

建立航空发动机状态空间模型的修正方法^{*}

郑铁军¹, 王 曦¹, 罗秀芹², 李其汉¹

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083 2. 空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘 要: 以阶跃输入响应进行模型的检验, 提出了状态空间模型的修正方法: 基于动态响应较好的状态空间模型, 进行其矩阵 B , D , F , G 的修正, 获得基于稳态修正的模型, 解决了航空发动机状态空间模型检验与修正的问题。仿真表明, 使用该方法修正的状态空间模型具有与原非线性数学模型完全一致的稳态响应和基本一致的动态过程响应。这种方法为航空发动机多变量数字电子控制器的设计奠定了强有力的基础。

关键词: 航空发动机; 控制; 状态空间模型^{*}; 检验; 仿真

中图分类号: V233.73 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2005) 01-0046-04

Modified method of establishing the state space model of aeroengine

ZHENG Tie-jun¹, WANG Xi¹, LUO Xiu-qin², LI Qihan¹

(1. School of Jet Propulsion, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China

2. Engineering Inst., Air Force Engineering Univ., Xi'an 710038, China)

Abstract The verification and modification problems of the state space model of aeroengine is concerned. The model of interest is verified based on its step response and a kind of modification method to the model is provided. The model which has a better dynamic response is selected and its matrix B , D , F , G is modified based on its steady response. Simulation demonstrates that this method can achieve a desirable steady state output and an almost exact dynamical behavior as the original nonlinear model. The proposed method can be applied to the establishment of the aeroengine state space model, which will be helpful in the multivariable digital electronic engine control system design.

Key words Aircraft engine; Control; State space model; Inspection; Emulation

1 引 言

航空发动机控制器设计的成功与否,很大程度上依赖于被控对象—航空发动机数学模型的准确性^[1]。常用的航空发动机数学模型分为两种^[1~4]:一种是大偏离非线性的动态数学模型,计算精度一般在稳态 3%,动态 5%;另一种是状态空间模型,它是根据一定的算法由大偏离非线性的动态数学模型提取,也可由实验法获得^[1],精度目前没有文献资料可以说明,也没有普遍接受的检验方法。

航空发动机控制器的设计是以状态空间模型为基础的^[5,6],通常的做法是先建立发动机的非线性数学模型,然后根据飞行条件和发动机的工作状态提取出其状态空间模型,状态空间模型的获得经过了两次

简化计算,势必具有一定的误差。由于非线性数学模型的建立非常复杂,提高其精度十分困难,所以我们将重点放在如何减小状态空间模型提取过程中的误差,也就是说,下面讨论的重点是减小由非线性模型提取状态空间模型时所产生的误差,而不是对模型获取方法(例如辨识法等)进行比较分析。

2 两种提取方法所得状态空间模型的比较

“抽功法”和“顺数算法”是较常用的从发动机非线性数学模型中提取状态空间模型的方法^[1],下面以某型混排涡扇发动机状态空间模型的提取为例说明两种方法的不同及优缺点。在同一工作状态、相同飞行条件下“抽功法”状态空间模型

* 收稿日期: 2004-03-22 修订日期: 2004-09-01。

作者简介: 郑铁军 (1970—), 男, 硕士, 讲师, 研究领域为航空发动机控制、建模与仿真。

Email: tiejunzheng@yqhooc.com

$$\begin{bmatrix} \dot{\Delta n_h} \\ \dot{\Delta n_l} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -42.7843 & -4.143 \\ 22.6722 & -54.0322 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta n_h \\ \Delta n_l \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 25.7448 & 41.8723 \\ 13.3535 & 15.852 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta W \\ \Delta A_e \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \Delta n_h \\ \Delta n_l \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta n_h \\ \Delta n_l \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta W \\ \Delta A_e \end{bmatrix}$$

“顺数算法”状态空间模型

$$\begin{bmatrix} \dot{\Delta n_h} \\ \dot{\Delta n_l} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -3.3248 & 0.19607 \\ 1.193 & -3.6917 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta n_h \\ \Delta n_l \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1.941 & 2.3442 \\ 1.1856 & 0.61767 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta W \\ \Delta A_e \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \Delta n_h \\ \Delta n_l \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta n_h \\ \Delta n_l \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta W \\ \Delta A_e \end{bmatrix}$$

