

文章编号: 1000-8055(2007)07-1190-05

非线性反演控制律在航空发动机 多变量控制中的应用

张海波, 孙健国, 孙丰诚

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 主要研究了非线性反演控制规律设计方法在航空发动机控制中的应用. 首先基于小偏差线性化模型建立了航空发动机的非线性仿射模型, 讨论了非线性反演控制规律的设计方法. 最后, 针对某型涡扇发动机运用非线性反演控制规律设计方法设计了双转子转速控制规律, 并给出了仿真结果, 仿真结果表明这种控制规律的设计方法在航空发动机控制中是可行的.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 非线性反演控制; 非线性仿射模型; 多变量控制

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

Applications of nonlinear backstepping control strategy in multivariable control of aeroengine

ZHANG Hai bo, SUN Jian guo, SUN Feng cheng

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The applications of nonlinear backstepping control strategy's design method in aeroengine control were analyzed. Firstly, the nonlinear affine dynamic model was established based on small perturbation variable model, and the design method of nonlinear backstepping control strategy was also discussed. Finally, the two spool speed control rule of some turbofan engine was designed using the nonlinear backstepping control strategy's design method. The simulation results show that, the design method is suitable for aeroengine control systems.

Key words: aerospace propulsion system; aeroengine; nonlinear backstepping control strategy; nonlinear affine model; multivariable control

航空发动机是一个非常复杂的非线性对象, 目前常用的控制规律设计方法往往是基于小偏差线性化模型^[1-2]来实现的. 小偏差模型反映了系统在稳态工作点附近小邻域的动态特性, 常用的多变量线性鲁棒控制方法^[3]或基于线性模型的自适应控制方法在此邻域附近可以取得良好的控制效果, 但是由于航空发动机工作在范围很大的包线区域, 而且发动机状态变化范围也较宽, 所以用基于小偏差模型设计而得的控制规律不能很好地满

足系统变工况运行的需要. 本文针对上述问题, 提出了基于非线性模型的反演控制规律设计方法^[4].

基于非线性模型的控制规律设计首先遇到的问题是如何建立一个准确的并且适于控制规律设计的能够较为准确反映非线性动态的模型. 发动机部件级模型本身就是一个非线性模型, 并且模型动静态精度都能满足工程控制的需求, 但是却并不能直接用于控制规律设计, 因为它本身难以

收稿日期: 2006-07-05; 修订日期: 2006-12-13

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50576033), 航空科学基金资助项目

作者简介: 张海波(1976), 男, 山东潍坊人, 讲师, 主要从事航空发动机控制方面的研究.

解析地表达系统输入输出之间的动态关系. 较为流行的神经网络逆控制方法^[4]是值得关注的的一个非线性控制方法, 但是仍然存在解析表达过于复杂的问题. 本文的意图是尝试建立一些简单的非线性形式的系统动态表达, 并用于非线性控制规律的设计. 本文建立了航空发动机非线性仿射模型, 给出了某型航空涡扇发动机双变量转速非线性反演控制规律, 并在某型航空涡扇发动机非线性部件级模型上进行了数字仿真.

1 非线性仿射模型的建立

小偏差线性化模型建模方法是航空发动机控制领域经典的研究方法, 其中常用的方法为偏导数法, 拟合法等, 小偏差线性化模型反映了系统在线化状态基点附近的动态特性: 例如, 若取系统状态为 $X_1 = [n_1 \quad n_2]^T \in R^2$, 系统输入为 $u = [w_{fb} - w_{fb_0} \quad A_{8s} - A_{80}]^T \in R^2$, 其中 n_1, n_2, w_{fb}, A_{8s} 分别为涡扇发动机风扇物理转速、高压转子物理转速、主燃油流量以及尾喷口喉道面积, 则可以得到在状态基点 $X_{10} = [n_{10} \quad n_{20}]^T$ 的小偏差线性化动力学模型:

$$\dot{X}_1 = A(X_1 - X_{10}) + Bu \tag{1}$$

其中

$$A = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix} \in R^{2 \times 2}$$

$$B = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & b_{22} \end{bmatrix} \in R^{2 \times 2}$$

式(1)反映了系统在状态基点附近的动力学特性. 而本文的重点之一将是如何获取系统的非线性仿射模型(即以形式为 $\dot{X} = f(X) + g(X)u$ 的数学关系表达系统动力学行为的模型, X 为一般意义下的系统状态), 区别于小偏差线性化模型反映状态点附近的动力学, 系统的非线性仿射模型反映状态面或流形附近的系统动力学行为, 下面是求取非线性仿射模型的思路与数学表述.

