

文章编号: 1000-8055(2005) 04-0673-06

某型发动机数控系统的相似参数 自适应控制

姚 华^{1,2}, 蒋平国^{1,2}, 孙健国¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;
2. 航空动力控制系统研究所, 江苏 无锡 214063)

摘要: 针对航空发动机在全飞行包线非线性和时变的特点, 提出了参数自适应 PID 控制器设计方法, 研究了用最小二乘法和相似参数法两种参数估计器进行在线参数辨识和参数整定的问题。通过与发动机线性模型和部件级非线性模型的仿真, 对两种控制算法进行了比较, 确定了相似参数法自适应 PID 控制器具有稳定性好, 计算简单, 适用于全包线等优点。将相似参数法自适应 PID 控制器用于某型航空发动机全权限数控系统, 通过试车和试飞, 验证了该方法的优点。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 全权限数字控制系统; 控制算法; 自适应控制
中图分类号: V 233. 7 文献标识码: A

Investigation of Corrected-Parameter Adaptive Control for an Aeroengine Digital Control System

YAO Hua^{1,2}, JIANG Ping-guo^{1,2}, SUN Jian-guo¹

(1. College Energy and Power Engineer,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. China Aviation Motor Control System Research Institute, Wuxi 214063, China)

Abstract: According to the aeroengine nonlinear and time-varying features in the entire flight envelope, the design method of parameters-adaptive PID controller was put forward, and two kinds of parameter estimators including least-squares method and corrected-parameter method for on-line identification and tuning were investigated. The two control algorithms were compared through the simulation with aeroengine linear or component-level nonlinear models. The results show that the control system using corrected-parameter adaptive PID controller is stable and the control algorithm is simple and adaptable to the entire flight envelope. The corrected-parameter adaptive PID controller was implemented to an aeroengine FADEC system, and its advantages were validated by ground test and flight test.

Key words: aerospace propulsion system; aeroengine; FADEC; control algorithm; adaptive control

符号表

- N_1 ——低压转子转速/ %
($100\% = 11\,156\text{ r/min}$, $N_{1\max} = 100\%$)
- N_{1r} ——低压转子换算转速/ %
($N_{1r\max} = 100\%$)
- N_2 ——高压转子转速/ %
($100\% = 11\,373\text{ r/min}$, $N_{2\max} = 100\%$)
- N_{2r} ——高压转子换算转速/ %
($N_{2r\max} = 100\%$)
- WF ——主燃油流量/ ($100 * \text{kg/s}$)
- H ——高度/ (% , $100\% = 25\text{ km}$)
- Ma ——马赫数/ (% , $100\% = 2.5$)
- T_e ——时间常数/ s
- K_e ——放大倍数/ ($1/\text{kg/s}$)
- P_1 ——发动机进口总压/ (100 Pa)
- T_1 ——发动机进口总温/ K

航空发动机在过渡态和全飞行包线变化时表现为一种非线性、时变系统。为了研究航空发动机稳态控制规律, 往往可以研究在不同稳态下的发动机的小偏差数学模型, 这时, 小偏差数学模型可

