

文章编号:1000-8055(2011)08-1907-07

一种求取发动机状态变量模型的改进拟合法

张海波¹, 杨小龙^{2,3}, 林一晖¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016;

3. 中国航空工业集团公司 中国直升机研究所, 江西 景德镇 333001)

摘 要: 采用的拟合辨识方法是直接对根据状态变量模型中各变量间的线性关系对系数矩阵进行拟合, 并且实现对稳态过程和瞬态过程进行分步拟合, 从而消除瞬态误差对稳态精度的影响. 本方法有接近传统最小二乘法的精度, 并且无需求解状态变量模型微分方程或使用迭代算法, 只需要进行简单的矩阵运算即可得到各系数矩阵, 因此计算效率远高于传统最小二乘法. 同时, 该方法也可与其他拟合方法结合使用从而进一步提高拟合精度. 最后, 应用该方法建立了某涡轴发动机的小偏差状态变量模型, 通过与非线性模型仿真结果比较, 验证了该方法的有效性, 即使对象非线性较强, 该方法也能得到精度较高的拟合效果.

关 键 词: 航空发动机; 状态变量模型; 辨识方法; 稳态; 瞬态

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

An improved method of identification for aero-engine's state variable model

ZHANG Hai-bo¹, YANG Xiao-long^{2,3}, LIN Yi-hui¹

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

3. China Helicopter Research and Development Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Jingdezhen Jiangxi 333001, China)

Abstract: The method for aeroengines' state variable model (SVM) identification was implemented by using the linear relation of the variable of the differential equations, and separating the steady process and transient process to eliminate the steady errors coupled by transient process. Without solving the differential equations or using any iterative methods, the coefficient of the SVM could be acquired simply using matrix operation, so it has a higher computational efficiency than former least square method. And this method might also be combined with other identification method to realize better effect. Finally, to illustrate the validity and accuracy of the proposed method, a small perturbation SVM of some turbo-shaft engine model had been established through it, and the simulation results from the engine's state space model and nonlinear model were compared, and we can draw a conclusion that the SVM got by this method meets the dynamic and static objectives well, though the plant has a severe nonlinearity.

收稿日期: 2010-08-17; **修订日期:** 2011-03-30

基金项目: 航空基金(2010ZB52011); 南京航空航天大学基本科研业务费专项科研项目(Ns2010055)

作者简介: 张海波(1976—), 男, 山东潍坊人, 副教授, 博士, 研究方向: 航空发动机控制.

Key words: aero-engine; state variable model; identification method; steady process; transient process

随着航空发动机数控系统技术的飞速发展,基于模型的现代多变量控制理论逐渐在该领域得到越来越多的关注.稳态点附近的小偏差线性动力学模型或状态变量模型是开展多变量控制综合与分析的基础,如何精确地求取发动机状态变量模型历来是该领域的一个研究热点^[1].

目前求取系统矩阵的方法主要为偏导数法^[2-4]和最小二乘法^[5-9].偏导数法虽然简单但是通常精度不高.最小二乘拟合法建模(即文献[9])精度虽然高于偏导数法,但是需要求解微分方程,并且得到的解析式十分繁琐.为了解决该问题,文献[10]提出了一种自寻优求解法,该方法避免了求解微分方程组带来的复杂解析式,但由于该方法是迭代搜索过程而且只能针对一个矩阵元素进行调整,在状态变量模型阶次较高的时候需要对每个值反复调整,因此求解最小二乘问题往往也需要消耗较多计算时间.

目前,为了提高状态变量模型在全包线范围内的精度,通常要建立大偏差状态变量模型^[11-12],这时就需要在全包线内的多个工作点建立状态变量模型.若要提高模型在全包线内的精度,所取的工作点数量就要相应增多,此时拟合的工作量是巨大的,因此需要提出一个新的具有较高计算效率的拟合方法.

本文提出的稳态瞬态分步拟合和瞬态过程直接拟合都是基于对线性方程组的直接拟合,因而求解过程十分简单,无需求解线性微分方程组,并且能保证有较高的拟合精度,同时也能和其他拟合方法配合使用,有较高的实用价值.

