

文章编号: 1000-8055(2007)03-0471-04

微型涡喷发动机自适应控制实验研究

张天宏, 李秋华

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对微型涡喷发动机的非线性特性以及难以建立其准确数学模型的特点, 设计了一种自适应控制方案并加以工程实现. 通过在模型参考自适应控制算法中采用死区鲁棒控制消除发动机建模误差和外界干扰对控制系统稳定性的影响; 同时引入前馈补偿, 既保证发动机转速实时跟踪参考模型输出, 又避免了纯自适应控制容易产生控制信号的饱和以及高自适应增益导致的系统振荡. 台架试车验证表明: 该方法实时性良好, 在最大转速达 125 000 r/min 的全工作范围内表现出较好的鲁棒性, 最大超调量小于 500 r/min, 稳态误差小于 200 r/min, 可以满足微型涡喷发动机状态调节的需要.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 微型涡喷发动机; 自适应控制; 模型参考; 台架试车; 实验验证
中图分类号: V233.7 **文献标识码:** A

Adaptive control study and experimental validation of a micro turbine engine

ZHANG Tian-hong, LI Qiu-hua

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

Abstract: In order to deal with the control problems of nonlinearity and difficulty of establishing an exact model of a micro turbine engine, a kind of adaptive control arithmetic is proposed and realized. Dead-area robust controlling is used in the adaptive control arithmetic to overcome the stability problem caused by model error and outside disturbance. By adopting forward feed compensation, the output of the engine can track the output of the reference model, and eliminate the possibility of saturation and oscillation when using pure adaptive control arithmetic. The rig test experiments show that, the adaptive control arithmetic has good real time characteristic and robustness in the whole working range of 125000 r/min with the overshoot of less than 500 r/min and the stable error of less than 200 r/min, which can meet the demands of micro turbine engine state regulation.

Key words: aerospace propulsion system; micro turbine engine; adaptive control; model reference; rig test; experimental validation

微型涡喷发动机是一种复杂的非线性被控对象, 难以建立其准确的数学模型, 并且其特性随着工况和飞行条件变化而改变^[1]. 为了达到在全工

作范围内对发动机的有效控制, 要求控制器具有良好控制品质和鲁棒性. 采用传统的 PID 控制器虽然实现简单, 但是在工况变化时, PID 参数的整

收稿日期: 2006-07-03; 修订日期: 2006-11-16 151151

基金项目: 国防基础科研基金重大资助项目

作者简介: 张天宏(1968-), 男, 江苏仪征人, 南京航空航天大学能源与动力学院副教授, 博士, 主要从事航空发动机控制与测试技术研究.

定显得较为复杂^[2]。PID 控制器设计时,为了解决发动机的非线性特性,一般将工作范围划分成若干个区域,每个区域整定一套控制器参数,而由于缺乏发动机的准确数学模型,导致控制器的设计变得困难。

自适应控制适用于对象参数变化较大而未知的系统,针对微型涡喷发动机这种非线性复杂对象,采用自适应控制是一种有效的方法。国内许多学者对自适应控制方法在航空发动机上的应用做了大量的理论研究,并取得了一定成果^[1~4]。美国曾在 F-15 战斗机的发动机控制系统中采用过自适应控制方案^[5],而国内的相关理论成果往往由于技术上的风险尚未在真实的航空发动机上进行工程尝试。微型涡喷发动机提供了一个低风险、低成本的有效试验平台^[6]。本文基于模型参考自适

应控制理论,提出一种带有前馈补偿的自适应控制方案,并针对外界干扰和建模误差引入死区鲁棒自适应算法,以提高系统跟踪性和稳定性。

1 自适应控制算法设计

针对某单转子微型涡喷发动机,其小偏差模型可简化为:

$$\dot{N}_p = -\frac{1}{T_p} N_p + \frac{K_p}{T_p} W_f + f(t) \quad (1)$$

其中, N_p 为发动机转速, W_f 为燃油量, K_p 为增益, T_p 为发动机时间常数, K_p 和 T_p 在飞行包线内随飞行条件和发动机工况变化而改变, $f(t)$ 为发动机建模误差以及外界干扰,设 $|f(t)| < a$, a 为有界常值。系统结构如图 1 所示。

