

文章编号: 1000-8055(2005)04-0679-05

鲁棒控制用于涡喷发动机控制器设计

王 曦¹, 杨 杰¹, 覃道亮¹, 田凤欣², 王海龙²

(1 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083;

2 北京长空机械有限责任公司, 北京 100101)

摘要: 基于LM I(Linear Matrix Inequality, 线性矩阵不等式)的方法, 将PD控制律与鲁棒技术交叉结合, 考虑了控制受限条件, 提出了一种基于LM I的输出反馈PI控制器分段设计的切换方法。这一技术应用于某型涡喷发动机全功能的数字式电子控制器的稳态控制中, 并介绍了该型涡喷发动机控制系统的组成, 包括硬件、软件、步进电机执行机构及燃油计量装置。设计的电子控制器在发动机半实物仿真平台上进行了鲁棒性能的验证, 实现了电子控制器的等转速调节功能和逻辑监控保护功能, 满足涡喷发动机多功能FADEC控制要求。

关键词: 航空、航天推进系统; 数字式电子控制器; PI控制; 鲁棒性能; LM I方法; 半实物仿真; 涡喷发动机

中图分类号: V 233.7

文献标识码: A

Application of Robust Control to the Design of Jet Engine Digital Controller

WANG Xi¹, YANG Jie¹, TAN Dao-liang¹,

TIAN Xin-feng², WANG Hai-long²

(1 School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2 Beijing Changkong Machinery Company Ltd., Beijing 100101, China)

Abstract: Based on the LM I (Linear Matrix Inequality) method, the PD (Proportional Integral Derivative) control law was combined with robust control technique, and the subsection switch skill of PI output feedback control design with constraint of control input for aero-engine was proposed. The technology was applied to the steady state control of the full function digital electronic control system of a jet engine. The constitution of the system, including hardware, software, step motor actuating mechanism and fuel metering device, was introduced. Electronic controller not only can control the rotating speed stable but also have enough logic, multiple control monitor and protective functions. It fulfills all requirements of multiple FADEC control. The designed electronic controller has been carried through robust validity check on the engine semi-hardware-in-loop simulation platform.

Key words: aerospace propulsion system; digital electronic controller; PI control; robust capability; LM I method; semi-hardware-in-loop simulation; jet engine

收稿日期: 2004-08-30; 修订日期: 2004-11-16

作者简介: 王曦(1961-), 男, 山西人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院研究员, 博士, 主要从事航空发动机控制、鲁棒控制、建模及仿真等研究

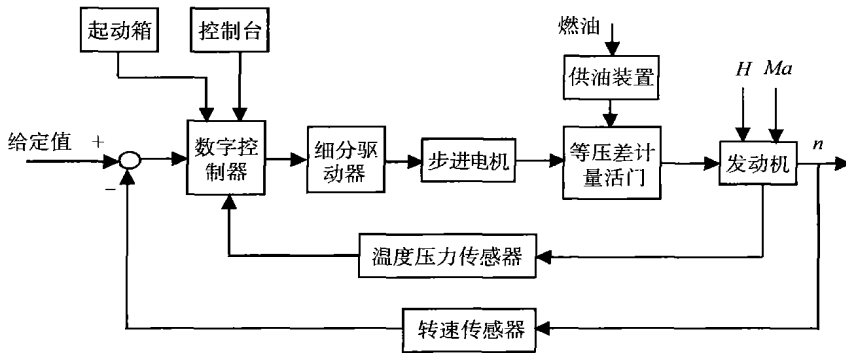


图 1 控制系统结构图

Fig 1 The frame of control system

PD (Proportional Integral Derivative) 控制具有结构简单, 参数物理意义清晰, 易于整定, 工业控制中应用广泛^[1]。LM I (线性矩阵不等式) 是上世纪九十年代随着鲁棒控制技术的研究而发展的凸优化理论^[2]。鲁棒控制技术尽管理论完善, 仿真效果好, 但存在实际应用难的缺憾, 如何将鲁棒控制理论应用于工程中, 以发挥其独到的鲁棒性能优势, 一直成为近年来鲁棒控制工程应用主题。为此, 本文交叉了 LM I 和 PD 二者优势, 考虑了控制受限条件, 提出了一种基于 LM I 的输出反馈 PI 控制器分段设计的切换方法。设计的控制器已用于弹用涡喷发动机数控系统中, 控制鲁棒性在弹用涡喷发动机半实物仿真中得到了验证。