1 拟合原理

状态变量模型本质是一个线性微分方程组,系统的输入、状态、状态导数和输出成线性关系,因此可以根据线性关系进行拟合.先考虑以下拟合问题,以线性方程

$$\dot{\mathbf{y}} = \mathbf{K}\mathbf{x}$$

对某一非线性方程

$$\mathbf{y} = f(\mathbf{x}) \quad (1)$$

进行最小二乘逼近,其中 $\mathbf{y}$ 为 n 维列向量, $\mathbf{x}$ 为 m 维列向量, $\mathbf{K}$ 为 $m \times n$ 矩阵.对于任意 N 个满足式(1)的 $\mathbf{y}, \mathbf{x}$, 差方和为

$$E(\mathbf{K}) = \sum_{i=1}^N (\mathbf{y}_i - \bar{\mathbf{y}}_i)^T (\mathbf{y}_i - \bar{\mathbf{y}}_i) = \sum_{i=1}^N (\mathbf{y}_i - \mathbf{K}\mathbf{x}_i)^T (\mathbf{y}_i - \mathbf{K}\mathbf{x}_i)$$

满足最小二乘条件时,有

$$\frac{dE(\mathbf{K})}{d\mathbf{K}} = \sum_{i=1}^N 2(\mathbf{y}_i - \mathbf{K}\mathbf{x}_i)(-\mathbf{x}_i)^T = 0$$

化简得

$$\sum_{i=1}^N \mathbf{K}\mathbf{x}_i\mathbf{x}_i^T = \sum_{i=1}^N \mathbf{y}_i\mathbf{x}_i^T$$

令

$$\mathbf{X} = [\mathbf{x}_1 \quad \mathbf{x}_2 \quad \mathbf{x}_3 \quad \cdots \quad \mathbf{x}_N]$$

$$\mathbf{Y} = [\mathbf{y}_1 \quad \mathbf{y}_2 \quad \mathbf{y}_3 \quad \cdots \quad \mathbf{y}_N]$$

得

$$\mathbf{K}\mathbf{X}\mathbf{X}^T = \mathbf{Y}\mathbf{X}^T$$

当 $\mathbf{X}$ 满秩时, $\mathbf{X}\mathbf{X}^T$ 可逆. 所以有

$$\mathbf{K} = \mathbf{Y}\mathbf{X}^T(\mathbf{X}\mathbf{X}^T)^{-1} \quad (2)$$

2 状态变量模型

对于涡轴发动机状态变量模型,设状态表达式为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{x} + \mathbf{B} \cdot \mathbf{u} \\ \mathbf{y} = \mathbf{C} \cdot \mathbf{x} + \mathbf{D} \cdot \mathbf{u} \end{cases} \quad (3)$$

选择功率涡轮转速偏差和燃气涡轮转速偏差对工作点转速的百分比为状态变量,输入量为供油量偏差百分比和旋翼总距变化百分比,输出量为模型状态量,即

$$\begin{cases} \mathbf{x} = [\Delta n_p \quad \Delta n_g]^T \\ \mathbf{u} = [\Delta W_f \quad \Delta \theta]^T \\ \mathbf{y} = [\Delta p_3 \quad \Delta T_4]^T \end{cases}$$

3 发动机稳态模型的建立

通常的拟合方法由于稳态的采样时间有限,因此稳态误差往往会受到瞬态误差的影响(如图1所示).

图1的数据是在涡轴发动机在某严重非线性工作状态下采集到,拟合结果偏差较大的时候,稳态值往往会受到瞬态误差的影响.但当数据采集时间趋于无穷大的时候稳态误差占得比重趋于无穷大,即相当于只对稳态进行最小二乘拟合.当系统稳定时,状态变化量 $\dot{\mathbf{x}} = 0$, 因此稳态状态量 $\mathbf{x}_s$ 与稳态输入量 $\mathbf{u}_s$ 间满足

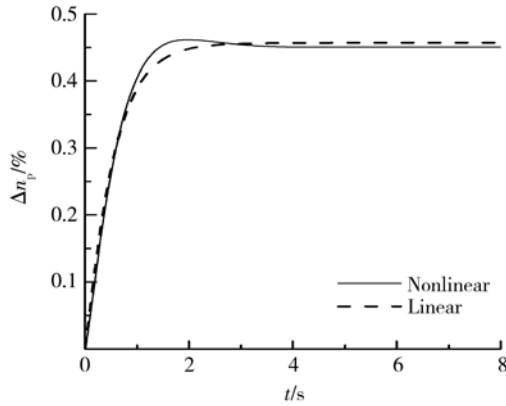


图1 传统拟合法的稳态误差

Fig. 1 Steady error cause by usual least square fitting method

$$\mathbf{x}_s = -\mathbf{A}^{-1}\mathbf{B} \cdot \mathbf{u}_s \quad (4)$$

而系统输出满足

$$\mathbf{y}_s = \mathbf{C} \cdot \mathbf{x}_s + \mathbf{D} \cdot \mathbf{u}_s = (\mathbf{C}\mathbf{K}_x + \mathbf{D}) \cdot \mathbf{u}_s$$