为求取系统非线性仿射模型, 首先给出以下若干假设(仅考虑状态空间维数为 2 的情况):

①向量场 $f(X)$ 表达形式为

$$f(X) = \begin{bmatrix} f_1(X) \\ f_2(X) \end{bmatrix}$$

②输入向量场 $g(X)$ 可以表达为

$$g(X) = \begin{bmatrix} g_{11}(X) & g_{12}(X) \\ g_{21}(X) & g_{22}(X) \end{bmatrix}$$

③暗含的前提假设, 系统的动力学可以表达

为 $\dot{X} = f(X) + g(X)u$.

④如何由系统的线性小偏差模型得到系统大范围的非线性仿射模型, 以下的内容将是关键所在. 从系统的线性小偏差模型出发, 与文献[5]类似的一种处理方法可以消除基点在 $X_1 = A(X_1 - X_{10}) + Bu$ 中的显表示, 对此式求导可以得到 $\dot{x} = A\dot{x} + B\dot{u}$, 那么系统的动力学可以用增广的形式同样来表达

$$\dot{X}_{ag} = A_{ag}X_{ag} + B_{ag}U_{ag} \tag{2}$$

其中

$$X_{ag} = [X_1 \quad X_2]^T = [x_1 \quad x_2 \quad | \quad x_3 \quad x_4]^T \\ = [x_1 \quad x_2 \quad | \quad \dot{x}_1 \quad \dot{x}_2]^T \in R^4,$$

$$U_{ag} = \dot{u} \in R^2, A_{ag} = \begin{bmatrix} 0 & A_{ag12} \\ 0 & A_{ag22} \end{bmatrix} \in R^{4 \times 4},$$

$$B_{ag} = \begin{bmatrix} 0 \\ B_{ag21} \end{bmatrix} \in R^{4 \times 2}, \quad A_{ag12} = I_2,$$

$$A_{ag22} = A, B_{ag21} = B.$$

如果用一系列的小偏差线性化模型拟合得到式(2)中 A_{ag22} 以及 B_{ag21} 的非定常状态函数表达式, 即 $f(X_{ag}) = A_{ag22}(X_{ag})X_2$ 与 $g(X_{ag}) = B_{ag21}(X_{ag})$, 那么式(2)可以重新写为

$$\begin{cases} \dot{X}_1 = A_{ag12}X_2 = I_{2 \times 2}X_2 \\ \dot{X}_2 = A_{ag22}(X_{ag})X_2 + B_{ag21}(X_{ag})U = f(X_{ag}) + g(X_{ag})U \end{cases} \tag{3}$$

假设系统输出为

$$Y = h(X_{ag}) = X_1 \tag{4}$$

控制指令为

$$Y_d = X_{1d} = \begin{bmatrix} x_{1d} \\ x_{2d} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} n_{1d} \\ n_{2d} \end{bmatrix}$$

2 非线性反演控制规律设计

对于(3), (4)组成的系统, 若有 $g(X_{ag})$ 可逆, 则有以下定理成立^[6]: 定理 1: 若设计如下式所示的反演控制规律

$$U = (L_g L_f h(X_{ag}))^{-1}(-L_f H(X_{ag}) - C_2 Z_2 - Z_1 - C_1 Z_1 - \ddot{Y}_d) \tag{5}$$

其中控制参数 $C_2 = \begin{bmatrix} c_{21} \\ c_{22} \end{bmatrix}^T \in R^2, C_1 = \begin{bmatrix} c_{12} \\ c_{12} \end{bmatrix}^T \in R^2$

$$Z_1 = Y - Y_d = \begin{bmatrix} x_1 - x_{1d} \\ x_2 - x_{2d} \end{bmatrix} \in R^2$$

$Z_2 = \dot{X}_2 + C_1 Z_1 - \dot{Y}_d \in R^2$, 那么有(3), (4), (5)组成的闭环系统可以指数渐近跟踪控制指令 Y_d .

