优而出现过拟合的现象。而通过特性图缩放实现模型修正的方法仅仅考虑特性图的缩放和平移,当参考发动机与实际发动机并非高度相似时,容易造成发动机数学模型的精度难以提升,无法满足精度要求。

针对上述方法存在的问题,本文提出了一种面向航空发动机数学模型的新型修正方法,在对发动机部件特性线平移和缩放的基础上,考虑旋转自由度;然后根据所提出的方法对某型涡轴发动机数学模型进行修正,并对比于仅考虑平移与缩放的双自由度模型修正方法,进行稳动态模型精度验证。

1 发动机数学模型修正方法

航空发动机模型的非线性特点主要取决于其部件特性线。若性能模型中的部件特性线与实际部件特性线存在偏差,则模型计算的参数值将会偏离实测的参数值。因此,如何更好地修正模型的部件特性数据以提高热力计算的准确性极为重要。

部件特性图一般指的是压气机、涡轮的部件特性图,通常用其相应的特征参数表示,如折合流量($\dot{m}_{\text{cor}}$)、压比(π)、等熵效率(η)、相对折合转速($n_{\text{cor,rel}}$)。为了使发动机数学模型的性能预测值能跟踪真实的发动机性能,通过调整每个特征参数的缩放因子和旋转因子,实现对现有部件特性图的修正。根据缩放因子与旋转因子缩放、平移和旋转压气机、涡轮的部件特性曲线以实现发动机非设计点性能的自适应跟随。

1.1 缩放因子及其函数

根据文献 [27] 中缩放因子及其二次项函数的定义, 在式(1)~式(3)中定义了流量缩放因子 S_m 、压比缩放因子 S_π 和等熵效率缩放因子 S_η , 在式(4)中表示了各个缩放因子可扩展为相对折合转速 (n_{cor}) 的二次项函数。

$$S_m = \frac{\dot{m}_{\text{cor}}^*}{\dot{m}_{\text{cor}}} \quad (1)$$

$$S_\pi = \frac{\pi^*}{\pi} \quad (2)$$

$$S_\eta = \frac{\eta^*}{\eta} \quad (3)$$

式中 S 表示缩放因子, 上标*表示非设计点性能自适应后的部件特性参数, 下标 cor 表示折合量、 $\dot{m}$ 表示质量流量, π 表示压比, η 表示部件等熵效率。

$$S(n_{\text{cor,rel}}) = a + b \left(\frac{n_{\text{cor,rel,dp}} - n_{\text{cor,rel,od}}}{n_{\text{cor,rel,dp}}} \right) + c \left(\frac{n_{\text{cor,rel,dp}} - n_{\text{cor,rel,od}}}{n_{\text{cor,rel,dp}}} \right)^2 \quad (4)$$

式中 a 、 b 、 c 表示缩放因子函数系数, 下标 rel 表示相对量, od 表示非设计点, dp 表示设计点。由于在模型自适应修正过程之前, 设计点精度并未修正而存在小范围偏差, 因此式(4)中 a 的取值不等于 1, 而是给定一个接近于 1 的范围。

1.2 旋转因子及其函数

由文中第 1.1 节中对缩放因子的定义可知, 该方法对特性图的调整只局限于缩放和平移两个自由度, 而没有以旋转自由度作为参考方向引入, 因此, 通过引入旋转矩阵 $\mathbf{R}(\theta)$ 来实现压气机特性图的旋转调整, 特别地, 涡轮大部分时间处在堵塞状态下, 即在发动机工作时涡轮部件的流量变化不大, 因此仅对压气机特性图进行旋转调整。旋转矩阵 $\mathbf{R}(\theta)$ 如式(5)所示:

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta \\ \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix}, \quad \mathbf{R}(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta \\ \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中点 (x, y) 和点 (x', y') 分别表示绕原点旋转前后的坐标。

在进行旋转之前需要寻找合适的旋转中心, 根据多次仿真测试, 本文选择每条转速线的数据均值作为旋转中心, 如式(6)~式(8)所示:

$$\dot{m}_{\text{avr}} = \frac{\sum_{i=1}^L \dot{m}_{\text{cor},i}}{L} \quad (6)$$