令

$$\begin{cases} \mathbf{K}_x = -\mathbf{A}^{-1}\mathbf{B} \\ \mathbf{K}_y = (\mathbf{D} - \mathbf{C}\mathbf{A}^{-1}\mathbf{B}) = (\mathbf{D} + \mathbf{C}\mathbf{K}_x) \end{cases} \quad (5)$$

则可设系统的稳态模型为

$$\begin{cases} \mathbf{x}_s = \mathbf{K}_x \cdot \mathbf{u}_s \\ \mathbf{y}_s = \mathbf{K}_y \cdot \mathbf{u}_s \end{cases}$$

由于模型的稳态变量之间满足线性关系,所以可以根据式(2)的原理进行拟合.令对象的一系列稳态关系为

$$\begin{cases} \mathbf{U}_s = [\mathbf{u}_{s,1} & \mathbf{u}_{s,2} & \mathbf{u}_{s,3} & \cdots] \\ \mathbf{X}_s = [\mathbf{x}_{s,1} & \mathbf{x}_{s,2} & \mathbf{x}_{s,3} & \cdots] \\ \mathbf{Y}_s = [\mathbf{y}_{s,1} & \mathbf{y}_{s,2} & \mathbf{y}_{s,3} & \cdots] \end{cases}$$

其中 $\mathbf{x}_{s,i}$ 和 $\mathbf{y}_{s,i}$ 为非线性对象在 $\mathbf{u}_{s,i}$ 稳态输入下的状态和输出 ($i=1,2,3,\cdots$). 则有

$$\begin{cases} \mathbf{K}_x = \mathbf{X}_s \mathbf{U}_s^T (\mathbf{U}_s \mathbf{U}_s^T)^{-1} \\ \mathbf{K}_y = \mathbf{Y}_s \mathbf{U}_s^T (\mathbf{U}_s \mathbf{U}_s^T)^{-1} \end{cases}$$

满足最小二乘条件.

要保证稳态模型即 $\mathbf{K}_x, \mathbf{K}_y$ 不变,易知 $\mathbf{A}, \mathbf{B}, \mathbf{C}, \mathbf{D}$ 矩阵必须满足以下关系:

$$\begin{cases} \mathbf{B} = -\mathbf{A}\mathbf{K}_x \\ \mathbf{D} = \mathbf{K}_y - \mathbf{C}\mathbf{K}_x \end{cases} \quad (6)$$

此时,只要确定矩阵 $\mathbf{A}, \mathbf{C}$ 的值,即可得到矩阵 $\mathbf{B}, \mathbf{D}$. 因此无需另外对矩阵 $\mathbf{B}, \mathbf{D}$ 进行拟合. 事先建立稳态模型再进行瞬态过程拟合后的结果如图2所示,可见该方法能够很好地减小稳态误差.

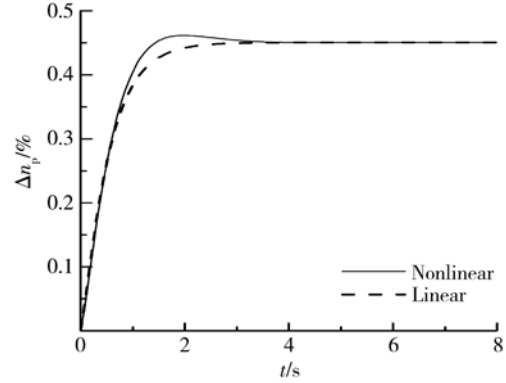


图2 进行稳态过程拟合后再用最小二乘法拟合 $\mathbf{A}$ 矩阵后得到的阶跃响应

Fig. 2 Result of separating the steady process and instant process fitting method

4 瞬态过程拟合

目前,状态变量模型的拟合的方法都是使模型在时域上满足最小二乘条件.由于模型在时域上是非线性方程组,求解该问题都是用迭代的方法完成的,因此也就涉及到迭代初值的问题.初值的选取直接影响迭代的次数,也就是计算效率.下面给出了一种利用线性微分方程组间变量的线性关系进行拟合的方法,可以简单地得到接近最终解的迭代初值.