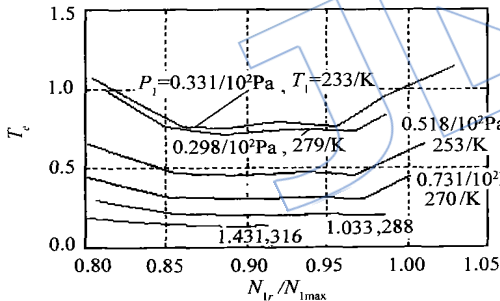


图 1 时间常数随飞行条件变化曲线
Fig. 1 Time constant varying with flight condition

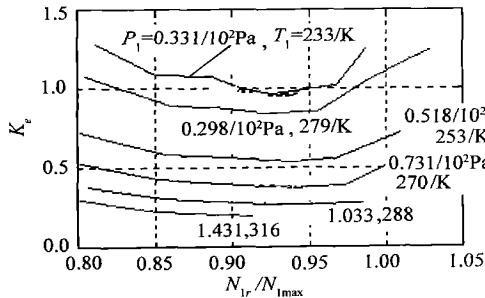


图 2 放大倍数随飞行条件变化曲线
Fig. 2 Gain varying with flight condition

以近似为一惯性环节, 惯性环节中的放大倍数 K_e 。

和时间常数 T_e 随发动机的状态和飞行条件是变化的。图 1 和图 2 是某型发动机放大倍数和时间常数随发动机的状态和飞行条件的变化规律, 图中给出的是转速高于 0.8 时的情况, 如果考虑慢车状态, 参数的变化将达十多倍。采用传统的控制规律, 很难保证航空发动机在所有的工作状态下都有较好的稳定性和动态特性。航空发动机液压机械调节器设计时, 由于调节器不可能设计得太复杂, 往往只能以稳定性为主要目标, 牺牲控制系统的动态响应特性和稳态控制精度。航空发动机全权限数字控制系统为实现复杂的控制规律提供了一个极好的平台, 因此, 可以研究一种具有自适应能力的控制器, 它能够识别飞行条件的变化, 自动校正控制动作, 使发动机控制系统达到最优或次优的控制效果。

1 参数自适应 PID 控制器设计

PID 控制由于其简单、稳定性好、可靠性高等优点^[6], 至今仍有其强大的生命力。但是 PID 控制器的参数整定是控制器设计的关键, 传统的方法是在分析对象的数学模型的基础上, 根据某一整定原则离线确定 PID 参数。然而, 航空发动机参数是实时变化的, 要求控制器对发动机的模型参数进行在线估计^[7], 根据某一整定原则在线调整 PID 参数, 以达到在线优化的目的, 这就是自适应 PID 控制器。图 3 是自适应 PID 控制器的原理框图。

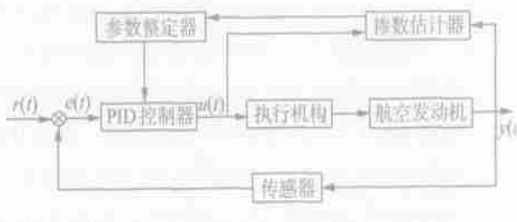


图 3 自适应 PID 控制器的原理框图
Fig. 3 Schematic of adaptive PID controller

将执行机构和发动机作为被控对象, 其模型为:

$$G(s) = \frac{1}{T_ms + 1} \frac{K_e e^{-\tau}}{T_es + 1} \tag{1}$$

其中: T_m 为执行机构的时间常数, τ 为发动机燃烧延迟时间。

发动机模型为稳态点的小偏差单输入- 单输出模型, 输入为主燃油流量, 输出为低压转子转速。

式(1)带零阶保持器的广义对象脉冲传递函数为:

$$G(z^{-1}) = z \left[\frac{1 - e^{-T_s}}{s} \frac{1}{T_m s + 1} \frac{K_e e^{-T_s}}{T_e s + 1} \right] = \frac{(b_0 + b_1 z^{-1}) z^{-d}}{1 + a_1 z^{-1} + a_2 z^{-2}} = \frac{N(z^{-1}) z^{-d}}{M(z^{-1})} \quad (2)$$

其中: T 为采样周期取 0.02 s , $d = \lceil T/T_s \rceil$

$$b_0 = T_m K_g (e^{-T/T_m} - 1) - T_e K_g (e^{-T/T_e} - 1) \quad (3)$$

$$b_1 = T_e K_g (e^{-T/T_m} - 1) - T_m K_g e^{-T/T_e} (e^{-T/T_e} - 1) \quad (4)$$

$$K_g = K_e / (T_e - T_m) \quad (5)$$

$$N(z^{-1}) = b_0 + b_1 z^{-1} \quad (6)$$

$$a_1 = - (e^{-T/T_m} + e^{-T/T_e}) \quad (7)$$

$$a_2 = e^{-(T/T_m + T/T_e)} \quad (8)$$

$$M(z^{-1}) = 1 + a_1 z^{-1} + a_2 z^{-2} \quad (9)$$

对象模型的差分方程形式为:

$$M(z^{-1})y(k) = z^{-d}N(z^{-1})u(k) \quad (10)$$

PID 控制器的数字结构形式为:

$$D(z^{-1}) = \frac{d_0 D_1(z^{-1})}{1 - z^{-1}} \quad (11)$$

其中:

$$D_1(z^{-1}) = 1 + \frac{d_1}{d_0} z^{-1} + \frac{d_2}{d_0} z^{-2} \quad (12)$$

为保证系统闭环稳定, 加入一个滤波环节为:

$$F(z^{-1}) = 1 + f_1 z^{-1} \quad (13)$$

系统闭环结构如图 4 所示。

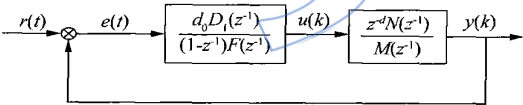


图 4 系统闭环结构

Fig. 4 Closed-loop system structure

由于对象是开环稳定的最小相位系统, 故可对图中的前向通道传递函数作零、极点对消处理^[3], 即令:

$$D_1(z^{-1}) = M(z^{-1}) \quad F(z^{-1}) = N(z^{-1})$$

式中: $N(z^{-1}) = 1 + b_1/b_0 z^{-1}$
可得:

$$d_1 = d_0 a_1 \quad (14)$$

$$d_2 = d_0 a_2 \quad (15)$$

$$f_1 = b_1/b_0 \quad (16)$$

于是, 系统的闭环传递函数可简化为:

$$G_B(z^{-1}) = \frac{d_0 b_0 z^{-d}}{1 - z^{-1} + d_0 b_0 z^{-d}} \quad (17)$$

PID 控制器变为:

$$D(z^{-1}) = \frac{d_0(1 + a_1 z^{-1} + a_2 z^{-2})}{(1 - z^{-1})(1 + b_1/b_0 z^{-1})} \quad (18)$$

由于 K_e 和 T_e 是时变的, 因此, 系数 a_1 , a_2 , b_0 , b_1 也是时变的, 需要实时估计, 可以采用递推最小二乘法对(10)式进行参数辨识, 将得到的代入(17)式, 与期望的闭环传递函数(闭环极点在单位园内)比较, 可得到 d_0 。将辨识得到的 a_1 , a_2 , b_0 , b_1 及 d_0 代入(18)式, 即得到自适应 PID 控制参数。

2 最小二乘法参数估计器设计

由于是在线闭环辨识, 首先必须检验是否满足闭环辨识条件。(10)式描述的线性系统是在发动机在稳态点小偏差工作时成立, 由于回路中存在 1 拍以上的延迟, 根据文献[5]可知, 可以得到前向通道唯一的一致性估计。

将差分方程模型式(10)表示为矢量形式:

$$y(k) = \mathbf{h}^T(k) \boldsymbol{\theta}(k-1) \quad (19)$$

其中:

$$\mathbf{h}^T(k) =$$

$$[-y(k), -y(k-1), u(k), u(k-1)]$$

$$\boldsymbol{\theta}(k) = [a_1, a_2, b_0, b_1]^T$$

用带遗忘因子的递推最小二乘法进行参数估计, 相应的递推公式为^[2]:

$$\hat{\boldsymbol{\theta}}(k) = \hat{\boldsymbol{\theta}}(k-1) +$$

$$\mathbf{K}(k)[y(k) - \mathbf{h}^T(k) \hat{\boldsymbol{\theta}}(k-1)] \quad (20)$$

$$\mathbf{K}(k) = \lambda \mathbf{p}(k-1) \mathbf{h}(k) \cdot$$

$$[\boldsymbol{\mu} + \mathbf{h}^T(k) \mathbf{p}(k-1) \mathbf{h}(k)]^{-1} \quad (21)$$

