

文章编号:1000-8055(2011)05-1172-06

线性拟合法建立航空发动机状态变量模型

陆 军, 郭迎清, 陈小磊

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对非线性拟合法建立航空发动机状态变量模型过程中的初值问题, 提出了一种能够避免该问题的线性拟合法, 即在离散域情况下, 利用已知的状态序列来构建系统矩阵与模型响应之间呈线性关系的目标函数, 从而使非线性最小二乘问题转化为线性最小二乘问题. 应用该方法建立某型涡扇发动机的小偏差状态变量模型, 并与非线性拟合法进行了对比研究, 结果表明该方法不仅避免了初值问题, 而且具有较高的建模精度, 从而验证了该方法的有效性.

关 键 词: 航空发动机状态变量模型; 线性最小二乘; 初值问题; 线性拟合法; 离散域

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Establishment of aero-engine state variable model based on linear fitting method

LU Jun, GUO Ying-qing, CHEN Xiao-lei

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: According to the initial value problem in establishment of aero-engine small perturbation state variable model based on nonlinear fitting method, a linear fitting method against this problem was proposed. The objective function, in which the model outputs are linear functions of system matrix, was constructed by means of the known state sequences in discrete domain, resulting in transformation from nonlinear least square problem to linear least square problem. The method was applied to establish the small perturbation state variable model for a turbofan engine and then compared with nonlinear fitting method. The results show that its effectiveness not only avoids the initial value problem but also obtains better modeling precision.

Key words: aero-engine state variable model; linear least square;
initial value problem; linear fitting method; discrete domain

目前, 现代航空发动机多变量控制与故障诊断的设计方法主要基于线性系统理论并且依赖于小偏差状态变量模型. 该类模型的精度直接影响着控制系统的设计质量与实际应用. 根据发动机非线性模型来建立小偏差状态变量模型的方法主

要分为偏导数法^[1]和拟合法^[2]两类. 由于前者要求对某一状态量或控制量做小扰动时其他量不变, 这种假定导致其建模误差较大; 而后者是将建模问题转化为用系统矩阵来拟合非线性动态响应数据的最小二乘问题, 能够明显改善建模精度, 为

收稿日期: 2010-04-26; 修订日期: 2010-08-31

基金项目: “985 工程”二期(航空动力关键技术科技创新平台)

作者简介: 陆军(1981—), 男, 上海金山人, 博士生, 主要从事航空发动机控制与仿真研究.

此受到了广泛的重视与应用,并在其具体实现上得到了不断发展与完善^[3-8].然而,由于该最小二乘问题是非线性的,这就对数值计算方法提出了苛刻要求,其中迫切需要解决初值问题,特别是高阶情况^[9].常用的补救方法有根据经验选取初值、全局最优化方法^[4]、子空间辨识法^[10]以及各种组合优化算法^[7,11]等等,但这些方法仍然难以保证在可行域中得到全局最优解,从而影响建模精度.此外,由于该方法易收敛于局部最优解,就会出现虽满足拟合精度要求但矩阵参数远离系统真值的情况,这将对后续应用带来诸多潜在隐患,如建立分段线性化模型的插值异常^[12]、变增益控制系统的非设计点稳定性^[13]等等.

因此,针对非线性拟合法建立航空发动机状态变量模型过程中的初值问题,本文在文献[6]建模原理基础上进行了方法改进,提出了一种能够避免该问题的线性拟合法,即利用已知的状态序列来构建系统矩阵与模型响应之间呈线性关系的目标函数,从而使非线性最小二乘问题转化为线性最小二乘问题.文中以某型涡扇发动机为例进行了仿真验证,同时也与非线性拟合法进行了对比研究.需要说明的是,本文将基于非线性最小二乘问题的各种拟合法统称为非线性拟合法.

