

航空发动机仿真模型参数自适应校正

西北工业大学 谢光华* 曾庆福 张燕东

【摘要】 采用修正因子方法建立自适应仿真模型,运用改进的共轭梯度算法求解非线性规划问题,依据发动机台架试车和空中试飞测量数据,对发动机仿真模型的部件特性参数进行校正,使模型的计算输出与试验测量数据吻合。应用本文方法对某型双转子加力涡喷发动机仿真模型进行校正,获得了满意的仿真精度。

主题词: 航空发动机 仿真 参数 自适应控制 非线性规划

分类号: V233.7

1 引言

发动机模型的精度,一方面决定于模型算法的简化程度,而更重要的一方面是部件特性参数的准确程度,这决定于部件试验是否充分。部件试验耗资大、周期长,而且部件试验得到的数据在整机共同工作情况下,会因为各种因素的影响发生变化。这使得发动机仿真模型的检验和校正、自适应仿真及其应用一直是受到重视的研究课题^[1-3]。本文通过建立发动机自适应模型,根据测量数据校正部件特性参数,从而提高发动机仿真模型的精度。

2 发动机仿真模型修正因子方法

发动机的气动热力学模型以一组非线性方程描述,其数值解一般采用牛顿迭代方法(包括拟牛顿方法),由预解向量构造误差方程,若用误差向量 $E = \{e_i, i = 1, \dots, n\}$ 构造代价函数,其中 a_i 为大于零的权系数,则非线性方程组解等价于非线性规划问题解:

$$\min FC = \min \sum_{i=1}^n a_i e_i^2 \quad (1)$$

其中预解向量与误差向量是同维的。

当模型计算输出与试验测量有较大误差时,设 P_{act} 为发动机部件的实际特性值, P_{ref} 为由相应部件特性线族求得的特性值,定义修正因子 $mf = P_{act}/P_{ref}$, 则构造如下代价函数:

$$FC = \sum_{i=1}^n a_i e_i^2 + \sum_{i=1}^m b_i (Q_{ci} - Q_{mi})^2 \quad (2)$$

其中 b_i 为大于零的权系数, Q_{mi} 为测量结果, Q_{ci} 为相应的发动机模型估算结果。上述代价函数也可表示成预解变量 x_i 和修正因子 mf_i 的函数,且(1)式非线性规划问题变为:

$$\min FC(x_1, x_2, \dots, x_n; mf_1, mf_2, \dots, mf_l) = \min \left[\sum_{i=1}^n a_i e_i^2 + \sum_{i=1}^m b_i (Q_{ci} - Q_{mi})^2 \right] \quad (3)$$

其中, n 为发动机模型数值解中预解向量的维数, l 为修正因子向量的维数, m 为发动机测量与模型估算误差向量的维数, 在本文研究问题中 $n+l > n+m$ 。

通过对 (3) 式的求解即可在保证各部件匹配关系的前提下, 求得所需的修正因子值。运用求得的修正因子值进行仿真计算, 将使测量数据与仿真结果之间的误差接近最小。

3 模型参数自适应校正

图 1 为发动机自适应模型的结构框图。以某型双转子加力涡喷发动机为例, 其仿真模型是准一元绝热流动、考虑变比热影响的部件级气动热力模型, 模型数值解中预猜如下 6 个变量 ($n=6$): (1) 低压压气机增压比 π_{LP} ; (2) 高压压气机增压比 π_{HP} ; (3) 高压压气机转速 N_H ; (4) 主燃烧室出口温度 T_4 ; (5) 高压涡轮进口质量换算流量 cw_4 ; (6) 低压涡轮进口质量换算流量 cw_{4A} 。

该发动机自适应模型中部件特性采用如下 10 个修正因子 ($l=10$):

低压压气机	$mf_1 = (cw_{LP})_{act} / (cw_{LP})_{ref}$	$mf_2 = (\eta_{LP}^*)_{act} / (\eta_{LP}^*)_{ref}$
高压压气机	$mf_3 = (cw_{HP})_{act} / (cw_{LP})_{ref}$	$mf_4 = (\eta_{HP})_{act} / (\eta_{LP}^*)_{ref}$
燃烧室	$mf_5 = (\eta_b)_{act} / (\eta_b)_{ref}$	
高压涡轮	$mf_6 = (dh_{HT})_{act} / (dh_{HT})_{ref}$	$mf_7 = (\eta_{HT}^*)_{act} / (\eta_{HT}^*)_{ref}$
低压涡轮	$mf_8 = (dh_{LT})_{act} / (dh_{LT})_{ref}$	$mf_9 = (\eta_{LT}^*)_{act} / (\eta_{LT}^*)_{ref}$
加力燃烧室	$mf_{10} = (\eta_{af})_{act} / (\eta_{af})_{ref}$	