由于模型的阶跃响应可以严格地反应模型的稳态输出,基本上反应模型的动态响应,所以以输入量阶跃变化,将“抽功法”和“顺数算法”所得到的状态空间模型与原非线性模型相比较,据此对所提取的状态空间模型进行检验。

以供油量阶跃 2%, 喷口面积阶跃 0%, 将两个状态空间模型的输出与非线性模型的输出相比较, 见图 1, 其中曲线 1 为“抽功法”所得模型的输出, 曲线 2 为“顺数算法”所得模型的输出, 曲线 3 为发动机非线性模型的输出。可得到如下结论: “抽功法”时间响应非常快, 与非线性模型的时间响应差距太大, “顺数算法”时间特性与非线性模型的时间特性基本一致; 两种方法所得状态空间模型的稳态输出均与非线性模型有较大差距。相比较来说, “顺数算法”更准确一些, 因为至少它的时间特性还是比较接近于非线性模型输出的。不考虑时间特性上的差别, 这两种算法得到的状态空间模型都是不能直接用于控制器设计的, 原因是建模的不确定性给控制器的设计带

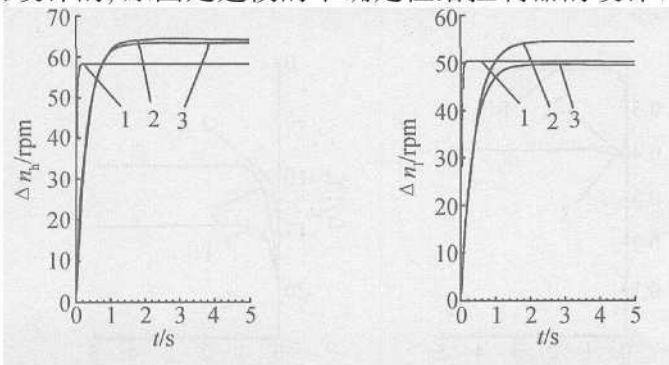


Fig 1 Compressor and fan response of fuel step

来了很大的难度: 据此设计出的控制器难以达到预期的设计目的, 而人们往往将控制器的失败归结于控制器设计的过程, 并未意识到状态空间模型的提取过程产生了较大的对象模型误差, 这种现象在应用现代控制理论设计控制器时, 显得尤为突出。

3 状态空间模型的修正方法

状态空间 A 阵直接影响系统的稳定性和动态性能, 从大量的对两种模型 (“顺数算法模型”和原非线性模型) 的阶跃响应仿真数据来看, “顺数法算法”模型和原非线性模型之间的动态响应是一致的, 可见, 用“顺数法”算法得到的模型中 A 阵是比较准确的, 因此, 提出如下的修正方法, 即: 对状态空间模型进行修正的基本思路是, 根据非线性模型的稳态输出, 修正状态空间模型的矩阵 B , F 和 D , G , 使得状态空间模型的稳态输出与非线性模型的稳态输出一致。

高、低压转子转速、涡轮落压比、排气温度为输出的状态空间模型表达形式为

$$\begin{bmatrix} \dot{\Delta n_h} \\ \dot{\Delta n_l} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta n_h \\ \Delta n_l \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & b_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta W \\ \Delta A_e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} f_{11} & f_{12} \\ f_{21} & f_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta H \\ \Delta M a \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \Delta n_h \\ \Delta n_l \\ \Delta P_{t_4} \\ \Delta T_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ c_{13} & c_{32} \\ c_{41} & c_{42} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta n_h \\ \Delta n_l \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ d_{31} & d_{32} \\ d_{41} & d_{42} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta W \\ \Delta A_e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ g_{31} & g_{32} \\ g_{41} & g_{42} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta H \\ \Delta M a \end{bmatrix} \quad (2)$$