1 线性拟合法

设航空发动机的离散型非线性模型为

$$\begin{cases} \mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{f}(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k) \\ \mathbf{y}_k = \mathbf{g}(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k) \end{cases} \quad (1)$$

式中 $\mathbf{x} \in \mathbf{R}^n$, $\mathbf{u} \in \mathbf{R}^m$, $\mathbf{y} \in \mathbf{R}^p$ 分别为状态向量、控制向量和输出向量,下标 $k, k+1$ 为对应的采样时刻.

在平衡点 $(\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0, \mathbf{y}_0)$ 处对式(1)进行线性化,即泰勒展开并忽略其高阶项,可得其离散型小偏差状态变量模型为

$$\begin{cases} \Delta \mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{E} \Delta \mathbf{x}_k + \mathbf{F} \Delta \mathbf{u}_k \\ \Delta \mathbf{y}_k = \mathbf{G} \Delta \mathbf{x}_k + \mathbf{H} \Delta \mathbf{u}_k \end{cases} \quad (2)$$

式中 $\Delta \mathbf{x}_k = \mathbf{x}_k - \mathbf{x}_0$, $\Delta \mathbf{u}_k = \mathbf{u}_k - \mathbf{u}_0$, $\Delta \mathbf{y}_k = \mathbf{y}_k - \mathbf{y}_0$; $\mathbf{E} \in \mathbf{R}^{n \times n}$, $\mathbf{F} \in \mathbf{R}^{n \times m}$, $\mathbf{G} \in \mathbf{R}^{p \times n}$, $\mathbf{H} \in \mathbf{R}^{p \times m}$ 为待定系统矩阵.

由于各变量之间往往相差多个数量级,为了数值计算的稳定性,需要对该状态变量模型进行归一化处理.

引入归一化对角方阵 $\mathbf{N}_x, \mathbf{N}_u, \mathbf{N}_y$ (其对角元素分别为向量 $\mathbf{x}_0, \mathbf{u}_0, \mathbf{y}_0$ 的相应元素),将式(2)变换为

$$\begin{cases} \Delta \bar{\mathbf{x}}_{k+1} = \bar{\mathbf{E}} \Delta \bar{\mathbf{x}}_k + \bar{\mathbf{F}} \Delta \bar{\mathbf{u}}_k \\ \Delta \bar{\mathbf{y}}_k = \bar{\mathbf{G}} \Delta \bar{\mathbf{x}}_k + \bar{\mathbf{H}} \Delta \bar{\mathbf{u}}_k \end{cases} \quad (3)$$

式中 $\Delta \bar{\mathbf{x}}_k = \mathbf{N}_x^{-1} \Delta \mathbf{x}_k$, $\Delta \bar{\mathbf{y}}_k = \mathbf{N}_y^{-1} \Delta \mathbf{y}_k$, $\Delta \bar{\mathbf{u}}_k = \mathbf{N}_u^{-1} \Delta \mathbf{u}_k$; $\bar{\mathbf{E}} = \mathbf{N}_x^{-1} \mathbf{E} \mathbf{N}_x$, $\bar{\mathbf{F}} = \mathbf{N}_x^{-1} \mathbf{F} \mathbf{N}_u$, $\bar{\mathbf{G}} = \mathbf{N}_y^{-1} \mathbf{G} \mathbf{N}_x$, $\bar{\mathbf{H}} = \mathbf{N}_y^{-1} \mathbf{H} \mathbf{N}_u$.

对发动机的各控制变量分别做小阶跃扰动而保持其他控制变量不变,即

$$\mathbf{u}_k^i = \mathbf{u}_0 + \mathbf{N}_u \Delta \bar{\mathbf{u}}_k^i; \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (4)$$

$$\Delta \bar{\mathbf{u}}_k^i = [0 \quad \dots \quad 0 \quad \epsilon_i \quad 0 \quad \dots \quad 0]^T \quad (5)$$

$\underbrace{\hspace{1.5cm}}_{i-1} \quad \underbrace{\hspace{1.5cm}}_{m-i}$

式中 ϵ_i 为第 i 个控制变量的扰动幅度.该值大小的选取对建模结果有一定的影响,这主要取决于发动机在当前平衡点的非线性程度,在较强情况下幅度可取小些,通常为 $|\epsilon_i| < 5\%$.

