

文章编号: 1000-8055(2010)08-1913-05

基于误差反馈控制的建立航空发动机 自适应模型方法

王前宇, 孙健国, 李秋红

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 提出了基于误差反馈控制的建立航空发动机自适应模型方法. 即以实际发动机的输出为参考指令, 以航空发动机性能蜕化值为航空发动机模型的控制量, 通过设计鲁棒性好且能消除稳态误差的增广线性二次型最优调节 (ALQR) 控制器以实现模型的输出自适应地无偏跟踪真实发动机的输出, 利用 ALQR 的鲁棒性, 使模型具有良好的自适应性. ALQR 和发动机模型一起构成航空发动机自适应模型. 最后通过稳态仿真和动态仿真表明该方法不仅可以实现自适应模型全包线跟踪稳态真实发动机, 同时能实现动态跟踪真实发动机.

关 键 词: 航空发动机; 自适应模型; 增广线性二次型最优调节控制器 (ALQR); 性能蜕化; 误差反馈控制

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Adaptive model of aero-engines based on error-feedback control

WANG Qian-yu, SUN Jian-guo, LI Qiu-hong

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A method was presented based on error-feedback control to establish an adaptive model. This method took the real aero-engine's measurable outputs as the reference command, and the deterioration level as the control variables. Then an augmented linear quadratic regulator (ALQR) controller was designed to make the model's outputs adaptively and precisely track the real engine's outputs. Because of the robustness of the controller, the model has good adaptive performance. The controller and the engine model form the adaptive model. The simulation indicates that this method achieves very good performance.

Key words: aero-engine; adaptive model; augmented linear quadratic regulator (ALQR); performance deterioration; error-feedback control

航空发动机自适应模型能反映发动机之间的差异以及使用期内性能蜕化等因素对发动机性能的影响, 能够反映真实发动机的非额定工作状况, 广泛应用于航空发动机的性能参数估计^[1-3]、故障诊断^[4]、性能寻优控制^[5-7]、智能控制^[8-10]等.

目前, 航空发动机的自适应模型建立方法主

要还是采用 Kalman 滤波器根据可测信号来估计发动机部件性能的蜕化, 然后将部件性能蜕化量作为可调参数作用于发动机模型, 从而得到其自适应模型. 通过这种方法得到的自适应模型一般只能跟踪发动机的稳态值, 但是由于航空发动机有很强的非线性, 在同一时期, 发动机工作于不同

收稿日期: 2009-07-07; 修订日期: 2009-11-06

基金项目: 国家自然科学基金 (50576033)

作者简介: 王前宇 (1982 -), 男, 江苏泗阳人, 硕士生, 主要从事航空发动机多变量鲁棒控制方面研究.

工作点时,其蜕化量也应该是不同的,所以在发动机动态变化过程中,其蜕化量也是动态变化的,故若能实现发动机的动态自适应跟踪显然具有很大意义,特别是将发动机的自适应模型用于不可测参数的控制时。目前,对能动态自适应跟踪的自适应建模方法还未检索到相关文献。

Kalman 滤波器在进行状态估计时,其精度主要依靠线性模型的精度来保证。但是,由于航空发动机有很强的非线性,在一个点的线性化模型不可能全包线内都适用,所以目前采用 Kalman 滤波器来估计航空发动机的蜕化量时,一般都是通过对发动机在包线内进行分段线性化,再对各个线性化的模型分别设计 Kalman 滤波器,然后再通过一定的插值方法,在包线内不同的点调用的不同的 Kalman 滤波器,从而实现全包线的参数估计^[1,4-6]。这种自适应模型设计方法一般需要大量的数据和花费大量的时间,并且结构比较复杂。

针对这样的问题,有学者对其进行了改进,通过采用非线性模型代替 Kalman 滤波器中线性模型的方法,即定增益扩展 Kalman 滤波方法^[3],大大减少了需要设计的 Kalman 滤波器的个数。但是,由于系统中引入了非线性模型,所以系统的稳定性得不到保证,并且这种改进也没有从根本上克服 Kalman 滤波需要精确线性模型以保证精度的缺陷,并不能完全消除真实发动机输出和自适应模型输出的稳态误差。