为使状态空间模型在稳态时其输出与非线性模型的输出完全一致, 利用非线性模型的稳态输入输出作为状态空间模型修正的依据, 得到状态空间模型矩阵 B , F 各元素修正因子的算法公式

$$\begin{aligned} & \begin{bmatrix} \Delta n_h / \Delta W \\ \Delta n_l / \Delta W \end{bmatrix} (a_{11}a_{22} - a_{12}a_{21}) = \\ & \begin{bmatrix} -a_{22} & a_{12} \\ a_{21} & -a_{11} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} b_{11} & 0 \\ 0 & b_{21} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} kb_{11} \\ kb_{21} \end{bmatrix} \\ & \begin{bmatrix} \Delta n_h / \Delta A_e \\ \Delta n_l / \Delta A_e \end{bmatrix} (a_{11}a_{22} - a_{12}a_{21}) = \\ & \begin{bmatrix} -a_{22} & a_{12} \\ a_{21} & -a_{11} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} b_{12} & 0 \\ 0 & b_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} kb_{12} \\ kb_{22} \end{bmatrix} \end{aligned}$$

$$\begin{vmatrix} \Delta n_h / \Delta H \\ \Delta n_l / \Delta H \end{vmatrix} (a_{11}a_{22} - a_{12}a_{21}) = \begin{vmatrix} -a_{22} & a_{22} \\ a_{21} & -a_{11} \end{vmatrix} \begin{vmatrix} f_{11} & 0 \\ 0 & f_{21} \end{vmatrix} \begin{vmatrix} kf_{11} \\ kf_{21} \end{vmatrix}$$
$$\begin{vmatrix} \Delta n_h / \Delta M a \\ \Delta n_l / \Delta M a \end{vmatrix} (a_{11}a_{22} - a_{12}a_{21}) = \begin{vmatrix} -a_{22} & a_{12} \\ a_{21} & -a_{11} \end{vmatrix} \begin{vmatrix} f_{12} & 0 \\ 0 & f_{22} \end{vmatrix} \begin{vmatrix} kf_{12} \\ kf_{22} \end{vmatrix}$$

公式的左侧为期望的稳态数值,公式中的 k 表示相应矩阵元素的修正系数。利用线性方程组的求解方法,可以非常容易地得到修正系数 kb_{11} , kb_{12} , kb_{21} , kb_{22} , kf_{11} , kf_{12} , kf_{21} , kf_{22} 。类似的方法,可以计算得到状态空间模型矩阵 D , G 中各元素的修正因子。

4 状态空间模型修正方法的验证

以发动机最大状态为例,在不同的飞行高度、飞行速度条件下,使用“顺数算法”为状态空间模型提取方法,取供油量阶跃输入、高低压转子转速和发动机排气温度为输出,喷口面积阶跃输入、涡轮落压比为输出,用上面提到的修正方法对状态空间模型进行修正,均取得了良好的效果。

表 1 给出了随飞行条件不同所取得的供油量的修正系数,说明模型的修正方法是有效的,同时也表明,修正系数中最大的是 2.35,最小的是 0.45。如果对状态空间模型不进行修正的话,必然给控制器的设计带来极大的不利影响。图 2~图 5 是特定飞行条件下的修正前后模型输出的图例,用来显示模型修正的作用,图中曲线 1 为修正前状态空间模型的输出,曲线 2 为修正后模型的输出,曲线 3 为非线性模型的输出。从图中可以看出,模型修正后,它的稳态输出与非线性模型的稳态输出完全一致,而使用“顺数算法”使得状态空间模型的动态过程也与非线性模型的时间响应非常接近,这样大大减小了由非线性模型提取状态空间模型过程中所产生的误差,为控制器的设计打下了坚实的基础。

5 结 论

为保证控制器设计的顺利进行,必须对被控对象模型进行检验和修正,本文提出的对状态空间模型进行修正的方法,为验证其有效性,在全飞行包线内 140 个工作点进行了修正计算,都得到了期望的结果,修正后的模型有相当的精度,可以提供给设计控制器直接使用。利用输入量阶跃响应的模型检验方

Table 1 Coefficients of the modified state space model matrix B refer to fuel step