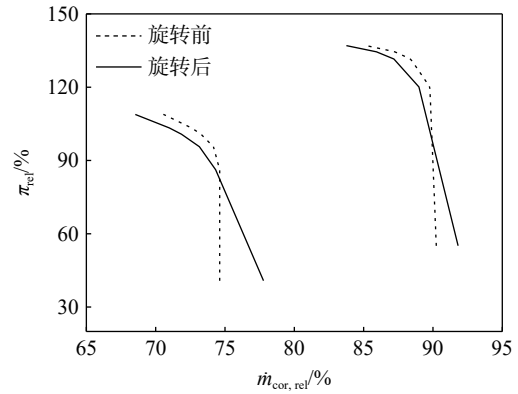
$$\pi_{\text{avr}} = \frac{\sum_{i=1}^L \pi_i}{L} \quad (7)$$

$$\eta_{\text{avr}} = \frac{\sum_{i=1}^L \eta_i}{L} \quad (8)$$

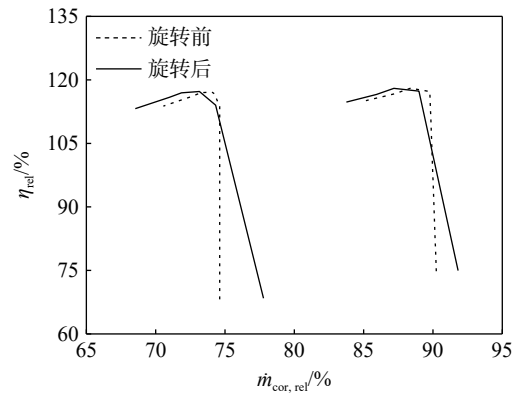
式中下标 avr 表示均值, L 表示转速线上数据的个数。

选取旋转中心之后, 用原始数据坐标点减去旋转中心的坐标得到以旋转中心为原点的转换数据坐标点, 然后根据旋转矩阵公式对压气机特性线进行旋转, 具体的数学表达如式(9)、式(10)所示。取某型压气机特性图的两条转速线为示例, 以一定的角度旋转, 效果如图 1 所示。

$$\begin{cases} \dot{m}_{\text{cor,co}} = \dot{m}_{\text{cor},i} - \dot{m}_{\text{avr}} \\ \pi_{\text{co}} = \pi_i - \pi_{\text{avr}} \\ \eta_{\text{co}} = \eta_i - \eta_{\text{avr}} \end{cases} \quad (9)$$



(a) 压比-折合流量特性



(b) 等熵效率-折合流量特性

图 1 压气机特性线旋转示例

Fig. 1 Compressor characteristic line rotation example

$$\begin{cases} \dot{m}'_{\text{cor}} = \dot{m}_{\text{cor,co}} \cos \theta_{\pi} - \pi_{\text{co}} \sin \theta_{\pi} \\ \pi' = \dot{m}_{\text{cor,co}} \sin \theta_{\pi} + \pi_{\text{co}} \cos \theta_{\pi} \\ \eta' = \dot{m}_{\text{cor,co}} \sin \theta_{\eta} + \eta_{\text{co}} \cos \theta_{\eta} \end{cases} \quad (10)$$

其中 θ_{π} 表示压比-折合流量特性的旋转角度, θ_{η} 表示等熵效率-折合流量的旋转角度,上标'表示旋转后的参数,下标 co 表示转换数据后的参数。

单一旋转因子无法保证数学模型在转速大范围变化时的精度要求,为使旋转因子能够随着折合转速的变化而变化,在式(11)中定义了旋转因子二次项函数,式中 d 、 e 、 f 为旋转因子函数系数。

$$\theta(n_{\text{cor,rel}}) = d + e \left(\left| \frac{n_{\text{cor,rel,dp}} - n_{\text{cor,rel,od}}}{n_{\text{cor,rel,dp}}} \right| \right) + f \left(\left| \frac{n_{\text{cor,rel,dp}} - n_{\text{cor,rel,od}}}{n_{\text{cor,rel,dp}}} \right| \right)^2 \quad (11)$$

由于设计点是发动机建模的起始点,并且在特性图缩放调整后就已经确保了设计点的预测精度,因此在自适应旋转特性图时,选择设计点作为固定的参考点,即指定 $d=0$ 确保设计点时 $\theta(n_{\text{cor,rel,dp}}) = 0$,则式(11)可改写为式(12)。

$$\theta(n_{\text{cor,rel}}) = 0 + e \left(\left| \frac{n_{\text{cor,rel,dp}} - n_{\text{cor,rel,od}}}{n_{\text{cor,rel,dp}}} \right| \right) + f \left(\left| \frac{n_{\text{cor,rel,dp}} - n_{\text{cor,rel,od}}}{n_{\text{cor,rel,dp}}} \right| \right)^2 \quad (12)$$

1.3 目标函数

在缩放因子二次项函数的基础上,引入压气机特性线的旋转因子二次项函数,由此航空发动机模型修正问题即转化为以缩放因子和旋转因子的二次项函数系数为待优化参数的优化问题,其中优化算法使用收敛性更佳的 MATLAB 粒子群优化工具箱^[29]。优化问题的目标函数被定义为式(13)的形式,以此来表征模型的预测数据 $q_{\text{md}(i,j)}$ 与飞行数据 $q_{\text{ex}(i,j)}$ 之间的平均误差。

$$F = \frac{1}{N} \cdot \frac{1}{M} \left[\sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^M \delta_i \left| \frac{q_{\text{ex}(i,j)} - q_{\text{md}(i,j)}}{q_{\text{ex}(i,j)}} \right| \right] \times 100 \quad (13)$$