其中 cw_{LP} , η_{LP}^* 和 cw_{HP} , η_{HP}^* 分别为低、高压压气机的质量换算流量和绝热效率, η_b 为主燃烧室燃烧效率, dh_{HT} , η_{HT}^* 和 dh_{LT} , η_{LT}^* 分别为高、低压涡轮单位焓降和绝热效率, η_{af} 为加力燃烧室燃烧效率。

测量参数 Q_{mi} 为高压转子转速 N_H , 主燃烧室进口总温 T_3^* , 总压 P_3^* , 加力燃烧室进口总温 T_6^* 和主燃油流量 wf , 模型估算相应参数 Q_{ci} 为 N_{Href} , T_{3ref}^* , P_{3ref}^* , T_{6ref}^* 和 wf_{ref} , 定义误差:

$$\epsilon_i = Q_{ci} - Q_{mi} \quad i = 1, \dots, m \quad (m = 5) \quad (4)$$

再加上发动机模型的平衡检验误差 e_i , $i = 1, \dots, n$ ($n=6$), 于是 (2) 式的代价函数:

$$FC = \sum_{i=1}^n a_i e_i^2 + \sum_{i=1}^m b_i \epsilon_i^2 \quad (5)$$

因自适应仿真模型中解向量的维数 ($n+l=16$) 大于误差向量的维数 ($n+m=11$), 故本文求解非线性规划问题时, 采用改进的共轭梯度算法 (LMINN 算法) 进行非线性寻优。该算法在构造搜索方向和步长时对共轭梯度算法作了有效的改进。搜索方向构造如下^[4]:

$$\begin{cases} p^o = - \nabla f(x^o) / \|\nabla f(x^o)\|, & p^{k+1} = z^{k+1} - x^{k+1} / \|z^{k+1} - x^{k+1}\| \\ z^{k+1} = w^{k+1} + \gamma^{k+1} p^k, & w^{k+1} = x^{k+1} + \beta^{k+1} [-\nabla f(x^{k+1}) / \|\nabla f(x^{k+1})\|] \end{cases} \quad (6)$$

迭代序列 $x^{k+1} = x^k + \alpha^k p^k$, 其中 α^k 和 γ^{k+1} 均为最优步长, 即

$$f(x^k + \alpha^k p^k) = \min_{\alpha} f(x^k + \alpha p^k), \quad f(w^{k+1} + \gamma^{k+1} p^k) = \min_{\gamma} f(w^{k+1} + \gamma p^k)$$

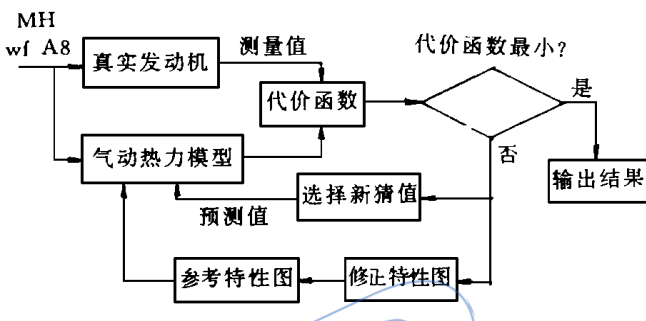


图 1 自适应模型的结构框图

LMINN 算法的初始步长, 要求并不象其它算法那么严格, 在整个计算过程中, 只是在搜索 α^0 和 β^1 时作为初始步长使用, 当 $k \geq 1$ 时, 搜索 α^k , γ^k 和 β^{k+1} 的初始步长则取为 β^k 。

预解变量的初值仍按发动机模型的常用数值解法进行选取, 修正因子的初值取为 1.0。代价函数的梯度向量 $\nabla f(x^k)$ 的各个分量, 按中心差分求得:

$$\frac{\partial FC}{\partial x_i} = \frac{FC(x_i^{(k)} + \Delta x_i) - FC(x_i^{(k)} - \Delta x_i)}{2\Delta x_i} \quad (i = 1, \cdots, n)$$

$$\frac{\partial FC}{\partial mf_j} = \frac{FC(mf_j^{(k)} + \Delta mf_j) - FC(mf_j^{(k)} - \Delta mf_j)}{2\Delta mf_j} \quad (j = 1, \cdots, l)$$

