

一种建立航空发动机状态 变量模型的新方法*

南京航空航天大学 冯正平** 孙健国 黄金泉 蔡红武

【摘要】 本文提出了一种用于建立航空发动机状态变量模型的新方法—拟合法:即用发动机部件级模型在稳态工作点处的非线性动态响应数据拟合该点处的小偏离状态变量模型。并应用这种方法建立了某型涡扇发动机在高空稳态工作点处的小偏离状态变量模型,以及地面加速过程的大偏离状态变量模型。通过动态仿真研究,可以看出:与偏导数法比较,拟合法明显提高了建模精度。

主题词: 航空发动机 状态变量 拟合 建立模型

分类号: V 233.7

1 引言

随着对航空发动机性能要求的不断提高,航空发动机控制将朝多变量数控方向发展。现代多变量控制理论基本上都是线性理论,要求设计对象模型为状态变量模型。

目前航空发动机小偏离状态变量建模主要是采用偏导数法,即用小扰动法和有限差分来近似偏导数,这就限制了建模精度。为了提高模型精度,往往需要对动态系数阵的元素进行修正^[1,2],通过修正可提高模型精度,但仍存在较大误差。

本文提出的拟合法无需计算偏导数。其机理是首先根据所选的状态量、控制量及输出量得出发动机小偏离状态变量模型形式,并分别求出此模型在各控制量作小阶跃时的动态响应,即线性动态响应;然后对发动机部件级模型同样作各控制量的小阶跃动态仿真,得非线性动态响应;最后以线性动态响应应该吻合非线性动态响应为建模原则,用非线性动态响应数据来拟合动态系数矩阵各元素,即得小偏离状态变量模型。

2 拟合法

以某型涡扇发动机为例,取 $x = [n_1 \ n_2]'$, $u = [W_f \ A_8]'$, $y = [n_1 \ n_2 \ p_{36}]'$ 分别为状态量、控制量及输出量,其中 n_1 和 n_2 为低、高压转速, W_f 为主燃油流量, A_8 为喷口面积, p_{36} 为高压压气机与低压涡轮出口压力比。

2.1 线性动态响应

根据所选变量,可设在稳态工作点($W_{f0}, A_{80}, n_{10}, n_{20}, p_{360}$)处的小偏离状态变量模型如下:

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{n}_1 \\ \Delta \dot{n}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta n_1 \\ \Delta n_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & b_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta W_f \\ \Delta A_8 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \Delta n_1 \\ \Delta n_2 \\ \Delta p_{36} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ c_{31} & c_{32} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta n_1 \\ \Delta n_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ d_{31} & d_{32} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta W_f \\ \Delta A_8 \end{bmatrix} \quad (2)$$

不失一般性, 设该线性系统有 2 个互异模态: $e^{s_1 t}$ 及 $e^{s_2 t}$, 则:

$$s_1 + s_2 = a_{11} + a_{22}, \quad s_1 s_2 = a_{11} a_{22} - a_{12} a_{21} \quad (3)$$

(1) 作燃油量小阶跃 $\Delta W_f = \delta W_f$, 而 $\Delta A_8 = 0$, 则线性动态响应为:

$$\begin{aligned} n_1^1(t) &= \delta W_f \left[\frac{a_{12} b_{21} - a_{22} b_{11}}{s_1 s_2} + \frac{(s_1 - a_{22}) b_{11} + a_{12} b_{21}}{s_1 (s_1 - s_2)} e^{s_1 t} + \frac{(s_2 - a_{22}) b_{11} + a_{12} b_{21}}{s_2 (s_2 - s_1)} e^{s_2 t} \right] + n_{10} \\ n_2^1(t) &= \delta W_f \left[\frac{a_{21} b_{11} - a_{11} b_{21}}{s_1 s_2} + \frac{(s_1 - a_{11}) b_{21} + a_{21} b_{11}}{s_1 (s_1 - s_2)} e^{s_1 t} + \frac{(s_2 - a_{11}) b_{21} + a_{21} b_{11}}{s_2 (s_2 - s_1)} e^{s_2 t} \right] + n_{20} \\ p_{36}^1(t) &= \delta W_f \left[d_{31} - \frac{b_{11} (c_{31} a_{22} - c_{32} a_{21}) + b_{21} (c_{32} a_{11} - c_{31} a_{12})}{s_1 s_2} \right. \\ &\quad + \frac{b_{11} [c_{31} (s_1 - a_{22}) + c_{32} a_{21}] + b_{21} [c_{32} (s_1 - a_{11}) + c_{31} a_{12}]}{s_1 (s_1 - s_2)} e^{s_1 t} \\ &\quad \left. + \frac{b_{11} [c_{31} (s_2 - a_{22}) + c_{32} a_{21}] + b_{21} [c_{32} (s_2 - a_{11}) + c_{31} a_{12}]}{s_2 (s_2 - s_1)} e^{s_2 t} \right] + p_{360} \quad (4) \end{aligned}$$

