

一种应用非线性技术减少航空发动机切换频率的方法

商国军 王继强 胡欢 赵明宇 胡忠志

(南京航空航天大学能源与动力学院,南京,210016)

摘要:提出了一种基于单转子航空发动机模型的切换控制实现方法,该方法可减少模型之间的切换次数。该方法首先应用 Lyapunov 方法,在保证非线性系统稳定的前提下,选择合适的控制参数,完成基于非线性模型的加速控制。然后在两同样的工作点之间,实现基于加速计划的切换控制。仿真结果表明:基于非线性模型的加速控制方法所得到的性能优于基于加速计划的切换控制方法。同时,前者仅用一个非线性模型,避免了基于加速计划控制方法中的模型切换问题,从而验证了基于非线性模型的加速控制设计方法可减少模型之间切换次数的正确性。

关键词:航空航天推进系统;航空发动机;线性模型;非线性模型;Lyapunov 方法;切换控制

中图分类号:V223.7 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2013)06-0802-05

Method for Reducing Aircraft Engine Switching Frequency Using Nonlinear Technology

Shang Guojun, Wang Jiqiang, Hu Huan, Zhao Mingyu, Hu Zhongzhi

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

Abstract: A method for designing switching control of a one-spool aircraft engine is proposed. The method can decrease switching frequencies among the models. Firstly, a Lyapunov approach is used to stabilize the nonlinear control system by choosing a suitable set of control parameters, leading to nonlinear model-based acceleration control. Then switching-based acceleration control is obtained for the two operating points. Simulation results show that the performance of the nonlinear model-based acceleration control is better than that of the switching-based control. Meanwhile, the former method uses only one nonlinear model, avoiding the model switching problem that is encountered in the switching-based method. The correctness of the proposed design method is thus validated.

Key words: aerospace propulsion system; aircraft engine; linear model; nonlinear model; Lyapunov approach; switching control

航空发动机控制器设计的目标就是将各线性稳态控制律、非线性瞬态控制、限制保护和转换逻辑进行综合。实现这一目标的最有效方式就是利用计算机模拟发动机极端工作条件下的大瞬态控制过程。大瞬态控制要求频繁地从一个设定点的控制律转换到另一个设定点的。为了避免发动机超过物理和工作极限,大瞬态控制还要求在稳态控

制和瞬态控制之间进行切换^[1]。因此,为了完成某一航空发动机的加速控制,就不可避免地需要在各个控制器之间进行多次切换。

然而,由于航空发动机是一个高度复杂的气动-热力-机械系统,其本质是一个强非线性对象。发动机工作在范围很大的飞行包线区域内,且工作状态变化范围大,线性模型只能在发动机的某个稳

基金项目:南京航空航天大学基本科研业务费(NS2013020)资助项目。

收稿日期:2013-08-15;修订日期:2013-10-15

通信作者:王继强,男,副教授,1979 年出生,E-mail:jqliang_wang@nuaa.edu.cn。

定工作点附近有效,当环境有较大的改变时,所提取线性模型的准确性将受到影响,在加速过程中,就无法满足发动机不喘振、不超温、不超转、不熄火等条件限制^[2]。因此,航空发动机的动态过程必须由非线性数学模型来描述。且非线性模型可拓宽该工作点的适用范围,故基于非线性模型的大瞬态控制可减少稳态与瞬态之间的切换频率。

本文首先将完成航空发动机在两个线性模型之间的切换;然后,在一个非线性模型的基础上,应用 Lyapunov 方法设计出发动机非线性控制器,来实现发动机在同样状态下的加速控制。与基于加速计划的加速控制比较,采用该方法可以避免全飞行包线内对发动机模型在不同点多次进行线性化而引起的模型不精确问题,且减少了模型间的切换频率。

1 基于线性模型的切换控制设计

航空发动机的非线性模型^[3-4]可以表示为

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x, u) \\ y &= g(x, u) \end{aligned} \quad (1)$$

在某一确定的稳态点,通过泰勒级数的展开可得到状态空间模型的表达式为

$$\begin{aligned} \Delta \dot{x} &= A \Delta x + B \Delta u \\ \Delta y &= C \Delta x + D \Delta u \end{aligned} \quad (2)$$