假设系统稳态模型已经建立,即 $\mathbf{K}_x, \mathbf{K}_y$ 已经确定.根据式(6)状态变量模型也可表示为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}(\mathbf{x} - \mathbf{K}_x \mathbf{u}) \\ \mathbf{y} - \mathbf{K}_y \mathbf{u} = \mathbf{C}(\mathbf{x} - \mathbf{K}_x \mathbf{u}) \end{cases} \quad (7)$$

设

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}} = [\dot{\mathbf{x}}_1 & \dot{\mathbf{x}}_2 & \dot{\mathbf{x}}_3 & \cdots] \\ \mathbf{X}_d = [\mathbf{x}_1 - \mathbf{K}_x \mathbf{u}_1 & \mathbf{x}_2 - \mathbf{K}_x \mathbf{u}_2 & \cdots] \end{cases}$$

其中 $\dot{\mathbf{x}}_i, \mathbf{x}_i$ 和 $\mathbf{u}_i$ ($i=1,2,3,\cdots$) 为同一时刻下非线性对象的状态变化量、状态量和输入量.若令拟合条件为线性模型在各状态点 $\mathbf{x}_i$ ($i=1,2,3,\cdots$) 下的状态导数与非线性对象的状态导数的偏差满足最小二乘条件,则可直接对线性微分方程组进行拟合,得到

$$\mathbf{A} = \dot{\mathbf{X}} \mathbf{X}_d^T (\mathbf{X}_d \mathbf{X}_d^T)^{-1} \quad (8)$$

满足上述条件.事实上,根据式(8)得到的 $\mathbf{A}$ 并不满足状态量在时域上的最小二乘,但该方法计算过程十分简单,并且随着拟合对象的线性度的增强,式(8)得到的 $\mathbf{A}$ 矩阵会趋于最小二乘解,因此在一定程度上可以直接代替最小二乘解.下文将会给出该方法得到的 $\mathbf{A}$ 与最小二乘解的比较.

关于 $\mathbf{C}, \mathbf{D}$ 矩阵的拟合,根据式子(6)可知在

确定系统稳态模型的前提下,只要拟合出 $\mathbf{C}$ 矩阵即可. 由于线性模型的输出与模型状态量有关,所以要单独对 $\mathbf{D}$ 矩阵进行拟合必须要知道所求线性模型的状态响应,即必须先确定 $\mathbf{A}, \mathbf{B}$ 矩阵. 满足上述条件的情况下,设

$$\begin{cases} \mathbf{X}_d = [\bar{x}_1 - \mathbf{K}_x \mathbf{u}_1 & \bar{x}_2 - \mathbf{K}_x \mathbf{u}_2 & \cdots] \\ \mathbf{Y}_d = [\mathbf{y}_1 - \mathbf{K}_y \mathbf{u}_1 & \mathbf{y}_2 - \mathbf{K}_y \mathbf{u}_2 & \cdots] \end{cases}$$

其中 $\mathbf{u}_i$ 为系统输入, $\bar{x}_i$ 为线性模型的状态响应, $\mathbf{y}_i$ 为非线性对象的输出响应 ($i = 1, 2, 3, \cdots$). 利用式(7)中的线性关系,再根据式(2)可得

$$\mathbf{C} = \mathbf{Y}_d \mathbf{X}_d^T (\mathbf{X}_d \mathbf{X}_d^T)^{-1} \quad (9)$$

时满足输出最小二乘,在得到 $\mathbf{C}$ 矩阵后, $\mathbf{D}$ 矩阵可以根据式(6)获得.

5 改进后拟合法的优点

本文提出的稳态瞬态分步拟合法和线性微分方程组直接拟合法,在保证拟合精度的同时,避免了求解微分方程组带来的复杂解析式,而且运算十分简便.

本文提出的拟合方法最大限度地利用模型中各变量间的线性关系,使得拟合复杂度只和 $\mathbf{A}$ 矩阵维数有关,减少计算复杂度. 根据式(8)线性方程组拟合法得到的 $\mathbf{A}$ 矩阵为迭代求解非线性方程组最小二乘问题提供了一个十分精确的初值,能有效减少迭代次数. 同时在对象线性度较好时,式(8)所得的解会趋近最小二乘解. 在下文中将会给出两种解法结果的对比. 同时该方法计算过程十分简单,而且其复杂度几乎不受模型阶次的影响,在一些高阶次、计算效率要求远大于精度要求的场合下,该解可以直接代替最小二乘解.