(2) 作喷口面积小阶跃 $\Delta A_8 = \delta A_8$, 而 $W_f = 0$, 则线性动态响应为:

$$\begin{aligned} n_1^2(t) &= \delta A_8 \left[\frac{a_{12} b_{22} - a_{22} b_{12}}{s_1 s_2} + \frac{(s_1 - a_{22}) b_{12} + a_{12} b_{22}}{s_1 (s_1 - s_2)} e^{s_1 t} + \frac{(s_2 - a_{22}) b_{12} + a_{12} b_{22}}{s_2 (s_2 - s_1)} e^{s_2 t} \right] + n_{10} \\ n_2^2(t) &= \delta A_8 \left[\frac{a_{21} b_{12} - a_{11} b_{22}}{s_1 s_2} + \frac{(s_1 - a_{11}) b_{22} + a_{21} b_{12}}{s_1 (s_1 - s_2)} e^{s_1 t} + \frac{(s_2 - a_{11}) b_{22} + a_{21} b_{12}}{s_2 (s_2 - s_1)} e^{s_2 t} \right] + n_{20} \\ p_{36}^2(t) &= \delta A_8 \left[d_{32} - \frac{b_{12} (c_{31} a_{22} - c_{32} a_{21}) + b_{22} (c_{32} a_{11} - c_{31} a_{12})}{s_1 s_2} \right. \\ &\quad + \frac{b_{12} [c_{31} (s_1 - a_{22}) + c_{32} a_{21}] + b_{22} [c_{32} (s_1 - a_{11}) + c_{31} a_{12}]}{s_1 (s_1 - s_2)} e^{s_1 t} \\ &\quad \left. + \frac{b_{12} [c_{31} (s_2 - a_{22}) + c_{32} a_{21}] + b_{22} [c_{32} (s_2 - a_{11}) + c_{31} a_{12}]}{s_2 (s_2 - s_1)} e^{s_2 t} \right] + p_{360} \quad (5) \end{aligned}$$

2.2 非线性动态响应

在同一稳态工作点处作发动机部件级模型的小阶跃动态仿真:

(1) 作燃油量小阶跃 $\Delta W_f = \delta W_f$, 而 $\Delta A_8 = 0$, 得非线性动态响应:

$$n_{1n}^1(t_i), n_{2n}^1(t_i), p_{36n}^1(t_i)$$

其中: t_i 为采样时刻, $t_i = 0, T, 2T, \dots, N T$ 。 T 为采样周期。

(2) 作喷口面积小阶跃, $\Delta A_8 = \delta A_8$, 而 $\Delta W_f = 0$, 得非线性动态响应:

$$n_{1n}^2(t_i), n_{2n}^2(t_i), p_{36n}^2(t_i)$$

2.3 拟合

比较上述线性动态响应和非线性动态响应, 可以看出两者是在相同稳态工作点作同幅度小阶跃下的动态响应。我们以线性动态响应应该吻合非线性动态响应为建模原则, 用已知的非线性动态响应数据来拟合线性动态响应中的动态系数矩阵元素。

由于非线性动态响应数据很多, 若用全部数据来拟合则计算量必然很大。通过研究发现, 只需在非线性动态响应曲线上选择几个特征数据来拟合即可达到相当高的精度。特征数据的选取原则是在动态响应曲线的暂态段上相对密集而稳态段上相对稀疏。若选取 K 个特征数

据, 则拟合转化为求解下面的矛盾方程组:

$$\begin{aligned} n_1^1(t_k) - n_{1n}^1(t_k) = 0, \quad n_2^1(t_k) - \Delta n_{2n}^1(t_k) = 0, \quad p_{36}^1(t_k) - p_{36n}^1(t_k) = 0 \\ n_1^2(t_k) - n_{1n}^2(t_k) = 0, \quad n_2^2(t_k) - \Delta n_{2n}^2(t_k) = 0, \quad p_{36}^2(t_k) - p_{36n}^2(t_k) = 0 \end{aligned} \quad (6)$$