式中 δ_i 表示飞行数据各参数的权重因子, N 表示飞行数据的参数种类数, M 表示非设计点的个数。

新型模型修正方法流程如图 2 所示,在选定模型修正训练集以及通用特性数据之后,给定特性线缩放因子和旋转因子非线性函数系数的搜索范围,并利用粒子群优化算法求解式(13)所示的目标函数,获得最优的特性线缩放因子与旋转因子,从而修正发动机数学模型。

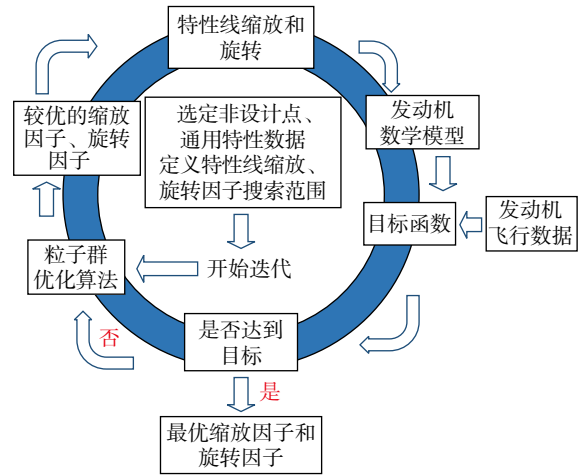


图 2 模型修正流程图

Fig. 2 Model correction flow chart

2 仿真实验

2.1 涡轴发动机数学模型稳态精度验证

为了评估所提出的航空发动机数学模型新型修正方法,以某型航空涡轴发动机为例,验证其有效性。采用气动热力学原理建立该型涡轴发动机部件级模型,以发动机各部件的特性数据为依据,结合共同工作方程,建立发动机的稳、动态数学模型^[30],以反映发动机的工作状态。建模流程如图 3 所示,图中 p 、 T 、 $\dot{m}$ 和 n 分别表示总压、总温、流量和转子物理转速,下标 a、g、gt 和 pt 分别表示空气、燃气、燃气涡轮和动力涡轮。

此外,为了验证该方法的有效性与鲁棒性,首先选取涡轴发动机模型从慢车到最大状态的多个稳态点作为模型修正训练集,同时选取该过程的一部分点作为测试点以验证修正后发动机模型的精度。如表 1 所示,选取 6 个工况点作为修正点,8 个工况点作为测试点。

如文中第 2.2 节所述,仅在压气机特性图修正过程中引入旋转因子函数,而燃气涡轮和动力涡轮部件特性仍采用文献[27]的缩放因子函数修正方法,涡轮部件修正的相关内容可参考该文献,本文不再赘述。在确定模型修正训练集之后,通过涡轴发动机稳态数学模型计算完成模型的多点修正,获得的压气机特性图缩放因子函数系数 a 、 b 、 c 以及旋转因子函数系数 e 、 f 如表 2 所示。

根据表 2 的修正因子二次项函数系数,可得缩放因子和旋转因子关于燃气涡轮相对折合转速 $n_{\text{gt,cor,rel}}$ 的变化曲线,如图 4 所示。由图可知,转速越低,缩放因子距离 1 越远,旋转因子距离 0 越远,即转速越低,对特性线的调整越显著。

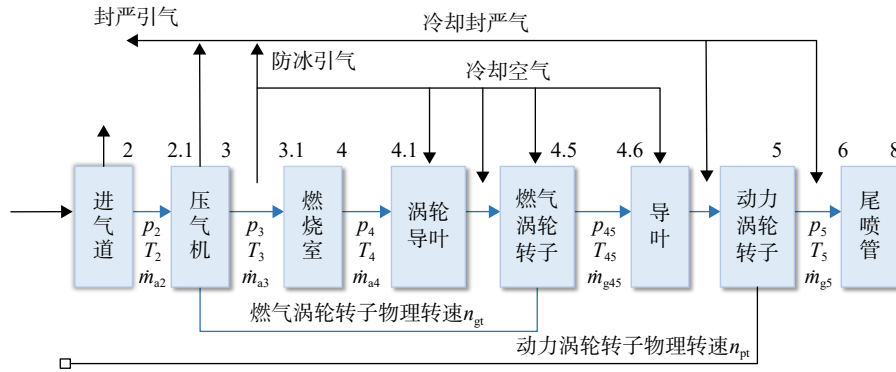


图 3 涡轴发动机部件级建模流程

Fig. 3 Process of turboshaft engine component level model

表 1 工况点的选取

Table 1 Selection of working points

$n_{gt,rel}/\%$	工况点
79	修正点
89	测试点
90.25	测试点
92.51	修正点
94.14	测试点
95.64	修正点
96.12	测试点
96.66	修正点
97.76	测试点
98.23	修正点
98.96	测试点
99.96	修正点