1 系统组成

发动机数字控制系统由传感器、数字式电子控制器、步进电机驱动单元、燃油计量装置等 4 部分组成, 如图 1 所示。

电子控制器功能: 地面和空中自动起动功能; 自动加减速功能; 等转速调节稳态功能; 对发动机超温、超转和滑油压力过低自动保护功能; 对发动机油门行程、点火、冷转、假开车和假热开车单检功能; 自动监控功能; 数控系统自检功能; 地面面试车控制功能; 故障诊断和排故功能等。稳态调节规律为: 飞行条件变化时, 调节供油量 m_f 保持发动机转速 n 不变; 起动供油规律, $m_f = f(t, n, H, M a)$; 加减速供油规律 $m_f = f(t, n, H, M a)$ 。

传感器感受发动机进口温度 T_1^* 、进口压力 P_1^* 、发动机转速 n 、尾喷管排气总温 T_4^* 及滑油压力 P_h 等 5 个信号。

燃油计量装置由齿轮泵、等压差活门、燃油计

量油门组成。

发动机起动箱用于地面面试车控制及监视。接受 CPU 控制输出的开关量信号, 按时序控制固态继电器和接触器, 操作起动电机、系统油路电磁阀及点火开关等。

数控系统控制台通过串口与控制器通信, 用于给数控系统发送命令和接收传感器信号进行实时监控。给数控系统发送命令共有 12 种, 地面起动、冷转、假开车、假热开车、空中起动、停车、慢车状态、80% 状态、91.5% 状态、95% 状态、98.5% 状态和 100% 状态命令。

2 鲁棒 PI 控制器的 LM I 解

考虑系统 Σ

$$\Sigma: \begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx \end{cases}$$

其中: $x \in R^n$, $u \in R^p$, $y \in R^q$, 分别为系统状态向量、控制向量、输出向量。

对 Σ 设计输出反馈 PI 控制器:

$$u = K_p y(t) + K_I \int_0^t y(\tau) d\tau$$

使闭环系统稳定。

首先, 研究 P (比例) 控制器使 Σ 稳定问题, 即寻求控制律:

$$u = K_p y(t) \quad (1)$$

使如下闭环系统 Σ_c 稳定。

$$\Sigma_c: \dot{x} = (A + BK_p C)x$$

定理 1^[4] 若存在正定阵 P, X, 及矩阵 K_p 满足矩阵不等式(2)~(4)时, 则系统 Σ 可由 P 控制器(1)稳定, 且满足控制约束条件 $\|u\| < u_{\max}$ 。· $\|$ 表示欧氏向量 2 范数, x_0 为系统初态。

$$\begin{bmatrix} A^T P + PA - XBB^T P - PBB^T X + XBB^T X & (B^T P + K_p C)^T \\ (B^T P + K_p C)^T & -I \end{bmatrix} < 0 \tag{2}$$

$$\begin{bmatrix} -1 & x_0^T P \\ P x_0 & -P \end{bmatrix} < 0 \tag{3}$$

$$\begin{bmatrix} -P & C^T K_p^T \\ K_p C & -U_{\max}^2 I \end{bmatrix} < 0 \tag{4}$$

证明参见文献[4]。

矩阵不等式(2)不是一个关于 P, K_p, X 的 LM I, 但对给定矩阵 X , (2)是一个关于 P, K_p 的 LM I。将 LM I (Iterative Linear Matrix Inequality) 算法^[3]改进, 应用改进 LM I 算法求解定理 1 可得 PI 控制器^[4]。

其次, 对 Σ , 求解反馈矩阵 K_p, K_I , 使得闭环系统稳定, 并满足控制受约束条件。设:

$$x' = \int_0^t y(\tau) d\tau$$
$$\bar{x} = \begin{bmatrix} x \\ x \end{bmatrix}$$
$$\dot{\bar{x}} = y(t) = Cx$$
$$\dot{\bar{x}} = \bar{A}\bar{x} + \bar{B}u$$
$$\bar{A} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ C & 0 \end{bmatrix}$$
$$\bar{B} = \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix}$$

令:

$$\bar{y} = \begin{bmatrix} y \\ x \end{bmatrix} = \bar{C}\bar{x}$$
$$\bar{C} = \begin{bmatrix} C & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix}$$

则系统 Σ 的 PI 控制器设计问题等价于增广系统 Σ^{aug} 的 P 控制器设计问题。

$$\Sigma^{aug}: \begin{cases} \dot{\bar{x}} = \bar{A}\bar{x} + \bar{B}u \\ \bar{y} = \bar{C}\bar{x} \end{cases}$$
$$u = \bar{K}_p \bar{y} = (K_p \quad K_I) \begin{bmatrix} y(t) \\ \int_0^t y(\tau) d\tau \end{bmatrix}$$