		$Ma = 0$	$Ma = 0.2$	$Ma = 0.4$	$Ma = 0.6$	$Ma = 0.8$	$Ma = 1.0$	$Ma = 1.2$	$Ma = 1.4$	$Ma = 1.6$	$Ma = 1.8$
$H = 0\text{km}$	kb_{11}	0.9143	0.8737	0.8112	0.9051	1.5105	0.6540	1.0729			
	kb_{21}	1.5511	1.6151	1.6432	0.7315	0.5997	2.1966	0.6331			
$H = 0.5\text{km}$	kb_{11}		0.9124	0.8316	0.8962	0.8938	0.8759	1.0003			
	kb_{21}		1.5848	1.6032	0.7424	0.8961	1.7535	0.5501			
$H = 5\text{km}$	kb_{11}		0.9887	0.8534	0.9486	0.9239	0.8985	1.3631	0.07491		
	kb_{21}		0.8922	0.8667	0.8231	1.5405	0.7327	0.8341	2.3506		
$H = 10\text{km}$	kb_{11}			1.008	0.9781	0.9820	0.8415	0.8936	0.8095	1.4206	1.0217
	kb_{21}			0.6932	0.8248	0.8745	0.8687	1.4023	1.6321	0.7423	0.4488

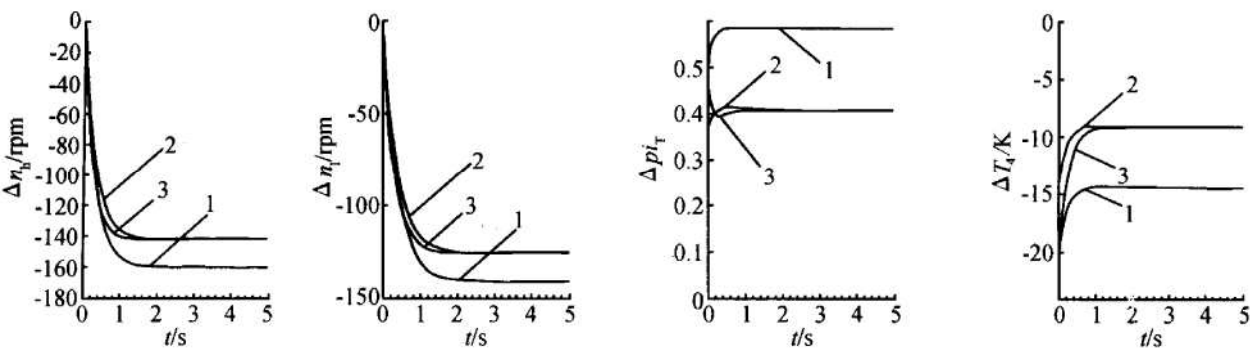
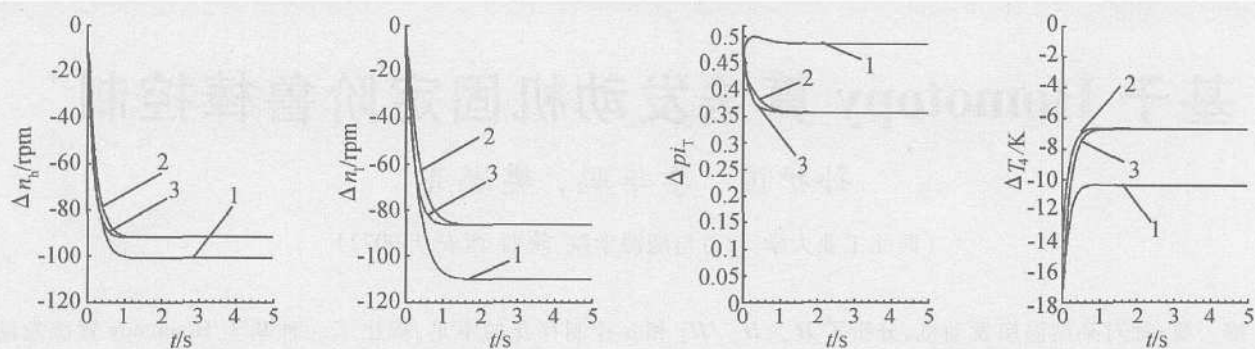
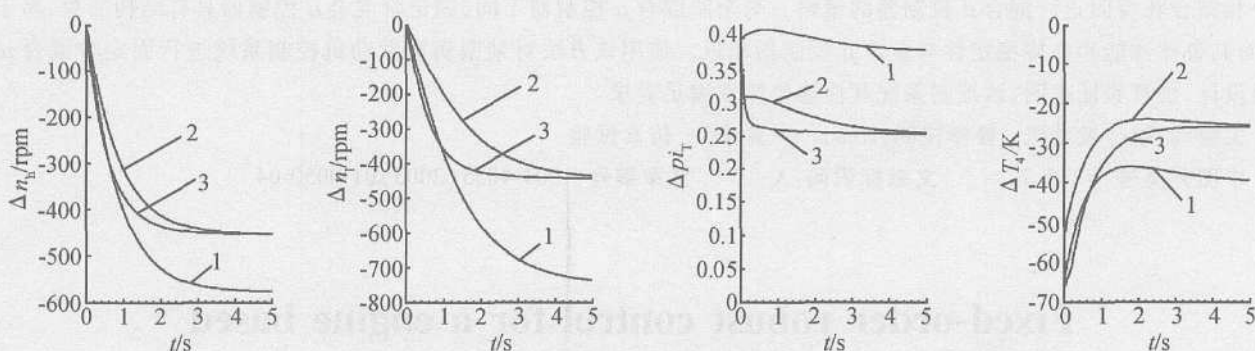
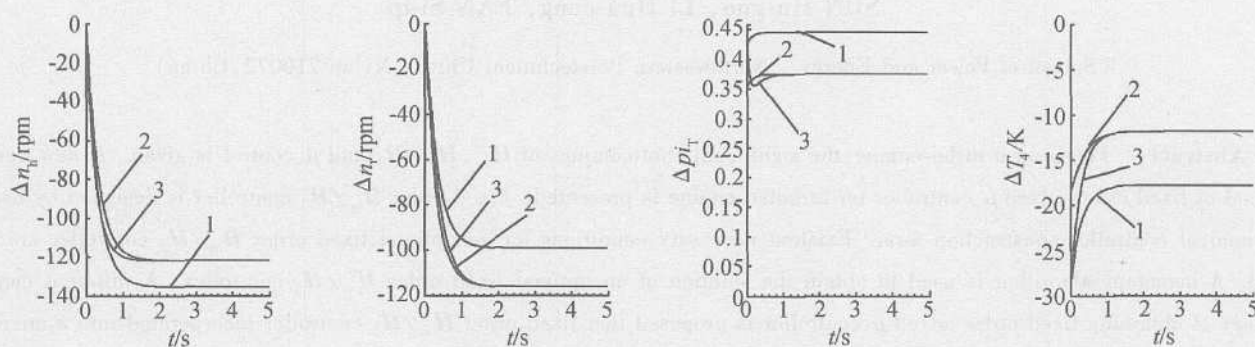