算法收敛的精度控制为: $\|\nabla f(x^k)\| \leq 1.0e^{-6}$ 。

4 模型校正结果

本文应用上述方法建立某型双转子加力涡喷发动机自适应模型, 代价函数按(5)式构造, 加权系数 a_i 分别取{2.0, 2.0, 2.0, 2.0, 2.0, 2.0}, b_i 分别取{ $1.0e^{-4}$, 0.1, $1.0e^{-3}$, $1.0e^{-3}$, 5.0}。这样选取的目的是: 该发动机仿真模型计算时, 使代价函数中参数误差项处于同一个数量级, 同时, 对保证发动机各部件匹配关系的发动机模型平衡的检验误差项的权加重。 a_i 和 b_i 可以根据模型最终的精度要求和测量参数的数值范围来选取。

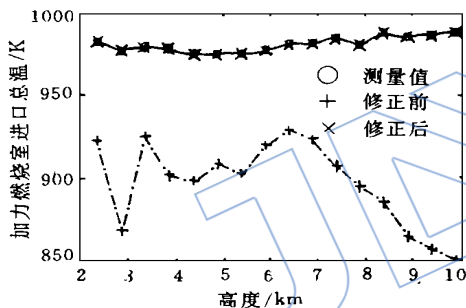


图2 高空转速特性主燃烧室进口总温

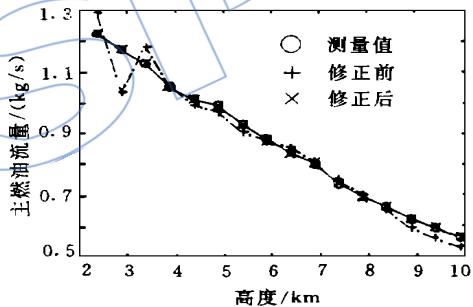


图3 高空转速特性主燃烧室进口总压

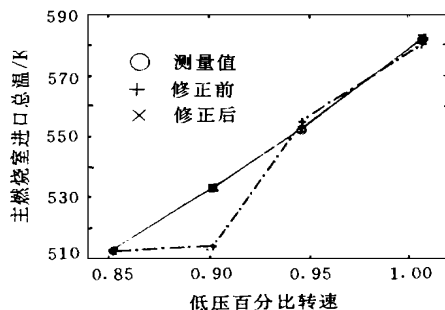


图4 高度特性加力燃烧室进口总温

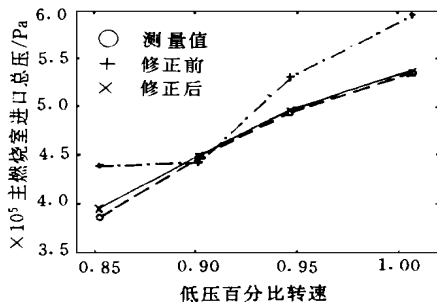


图5 高度特性主燃油流量

在采用 LMINN 算法求解非线性规划问题时, 算法中的初始步长取为 0.01, 当迭代达到

一定次数后, LMINN 算法趋于二阶收敛, 为了提高收敛速率, 本文用 $k > 16$ 作为算法重新启动准则, 用最速下降方向重新构造共轭方向进行搜索。

根据发动机试验记录的 4 千多个状态点数据, 本文由自适应模型求出发动机部件特性的修正因子, 对某型双转子加力涡喷发动机模型部件特性参数进行了校正, 校正后的仿真模型用试验测量数据进行了检验。

图 2 和图 3 分别为高度特性加力燃烧室进口总温和主燃油流量校正前后模型计算结果与测量数据间的比较。飞行马赫数 $Ma = 0.90$, 低压转子转速 $N_L = 100.5\%$ 。图 4 和图 5 分别为高空转速特性主燃烧室进口总温和总压校正前后模型计算结果与测量数据间的比较。飞行高度 $H = 4.96 \text{ km}$, 飞行速度 $v = 407 \text{ m/s}$ 。

图 6 是经过校正后的特性线参数用于台架加速过程计算所得高、低压转子转速与测量数据间的比较。试验时大气条件为压力 86320 Pa , 温度 21°C , 记录数据的采样间隔为 20 ms 。