$$\mathbf{p}(k) = (1/\boldsymbol{\mu}) \cdot$$

$$[I + \mathbf{K}(k) \mathbf{h}^T(k) - I] \mathbf{p}(k-1) \quad (22)$$

当 $k = 0$, $\mathbf{p}(-1) = a_0 I$, a_0 可取很大的标量, I 为单位主阵, λ 为校正控制因子, 如果连续 N 次预报误差小于 ϵ 时, $\lambda = 0$, 估计参数不再改变, 估计算法自动冻结, 一旦预报误差大于 ϵ 时, $\lambda = 1$, 重新开始估计。 $\boldsymbol{\mu}$ 为遗忘因子, $\boldsymbol{\mu}$ 的取值范围为: $0.95 \leq \boldsymbol{\mu} \leq 1$ 。图 5 仿真了某发动机从慢车到最大状态变化时, 采用上述估计器估值的结果, 图中 b_1 乘了 1 000 倍, b_0 乘了 10 000 倍, a_2 乘了 -1 。从图中可以看出, 估计值能随对象模型的变化而改变。在用于发动机部件级模型仿真时, 应注意到 $y(k)$ 和 $u(k)$ 为稳态点的小偏差值, 为此, 通过建立

一稳态分离器,将稳态值分离出来,构造一稳态基点,再与原值相减形成小偏差值作为估值器的输入。

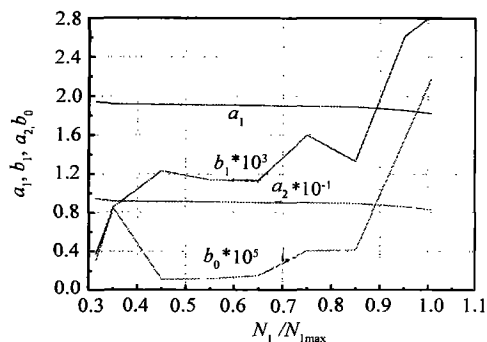


图 5 最小二乘法估计器估值结果

Fig. 5 Estimation result of least-square estimator

入。差值大于 δ 时,表明发动机已脱离小偏差状态,为了防止辨识参数被大偏差状态的数据恶化,使 $\lambda = 0$, 冻结估计算法。

3 相似参数估计器设计

通过进一步仿真发现,最小二乘法参数估计器辨识的参数很容易被恶化,这是由于在有些状态下,不满足可辨识性条件所致,虽然用了 λ 来进行控制,但仍然不能完全消除这种情况的出现。另外,这种估计器对模型参数的变化敏感性不强,辨识精度不高。因此,没有在实际系统中采用这种方案。

相似参数估计器可以克服上述缺点,相似参数估计器实际上是利用航空发动机相似原理,通过对组合参数的在线计算,得到所需参数的一种非递推式参数估计器。

下面将根据常用的相似参数来推导放大倍数和时间常数的相似参数^[4]。

由时间常数的定义:

$$T_e = \Delta N_1 / \dot{N}_1 \quad (23)$$

N_1 的相似参数为:

$$N_{1r} = N_1 \sqrt{\frac{T_1}{T_e}} \quad (24)$$

$\dot{N}_1$ 的相似参数由功率平衡方程式导出:

$$\dot{N}_{1r} = \dot{N}_1 / P_1$$

上两式代入(23)式有:

$$T_e = \frac{\Delta N_{1r}}{\dot{N}_{1r} P_1} \frac{T_1}{P_1}$$

$$\text{即: } T_{er} = \frac{\Delta N_{1r}}{\dot{N}_{1r}} = \frac{P_1 T_e}{T_1} \quad (25)$$

式中: T_e 为低压转子回路时间常数的相似参数。

同样由放大倍数的定义可以得到:

$$K_e = \frac{\Delta N_1}{\Delta W F} = \frac{\Delta N_{1r}}{\Delta W F_r P_1} \frac{T_1}{T_e}$$

$$\text{即: } K_{1r} = \frac{\Delta N_1}{\Delta W F_r} = P_1 K_e \quad (26)$$

式中: K_{1r} 为低压转子回路放大倍数的相似参数。利用相似参数将图 1 和图 2 的曲线换算到地面标准状态,如图 6,图 7 所示。从图 6 和图 7 可以看出,通过换算后多条曲线基本重合,说明放大倍数和时间常数的相似参数是成立的。