6 举例验证

拟合数据是某涡轴发动机非线性部件级实时模型在地面悬停工作点进行 1% 供油量阶跃扰动和 1% 旋翼总距阶跃得到的响应,并以 50ms 的采样周期采集得到. 拟合方法是采用稳态瞬态分步拟合和瞬态过程直接拟合方法. 即根据式(5)~(8)得到,而状态量的倒数则根据

$$\dot{x}_n = \frac{x_{n+1} - x_{n-1}}{2T}$$

近似得到,其中 T 为数据采样周期, $x_n, \dot{x}_n$ 分别为非线性对象在第 n 个周期下的状态响应和状态响应的导数. 拟合结果 1% 供油阶跃响应如图 3 所示,总距 1% 阶跃响应如图 4 所示. 最后,用该方法求得的稳态模型为

$$\mathbf{K}_x = \begin{bmatrix} 0.2431 & -1.0013 \\ 0.1461 & 0.0062 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{K}_y = \begin{bmatrix} 0.6534 & 0.0186 \\ 0.3209 & 0.0161 \end{bmatrix}$$

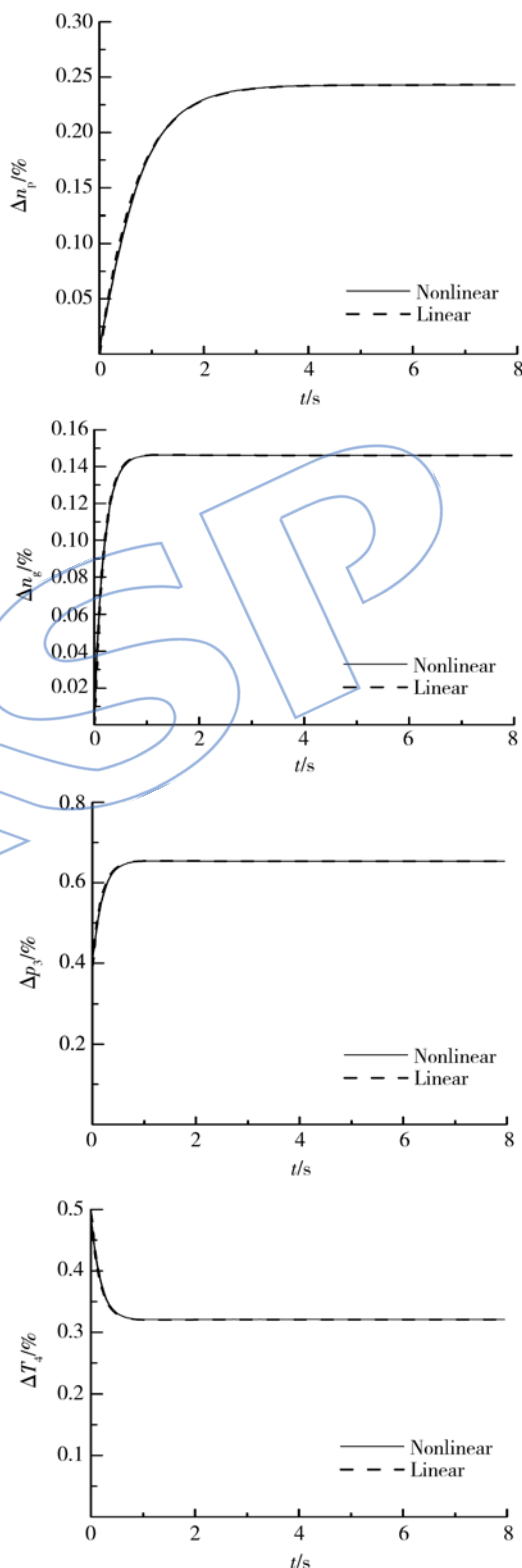


图3 供油量 1% 阶跃响应(地面悬停点)

Fig. 3 Step response when fuel flow increase one percent (hover state point near ground)