证明略.

3 仿真算例

以某型航空双转子涡轮发动机转速控制规律设计为例, 闭环系统结构如图 1 所示, 用上节的方法

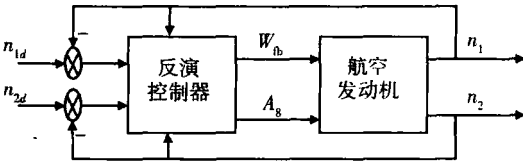


图 1 航空发动机反演转速控制框图
Fig. 1 Framework of an aeroengine speed backstepping control

$$M = \begin{bmatrix} 5.7020869055437818 \times 10^{-3} & -2.6451879142168327 \times 10^{-3} \\ 9.9430931549486252 \times 10^{-4} & -9.5223333023484113 \times 10^{-4} \end{bmatrix}$$
$$N = \begin{bmatrix} -4.8587532026281091 \times 10^{-3} & 1.6776217944152001 \times 10^{-3} \\ -6.8585970324665116 \times 10^{-4} & 6.1241197019400962 \times 10^{-5} \end{bmatrix}$$
$$L = \begin{bmatrix} 1.8005765780829545 \times 10^1 & -1.6181677909069010 \times 10^{-2} \\ 1.4838040282699816 & 3.8110826406428360 \end{bmatrix}$$
$$P = \begin{bmatrix} 3.31556898265169016 \times 10^{-3} & 2.0740532874779193 \times 10^{-3} \\ 4.7341187827072549 \times 10^{-4} & 1.0816909049477731 \times 10^{-3} \end{bmatrix}$$
$$Q = \begin{bmatrix} -2.97681146084433 \times 10^{-3} & -1.0552176656536873 \times 10^{-3} \\ -6.7066815718266437 \times 10^{-4} & -6.2895819585253709 \times 10^{-4} \end{bmatrix}$$
$$R = \begin{bmatrix} 1.1468468639416676 \times 10^1 & 1.1554885490527438 \times 10^{-4} \\ 7.2986971333753949 & 7.2464202598748306 \times 10^{-1} \end{bmatrix}$$

步骤 2: 采用第 2 节中定理设计反演控制规律可以得到

$$u = \begin{bmatrix} \Delta W_{fb} \\ \Delta A_g \end{bmatrix} = \int_0^t (g^{-1}(X_{ag})(-f(X_{ag}) - C_2 Z_2 - Z_1 - C_1 \dot{Z}_1 - \ddot{Z}_d)) \cdot dt$$

最后针对某型号涡轮发动机非线性部件模型进行了仿真, 并给出了下面的仿真结果(n_1 为风扇转速, n_{1d} 为风扇转速指令信号, n_2 为高压转子风扇转速, n_{2d} 为高压转子转速指令信号)。

从仿真结果图 2~ 图 5 可以看到, 不断变动控制指令信号, 闭环系统输出能够快速、无静差地跟踪控制指令信号, 通过适当调整控制器参量 C_1 , C_2 便能够得到较好的被控量的动静态性能指标。在本文仿真过程中, 经过调试取

$$C_1 = \begin{bmatrix} c_{12} \\ c_{12} \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} 0.7 \\ 0.7 \end{bmatrix}^T$$
$$C_2 = \begin{bmatrix} c_{21} \\ c_{22} \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} 0.8 \\ 0.8 \end{bmatrix}^T$$

为了验证载高空大偏离状态下的控制效果,

法设计反演转速控制器使得闭环系统能够跟踪转速指令信号:

得到足够多能够反映大范围工作区域动态特性的一系列小偏差线性化模型, 如本文中选取在包线左上区域点($Ma=0, H=0$)的数个节流状态点的线性化模型。

步骤 1: 用特定的解析函数矩阵

$f(X_{ag}) = A_{ag22}(X_{ag})X^2$, $g(X_{ag}) = B_{ag21}(X_{ag})$ 逼近所有离散小偏差模型, 本文中采用平面逼近的方法, 即 $f(X_{ag}) = (M \cdot x_1 + Nx_2 + L)X^2$, $g(X_{ag}) = Px_1 + Qx_2 + R$, 由非线性最小二乘法可以得到:

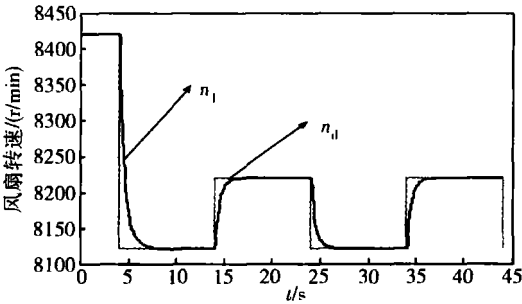


图 2 风扇转速跟踪曲线 ($H=0, Ma=0$)
Fig. 2 Fan rotor speed tracing curve($H=0, Ma=0$)

给出了在包线点($H=19\text{ km}, Ma=1.2$)大偏离动态控制的仿真结果, 如图 6~ 图 9 所示, 可以看出, 在高空(如 $H=19, Ma=1.2$)状态大偏离情况下, 上述非线性反演控制规律的控制效果良好, 可以很好地跟踪指令信号, 指令信号(n_{1d}, n_{2d})与系统输出(n_1, n_2)基本重合。在包线内其它点同样做大偏离动态控制仿真, 也有同样的结论, 限于篇幅, 这里不再给出仿真结果。综合以上的仿真结果, 表明非线性反演控制规律的设计方法有较好

的鲁棒性, 这种设计方法用在航空发动机控制中是可行的.

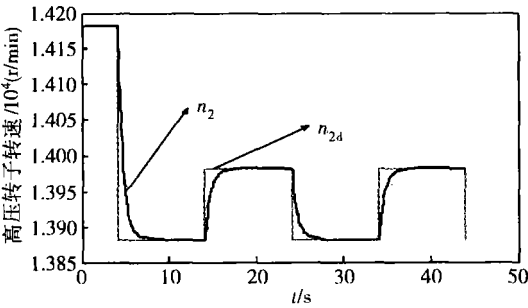


图 3 高压转子转速跟踪曲线 ($H = 0, Ma = 0$)
Fig. 3 High compressor rotor speed tracing curve($H = 0, Ma = 0$)

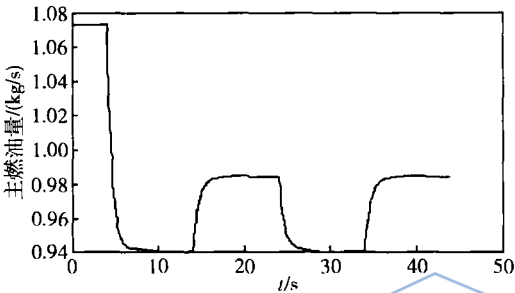


图 4 主燃油量变化曲线 ($H = 0, Ma = 0$)
Fig. 4 Main fuel flow rate curve($H = 0, Ma = 0$)

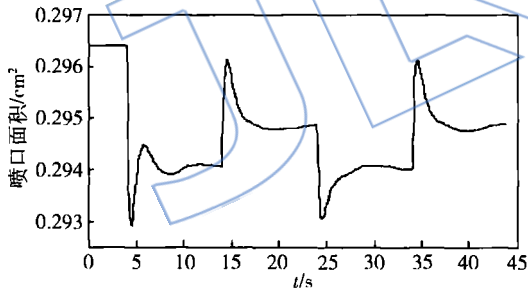


图 5 喷口喉道面积变化曲线($H = 0, Ma = 0$)
Fig. 5 Main nozzle area curve($H = 0, Ma = 0$)

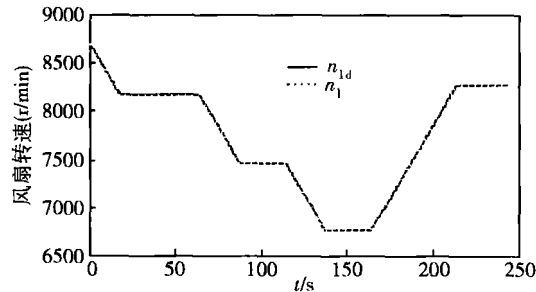


图 6 风扇转速跟踪曲线($H = 19 \text{ km}, Ma = 1.2$)
Fig. 6 Fan rotor speed tracing curve
($H = 19 \text{ km}, Ma = 1.2$)