在式(4)所示控制变量的作用下,发动机将经历 m 个不同的过渡过程,其非线性动态响应序列分别为 $\mathbf{y}_k^1, \mathbf{y}_k^2, \dots, \mathbf{y}_k^m$, 由此可得

$$\Delta \bar{\mathbf{y}}_k^i = \mathbf{N}_y^{-1} \Delta \mathbf{y}_k^i = \mathbf{N}_y^{-1} (\mathbf{y}_k^i - \mathbf{y}_0) \quad (6)$$

此外,根据发动机建模原理可知,式(1)中状态变量具有明确的物理意义,比如转速、温度、压力等.由于状态变量模型是基于发动机非线性模型来建立的,当给定控制输入量时,通过该非线性模型可计算得到相应状态量和输出量的变化情况.也就是说,这些状态变量属于非线性动态响应序列中的一部分,即 $\mathbf{x} \subset \mathbf{y}$. 假设输出量中前 n 个变量与状态变量一一对应,即可得

$$\Delta \bar{\mathbf{x}}_k^i = \Delta \bar{\mathbf{y}}_k^i (1:n) \quad (7)$$

式中 $(1:n)$ 表示输出量中前 n 个变量.

因此, $\Delta \bar{\mathbf{x}}_k^i, \Delta \bar{\mathbf{u}}_k^i, \Delta \bar{\mathbf{y}}_k^i$ 数据序列都是已知的.再根据拟合法基本思想,针对式(3)可直接建立如式(8)所示的线性最小二乘问题,从而求解其系统矩阵 $\bar{\mathbf{E}}, \bar{\mathbf{F}}, \bar{\mathbf{G}}, \bar{\mathbf{H}}$, 即

$$\begin{aligned} & \begin{pmatrix} \hat{\bar{\mathbf{E}}} & \hat{\bar{\mathbf{F}}} \\ \hat{\bar{\mathbf{G}}} & \hat{\bar{\mathbf{H}}} \end{pmatrix} = \\ & \arg \min_{\bar{\mathbf{E}}, \bar{\mathbf{F}}, \bar{\mathbf{G}}, \bar{\mathbf{H}}} \sum_{i=1}^m \sum_{k=1}^K \left\| \begin{pmatrix} \Delta \bar{\mathbf{x}}_{k+1}^i \\ \Delta \bar{\mathbf{y}}_k^i \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \bar{\mathbf{E}} & \bar{\mathbf{F}} \\ \bar{\mathbf{G}} & \bar{\mathbf{H}} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta \bar{\mathbf{x}}_k^i \\ \Delta \bar{\mathbf{u}}_k^i \end{pmatrix} \right\|^2 \end{aligned} \quad (8)$$

式中 K 为采样点个数.

显然, 所得系统矩阵 $\hat{\mathbf{E}}, \hat{\mathbf{F}}, \hat{\mathbf{G}}, \hat{\mathbf{H}}$ 能够保证线性系统的建模误差在最小二乘意义下极小.

然后可解得

$$\begin{aligned} \mathbf{E} &= \mathbf{N}_x \hat{\mathbf{E}} \mathbf{N}_x^{-1}, \quad \mathbf{F} = \mathbf{N}_x \hat{\mathbf{F}} \mathbf{N}_u^{-1}, \\ \mathbf{G} &= \mathbf{N}_y \hat{\mathbf{G}} \mathbf{N}_x^{-1}, \quad \mathbf{H} = \mathbf{N}_y \hat{\mathbf{H}} \mathbf{N}_u^{-1}. \end{aligned} \quad (9)$$

为了提高建模精度, 这里将所有采样点都考虑进去. 该方法的具体实现可借助 Matlab 的向量编程以及优化工具箱, 后文中所述相关函数都来源于该软件, 为节省篇幅不再另行说明. 若要得到连续域下的小偏差状态变量模型, 可根据实际采样周期进行转换.