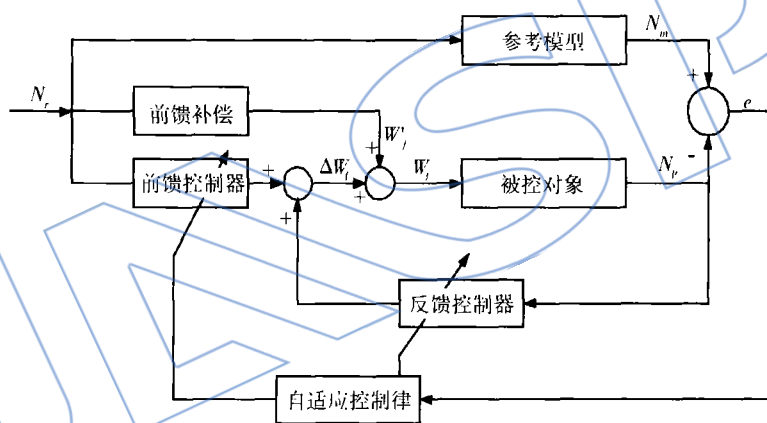


图 1 微型涡喷发动机自适应控制系统结构框图

Fig. 1 Diagram of the micro turbine engine adaptive control system

取参考模型为:

$$\dot{N}_m = -\frac{1}{T_m} N_m + \frac{K_m}{T_m} N_r \quad (2)$$

令 $\theta = [c, d]$, $\omega^T = [N_r, N_p]$, 根据乃伦局设计方案^[7]:

$$\Delta W_f = \theta \omega = c N_r + d N_p \quad (3)$$

为了提高控制系统的跟踪性能,在自适应控制算法中引入前馈补偿环节。即在开环状态下获取一组转速和燃油量对应的稳态数据,然后根据参考输入 N_r 对其进行线性插值,得到对应粗略燃油量:

$$W_f' = \frac{N_r - N_{r1}}{N_{r2} - N_{r1}} (W_{f2} - W_{f1}) + W_{f1} \quad (4)$$

其中 $N_{r1}, N_{r2}, W_{f1}, W_{f2}$ 为其中相连两点转速

和燃油值, $\frac{N_r - N_{r1}}{N_{r2} - N_{r1}} < 1$, 可知 W_f' 有界。

$$W_f = W_f' + \Delta W_f \quad (5)$$

将(5)式代入(1)式得:

$$\dot{N}_p = \left(-\frac{1}{T_p} + \frac{K_p d}{T_p} \right) N_p + \frac{K_p c}{T_p} N_r + g(t) \quad (6)$$

其中 $g(t)$ 包含 $f(t)$ 和 W_f' , 令 $c^* = \frac{T_p K_m}{K_p}$,

$d^* = K_p \left(1 - \frac{T_p}{T_m} \right)$, $\theta^* = [c^*, d^*]^T$, $\phi = \theta - \theta^*$, 若当 $f(t) = 0$, 则当 $\theta = \theta^*$ 时, 被控对象和自适应控制组成的环节与参考模型相匹配, 即(6)式可简化为:

$$\dot{N}_p = -\frac{1}{T_m} N_p + \frac{K_m}{T_m} N_r + \frac{K_p}{T_p} \phi^T \omega + g(t) \quad (7)$$

令 $e = N_m - N_p$, 由(7)式减(2)式得:

$$\dot{e} = -\frac{1}{T_m} e + \frac{K_p}{T_p} \phi^T \omega + g(t) \quad (8)$$

选择带死区的比例加积分型参数自适应律

$$\dot{\theta} = \begin{cases} -\Gamma b_m p e - \delta \frac{d}{dx}(b_m p e \omega) & p e^2 > e_0 \\ 0 & p e^2 \leq e_0 \end{cases} \quad (9)$$

其中, e_0 和 p 为正常数, Γ 和 δ 为对应项系数,

$$b_m = \frac{K_m}{T_m}.$$

选取李亚普诺夫函数:

$$L(e, \phi) = \begin{cases} e_0 & p e^2 \leq e_0 \\ c^* p e^2 + (\phi + \delta b_m p e \omega)^T \times \\ \Gamma^{-1}(\phi + \delta b_m p e \omega) & p e^2 > e_0 \end{cases} \quad (10)$$

经推导,当 $p e^2 \leq e_0$ 时, $\dot{L}(e, \phi) = 0$; 当 $p e^2 > e_0$ 时, 如果 $\|e\| > \frac{2 p g_0}{q}$, $\dot{L}(e, \phi) < 0$, 其中, $q > 0$, $p = -\frac{q}{2 a_m}$, $a_m = -\frac{1}{T_m}$, g_0 为 $g(t)$ 上界. 因此, 设 ξ 为任意正常数, 选取正常数 $e_0 = \frac{4 p^3 g_0^2}{q^2} + \xi$, 当 $p e^2 > e_0$ 时, 可得 $\|e\| > \frac{2 p g_0}{q}$. 由此可以说明, 引入前馈补偿的死区自适应控制系统是一致有界的.