本文提出了基于误差反馈控制的航空发动机自适应模型设计的方法,即以实际发动机的输出为参考指令,采用特定的可调参数来表征航空发动机性能蜕化值,通过将这些可调参数作为航空发动机模型的控制量,设计出鲁棒好、同时能消除稳态误差的增广 LQR (linear quadratic regulator) 控制器;通过控制器对表征模型蜕化值的可调参数的调整,实现模型的输出自适应地无偏跟踪真实发动机的输出,且能进行动态自适应跟踪。该方法利用了控制器的鲁棒性,所以只需要在设计点设计一个控制器,即可在全包线内使用。同时由于采用的控制器能消除稳态误差,所以该方法设计的自适应模型具有优良的自适应性。

最后本文以某型航空发动机为对象,设计了基于误差反馈控制自适应模型,并进行数字仿真,仿真结果表明误差反馈控制自适应模型具有非常好的鲁棒性和精度。

1 基于误差反馈控制的自适应模型设计

对于参考文献[1]中的 Kalman 滤波自适应模型设计方法,若单纯从数学意义上看,蜕化量可以看成是真实对象模型的输入。那么当真实对象的实际控制输入同时作用与真实对象和模型时,由于真实对象存在蜕化,所以真实对象和其模型的输出量和状态量存在偏差。对于这种偏差,可以在模型中设计表征蜕化量的可调参数 $\Delta\eta$,将其作为模型的控制量,再设计控制器来调节可调参数 $\Delta\eta$ 以实现模型的输出进行控制,使得模型的输出与真实对象的输出保持一致,从而使得模型具有自适应性。

本文依据这个思想提出了一种自适应模型设计方法,其具体步骤如下:

1) 建立对象在蜕化量输入作用下的小偏差状态变量模型,其形式为

$$\begin{cases} \Delta\dot{x} = A \cdot \Delta x + B \cdot \Delta\eta \\ \Delta\dot{y} = C \cdot \Delta x + D \cdot \Delta\eta \end{cases} \quad (1)$$

式中 $\Delta\eta$ 为蜕化量,对于额定对象 $\Delta\eta = 0$; $\Delta x = x - x_b$; $\Delta y = y - y_b$; 下标 b 表示建立小偏差状态变量模型时的基准工作点; A, B, C, D 为适维矩阵。

2) 把 $\Delta\eta$ 作为控制量,参考指令为 $\Delta y = y - y_b$,对系统(1)进行鲁棒控制器设计,使得系统(1)的输出 Δy 能无偏跟踪参考指令 Δy 。控制器设计方法采用增广 LQR (augmented linear quadratic regulator, 简称 ALQR)^[11] 方法, LQR 回路具有无穷大的幅值裕度和大于 60° 的相位裕度,但是在做跟踪控制时无法消除稳态误差,而 ALQR 具有与 LQR 方法同样好的鲁棒性,且能消除稳态误差。ALQR 控制系统框图如图 1 所示。

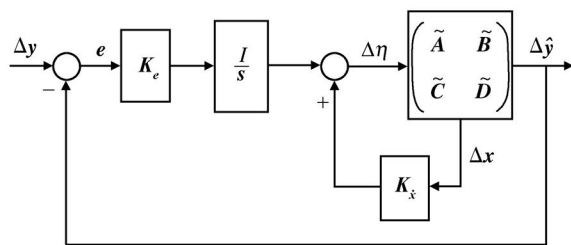


图 1 ALQR 控制框图

Fig. 1 Diagram of ALQR control system

基于误差反馈控制的自适应模型设计方法如下:

对于系统(1),要使系统输出 $\Delta \hat{y}$ 能够跟踪给定的参考指令 Δy ,误差 $e = \Delta y - \Delta \hat{y} = y - \hat{y}$,则对系统(1)微分可得

$$\left. \begin{aligned} \Delta \dot{x} &= A \Delta \dot{x} + B \Delta \dot{\eta} \\ \dot{e} &= \frac{d(\Delta y - \Delta \hat{y})}{dt} = -\Delta \dot{\hat{y}} = -C \Delta \dot{x} - D \Delta \dot{\eta} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

取增广状态向量为 $\bar{x} = [\Delta \dot{x}^T \quad e^T]^T$,则式(2)可表示为

$$\dot{\bar{x}} = \bar{A} \bar{x} + \bar{B} \bar{u} \quad (3)$$

式中 $\bar{u} = \Delta \eta$; $\bar{A} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix}$; $\bar{B} = \begin{bmatrix} B \\ -D \end{bmatrix}$.