根据线性最小二乘特性可知, 该方法在求解过程中初值可任意选取, 但并不影响优化算法的强收敛性以及所得参数的唯一性, 从而可避免非线性拟合法中的初值问题. 此外, 根据线性系统理论以及函数逼近理论可知, 当状态变量模型的输入、输出和状态都确定时, 该模型也唯一确定, 那么该方法所得参数即为系统真值的最佳平方逼近. 由此可知, 该方法在建模精度方面应不低于非线性拟合法.

2 算 例

以某型涡扇发动机为例, 取

$$\begin{aligned} \mathbf{u} &= [\omega_{lm} \quad A_8]^T, \\ \mathbf{x} &= [n_l \quad n_h \quad p_{36}]^T, \\ \mathbf{y} &= [n_l \quad n_h \quad T_{45} \quad p_{36}]^T \end{aligned}$$

其中 n_l, n_h, p_{36}, T_{45} 分别为风扇转速、压气机转速、压气机出口总压、低压涡轮进口总温、涡轮落压比, ω_{lm}, A_8 分别为主燃油量以及尾喷口面积. 应用本文方法建立飞行包线内不同工作点处的状态变量模型, 其中扰动幅度 $\epsilon_1 = \epsilon_2 = 1\%$, 采样周期为 25 ms, 仿真时间为 5 s, 初值任意选取, 优化算法为 Gauss-Newton 法, 由 lsqnonlin 实现. 限于篇幅, 这里给出如下两种工作状态的结果.

1) 在高度 $H=0$ km、马赫数 $Ma=0$ 、风扇转速 $n_l=100\% n_{l,design}$ 的工作状态下, 得到发动机非线性模型与状态变量模型的响应曲线如图 1、图 2 所示, 其系统矩阵如下:

$$\hat{\mathbf{E}} = \begin{bmatrix} 0.8641 & 0.1491 & -0.01559 \\ -0.0073 & 0.9445 & -0.00532 \\ 0.4759 & -0.08775 & 0.599 \end{bmatrix}$$

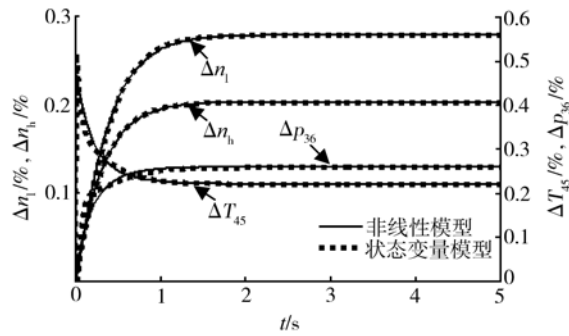


图 1 在 $H=0$ km, $Ma=0$, $n_l=100\% n_{l,design}$

工作状态下, 主燃油量阶跃响应曲线

Fig. 1 Curves of step response for main fuel quantity when $H=0$ km, $Ma=0$, $n_l=100\% n_{l,design}$

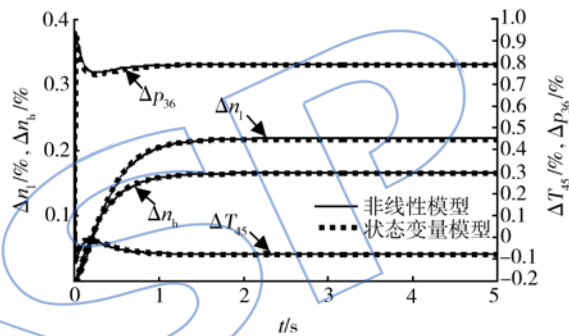


图 2 在 $H=0$ km, $Ma=0$, $n_l=100\% n_{l,design}$

工作状态下, 尾喷口面积阶跃响应曲线

Fig. 2 Curves of step response for nozzle area when $H=0$ km, $Ma=0$, $n_l=100\% n_{l,design}$