按改进 LM I 算法, 对系统 Σ^{aug} 进行求解, 可得 K_p, K_I 。

3 分段切换控制器设计

在全飞行包线内, 难以用一个控制器获得控

制系统的性能指标, 通常采用在不同的发动机状态范围内按飞行高度和飞行速度分区域设计控制器, 设计的控制器数目是十分可观的, 数控系统不得不在不同子区域进行频繁切换, 而且给设计和验证控制器带来很大的负担。为此, 本文提出了先在海平面标准大气状态下按发动机不同工作状态分段设计控制器, 再按发动机相似换算原理求得发动机在整个飞行包线内的控制规律, 从而大大减少了控制器的数目。

某型单转子涡喷发动机在海平面标准大气状态下从 80%~100% 相对转速内分 6 段获得 6 个标称点归一化模型, 分别为:

$$G_1(s) = \frac{0.4}{0.5s + 1}$$
$$G_2(s) = \frac{0.38}{0.48s + 1}$$
$$G_3(s) = \frac{0.36}{0.46s + 1}$$
$$G_4(s) = \frac{0.34}{0.44s + 1}$$
$$G_5(s) = \frac{0.32}{0.42s + 1}$$
$$G_6(s) = \frac{0.3}{0.4s + 1}$$

分别采用改进 LM I 算法^[4]设计鲁棒 PI 控制器, 得:

$$K_{P1} = 6.5, \quad K_{I1} = 13.34$$
$$K_{P2} = 6.33, \quad K_{I2} = 13.97$$
$$K_{P3} = 6.31, \quad K_{I3} = 14.65$$
$$K_{P4} = 6.5, \quad K_{I4} = 15.5$$
$$K_{P5} = 6.6, \quad K_{I5} = 16.4$$
$$K_{P6} = 6.78, \quad K_{I6} = 17.4$$

分段切换控制器设计算法如下: 发动机在飞行包线内工作时, 由传感器信号 T_1^* , P_1^* 和 N 求得折合转速 $n_{cor} = n \frac{\sqrt{288.15}}{\sqrt{T_1^*}}$, 根据相对折合转速进行逻辑判断, 找到对应于上述 6 段区间的某段鲁棒 PI 控制器, 由 PD 控制器离散算法根据偏差原理进行求解折合供油量 m_{fcor} , 再由相似换算原理求出实际供油量 m_f 输出:

$$m_f = m_{fcor} \frac{p_i^* \sqrt{T_i^*}}{101\,325 \times \sqrt{288.15}}$$

为验证控制器的鲁棒性能, 发动机最大 100% 相对转速状态下, 设参数摄动的模型为:

$$G(s) = \frac{K_T}{T_T s + 1}$$

其中:

$$K_T = 0.3 \pm \Delta K_T \quad \Delta K_T = 0.2$$

$$T_T = 0.4 \pm \Delta T_T \quad \Delta T_T = 0.2$$

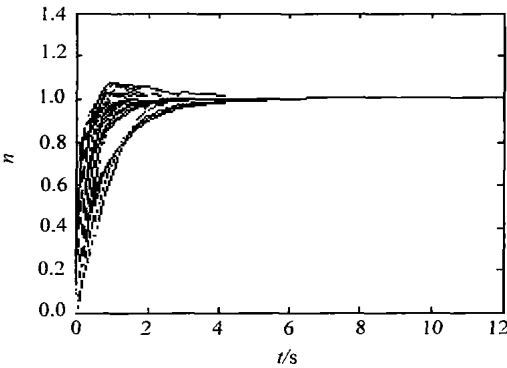


图 2 某型涡喷发动机对最大状态工作点
摄动模型单位阶跃输出响应
(共 35 点)

Fig 2 Step response of some jet engine at the most
working point with perturbed model
(total 35 points)

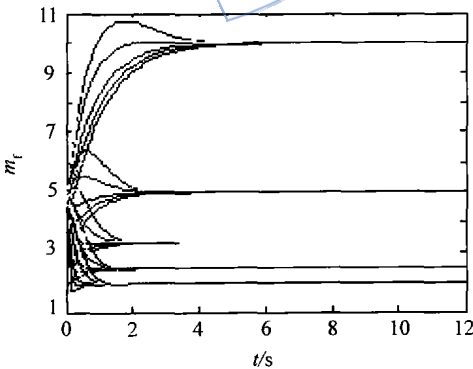


图 3 某型涡喷发动机对最大状态工作点
摄动模型单位阶跃控制量响应
(共 35 点)

Fig 3 Step response of control output at the most
working point with perturbed model
(total 35 points)