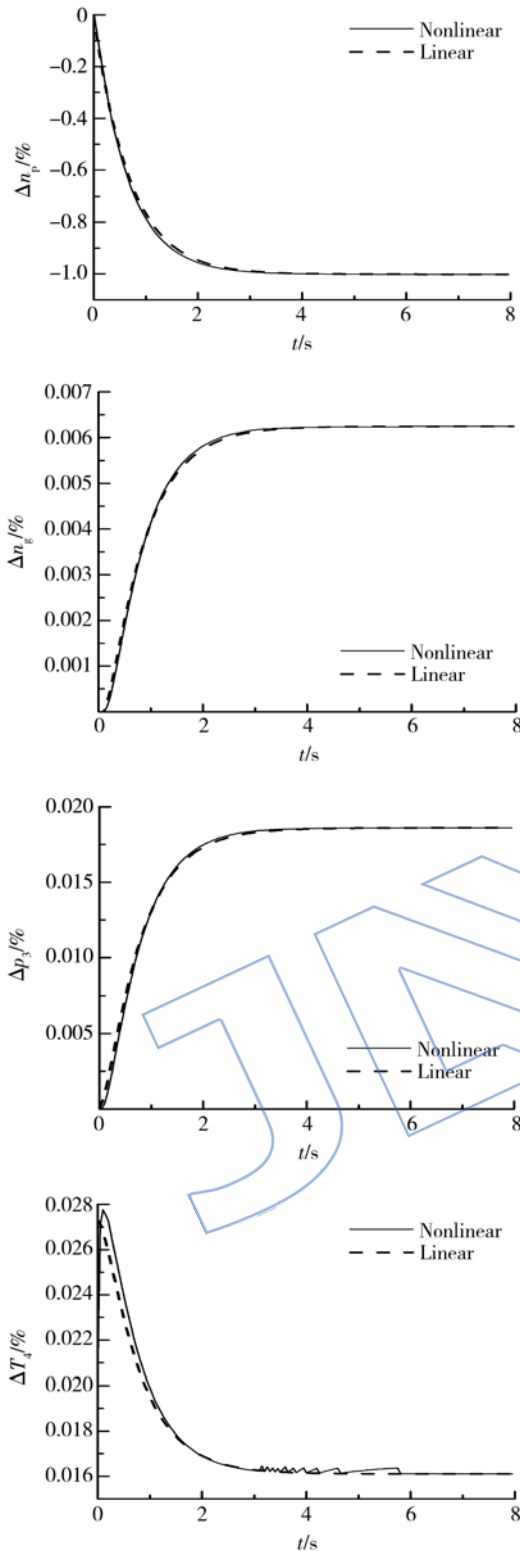


图4 总距1%阶跃响应(地面悬停点)

Fig. 4 Step response when collective pitch increases one percent (hover state point near ground)

在这里,状态变量模型采用式(8)的方法得到,而不是用传统的最小二乘法.可见,该方法在对象线性度较好的情况下,两者曲线吻合得非常好.状态变量模型的 $\mathbf{A}$ 、 $\mathbf{B}$ 、 $\mathbf{C}$ 、 $\mathbf{D}$ 矩阵为

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -1.4529 & 0.2710 \\ -0.0379 & -5.6176 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0.3136 & -1.4565 \\ 0.8301 & -0.0029 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} -0.0074 & 1.7928 \\ 0.0038 & -1.1817 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0.3932 & 0 \\ 0.4926 & 0.0273 \end{bmatrix}$$

由于采用式(8)拟合的 $\mathbf{A}$ 矩阵并不满足时域上状态响应的最小二乘条件,而在对象线性度较好的情况下两者结果有较高的近似度.为了增加两者拟合结果的可比性,下面将对数据进行一定的非线性化处理.处理原则是:①保持原有的稳态模型和输出响应不变.②瞬态或状态响应则用几个不同的线性模型得到. Δn_p 的阶跃响应根据

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 2.1476 & 10.2754 \\ -2.7478 & -9.2157 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 2.0235 & 2.0862 \\ 2.0146 & -2.6937 \end{bmatrix}$$

的线性模型得到. Δn_g 的阶跃响应根据

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -1.0238 & 0.4760 \\ -4.7360 & -6.0442 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0.1793 & -1.0281 \\ 2.0344 & -4.7042 \end{bmatrix}$$

的线性模型响应得到.其中两者的 $\mathbf{A}$ 矩阵为随机得到,而 $\mathbf{B}$ 矩阵则必须满足稳态模型不变,即式(6).而拟合步骤与上文中所述相同,只是在 $\mathbf{A}$ 矩阵拟合方法上前者状态响应满足时域上最小二乘,后者则根据式(8)得到.根据最小二乘原则得到的 $\mathbf{A}_{lsq}$ 、 $\mathbf{B}_{lsq}$ 、 $\mathbf{C}_{lsq}$ 、 $\mathbf{D}_{lsq}$ 矩阵分别为

$$\mathbf{A}_{lsq} = \begin{bmatrix} 2.2347 & 6.4760 \\ -4.3379 & -8.9490 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B}_{lsq} = \begin{bmatrix} -1.4895 & 2.1971 \\ 2.3621 & -4.2875 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{C}_{lsq} = \begin{bmatrix} 0.0991 & 0.2232 \\ -0.0690 & -0.1551 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{D}_{lsq} = \begin{bmatrix} 0.5967 & 0.1164 \\ 0.3603 & -0.0520 \end{bmatrix}$$