例如本文将选用单转子发动机模型,燃油流量比 W_f 作为控制输入量,将轴转速 n 作为状态变量,则状态方程可表示为

$$\dot{n} = a \Delta n + b \Delta W_f \quad (3)$$

方程中的参数可通过偏导数法^[5]或拟合法^[6-7]求得。

本文选用的线性模型取自文献[1],为方便计算与仿真,将各状态量同时除以 1 000,即两个工作点处的线性模型可表示为:

工作点在 $n = 25 \text{ r/min}$ (慢车状态)处

$$\dot{x} = -0.5x + 35u \quad (4)$$

工作点在 $n = 40 \text{ r/min}$ (巡航状态)处

$$\dot{x} = -1.1x + 30u \quad (5)$$

本文设计的目标之一是实现航空发动机的加速控制,即从慢车状态切换到巡航状态,该过程由稳态控制器、加速计划及其他限制器共同作用完成,本文的重点是实现两个状态之间的简单切换,略去超温、超速、熄火等限制器的设计。

1.1 稳态控制器的设计

任何一台发动机的加速和减速过程都是起止于稳态控制器的,稳态控制器将控制权交给加速计

划的时刻是由与稳态点对应的起点转速和终点转速的转速差决定的。因此,加速过程完全由这两个端点的稳态控制器控制的,对稳态控制器的设计是实现发动机加速控制的基础。

本文稳态控制器采用经典的 PI 控制,以发动机转子转速作为被控制量,主燃烧室燃油量作为控制量,则该控制回路的框图如图 1 所示。

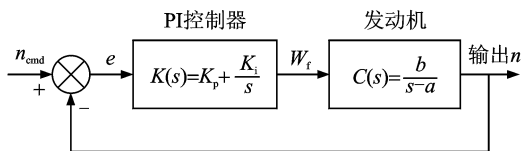


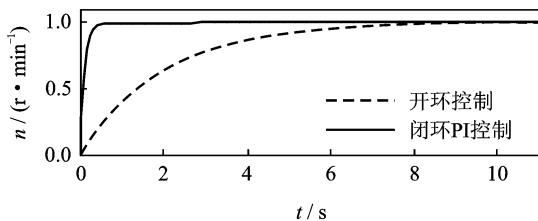
图 1 稳态控制器的控制回路框图

图 1 中 a 为速度系数; b 为燃油系数,即式(3)中的状态方程系数; K_p 为比例控制增益; K_i 为积分控制增益;输出变量是转子转速 n ,控制器以指令值 n_{cmd} 的要求对转速进行调节。分别在两个工作点中,选取合适的比例增益 K_p 和积分增益 K_i 如表 1 所示。

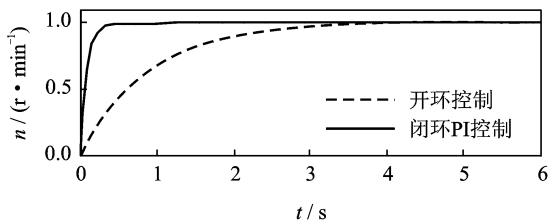
表 1 PI 控制器的增益值表格

转速 $n / (\text{r} \cdot \text{min}^{-1})$	比例增益 K_p	积分增益 K_i
25	0.3	0.12
40	0.4	0.4

根据表 1 的数据及每个工作点的发动机线性模型,分别对两个稳态控制系统进行阶跃响应仿真。仿真曲线如图 2 所示。同时图中也给出了不带稳态 PI 控制器的开环系统的仿真曲线。通过开环控制及闭环 PI 控制曲线比较表明,PI 控制器改



(a) 工作点在慢车状态处



(b) 工作点在巡航状态处

图 2 输出信号阶跃响应比较

善了该工作点处稳态系统的性能,系统响应快,调节时间缩短,说明所选择的比例增益 K_p 及积分增益 K_i 合理,PI 控制器能够提高稳态系统的性能。

1.2 加速控制器的设计

瞬态控制器设计的目的是指在给定约束条件下,使发动机从某一个工作状态过渡到另一个工作状态的时间最小^[8]。本文主要是实现加速控制器的设计,即实现航空发动机从慢车转速到巡航转速的切换,忽略了涡轮温度限制或转子转速限制等工作条件限制。现代航空发动机加速控制律分为基于计划的控制和基本加速率的控制,本文选用基于加速计划的控制,图3为加速计划控制的仿真结构图^[9]。