其中: $k = 1, 2, \dots, K$ 。此外考虑(3)式:

$$s_1 + s_2 - a_{11} - a_{22} = 0, \quad s_1 s_2 - a_{11} a_{22} + a_{12} a_{21} = 0 \quad (7)$$

由(6)和(7)式共 $6K + 2$ 个方程联立, 可求出最小二乘解, 即拟合出动态系数矩阵。

3 举 例

以高空($H = 5.0 \text{ km}$, $M a = 1.0$)某工作点为例

(a) 拟合法: 在此稳态工作点对发动机部件级模型分别作 1% 的主燃油及喷口面积阶跃, 以周期 20 ms 采集非线性动态响应, 仿真时间为 2 s, 取 $t_1 = 0.1 \text{ s}$, $t_2 = 0.2 \text{ s}$, $t_3 = 0.4 \text{ s}$, $t_4 = 0.6 \text{ s}$, $t_5 = 1 \text{ s}$, $t_6 = 2 \text{ s}$ 共 6 个特征数据, 求得:

$$A = \begin{bmatrix} -3.080 & 2.033 \\ -0.680 & -2.908 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 1.370 & 1.610 \\ 1.965 & 1.545 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ -1.06\text{E}-3 & 1.48\text{E}-3 \end{bmatrix}, \quad D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 1.63\text{E}-5 & 2.15\text{E}-3 \end{bmatrix}$$

(b) 偏导数法: 在此稳态工作点对发动机部件级模型分别作状态量及控制量的 +1% 和 -1% 扰动, 分别求 +1% 和 -1% 扰动下的动态系数矩阵, 再平均得:

$$A_b = \begin{bmatrix} -4.172 & 1.664 \\ -1.091 & -3.196 \end{bmatrix}, \quad B_b = \begin{bmatrix} 1.197 & 1.961 \\ 2.093 & 2.176 \end{bmatrix}$$

$$C_b = \begin{bmatrix} 1.000 & 0 \\ 0 & 1.000 \\ -1.10\text{E}-3 & 1.63\text{E}-3 \end{bmatrix}, \quad D_b = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 1.42\text{E}-4 & 2.26\text{E}-3 \end{bmatrix}$$

(c) 对发动机部件级模型、拟合法所得状态变量模型、偏导数法所得状态变量模型作 1% 的主燃油阶跃, 比较转速动态响应和压比动态响应, 见图 1。其中: n_{1n} , n_{2n} 和 P_{36n} 为部件级模型, n_1 , n_2 和 P_{36} 为拟合法所得状态变量模型, n_{1b} , n_{2b} 和 P_{36b} 为偏导数法所得状态变量模型(下同)。

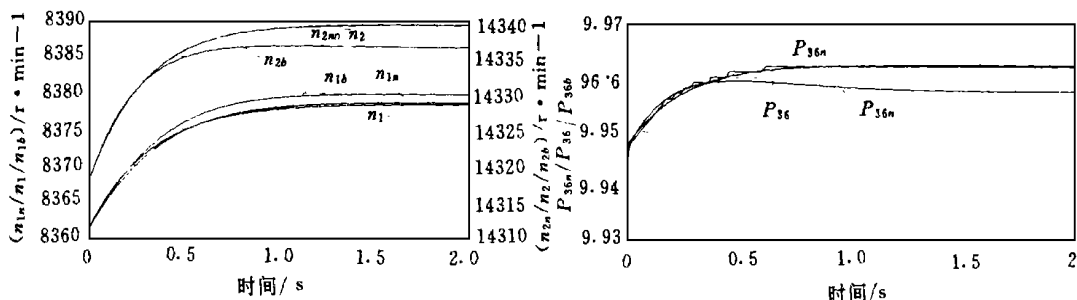


图 1 高空主燃油小阶跃下的转速和压比响应

通过比较可以看出, 采用拟合法建模比用偏导数法建模具有更高的精度, 在飞行包线内的其它稳态点上也可得到相同结论。限于篇幅, 不再一一列出仿真结果。

4 大偏离状态变量模型

大偏离状态变量模型是在小偏离状态变量模型的基础上建立起来的。我们将大偏离状态变量模型的 $ABCD$ 矩阵看做是低压转速的函数, 用分段线性插值的方法插出 $ABCD$ 矩阵。