根据式(8)线性方程组拟合法得到的 $\mathbf{A}_{lin}$ 、 $\mathbf{B}_{lin}$ 、 $\mathbf{C}_{lin}$ 、 $\mathbf{D}_{lin}$ 矩阵分别为

$$\mathbf{A}_{lin} = \begin{bmatrix} 1.7368 & 5.3092 \\ -3.6083 & -7.1757 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B}_{lin} = \begin{bmatrix} -1.1980 & 1.7059 \\ 1.9256 & -3.5681 \end{bmatrix}$$

$$C_{lin} = \begin{bmatrix} 0.0907 & 0.2023 \\ -0.0629 & -0.1398 \end{bmatrix}$$

$$D_{lin} = \begin{bmatrix} 0.6018 & 0.1082 \\ 0.3566 & -0.0460 \end{bmatrix}$$

由图5和图6可以看出,当对象有较大的非

线性偏离时,所得线性模型已经无法精确表述其非线性响应,但是两种方法得到的响应曲线仍然十分相似,两者的偏差远小于和非线性对象的偏

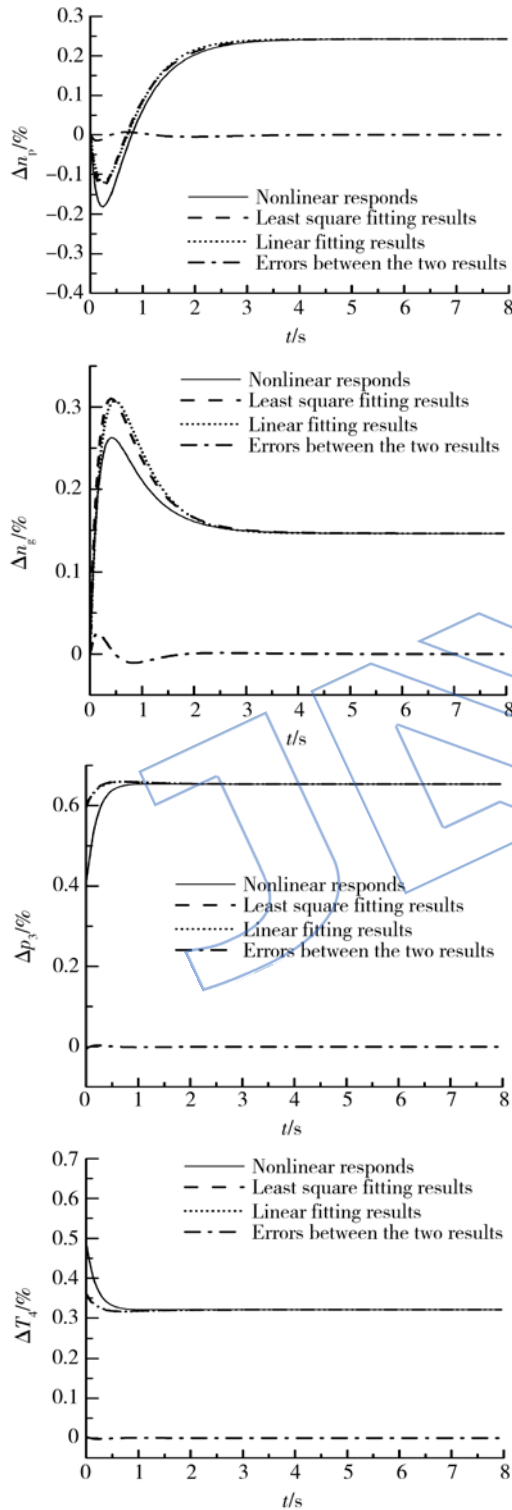


图5 供油量1%阶跃响应

Fig. 5 Step response when fuel flow increases one percent

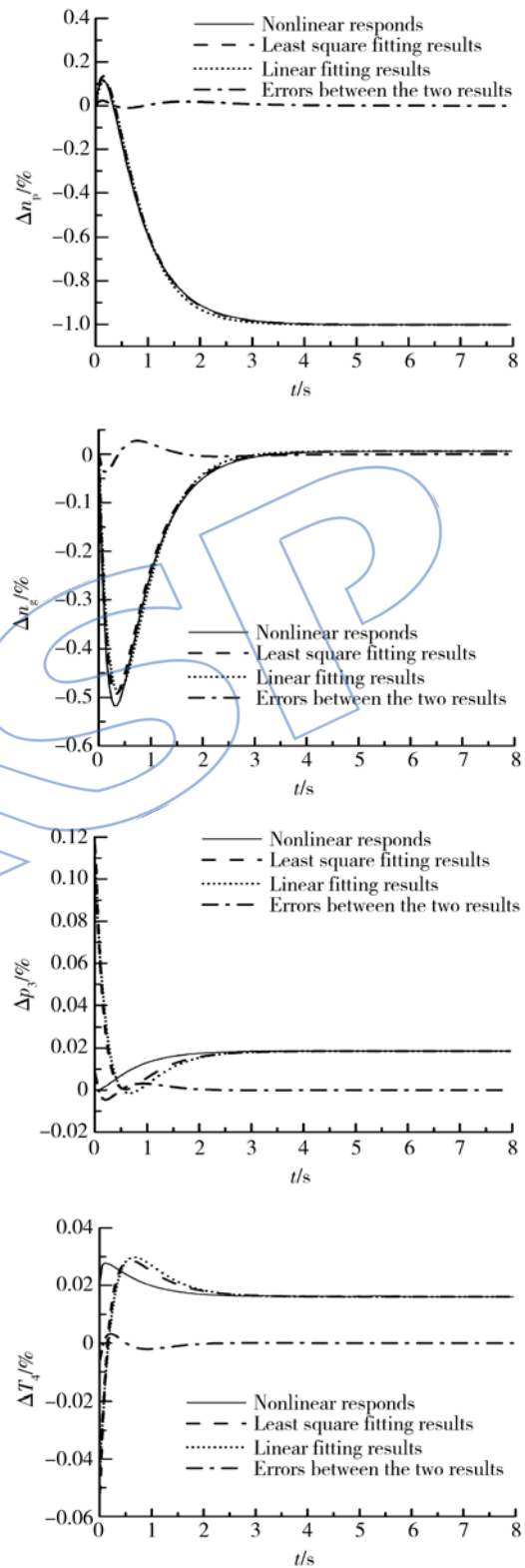


图6 总距1%阶跃响应

Fig. 6 Step response when collective pitch increase one percent

差.因此,根据式(8)得到的 $\mathbf{A}$ 矩阵可以作为迭代算法的初值,在一定程度上亦可直接作为拟合结果使用.

7 结 论

本文提出的稳态瞬态分步拟合法和瞬态过程的直接拟合法无需求解状态微分方程组,不需要任何迭代过程,有极高的计算效率和精度,尤其适用于求解高阶次的状态变量模型系数矩阵.本文以地面悬停点为例成功建立两输入两状态两输出的状态变量模型.文中利用微分线性方程组中变量的线性关系进行拟合,由于其结果不满足时域上响应误差的最小二乘原则,仅在对象线性度较好的情况下有较高的精度,所以一般用作迭代拟合的初值.但文中用该方法和最小二乘法对一组严重非线性数据进行拟合,并对两者结果作了比较,发现即使对象非线性程度较严重,线性方程组拟合法的得到的线性模型的响应曲线也与用最小二乘法得到的结果十分接近,所以,在一定程度上前者的结果可以代替最小二乘解.而且线性方程组拟合法有远比最小二乘法简单的计算过程,因此具有较高的实用价值.

参考文献:

- [1] Leibov R. Aircraft turbofan engine linear model with uncertain eigenvalues[J]. IEEE Transaction on Automatic Control, 2002, 47(8): 1367-1369.
- [2] Geyser L C. DYGABCD2A program for calculating linear A, B, C and D matrices from a nonlinear dynamic engine model [R]. NASA NP21295, 1978.