$$\hat{\mathbf{F}} = \begin{bmatrix} 0.01935 & 0.00468 \\ 0.01731 & 0.01059 \\ 0.1853 & -0.0959 \end{bmatrix}$$

$$\hat{\mathbf{G}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ -0.0073 & 0.1047 & -0.4231 \\ 0.1445 & -0.9878 & 0.6293 \end{bmatrix}$$

$$\hat{\mathbf{H}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0.518 & -0.1037 \\ -0.053 & 0.9323 \end{bmatrix}$$

2) 在高度 $H=10$ km、马赫数 $Ma=1.5$ 、风扇转速 $n_l=98\% n_{l,design}$ 的工作状态下, 得到发动机非线性模型与状态变量模型的响应曲线如图 3、图 4 所示, 其系统矩阵如下:

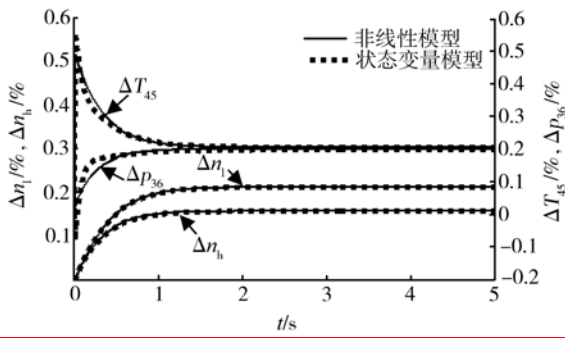


图3 在 $H=10\text{ km}$, $Ma=1.5$, $\eta_l=98\% \eta_{l,\text{design}}$

工作状态下,主燃油量阶跃响应曲线

Fig. 3 Curves of step response for main fuel quantity

when $H=10\text{ km}$, $Ma=1.5$, $\eta_l=98\% \eta_{l,\text{design}}$

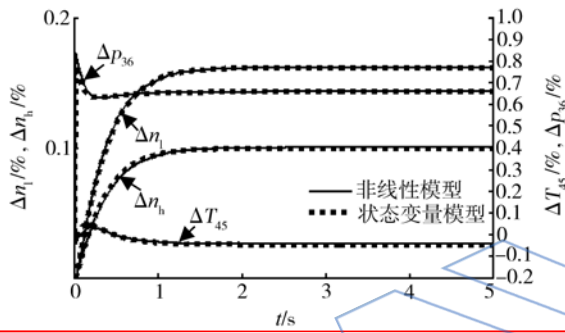


图4 在 $H=10\text{ km}$, $Ma=1.5$, $\eta_l=98\% \eta_{l,\text{design}}$

工作状态下,尾喷口面积阶跃响应曲线

Fig. 4 Curves of step response for nozzle area

when $H=10\text{ km}$, $Ma=1.5$, $\eta_l=98\% \eta_{l,\text{design}}$

$$\hat{\mathbf{E}} = \begin{bmatrix} 0.8798 & 0.1109 & -0.0097 \\ -0.007 & 0.9524 & -0.0062 \\ 0.4633 & -0.1703 & 0.6863 \end{bmatrix}$$

$$\hat{\mathbf{F}} = \begin{bmatrix} 0.0187 & 0.00859 \\ 0.0172 & 0.00599 \\ 0.1428 & -0.0519 \end{bmatrix}$$

$$\hat{\mathbf{G}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ -0.176 & 0.2497 & -0.6341 \\ -0.5382 & -0.773 & 0.8993 \end{bmatrix}$$

$$\hat{\mathbf{H}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0.7734 & -0.0307 \\ -0.0929 & 0.8051 \end{bmatrix}$$