对式(3)可以设计 LQR 状态调节器,使所有状态量都保持为零: $\bar{x} = [\Delta \dot{x}^T \quad e^T]^T = 0$,即系统(5)状态保持不变,而且系统输出与给定指令之差 $e=0$,这就满足了消除阶跃信号作用下的稳态误差要求.设性能泛函为

$$J_p = \int_0^{\infty} (\bar{x}^T Q \bar{x} + \bar{u}^T R \bar{u}) dt \quad (4)$$

式中 $Q = Q^T \geq 0$; $R = R^T > 0$; Q, R 分别为适维矩阵.则用 LQR 方法求出的控制律为 $\bar{u} = \bar{K} \bar{x}$,其中 $\bar{K} = -R^{-1} \bar{B}^T P$,而 P 满足如下的 Riccati 方程

$$\bar{A}^T P + P \bar{A} - P \bar{B} R^{-1} \bar{B}^T P + Q = 0 \quad (5)$$

将 $\bar{K}$ 按 $\dot{x}$ 和 e 表示为分块矩阵

$$\bar{K} = [K_x \quad K_e],$$

则

$$\Delta \eta = \bar{K} \bar{x} = [K_x \quad K_e] \begin{bmatrix} \dot{x} \\ e \end{bmatrix} = K_x \dot{x} + K_e e \quad (6)$$

对式(6)取拉氏变换,得系统(1)的状态反馈控制律为 $\Delta \eta = K_x \Delta x + \frac{K_e e}{s}$.从而得图 1 的控制系统结构框图.

3) 从真实对象的所有输出 Y 中选择与 $\hat{y}$ 对应的可测输出作为参考指令 y_r ,将发生蜕化的真实对象、对象模型和第 2) 步得到的控制器按如图 2 所示的框图连接,就能得到真实对象的蜕化量 $\Delta \eta$.通过将蜕化量 $\Delta \eta$ 对对象模型进行修正,从而使得对象模型具有自适应性(图 2 中 ALQR 控制器的被控对象为对象模型).对象模型和 ALQR 控制器闭环构成了自适应模型(见图 2 中虚线框).

图 2 中自适应模型输出 $\hat{Y}$ 可根据实际需要对象模型中采集.

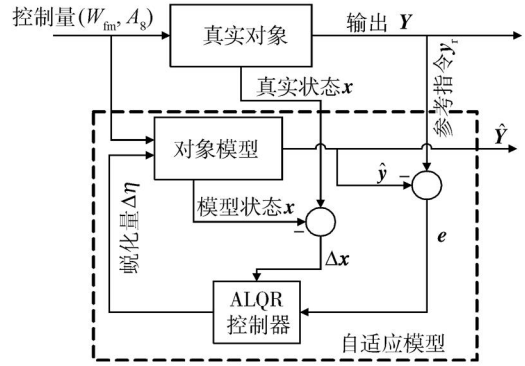


图 2 误差反馈控制自适应模型功能框图

Fig. 2 Diagram of error-feedback control adaptive model

2 设计航空发动机自适应模型

由于航空发动机具有很强的非线性,所以其状态变量模型一般都是通过建立稳态点的小偏差模型来获得.这里采用拟合法^[12]建立其小偏差模型.在求取状态变量模型时,发动机的输入量燃油流量 W_{fm} ,尾喷口面积 A_8 和蜕化量 $\Delta \eta$ 分别取 1% 的阶跃.

下面设计基于误差反馈控制的航空发动机自适应模型.

首先建立真实发动机在蜕化量作用下的小偏差状态变量模型,用来描述蜕化量对发动机的影响,其形式如下:

$$\left. \begin{aligned} \Delta \dot{x} &= A_e \cdot \Delta x + B_e \cdot \Delta \eta \\ \Delta \hat{y} &= C_e \cdot \Delta x + D_e \cdot \Delta \eta \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

式中 $\Delta x = x - x_b$; $\Delta \hat{y} = \hat{y} - y_b$; 下标 b 表示建立小偏差状态变量模型时的发动机基准工作点; $x = [N_1 \quad N_h]^T$, 其中 N_1 为风扇转速, N_h 为压气机转速; $\hat{y} = [N_1 \quad N_h \quad p_3 \quad p_6]^T$ 为可测参数输出向量; p_3 为压气机出口总压; p_6 为低压涡轮出口总压; $\Delta \eta = [\Delta \eta_{an} \quad \Delta \eta_{om} \quad \Delta \eta_{ht} \quad \Delta \eta_d]$, 分别为对应风扇的效率蜕化量,压气机的效率蜕化量,高压涡轮的效率蜕化量和低压涡轮的效率蜕化量的可调参数.