表 2 修正因子函数系数结果

Table 2 Coefficient results of correction factor function

修正因子	二次项系数	数值
$S_{\dot{m}}$	a	1.038 8
	b	-0.436 2
	c	0.162 4
S_{π}	a	1.017 1
	b	-0.701 1
	c	-0.494 3
S_{η}	a	1.019 8
	b	-0.149 2
	c	-0.207 9
θ_{π}	e	0.130 1
	f	0.092 9
θ_{η}	e	0.106 2
	f	0.083 5

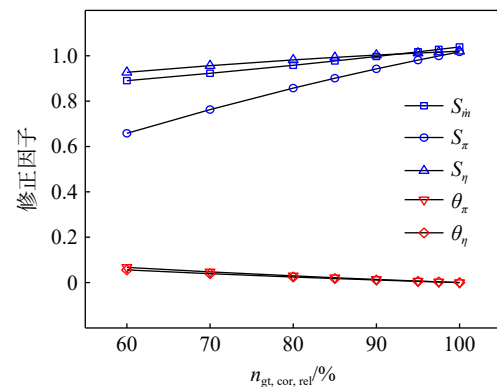
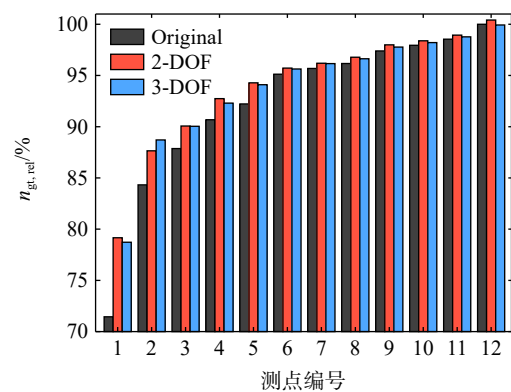


图 4 修正因子变化图

Fig. 4 Correction factor variation diagram

为了验证方法的有效性,将本文提出的新型模型修正方法同修正前以及仅考虑平移与缩放自由度的模型修正方法进行对比,对比结果如图 5 所示。为方便表示,Original 定义为模型修正前,2-DOF 表示仅考虑平移、缩放的双自由度的模型修正方法;而 3-DOF 表征同时考虑平移、缩放与旋转的三自由度模型修正方法。

$$\varepsilon = \frac{|p_{\text{ex}}(i,j) - p_{\text{md}}(i,j)|}{p_{\text{ex}}(i,j)} \quad (14)$$