2 仿真分析

基于某微型涡喷发动机部件级非线性模型, 开展了控制系统仿真分析. 该发动机的最大设计转速为 125 000 r/min, 为了便于控制系统中可调参数的选取与调节, 对转速进行归一化处理.

根据发动机期望加速性能, 选取参考模型为 $5/(s+5)$. 选取与公式(9)对应的自适应律:

$$\begin{aligned} c &= -K_1 e N r - I_1 \int N r dt \\ d &= -K_2 e N_p - I_2 \int N_p dt \end{aligned}$$

其中, $K_1 = K_2 = 0.005$, $I_1 = I_2 = 0.02$. 当 $e > 400$ r/min 时, 参数自适应律进行调整.

对控制算法进行离散化处理, 用上述部件级模型作为被控对象, 从 125 000 r/min 处开始向下运行, 参考转速输入值由油门位置提供, 仿真曲线如图 2.

仿真结果表明, 被控对象能快速跟踪参考模型输出, 稳态误差很小. 图 3 是一组不带死区鲁棒控制的发动机工作曲线, 通过图 2 和图 3 的比较发现, 在自适应控制系统中采用死区鲁棒算法对抑制高阶建模误差, 提高系统的稳定性是切实有

效的; 同理对于转速中存在的有界干扰信号, 只有输出误差大于 400 r/min 时, 系统参数自适应律才会调整, 否则控制器保持原有状态, 可见死区鲁棒算法对小的有界干扰也有较好的抑制作用.

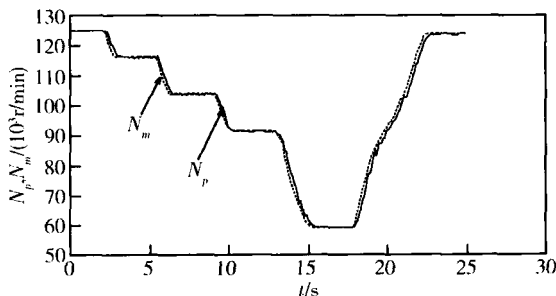


图 2 死区鲁棒自适应控制仿真曲线

Fig. 2 Simulation result of a dead zone robust adaptive control

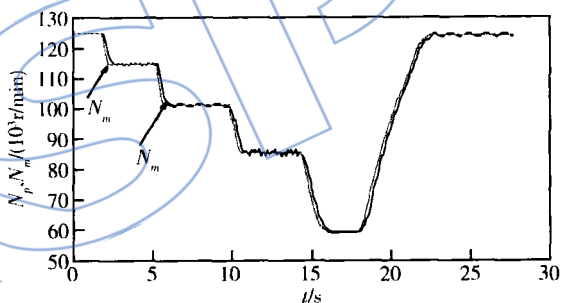


图 3 非鲁棒自适应控制仿真曲线

Fig. 3 Simulation result of an adaptive control with no robust algorithms

3 台架试车验证

为了进一步验证该控制算法的工程可行性, 进行了地面台架试车研究. 首先进行发动机开环控制试验, 得到一组燃油量和转速的稳态对应数据, 作为前馈控制的插值依据. 然后在自适应控制程序中, 采用前述参考模型、死区鲁棒算法和自适应律参数进行控制实验. 图 4 是一组发动机台架试车工作曲线, 其中 Pl_a 为油门指令, 由它提供参考转速 N_r ; W_f 是供油量. 在全工作范围内, 发动机转速的稳态误差小于 200 r/min, 超调量小于 500 r/min. 图 4(b) 和 (c) 是发动机工作曲线的局部放大图, 其中可以清楚地看到近似 5 000 r/min 的阶跃响应过程. 实际上, 试验表明, 如不采用前馈补偿, 由于发动机执行机构存在延时等严重非线性环节, 控制系统很难稳定, 振荡幅值高达 1 500 r/min. 这是因为纯自适应控制时, 由自适