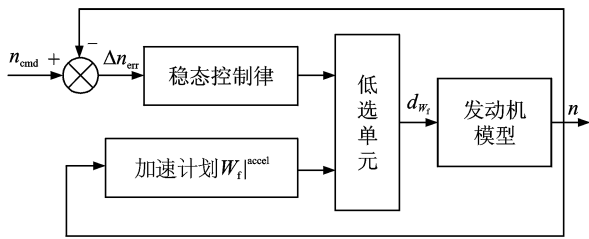


图3 加速计划控制仿真框图

从图3中可看出最终控制燃油量是由稳态控制律与加速计划分别输出到低选单元得到,然后作为发动机模型的输入,来控制发动机转速的变化。其加速控制逻辑可表示为

若 $K_{sp} \Delta n_{err} < (W_f |^{accel} - W_{fss})$, 则 $d_{w_f} = K_{sp} \cdot \Delta n_{err}$;

若 $K_{sp} \Delta n_{err} \geq (W_f |^{accel} - W_{fss})$, 则 $d_{w_f} = W_f |^{accel} - W_{fss}$ 。

式中: d_{w_f} 为传输给燃油流量计量阀的燃油流量指令偏差,即发动机模型的输入; $W_f |^{accel}$ 为加速计划上的燃油流量值; W_{fss} 为在稳态点的稳态燃油流量值; $\Delta n_{err} = n_{cmd} - n$, 即为转速指令与测量值的偏差; K_{sp} 为PI稳态控制律。

航空发动机的加速控制过程由稳态控制器、加速计划共同作用完成,图4为发动机从慢车状态加速到巡航状态的闭环仿真响应。从图4中可见发动机在1s时进行状态切换,切换时间短、速度快,尽管在切换过程中存在超调,且超调量约为7.5%,但由于发动机仿真模型不包括涡轮盘的热惯性效应,在真实的发动机中热惯性效应能够抵消一部分转速超调量,所以图中的超调量在可接受范围之内。

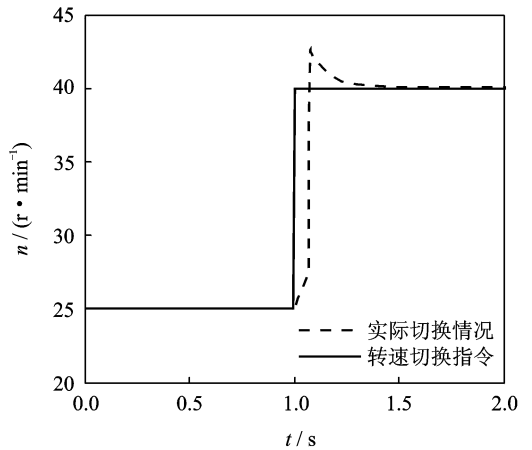


图4 基于加速计划的慢车功率到巡航功率的切换

2 基于非线性模型的加速控制设计

李雅普诺夫理论^[10-12]可分为间接方法和直接法,本文将采用李雅普诺夫直接法作为航空发动机非线性切换控制设计的基础。其基本思路是借助于一个李雅普诺夫函数直接对系统平衡状态的稳定性做出判断,其判断方法可依据李雅普诺夫稳定性定理:

定理1 如果在一个球 B_{R_0} 内,存在一个标量函数 $V(x)$,它具有一阶连续偏导数,并且:(1) $V(x)$ 正定(在球 B_{R_0} 内);(2) $\dot{V}(x)$ 负半定(在球 B_{R_0} 内)。那么平衡点 0 是稳定的,如果导数 $\dot{V}(x)$ 在球 B_{R_0} 内是负定的,那么 0 是渐近稳定的。