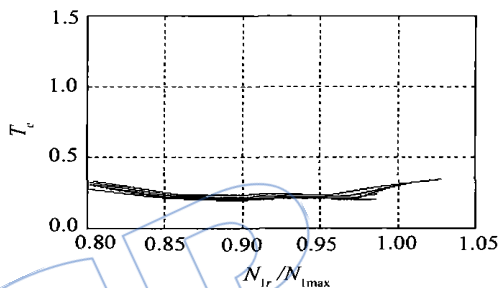


图 6 相似参数校正后的时间常数

Fig. 6 Time constant after correction with corrected parameter

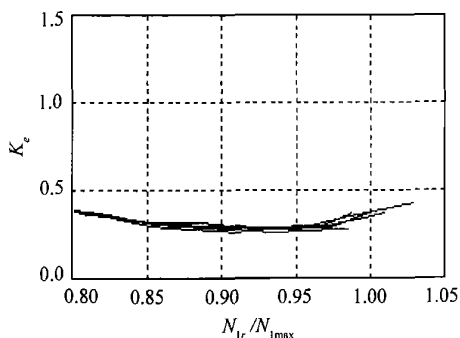


图 7 相似参数校正后的放大倍数

Fig. 7 Gain after correction with corrected parameter

地面标准状态,放大倍数和时间常数可以用低压转速的函数来估计:

$$K_{e0} = f_K(N_{1r}) \quad (27)$$

$$T_{e0} = f_T(N_{1r}) \quad (28)$$

根据相似参数可计算得到其它飞行条件下的参数:

$$K_e = \frac{K_{e0}}{P_1 / P_{10}} \quad (29)$$

$$T_e = \frac{T_{e0}}{P_1/P_{10}} \frac{T_1/T_{10}}{P_1/P_{10}} \quad (30)$$

其中:

$$P_{10} = 101.325 \text{ Pa} \quad , \quad T_{10} = 288.15 \text{ K}$$

将(29)和(30)式代入(3)~(8)式可得到 a_1 , a_2 , b_0 , b_{10} .

4 仿真及试验结果

图 8、图 9 是按标准状态设计 PID 参数时, N1 回路阶跃响应曲线。从图 8、图 9 可以看出, 标准状态下校正的系统具有较好的动态响应。当在

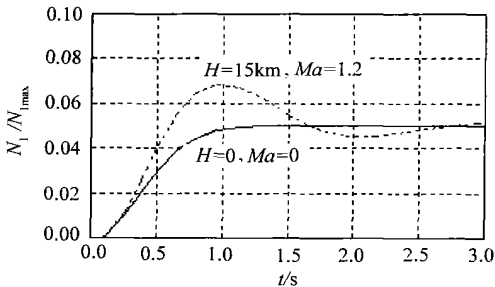


图 8 $H = 15 \text{ km}$, $H = 0$ 阶跃响应曲线
Fig. 8 Step response

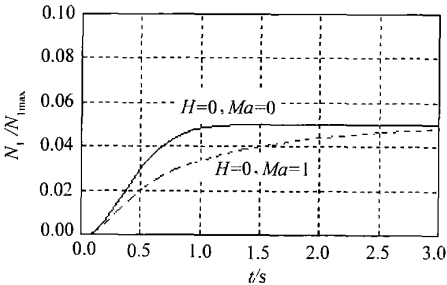


图 9 $H = 0$ 阶跃响应曲线
Fig. 9 Step response

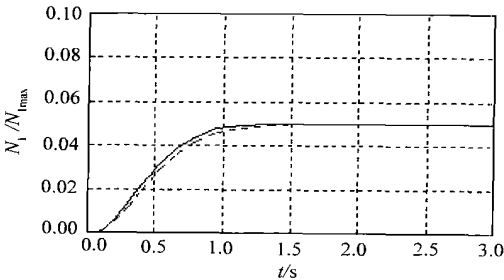


图 10 自适应控制校正后的阶跃响应曲线
Fig. 10 Step response with adaptive control correction

$H = 0, Ma = 1$ 时, 系统响应的很慢。当在 $H = 15 \text{ km}, Ma = 1.2$ 时, 系统响应出现超调, 动态品质变差。图 10 是用本文的方法设计相似参数自适应控制器时回路阶跃响应曲线, 实线为标准状态下动态响应, 虚线是在 $H = 0, Ma = 1$ 和 $H = 15 \text{ km}, Ma = 1.2$ 准状态下动态响应, 由图可见, 在不同的飞行条件下, 系统响应同标准状态下的响应基本相同。