应律得到的自适应控制增益较大,对由执行机构延时等引起的误差非常敏感,极易引起控制信号的波动或者饱和,甚至发散。显然,采用前馈补偿

的自适应控制对于提高系统跟踪性能,避免纯自适应控制容易产生控制信号的饱和以及高自适应增益导致的系统振荡是可行的。

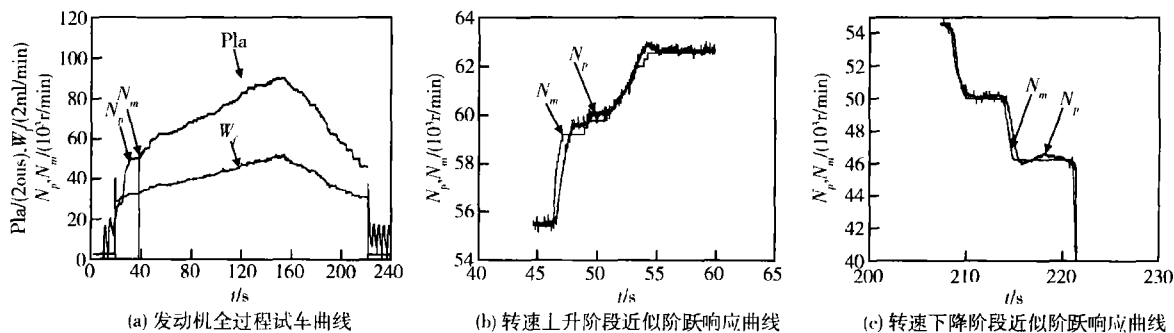


图4 前馈补偿自适应控制台架试车曲线

Fig. 4 Rig test results of adaptive control with feed forward compensation

4 结束语

本文针对微型涡喷发动机控制系统设计了一种具有良好鲁棒性的自适应控制方案,针对发动机模型误差、外界干扰以及执行机构延时环节等因素在自适应控制系统中引入了死区鲁棒控制和前馈补偿。所设计的控制器阶次低,只需整定较少的参数就能保证跟踪参考模型输出,便于工程实现且实时性好。仿真和台架试车结果表明:采用死区鲁棒控制对消除模型误差以及有界外界干扰是切实有效的;引入前馈补偿对提高系统跟踪性,避免纯自适应控制容易产生控制信号的饱和以及高自适应增益导致的振荡是非常关键的。本文基于实际的微型涡喷发动机开展自适应控制理论在工程应用中的尝试,可以作为自适应控制技术在大型航空发动机中实际工程应用的参考。

参考文献:

[1] 梁春燕,谢剑英,樊丁.新的参考模型自适应控制方法在航空发动机中的应用[J].航空动力学报,2000,15(1):93-95.
LIANG Chunyan, XIE Jianying, FAN Ding. A new model reference adaptive control for aero engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(1): 93-95.

[2] 马静,杨育武,王镛根.无人机涡喷发动机的神经网络自适应PID控制[J].推进技术,2003,24(6):517-520.
MA Jing, YANG Yuwu, WANG Yonggen. Neural network PID adaptive control in pilotless aircraft turbojet engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(6): 517-520.
[3] 蒋衍君,黄金泉.航空发动机自适应神经网络PID控制[J].航空动力学报,2000,15(3):334-336.
JIANG Yanjun, HUANG Jinquan. Adaptive neural network PID control for an aeroengine [J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(3): 334-336.
[4] 潘慕绚,黄金泉.基于相似理论的航空发动机转速自适应PID控制[J].推进技术,2003,24(5):429-431.
PAN Muxuan, HUANG Jinquan. Adaptive PID control for aeroengine by on similarity theory[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(5): 429-431.
[5] Myers L P, Welsh K R. Preliminary flight results of an adaptive engine control system on an F-15 airplane [R]. AIAA 87-1847.
[6] 张天宏,王继业.微型涡轮发动机快速原形控制系统[J].航空动力学报,2007,22(2):274-279.
ZHANG Tianhong, WANG Jiye. The rapid prototyping control system of micro turbine engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 274-279.
[7] Narendra K S, Valavani L S. Stable adaptive controller design-direct control [J]. IEEE Trans Automatic Control, 1978, 23: 570-583.