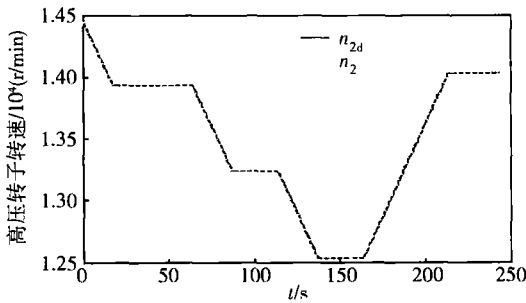


图 7 高压转子转速跟踪曲线($H = 19 \text{ km}, Ma = 1.2$)
Fig. 7 High compressor rotor speed tracing curve($H = 19 \text{ km}, Ma = 1.2$)

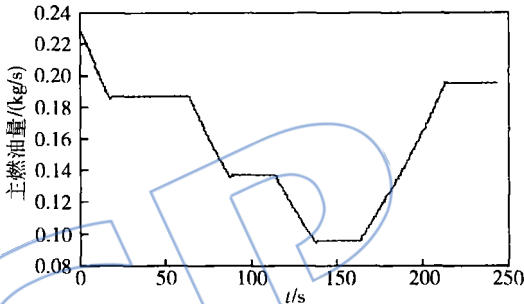


图 8 主燃油量变化曲线($H = 19 \text{ km}, Ma = 1.2$)
Fig. 8 Main fuel flow rate curve($H = 19 \text{ km}, Ma = 1.2$)

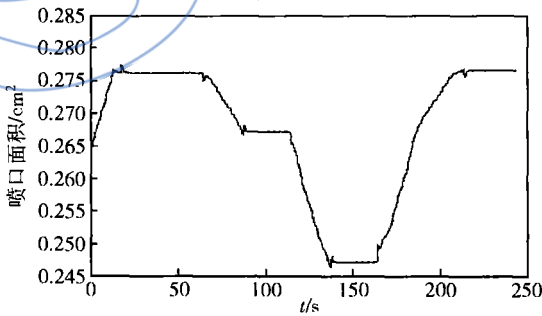


图 9 喷口喉道面积变化曲线($H = 19 \text{ km}, Ma = 1.2$)
Fig. 9 Main nozzle area curve($H = 19 \text{ km}, Ma = 1.2$)

4 总 结

本文主要研究了非线性反演控制规律在航空发动机控制中的应用. 首先在小偏差线性化模型基础上建立了航空发动机非线性仿射模型, 给出了非线性反演控制规律设计方法. 最后针对某型涡扇发动机设计了转速反演控制规律, 给出了仿真结果, 通过仿真结果可以看出, 这种非线性反演控制规律的设计方法有较好的鲁棒性, 将其用在航空发动机多变量控制中是可行的. 探讨高次曲面流形、神经网络高精度型面流形建立非线性仿射模型, 以及非线性鲁棒控制、非线性智能控制将是下一步研究的内容.

参考文献:

[1] 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 Jinquan, et al. A new method for establishing a state variable model of aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(4): 435-438.

[2] 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.

[3] Leibov R. Aircraft turbofan engine linear model with uncertainty eigenvalues[J]. IEEE Transaction on Automatic Control, 2002, 47(8): 1367-1369.

[4] CHING Fang, GE Jianhua. H_{∞} control for turbofan engines[R]. AIAA-98-4296, 1998.

[5] KrishnaKumar K, Kulkarni N. Inverse adaptive neural control of a turbofan engine[R]. AIAA-99-3994, 1999.

[6] 杨刚, 孙健国, 李秋红. 航空发动机控制系统中的增广 LQR 方法[J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 153-158.
YANG Gang, SUN Jianguo, LI QiuHong. Augmented LQR method for Aeroengine control systems[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 153-158.

[7] 张海波, 徐刚, 孙健国, 等. Backstepping+ Fuzzy 方法在机器人视觉伺服系统中的应用[J]. 山东大学学报(工学版), 2004-34(6): 21-26.
ZHANG Haibo, XU Gang, SUN Jianguo, et al. Backstepping method combined with fuzzy conditioning for a visual servo robot[J]. Journal of Shandong University(Engineering Science), 2004, 34(6): 21-26.