以地面某加速过程为例, 加速过程中主燃油流量以斜坡增加而保持喷口面积不变。

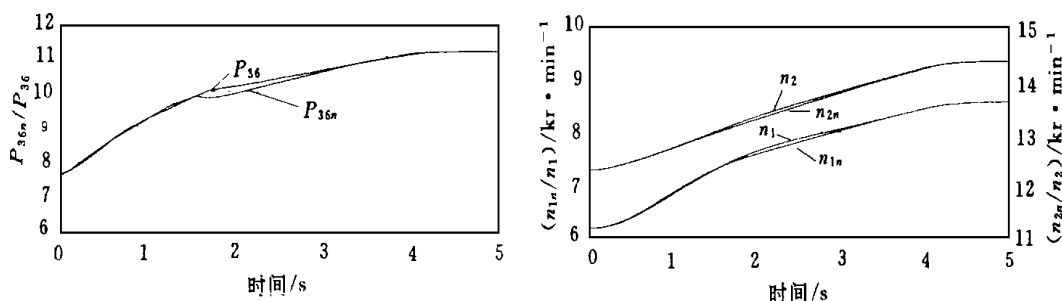


图 2 加速过程中的转速

首先, 根据此加速过程中低压转速的变化范围, 在稳态工作线上选取 7 个稳态工作点, 并用拟合法分别求得各点附近的动态系数矩阵。然后, 我们采用基点法进行大偏离动态过程仿真 (仿真步长为 20 ms), 发动机部件级模型和大偏离状态变量模型的加速过程如图 2 所示。

5 结 论

本文提出的拟合法与偏导数法相比, 明显提高了建模精度; 虽然文中以二阶 2 输入/3 输出对象为例, 但它同样适用于阶次更高或输入输出变量更多的对象的小偏离状态变量建模, 不过要相应增加特征数据。

在建立发动机大偏离状态变量模型乃至状态变量实时模型时, 所建模型的精度很大程度上取决于各稳态工作点附近的小偏离状态变量模型的精度, 因而拟合法也可提高发动机大偏离状态变量模型乃至状态变量实时模型的精度。

本文所提出的方法已在建立某型涡扇发动机状态变量模型中获得成功应用。

参 考 文 献

- 1 Carl J D, Susan M K. Generation of Linear Dynamic Models From a Digital Nonlinear Simulation NASA TP1388, 1979
- 2 Sugiyama N. Derivation of ABCD System Matrices from Nonlinear Dynamic Simulation of Jet Engines AIAA 92-3319
- 3 徐刚 航空发动机多变量鲁棒控制系统 [博士论文] 南京航空航天大学, 1995

(责任编辑 王震华)

Key Words Blades Fatigue life Flutter Dynamic stress Numerical analysis

A NEW METHOD FOR ESTABLISHING A STATE VARIABLE MODEL OF AEROENGINE

Feng Zhengping, Sun Jianguo, Huang Jinquan, Cai Hongwu

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT A new method for establishing aeroengine's State Variable Model (SVM)- fitting method is proposed. The SVMs of small perturbation about steady operating points of an engine are established by fitting nonlinear dynamic simulation data of its component-level models at the points. Then the SVMs of small perturbation about steady points at ground and in flight and also the SVM of large perturbation of ground acceleration for a turbofan engine are established by this method. Dynamic simulation results show that the SVMs established by fitting method have much higher accuracy than the SVMs established by the method of bias derivative.

Key Words Aircraft engines State variables Fitting Modeling

THEORETICAL ANALYSIS OF TEMPERATURE DISTRIBUTION ON SQUEEZE FILM DAMPER OF TURBOENGINE

Jiang Shuyun

(Engineering Physics Dept. Tsinghua University, Beijing 100084)

Chen Zhaobo and Xia Songbo

(Power Engineering Dept. Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

ABSTRACT The oil film temperature field in the Squeeze Film Damper (SFD) was analysed by the aid of finite element method. The oil film temperature distribution was obtained from joint solution of Reynolds, energy and viscosity-temperature equations of SFD in accordance with its boundary conditions. Based on the analysis of oil film ring temperatures in SFD of a turboengine SFD, the authors put forward that the oil film temperature rises are obtained from damping in the starting stage, but mainly from heat convection from ring to oil film in the steady state. The authors also recommend the Trial- and- Error method to solve this problem.

Key Words Aircraft engines Oil film Dampers Temperature field
Finite element analysis

EFFECTS OF FUEL TYPES ON PERFORMANCE OF PULSED DETONATION ENGINE

Fan Wei, Yan Chuanjan, He Lining, Jian Jian, Wang Linqun

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

ABSTRACT In order to design an advanced Pulsed Detonation Engine (PDE),