Fig 2 Step responses of the models at $H = 0$ and $Ma = 0$

Fig. 3 Step responses of the models at $H=0$ and $Ma=0.8$ Fig. 4 Step responses of the models at $H=10$ and $Ma=0.4$ Fig. 5 Step responses of the models at $H=10$ and $Ma=1.8$

法是一种相对严格的检验方法,可以应用于模型的检验。另外,“抽功法”和“顺数算法”都是有效的状态空间模型提取方法,但其所得结果只有经过检验和修正才能用于控制器设计,相比较来说,“抽功法”还需要进行其动态响应的修正,这一结论,对于采用何种算法提取状态空间模型有直接的参考工程实用价值。

同时,本文所提供的方法也可以对由其它模型获取方法(如辨识法等)所得到的状态空间模型进行指定输入下的稳态输出修正。这种修正方法所不能解决的是针对动态响应如何修正的问题,有必要对此进行更深入的研究。

参考文献:

[1] 樊思齐,徐芸华. 航空推进系统控制[M]. 西安:西北工

业大学出版社, 1995

- [2] 聂恰耶夫 И. В. 航空动力装置控制规律与特性[M]. 单凤桐,程振海译. 北京:国防工业出版社, 1999
- [3] 邢家瑞. 多状态飞机动力装置的综合控制[M]. 沈阳:沈阳航空发动机研究所, 1996
- [4] 别利肯·尤·斯. 飞机动力装置自动控制综合系统[M]. 汪海源等译. 北京:航空工业出版社, 1992
- [5] Tan Kok Kiong, Wang Qing-Guang, Hang Chang Chieh, et al. Advances in PID control[M]. ISBN 1-85233-138-Q Springer-Verlag London, 1999
- [6] 周克敏, Doyle J C, Glover K. 鲁棒与最优控制 Robust and optimal control[M]. 毛剑琴,钟宜生,林岩,等译. 北京:国防工业出版社, 2002

(编辑:梅 瑛)