- [3] Daniele C J, Krosel S M. Generation of linear dynamic models from a digital nonlinear simulation [R]. NASA NP21388, 1979.
- [4] Sugiyama N. Derivation of ABCD system matrices from nonlinear dynamic simulation of jet engines[R]. AIAA 92-3319, 1992.
- [5] 黄伟斌, 黄金泉. 航空发动机故障诊断的自适应模型[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)
- [6] 冯正平, 孙健国, 黄金泉, 等. 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, HUANG Jinqun, et al. A new method for establishing a state space model of aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(4): 435-438. (in Chinese)
- [7] 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)
- [8] Merrill W C, Lehtinen B, Zeller J. The role of modern control theory in the design of controls for aircraft turbine engines[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1984, 7(6): 652-661.
- [9] 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)
- [10] 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)
- [11] 张海波, 孙健国, 孙丰诚. 非线性反演控制律在航空发动机多变量控制中的应用[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1190-1194.
ZHANG Haibo, SUN Jianguo, SUN Fengcheng. Applications of nonlinear backstepping control strategy in multi-variable control of aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1190-1194. (in Chinese)
- [12] 李秋红, 孙健国. 航空发动机大偏差状态变量模型建立方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2010, 42(2): 175-178.
LI QiuHong, SUN Jianguo. Aero-engine large-deviation state variable modeling[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 42(2): 175-178. (in Chinese)