5 结束语

本文研究部件特性参数的校正, 校正点是发动机的各稳态工作点, 而各特性线皆以相似参数描述, 在整个飞行包线内, 这些校正点分布在发动机共同工作线的周围。由于测量噪声, 使得到的修正因子有一定的分散度, 因此试验数据愈充分, 并采取滤波处理, 则对特性线的校正愈有效。本文方法将模型的简化和特性的不精确都归结于修正因子, 若模型简化到不能反映发动机的气动热力过程, 或特性线偏差很大, 或测试数据偏差很大, 都将导致算法的不收敛或修正因子偏离 1.0 太远, 算法中对修正因子的大小作了一定限制, 并将那些超出范围和发散的校正点数据予以剔除。当得到校正点修正因子后, 对各部件特性加以调整, 调整后的特性用于过渡过程的仿真, 计算结果与试验结果能得到满意的吻合。

文中对某型双转子加力涡喷发动机的部件特性参数进行校正后, 模型输出参数与试验测量数据之间地面稳态误差最大不超过 1.0% , 地面动态和空中误差最大都不超过 2.0% , 提高了发动机模型的仿真精度。自适应方法在较精确地估计发动机的状态及发动机状态监控、传感器故障诊断等方面有发展潜力。

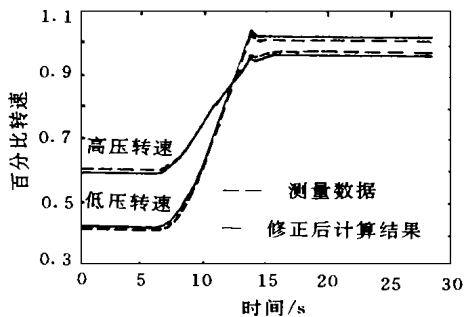


图 6 台架加速过程高、低压转子转速

参 考 文 献

- 1 Stamatis A, Mathioudakis K, et al. Adaptive Simulation of Gas Turbine Performance. ASME Paper 89- GT- 205, 1989
- 2 Stamatis A, Mathioudakis K, et al. Gas Turbine Component Fault Identification by Means of Adaptive Performance Modelling. ASME Paper 90- GT- 376, 1990
- 3 Mathioudakis K, Stamatis A. Compressor Fault Identification from Overall Performance Data Based on Adaptive Stage Stacking. ASME Paper 92- GT- 28, 1992
- 4 LE D. A Fast and Robust Unconstrained Optimization Method Requiring Minimum Storage. Mathematical Programming, 1985, (32): 41- 68

creep. This work lays the theoretical foundation for understanding the behaviours of the cycling creeps at varying regimes.

Key Words Monocrystal Turbines Blades Creep

MEASUREMENT OF THERMAL RESIDUAL STRESS IN THERMAL BARRIER COATING BY MEANS OF PHASE- SHIFT MOIRE INTERFEROMETRY

Shi Xuqing, Nie Jinxu, Zhang Xueren

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT There are many difficulties in measuring thermal residual stress in thermal barrier coatings, because of their microstructure and microdeformation. Phase- shift moire interferometry is provided which can precisely measure the deformation of solid bodies under various loading conditions. The fundamental theory and experimental technology of the phase- shift moire image- processing technique are introduced. By combining it with relaxation method, a new technique for measuring thermal residual stress is proposed. With the aid of high temperature moire gratings, the distributions of thermal residual stresses in the EB- PVD (electronic beam- physic vapour deposition) coating has been measured, and compared with those other of methods.

Key Words Thermal barrier Coatings Residual stress Phase- shift Moire method

ADAPTIVE RECTIFICATION OF PARAMETERS IN AEROENGINE SIMULATION MODEL

Xie Guanghua, Zeng Qingfu, Zhang Yandong

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT An adaptive simulation model has been developed by means of modification factors. A modified conjugate gradient algorithm is employed for solving the nonlinear programming problem in the model. According to the parameter measurements of the engine on test rig and in flight, the component characteristics of the engine are rectified by the adaptive model, as a result, outputs of the model are in accordance with the measurements. As an example, the method provided was adopted to rectify the parameters in the simulation model of a given twin- spool reheated turbojet engine, and the simulation achieved satisfactory accuracy.

Key Words Aircraft engines simulation Parameters Nonlinear programming Adaptive control