由于线性模型只有在稳态工作点附近才有效,因此,为得到该工作点更大包线范围内的控制模型,其中一种方法是为模型添加非线性项^[13],以此来修正线性模型。例如

$$\dot{\Delta x} = a\Delta x + G(\Delta x) + b\Delta u \quad (6)$$

式中 $G(\cdot)$ 为一般的非线性项。为了方便表述,式(6)可简化为

$$\dot{x} = ax + G(x) + bu \quad (7)$$

尽管 $G(x)$ 的引入带来了系统的非线性,且需要非线性设计技术的支持,但系统的控制性能可在较大的飞行包线下得到改善。

本文采用式(4)的线性模型,即在工作点 $n = 25 \text{ r/min}$ (慢车状态)处的线性模型中加入非线性项,可表示为

$$\dot{x} = -0.5x + 35u + G(x) \quad (8)$$

式中非线性函数 $G(x)$ 为

$$G(x) = -0.01x^2 - 1.24x \quad (9)$$

静态反馈控制

$$u = kx \quad (10)$$

非线性控制设计的问题就是寻找一个常数矩阵使状态 $x(t)$ 在约束条件下是稳定的。

定理 2 系统在平衡点处渐进稳定的充要条件是使静态反馈常数 k 满足如下条件

$$k < 0.05 \quad (11)$$

证明 考虑到系统已经做了归一化,故 x 表示转子转速变化量的百分比,故 $-1 \leq x \leq 1$ 。

首先令 Lyapunov 函数

$$V(x) = x^T P x \quad (12)$$

式中, P 为一正定常数矩阵。

Lyapunov 函数 $V(x)$ 的一阶导数为

$$\dot{V}(x) = \dot{x}^T P x + x^T P \dot{x} \quad (13)$$

将式(7,10)代入式(13)中得

$$\begin{aligned} \dot{V}(x) = x^T (aP + kbP + Pa + Pbk)x + \\ G(x)Px + x^T PG(x) \end{aligned} \quad (14)$$

由定理 1 可知,系统在平衡点处是渐进稳定的条件是:(1) $V(x) > 0$; (2) $\dot{V}(x) < 0$ 。

令: $P=1$, 将其代入式(12)得: $V(x) = x^2 > 0$, 条件(1)成立。

将式(9)以及式(8)的状态方程系数 a, b 的值代入式(14)得

$$\dot{V}(x) = 70kx^2 - 3.48x^2 - 0.02x^3 \quad (15)$$

式(15)等价于

$$\dot{V}(x) = (70k - 3.48 - 0.02x)x^2 \quad (16)$$

将式(16)变形得

$$\dot{V}(x) = -0.02(x+1)x^2 + (70k - 3.46)x^2 \quad (17)$$

在式(17)中,显然 $-0.02(x+1)x^2 < 0$ 恒成立,因此,要使式(17) $\dot{V}(x) < 0$ 成立,只需使

$$(70k - 3.46)x^2 < 0 \quad (18)$$

使式(18)成立的充要条件是

$$70k - 3.46 < 0 \quad (19)$$

解得: $k < 0.05$, 得证。

在静态反馈控制式(10)中,取状态反馈矩阵: $k = -0.94$, 对非线性系统式(8)进行闭环控制仿真,转速指令由 25 r/min(慢车状态)切换到 40 r/min(巡航状态),仿真曲线如图 5 所示,为了便于比较,图中也绘出了基于加速计划的加速过程曲线。

从图 5 中可以看出,尽管基于加速计划的加速控制方法以及基于非线性模型的加速控制方法都能实现两状态之间的切换。然而,在前者的切换过程中存在超调,且需要在两线性模型之间进行一次切换;而基于非线性模型的加速过程中无超调、加速时间短,且不需要模型之间进行切换。因此,基