然后将真实发动机可测输出与模型输出之间的误差 e 作为状态向量对方程(7)按式(2)进行增广,得增广状态变量方程(3).通过求解方程(5)即可得 ALQR 控制器.其中 Q, R 矩阵的选取采用遗传算法优化^[13].

最后将求得的控制器、真实发动机和模型发动机连成框图 2 所示系统.即完成了基于误差反馈控制的发动机自适应模型设计.

3 数字仿真

一般而言,蜕化量 $\Delta\eta$ 的形成是缓慢的,本文的自适应模型能够随时跟踪真实发动机的蜕化,使模型与真实发动机相匹配.但是如果按实际的缓慢蜕化过程来仿真的话,将花费很长时间,失去了仿真的意义.因此本文的仿真是假定蜕化到一定量后接通基于误差反馈控制的自适应模型,来验证模型的自适应跟踪能力.实际上,跟踪缓慢变化的蜕化比本文的仿真更容易.仿真对象为某型涡轮风扇发动机,用其非线性部件级模型来模拟真实发动机的非额定工作:即风扇效率、压气机效率、高压涡轮效率和低压涡轮效率下降时.需要跟踪的输出为:风扇转速 N_1 ,发动机低压涡轮出口温度 T_{46} ,发动机推力 F ,然后接通基于误差反馈控制的自适应模型.在地面和高空都进行了仿真,限于篇幅,只给出了图3~图6四组仿真曲线(图中虚线为自适应模型的响应曲线,实线为真实发动机的输出曲线,各输出量的单位为该量相对于设计点的百分比).图3和图4是真实发动机各蜕化量均下降1%且处于稳态时,首次接通基于误差反馈控制的自适应模型,图中的曲线表明无论在设计点还是高空点,所设计的自适应模型稳态时均能较好地跟踪真实发动机.图5为发动机在巡航点时自适应模型已跟踪好发动机后,油门杆角度 α 从30°变化到70°时,自适应模型动态跟踪真实发动机的情况(在发动机动态变化过程中各蜕化量保持为1%不变).图6为真实发动机蜕化量随着转速逐渐变化时,自适应模型动态跟踪发动机的响应曲线(蜕化量随转速从0.5%变化到

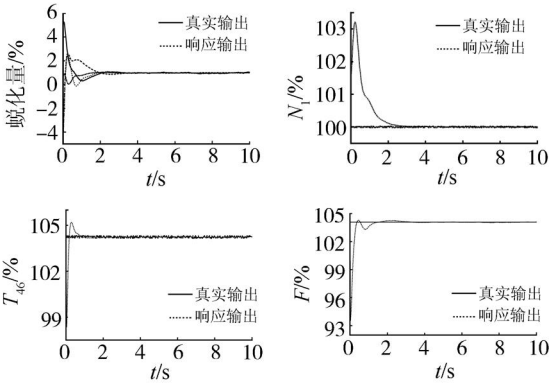


图3 自适应模型跟踪稳态发动机
响应曲线 ($H=0\text{ km}, Ma=0$)

Fig. 3 Response curve of adaptive model tracking steady engine ($H=0\text{ km}, Ma=0$)

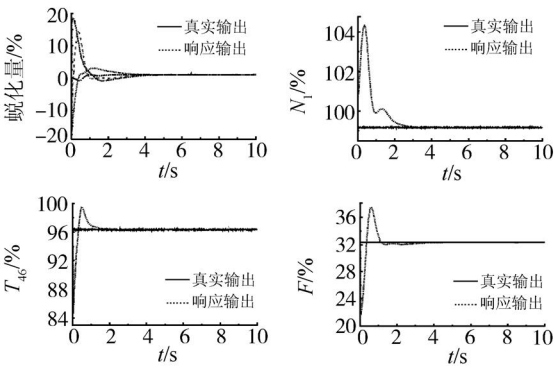


图4 自适应模型跟踪稳态发动机响应曲线
($H=10\text{ km}, Ma=0.8$)

Fig. 4 Response curve of adaptive model tracking steady engine ($H=10\text{ km}, Ma=0.8$)

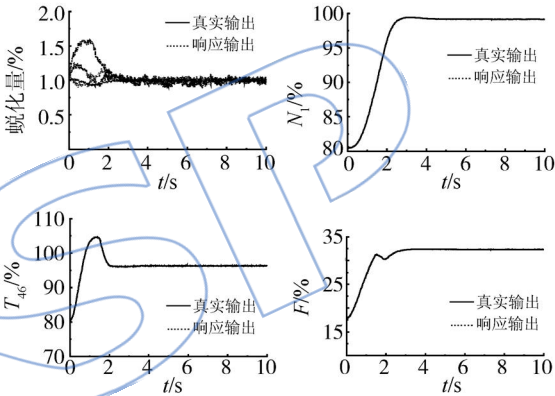


图5 自适应模型跟踪动态发动机响应曲线
($\alpha=30^{\circ}\sim70^{\circ}, H=10\text{ km}, Ma=0.8$)