根据图1~图4中发动机非线性模型与小偏差状态变量模型的阶跃响应曲线比较,可得风扇转速、压气机转速的平均拟合精度约为98%,其响应曲线几乎相互重叠;而低压涡轮进口总温、涡轮落压比则要差些,约为82%,这主要是由于风扇转速和压气机转速这两个变量本身非线性程度较强所致,如对于涡轮落压比,当主燃油量突然增加时,压气机出口总压会瞬间增加,而低压涡轮后总压增加没那么迅速与明显,在相应于主燃油量突然增加的起点出现涡轮落压比瞬间增加的现象;当尾喷口面积突然改变时也类似.因此线性模型在拟合该类现象时会出现一定误差,但其动态趋势相同以及稳态误差小的建模结果仍是满意的.

3 对比

为了说明线性拟合法与非线性拟合法的差别,这里主要采用蒙特卡罗仿真在初值敏感、拟合精度以及计算时间这三个方面进行对比研究,算例为2阶、3阶和4阶状态变量模型与第2节中两个工作状态的组合,仿真结果如表1所示.其中,2阶的状态变量为 $[\eta_l \ \eta_h]^T$, 3阶为 $[\eta_l \ \eta_h \ p_{31}]^T$, 4阶为 $[\eta_l \ \eta_h \ p_{31} \ T_{41}]^T$, 输入都为 $[\omega_{lm} \ A_8]^T$, 输出则为相应的状态量;非线性拟合法以文献[7]中改进方法为例;初值随机选取,但能够保证模型的稳定性,由 rss 给出,并对于不符合拟合精度要求的模型进行重新建模处理;优化算法为 Gauss-Newton 法,由 Lsqnonlin 实现;初值敏感问题由失效率与偏离率来反映,失效率是指所得模型不满足拟合精度要求的概率情况;偏离率是指在满足拟合精度要求的情况下所得参数远离系统真值的概率情况;拟合精度是指在满足逼近系统真值情况下状态变量模型的拟合精度均值;计算时间也为均值,由 Tic/Toc 给出,硬件处理器为 Intel Q9550 2.83 GHz.

从表1可以看出:①在初值敏感方面,非线性拟合法在各阶情况下都存在一定的失效率和偏离率,在高阶时较明显,而线性拟合法则不存在这种情况,有效地避免了初值问题;②在拟合精度方面,线性拟合法与非线性拟合法在2阶情况下相差不大,在高阶时线性拟合法的拟合精度更高;③在计算时间方面,线性拟合法明显优于非线性拟合法,并且随着阶数的增加,线性拟合法的计算时间更具优越性.

表1 线性拟合法与非线性拟合法的蒙特卡罗仿真对比
Table 1 Monte Carlo simulation compared with linear and nonlinear fitting methods

方法	阶数	工作状态	初值敏感		拟合精度/%	计算时间/s
			失效率/%	偏离率/%		
非线性拟合	2	(1)	15.96639	0	95.95134	1.62176
		(2)	8.256881	1	97.01520	1.492164
	3	(1)	24.24242	99	91.45982	9.944821
		(2)	20.63492	98	91.95887	11.34594
	4	(1)	34.21053	97	93.90749	11.53151
		(2)	50.49505	22	97.74817	15.93692
线性拟合	2	(1)	0	0	95.95609	0.0241
		(2)	0	0	96.58577	0.025367
	3	(1)	0	0	96.06522	0.031418
		(2)	0	0	94.22824	0.032852
	4	(1)	0	0	94.22823	0.032059
		(2)	0	0	97.90642	0.044164

以上结果同样符合其他的工作状态或者不同的状态变量模型结构,因此,本文方法相比非线性拟合法用于建立航空发动机状态变量模型具有更多优势,特别是高阶情况。

4 结 论

针对拟合法建立航空发动机状态变量模型过程中的初值问题,本文提出了一种能够避免该问题的线性拟合法。通过算例,将线性拟合法与非线性拟合法之间进行对比研究,结果表明线性拟合法不仅避免了初值问题,而且具有较高的建模精度。随着所建模型阶数的增加,该方法的优势更为明显,为设计高质量控制系统奠定了更好的模型基础。