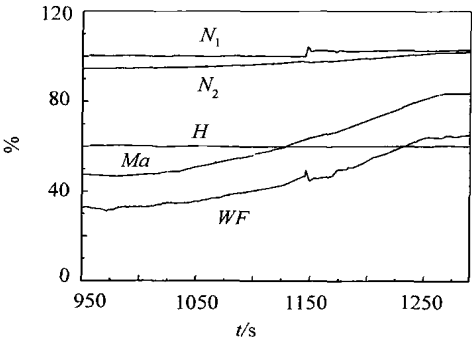


图 11 $H = 15 \text{ km}$ 平飞增速
Fig. 11 Horizontal accelerating at 15 km

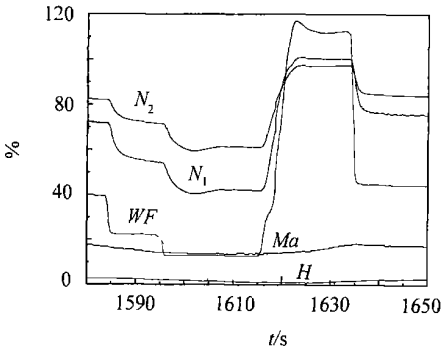


图 12 飞机下滑着陆复飞
Fig. 12 Aircraft glide landing and go-around

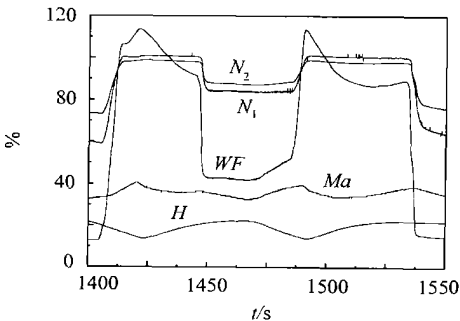


图 13 机动飞行俯冲拉起
Fig. 13 Manoeuvring flight-diving

将相似参数自适应控制的方法用于某型发动机全权限数控系统, 进行了台架试车、高空台试

验、并装某型飞机完成了试飞验证^[1]。图 11 是在 $H = 15\text{ km}$ 平飞增速时控制系统响应曲线,图 12 是飞机下滑着陆复飞过程中,控制系统响应曲线,图 13 是飞机俯冲拉起机动飞行过程中控制系统响应曲线,试验和试飞表明,在全飞行包线内的各种飞行过程中,控制系统都能稳定、可靠地工作并具有较好的稳态性能和动态性能。

参考文献:

[1] 姚华,王国祥. 航空发动机全权限数控系统研究和试飞验证 [J]. 航空动力学报, 2004, 19(2): 247~253.
YAO Hua, WANG Guo-xiang. A Study and Flight Evaluation of Full Authority Digital Engine Control System[J].

Journal of Aerospace Power, 2004, 19(2): 247~253.
[2] 方崇智, 萧德云. 过程辨识[M]. 北京: 清华大学出版社, 1988.
[3] 陶永华. 新型 PID 控制及其应用[M]. 北京: 机械工业出版社, 1998.
[4] 彼特洛夫 Б Н. 燃气涡轮发动机自动控制系统设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 1988.
[5] 李言俊, 张科. 系统辨识理论及应用[M]. 北京: 国防工业出版社 2003.
[6] Astrom K J, Hang C C, Persson P, Ho W K. Towards Intelligent PID Control[J]. *Automatica*, 1992, 28(1): 1~9.
[7] Maggiore M, Ordonez R, Passino K, Adibhatia S. Estimator Design in Jet Engine Applications [R]. *Proc of the 38th Conf on Dec & Cont, Phoenix, Arizona, USA, Dec 1999*.