于非线性模型的加速控制方法可得到更好的控制效果,且减少了切换频率,表明了基于非线性模型的加速控制方法的有效性。

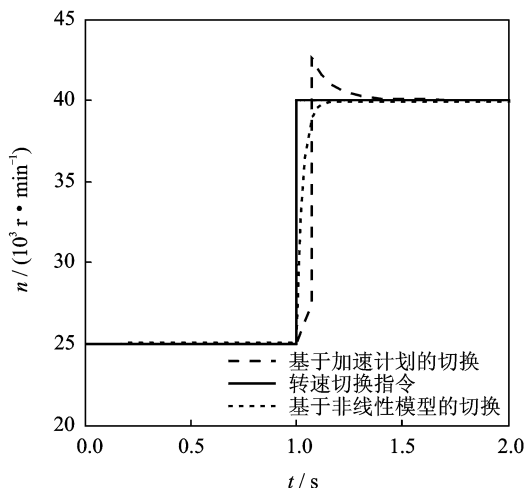


图 5 基于非线性模型的慢车功率到巡航功率的切换

3 结 论

(1) 本文首先实现了基于加速计划的两稳态工作点之间的切换控制,然后通过应用 Lyapunov 方法,在一定范围内选取合适的状态反馈 k ,在保证控制系统稳定的前提下,实现了基于航空发动机非线性模型的加速控制。通过对两种方法所得仿真曲线的比较表明:在稳态工作点处,非线性模型比线性模型有更大的适用范围;为实现两状态之间的切换,基于非线性模型的加速控制较基于加速计划的切换控制减少了模型间的切换频率,即减少了控制器的数量,这在航空发动机加速控制方法研究中具有一定参考价值。

(2) 本文的结论只是在某型单转子发动机模型(单输入单输出)中得以实现。因此,在双转子发动机模型(多输入多输出)中验证该结论可作为下一步的研究方向。

参考文献:

- [1] 赵连春, 杰克·马丁利. 飞机发动机控制—设计、系统分析和健康监视[M]. 北京: 航空工业出版社, 2011. Jaw L C, Mattingly J D. Aircraft engine controls design, system analysis, and health monitoring[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2011.
- [2] 罗安禄, 樊思齐, 凯锋. 某型涡扇发动机地面最优加速控制规律研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1999, 12(2): 28-32. Luo Anlu, Fan Siqi, Kai Feng. Ground optimal acceleration control law research of a turbofan engine

- [J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 1999, 12(2):28-32.
- [3] 樊思齐,李华聪,樊丁,等. 航空发动机控制(下册)[M]. 西安:西北工业大学出版社,2008.
Fan Siqi, Li Huacong, Fan Ding, et al. *Aero-engine control II*[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2008.
- [4] 孙健国,黄金泉,叶志锋,等. 现代航空动力装置控制[M]. 北京:航空工业出版社,2009.
Sun Jianguo, Huang Jinqun, Ye Zhifeng, et al. *Modern aircraft power plant control*[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2009.
- [5] Sugiyama N. Derivation of ABCD system matrices from nonlinear dynamic simulation of jet engines[R]. AIAA,92-3319,1992.
- [6] 陆军,郭迎清,陈小磊. 线性拟合法建立航空发动机状态变量模型[J]. 航空动力学报,2011,26(5):1172-1177.
Lu Jun, Guo Yingqing, Chen Xiaolei. Establishment of aero-engine state variable model based on linear fitting method[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(5):1172-1177.
- [7] 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 variable model of aeroengine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1998,13(4):435-438.
- [8] 陆军,郭迎清,王磊. 航空发动机过渡态最优控制规律设计的新方法[J]. 航空动力学报,2012,27(8):1-7.
Lu Jun, Guo Yingqing, Wang Lei. A new method for designing optimal control law of aeroengine in transient states[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012,27(8):1-7.
- [9] 黄伟,黄向华. 基于主动防喘的航空发动机加速控制仿真[J]. 测控技术,2013,32(4):61-65.
Huang Wei, Huang Xianghua. Adaptive acceleration control for aero-engine based on active anti-surge control[J]. *Measurement and Control Techniques*, 2013,32(4):61-65.
- [10] 斯洛廷,李卫平. 应用非线性控制[M]. 北京:机械工业出版社,2006.
Slotine Jean-J, Li Weiping. *Applied nonlinear control*[M]. Beijing: China Mechine Press, 2006.
- [11] 贺昱曜,闫茂德. 非线性控制理论及应用[M]. 西安:西安电子科技大学出版社,2007.
He Yuyao, Yan Maode. *Nonlinear control theory and application*[M]. Xian: Xi'an Electronic Science & Technology University Press, 2007.
- [12] Kokotovic P, Arcak M, Constructive nonlinear control: A historical perspective[J]. *Automatica*, 2001(37):637-662.
- [13] Wang Jiqiang, Ye Zhifeng, Hu Zhongzhi. Nonlinear control of aircraft engines using a generalized gronwall-bellman lemma approach[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2012,134(9):1-6.