(a) 燃气涡轮相对物理转速

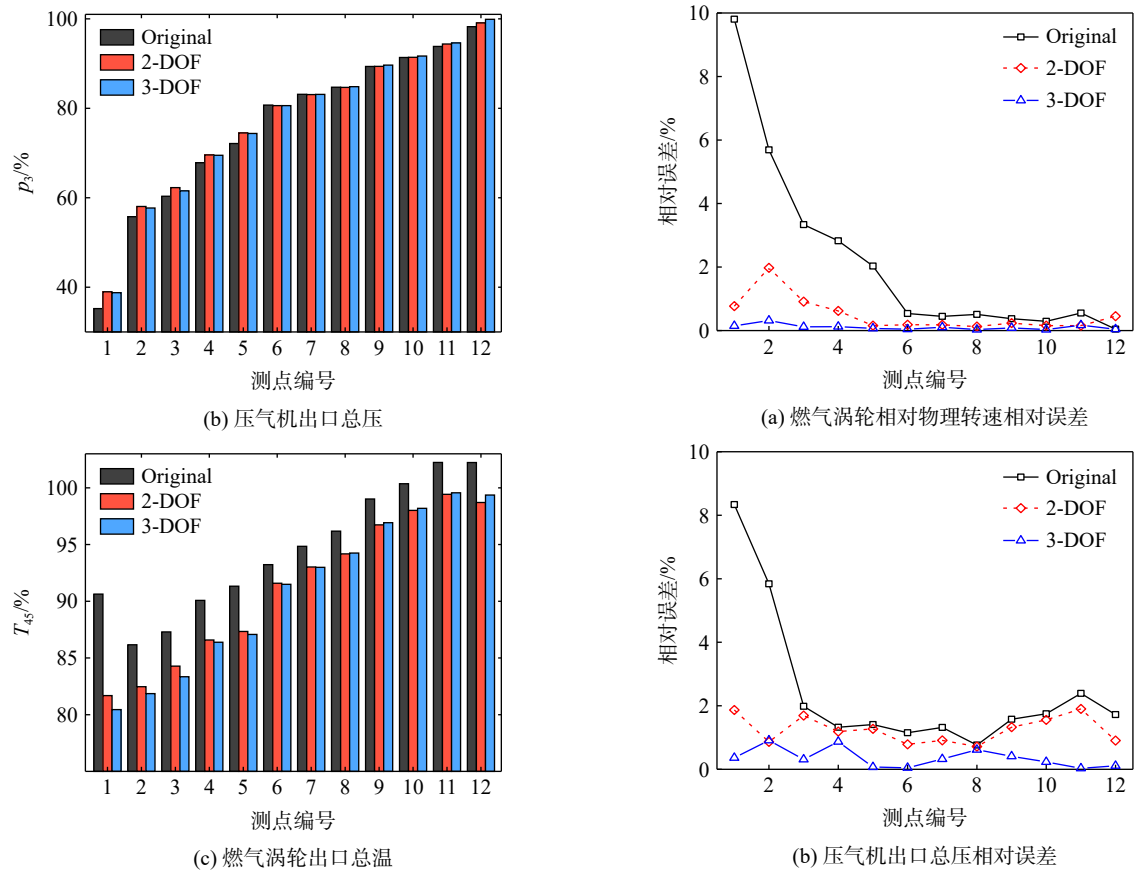


图 5 模型修正结果参数对比

Fig. 5 Comparison of model correction results

模型修正前后各个参数对比以及由式(14)计算得到的各个参数相对误差对比分别如图 5 和图 6 所示。由图可知,在修正前随着燃气涡轮相对物理转速 $n_{gt,rel}$ 的降低,修正前模型输出结果与实际飞行数据之间的相对误差变大,此外,各个参数的相对误差的变化趋势是类似线性的,表明如果燃气涡轮相对物理转速进一步降低,将会产生更大的相对误差。同时由图 6 的对比结果可知,两种修正方法都能显著提高发动机数学模型的稳态精度,尤其是 $n_{gt,rel}$ 的相对误差可降到 1% 左右,但双自由度修正后的发动机数学模型的压气机出口总压 p_3 和燃气涡轮出口总温 T_{45} 的精度仍然较差,而新型修正方法可得到稳态精度更优的发动机数学模型。由此可得,新型模型修正方法在平移和缩放的基础上增加了旋转自由度为修模问题提供了更宽广的求解域以增加粒子群优化算法寻得最优解的能力,而能够进一步减小模型误差。

表 3 给出了涡轴发动机数学模型稳态精度的量化结果。其中,3-DOF 的各个参数平均误差最小,相比 2-DOF 误差减小明显,而总平均误差从 0.901% 降至 0.344%,改善效果达到 62.99%,误差小于 1% 的稳态点数据比例从 69.44% 提升到 97.22%。结

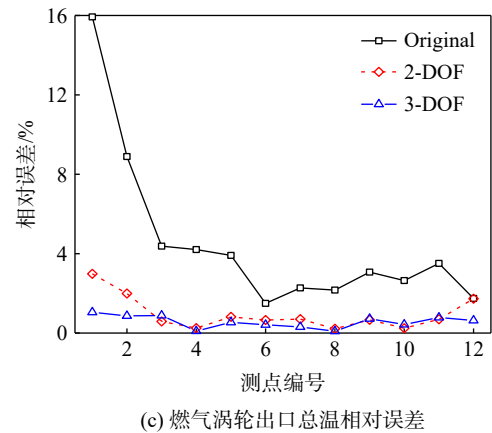


图 6 模型修正相对误差对比

Fig. 6 Comparison of model correction relative error

表 3 稳态精度对比结果

Table 3 Comparison results of steady-state precision

参数	平均误差/%			提升效果/%
	Original	2-DOF	3-DOF	
$n_{gt,rel}$	2.204	0.494	0.107	74.97
p_3	2.464	1.249	0.359	68.83
T_{45}	4.517	0.961	0.568	45.18
总平均误差/%	3.062	0.901	0.344	62.99
误差小于 1% 的占比/%	22.23	69.44	97.22	

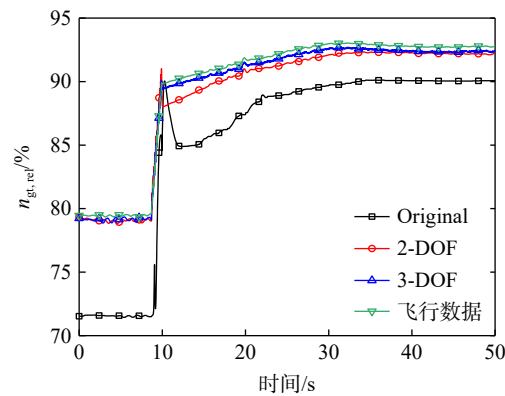
果表明,相比于原双自由度修正方法,新型的模型修正方法可进一步提升发动机数学模型的稳态精度,验证了本文模型修正方法的有效性。