模型摄动的范围为: 时间常数变化 75%, 放大系数变化 66.7%, 控制器采用上述设计结果,

即 $K_{P6} = 6.78, K_{I6} = 17.4$ 。将 K_T 从 0.1 间隔 0.1 增至 0.5, T_T 从 0.1 间隔 0.1 增至 0.7, 则由排列组合原理, 共可组成摄动工作点模型 35 个。将所设计 PI 控制器加入到这 35 个工作点模型上, 以验证其鲁棒性。图 2 为转速单位阶跃响应图, 具有对指令信号快速跟踪和较好的动、静态性能, 调节时间为 2 s, 超调量不超过 7%。图 3 为燃油控制量单位阶跃响应。

4 半实物实时仿真验证

为了验证控制器的性能, 分别在地面和高空状态下进行了 80 多次的鲁棒控制性能试验。发动机模型采用了大偏离气动热力非线性实时模型, 采样周期 20 ms。地面试车: 在不同高度、不同海平面温度 (-30°C, 0°C, 15°C, 30°C) 进行分级 100% 试验。高空投放试验分若干个弹道(不同海平面温度)下进行试验。

图 4 为 0~280 s, 9 km 高空投放的实时仿真曲线, 图 4(a) 为飞行高度仿真, 图 4(b) 为飞行马赫数仿真, 图 4(c) 为供油量和涡轮后温度仿真, 图 4(d) 为发动机转速仿真。飞行条件为海平面温度 -15°C, 1 个标准大气压下, 飞行高度 9 000 m, 飞行马赫数 0.8, 在第 50 s 前为空中起动 80% 转速, 而后进入 80% 等转速飞行, 在第 75 s 投放下滑, 第 205 s 秒时进行 2 700 m 高度平飞, 在 210 s 进行 95% 转级, 以后进行 95% 等转速飞行的整个试验过程。其他地面和高空试验仿真图略。仿真结果得到控制系统的静态误差为: 95% 等转速状态不超过 1% (95% 等转速状态为 20 900 r/m in, 实际运行最小转速为 20 791 r/m in, 即相对转速百分比静差为 0.5%, 实际运行最大转速为 21 049 r/m in, 即相对转速百分比静差为 0.7%)。表明设计的电子控制器达到了控制系统要求的鲁棒稳定性能与鲁棒跟踪性能指标。(图 4 的仿真图中, 由于发动机模型中没有考虑发动机起动过程的模型, 因此, 图(a), (b), (c), (d) 中的仿真曲线的横坐标起始时刻不是从第 0 s 开始的)。

作为对比, 在某型涡喷发动机全功能数字式电子控制器的研究中, 稳态控制器一开始采用了传统的 PD 设计技术, 但在 PD 参数的整定中, 花费了相当的时间难以满足在全飞行包线内的稳态误差精度, 尤其在高空用传统 PD 控制出现的问题十分明显, 在地面和低空 3 km 投放的半实物实时仿真试验下, 控制系统的性能基本能够保证, 但到了中空 5 km 投放性能变差, 高空 9 km

图 4 海平面温度- 15℃、1 个标准大气压下, 高空 9 000 m、马赫数 0.8 投放的半实物仿真曲线
Fig 4 Half practicality simulation under the condition when sea level temperature - 15℃,
one standard atmospheric pressure, flight altitude 9 km and flight mach number 0.8

投放时系统不能稳定。仿真图略。

5 结 论

按 LM I 算法将传统 PD 纳入到线性矩阵不等式这一鲁棒控制技术的凸优化理论中求解, 获得了控制器受限的 K_p, K_I 最优解。将鲁棒控制技术与传统 PD 结合, 可以设计出既具有 PD 控制器阶次低且易于工程实现, 又兼有鲁棒性能的优点, 提出的用分段切换控制器的设计方法解决了由于控制器太多不得不进行频繁切换的工程应用问题。所述方法在发动机大偏离气动热力非线性实时模型上进行了半实物实时仿真验证。表明鲁棒控制理论对于航空发动机数字电子控制具有十分重要的工程应用价值。

参考文献

[1] Tan Kok Kiong, Wang Qing-Guo, Hang Chang Chieh. Advances in PD Control[M]. London: Britain: Springer-Verlag, 1999

[2] Boyd S, Ghaoui EIL, Feron E, Balakrishman V. Linear Matrix Inequalities in System and Control Theory [M]. Philadelphia, PA: SIAM, 1994

[3] Cao Y Y, Lam J, Sun Y X. Static Output Feedback Stabilization: An LM I Approach[J]. Automatica, 1998, 34: 1641 ~ 1645

[4] 王曦, 覃道亮. 一种基于 LM I 的航空发动机输出反馈 PI 控制[J]. 推进技术, 2004, 25(6): 530~ 534

WANG Xi, TAN Dao-liang. PI Output Feedback Control for Aero-Engine Based on LM I[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(6): 530~ 534