Fig. 5 Response curve of adaptive model tracking dynamic engine ($\alpha=30^{\circ}\sim70^{\circ}, H=10\text{ km}, Ma=0.8$)

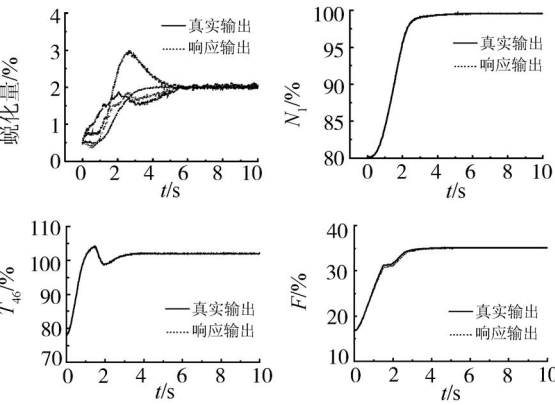


图6 自适应模型跟踪动态发动机响应曲线
($H=10\text{ km}, Ma=0.8$)

Fig. 6 Response curve of adaptive model tracking dynamic engine ($H=10\text{ km}, Ma=0.8$)

2%).通过图5和图6可以看出,基于误差反馈控制的自适应模型对发动机的动态过程也能实现自

适应跟踪.同时从图 3~图 4 中还可以看出,基于误差反馈控制的自适应模型对噪声的抑制能力也是较强的.

4 结 论

本文对自适应建模方法进行了研究,提出了一种自适应建模思想,即基于误差反馈控制的自适应建模思想.并以模型航空发动机为对象,对该方法进行了仿真验证,仿真结果表明,基于误差反馈控制的自适应建模方法不仅在稳态时具有很好的自适应性,在发动机动态过程中,模型的自适应能力也很强,同时模型的鲁棒性也很强,在一个点设计自适应模型,即可在全包线内保证精度.本文的研究为发动机故障诊断、性能寻优控制等提供了更好的自适应建模方法.

参考文献:

- [1] Luppold R H, Roman J R, Gallops G W, et al. Estimating in-flight performance variation using Kalman filter concepts[R]. AIAA 89-2584, 1989.
- [2] Simon D. Aircraft turbofan engine health estimation using constrained Kalman filtering [R]. NASA/ TM 2003-212528, 2003.
- [3] Kobayashi T. Application of a constant gain extended Kalman filter for in-flight estimation of aircraft engine performance parameters[R]. NASA/ TM 2005-213865, 2005.
- [4] Kobayashi T. Hybrid Kalman filter: a new approach for aircraft engine in-flight diagnostics[R]. NASA/ TM 2006-214491, 2006.
- [5] Glyard G, Orme J. Subsonic flight test evaluation of a performance seeking control algorithm on an F-15 airplane [R]. AIAA 92-3743, 1992.
- [6] Lietzau K, Kreiner A. Model based control concepts for jet engines[C]. // Proceedings of ASME Turbo. Expo. 2001. New Orleans, Louisian, USA : ASME, 2001.
- [7] Burcham F W, Jr. , Glyard G B, Myers L P. Propulsion system/flight control integration and optimization [R]. NASA Technical Memorandum 4207, 1990.
- [8] Nemeth E, Anderson R, Maram J, et al. An advanced intelligent control system framework[R]. AIAA-92-3162, 1992.
- [9] Garg S. Controls and health management technologies for intelligent aerospace propulsion systems[R]. NASA/ TM-2004-212915, 2004.
- [10] 袁春飞, 姚华, 杨刚. 航空发动机机载自适应模型研究[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)
- [11] 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. (in Chinese)
- [12] 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 Jinqian. A new method for establishing a state variable model of aero-engine[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(4) : 435-438. (in Chinese)
- [13] 李秋红, 孙健国. 航空发动机解耦控制器设计[J]. 航空学报, 2006, 27(6) : 1046-1050.
LI Qiuhong, SUN Jianguo. Aeroengine decoupling controller design [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6) : 1046-1050. (in Chinese)