2.2 涡轴发动机数学模型动态精度验证

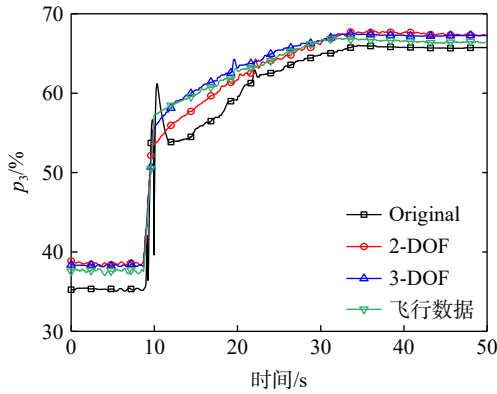
模型修正的目的是实现动态过程中对真实发动机性能的自适应跟随。因此,以发动机空慢状态($n_{gt,rel}=79\%$)到最大功率状态($n_{gt,rel}=93\%$)的动态过程为例进行涡轴发动机数学模型动态精度验证。图7给出了修正前后涡轴发动机数学模型不同输出参数与飞行数据的对比,计算结果表明,3-DOF与飞行数据的偏差最小。为了更直观地对

比修正效果,图8给出了整个动态过程各个参数的相对误差对比,结果表明在整个动态过程中,修正前模型输出结果与实际飞行数据的偏差较大,尤其是燃气涡轮出口总温 T_{45} 相对误差的最大值甚至接近了18%,而在应用两种模型修正方法之后,模型的动态精度显著提高,相比于仅考虑平移、缩放双自由度的模型修正方法,增加旋转自由度的三自由度模型修正方法可进一步提升涡轴发动机数学模型的动态精度。

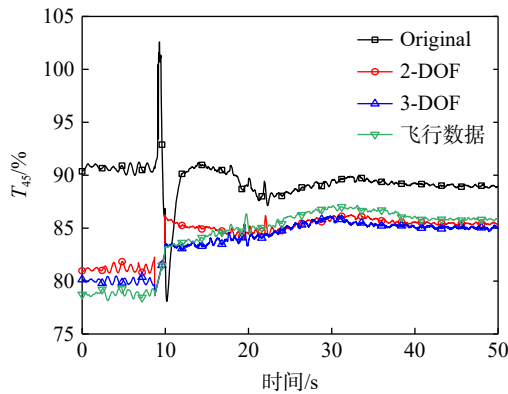
动态变化过程采用两种模型修正方法涡轴发动机数学模型动态精度的量化结果,如表4所示,



(a) 燃气涡轮相对物理转速



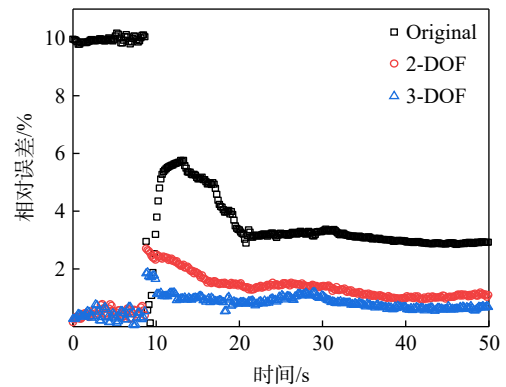
(b) 压气机出口总压



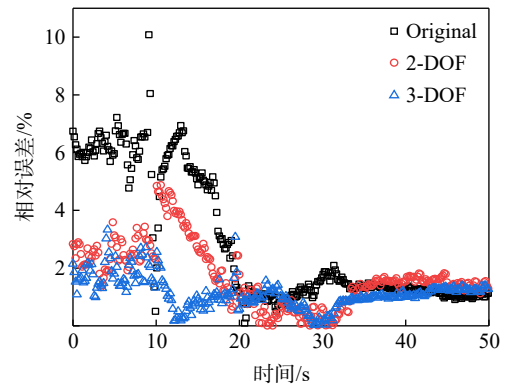
(c) 燃气涡轮出口总温

图7 动态过程参数对比

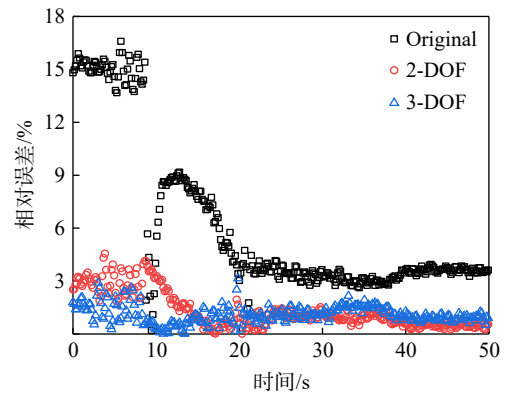
Fig. 7 Parameters comparison of dynamic process



(a) 燃气涡轮相对物理转速相对误差



(b) 压气机出口总压相对误差



(c) 燃气涡轮出口总温相对误差

图8 动态过程相对误差对比

Fig. 8 Comparison of relative error of dynamic process

表 4 动态精度对比结果

Table 4 Comparison results of dynamic precision

参数	平均误差/%			提升效果/%
	Original	2-DOF	3-DOF	
$n_{gt,rel}$	4.366	1.187	0.765	35.55
p_3	2.636	1.249	1.018	18.49
T_{45}	5.801	1.448	0.885	38.88
总平均误差/%	4.267	1.295	0.889	31.31
误差小于 2% 的占比/%	23.242	80.724	96.208	