此外,该方法由于计算量小、强收敛性以及所得参数唯一等特点,可在其基础上扩展为线性拟合法的递推形式,应适合于在线建模应用,对此本文将进行后续研究。

参考文献:

- [1] Sugiyama N. Derivation of ABCD system matrices from nonlinear dynamic simulation of jet engines[R]. AIAA-92-23319, 1992.
- [2] 冯正平,孙健国.一种建立航空发动机状态变量模型的新方法[J].航空动力学报,1998,13(4):435-438.

- FENG Zhengping, SUN Jianguo. A new method for establishing a state space model of aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(4): 435-438. (in Chinese)
- [3] 周文祥,单晓明,耿志东,等.自寻优求解法建立涡轴发动机状态变量模型[J].航空动力学报,2008,23(12):2314-2320.
- ZHOU Wenxiang, SHAN Xiaoming, GENG Zhidong, et al. Establishment of state space model of turboshaft engine with self-optimized method[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(12): 2314-2320. (in Chinese)
- [4] 李秋红,孙健国.基于遗传算法的航空发动机状态变量模型建立方法[J].航空动力学报,2006,21(2):427-431.
- LI Qiuhong, SUN Jianguo. Aero-engine state variable modeling based on the genetic algorithm[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(2): 427-431. (in Chinese)
- [5] 郑铁军,王曦,罗秀芹,等.建立航空发动机状态空间模型的修正方法[J].推进技术,2005,26(1):46-49.
- ZHENG Tiejun, WANG Xi, LUO Xiuqin, et al. Modified method of establishing the state space model of aeroengine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(1): 46-49. (in Chinese)
- [6] 冯正平,孙健国.航空发动机小偏差状态变量模型的建立方法[J].推进技术,2001,22(1):54-57.
- FENG Zhengping, SUN Jianguo. Modeling of small perturbation state variable model for aeroengines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(1): 54-57. (in Chinese)
- [7] 黄伟斌,黄金泉.航空发动机故障诊断的机载自适应模型[J].航空动力学报,2008,23(3):580-584.
- HUANG Weibin, HUANG Jinqun. On board self-tuning

- model for aero-engine fault diagnostics[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(3): 580-584. (in Chinese)
- [8] 袁春飞, 姚华, 杨刚. 航空发动机机载实时自适应模型研究[J]. 航空学报, 2006, 27(4): 561-564.
YUAN Chunfei, YAO Hua, YANG Gang. On-board real-time adaptive model of aero-engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(4): 561-564. (in Chinese)
- [9] Parrilo P, Ljung L. Initialization of physical parameter estimates[R]. Rotterdam, The Netherlands; The 13th IFAC Symposium on System Identification, LiTH-ISY-R-2561, 2003.
- [10] 马艳, 曾庆福, 李志舜. 子空间辨识方法的改进[J]. 推进技术, 2001, 22(4): 319-321.
- MA Yan, ZENG Qingfu, LI Zhishun. Improvement of subspace identification[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(4): 319-321. (in Chinese)
- [11] 刘景茂, 樊丁. 基于 SMI 辨识的航空发动机模型建立[J]. 计算机仿真, 2008, 25(1): 51-53.
LIU Jingmao, FAN Ding. Establishment of aero-engine's model based on SMI identification method[J]. Computer Simulation, 2008, 25(1): 51-53. (in Chinese)
- [12] Breikin T V, Arkov V Y, Kulikov G G. Regularisation approach for real-time modelling of aero gas turbines[J]. Control Engineering Practice, 2004, 12(4): 401-407.
- [13] Rugh W J, Shamma J S. Research on gain scheduling[J]. Automatica, 2000, 36(10): 1401-1425.