在应用 3-DOF 方法后, 功率显著变化的动态过程的总平均误差从 4.267% 降到 1.295% 再降至 0.889%。相比于原双自由度的模型修正方法其改善效果达到 31.31%, 误差小于 2% 的动态点数据比例也从 23.242% 提升到 80.724% 再提升至 96.208%。计算结果表明, 经过三自由度的新型模型修正方法的发动机模型能更准确地跟踪真实的发动机性能, 进一步验证了本文模型修正方法的有效性。

2.3 特性图修正结果

模型修正前后压气机特性图的变化情况如图 9 所示。由图 9 可知, 3-DOF 方法在模型修正

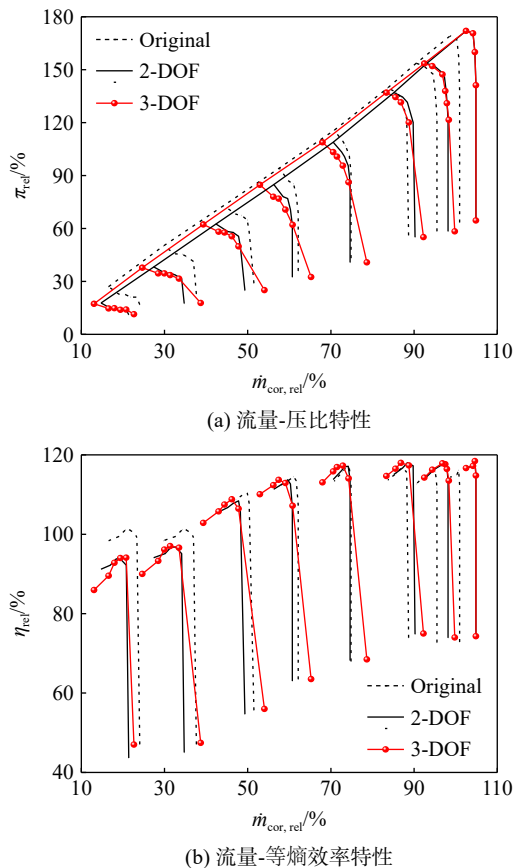


图 9 压气机特性线变化情况

Fig. 9 Variation of compressor characteristic line

过程中可对特性线实现缩放、平移与旋转的三自由度调整, 而 2-DOF 方法无法对特性线进行旋转调整。由上述的分析可得, 新增的旋转自由度对特性线进行了原平移和缩放双自由度的模型修正方法无法实现的旋转调整, 可为修模过程中特性线的变化提供一个更宽的调整域以增加寻得最优解的概率。

3 结 论

通过对考虑缩放、平移以及旋转三自由度的新型模型修正方法的研究, 得到以下结论:

1) 在平移和缩放的基础上增加旋转要素相当于增加了特性线的调整自由度, 形成在修模过程中可对压气机特性线进行平移、缩放以及旋转三自由度调整的策略, 为修模这一优化问题提供了一个更宽广的求解域以增加寻得最优解的概率, 进而可实现更高的模型精度要求。

2) 相比于双自由度模型修正方法, 新增了旋转自由度的新型修正方法可得到精度更高的发动机数学模型, 使模型稳态平均误差从 0.901% 降至 0.344%, 精度提升 62.99% 左右。

3) 动态过程中, 相比于仅考虑平移、缩放双自由度的模型修正方法, 新型修正方法使发动机数学模型动态平均误差从 1.295% 降至 0.889%, 精度改善 31.31% 左右, 进一步验证了经过三自由度新型模型修正方法得到的涡轴发动机数学模型更能准确地跟踪真实的发动机性能。

参考文献:

- [1] KURZKE J. How to get component maps for aircraft gas turbine performance calculations[C]//Proceedings of the ASME International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition. Birmingham, UK: ASME, 1996: 117-123.
- [2] FLACK R D. Analysis and matching of gas turbine components[J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 1990, 7(3/4): 217-226.
- [3] SIEROS G, STAMATIS A, MATHIOUDAKIS K. Jet engine component maps for performance modeling and diagnosis[J]. Journal of Propulsion and Power, 1997, 13(5): 665-674.
- [4] 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 and Power, 2007, 129(2): 312-317.
- [5] KIAEE M, TOUSI A M, TOUDEFALLAH M. Performance adaptation of a 100 kW microturbine[J]. Applied Thermal Engineering, 2015, 87(4): 234-250.
- [6] TSOUTSANIS E, LI Yiguang, PILIDIS P, et al. Part-load performance of gas turbines: Part I a novel compressor map generation approach suitable for adaptive simulation[C]//Proceedings of the ASME 2012 Gas Turbine India Conference. Mumbai, Maharashtra

- tra, India: ASME, 2012: 733-742.
- [7] TSOUTSANIS E, LI Yiguang, PILIDIS P, et al. Part-load performance of gas turbines: Part II multi-point adaptation with compressor map generation and GA optimization[C]//Proceedings of the ASME 2012 Gas Turbine India Conference. Mumbai, Maharashtra, India: ASME, 2012: 743-751.
- [8] 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 and Power*, 2015, 137(9): 312-323.
- [9] TSOUTSANIS E, MESKIN N, BENAMMAR M, et al. A component map tuning method for performance prediction and diagnostics of gas turbine compressors[J]. *Applied Energy*, 2014, 135(8): 572-585.
- [10] 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(4): 122-144.
- [11] YANG Qingcai, LI Shuying, CAO Yunpeng. A new component map generation method for gas turbine adaptation performance simulation[J]. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 2017, 31(4): 1947-1957.
- [12] 杨欣毅, 沈伟, 刘海峰, 等. 一种应用滑动最小二乘求取压气机特性的方法[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(8): 1741-1746.
- YANG Xinyi, SHEN Wei, LIU Haifeng, et al. Compressor characteristics generation method using moving least square[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(8): 1741-1746. (in Chinese)
- [13] YING Yulong, SUN Bo, PENG Shuhong, et al. Study on the regression method of compressor map based on partial least squares regression modeling[C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo 2014 Turbine Technical Conference and Exposition. Düsseldorf, German: ASME, 2014: 210-217.
- [14] LI X, YING Y L, WANG Y Y, et al. A component map adaptation method for compressor modeling and diagnosis[J]. *Advances in Mechanical Engineering*, 2018, 10(3): 1-10.
- [15] 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.
- [16] LAMBIRIS B, MATHIOUDAKIS K, PAPAILIOU K D. Adaptive modeling of jet engine performance with application to condition monitoring[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1994, 10(6): 890-896.
- [17] 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.
- [18] KONG C, KHO S, KI J. Component map generation of a gas turbine using genetic algorithms[C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea, and Air. Vienna, Austria: ASME, 2004: 469-474.
- [19] 谢光华, 曾庆福, 张燕东. 航空发动机仿真模型参数自适应校正[J]. *航空动力学报*, 1998, 13(1): 37-40, 106.
- XIE Guanghua, ZENG Qingfu, ZHANG Yandong. Adaptive rectification of parameters in aeroengine simulation model[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1998, 13(1): 37-40, 106. (in Chinese)
- [20] 刘永葆, 贺星, 黄树红. 基于改进遗传算法的燃气轮机自适应建模[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(3): 695-700.
- LIU Yongbao, HE Xing, HUANG Shuhong. Adaptive simulation of gas turbine performance using improved genetic algorithm[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(3): 695-700. (in Chinese)
- [21] LI Shiyao, LI Zhenlin, LI Shuying. Improved method for gas-turbine off-design performance adaptation based on field data[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2020, 142(4): 564-575.
- [22] 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)
- [23] KIM S, KIM K, SON C. A new transient performance adaptation method for an aero gas turbine engine[J]. *Energy*, 2020, 193(2): 697-706.
- [24] 武继超, 任新宇, 马前容, 等. 基于模型的航空发动机湿度影响修正方法研究[J]. *测控技术*, 2021, 40(10): 17-21.
- WU Jichao, REN Xinyu, MA Qianrong, et al. Model-based humidity effect correction method for aero-engine[J]. *Measurement and Control Technology*, 2021, 40(10): 17-21. (in Chinese)
- [25] LI Y G, MARINAI L, GATTO E L, et al. Multiple-point adaptive performance simulation tuned to aeroengine test-bed data[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, 25(3): 635-641.
- [26] LI Y, GHAFIR M F A, WANG L, et al. Nonlinear multiple points gas turbine off-design performance adaptation using a genetic algorithm[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2011, 133(7): 457-465.
- [27] LI Y, GHAFIR M F A, WANG L, et al. Improved multiple point nonlinear genetic algorithm based performance adaptation using least square method[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2012, 134(3): 317-326.
- [28] BERGE B. A particle swarm optimization toolbox for matlab[C]//IEEE Swarm Intelligence Symposium Proceedings. Indianapolis, US: IEEE, 2003: 182-186.
- [29] KIM S, KIM K, SON C. Adaptation method for overall and local performances of gas turbine engine model[J]. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2018, 19(1): 250-261.
- [30] 潘慕绚, 陈强龙, 周永权, 等. 涡扇发动机多动力学建模方法[J]. *航空学报*, 2019, 40(5): 99-110.
- PAN Muxuan, CHEN Qianglong, ZHOU Yongquan, et al. A multi-dynamics approach to turbofan engine modeling[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2019, 40(5): 99-110. (in Chinese)

(编辑: 陈越)