

文章编号: 1000-8055(2007)05-0829-04

基于内模原理的涡轴发动机状态反馈控制方法

李胜泉^{1,2}, 杨征山², 孙健国¹

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

摘 要: 某型涡轴发动机全权限数控系统采用了状态反馈控制方式. 根据内模原理, 引入伺服补偿器, 设计的控制系统不仅具有较强的鲁棒性, 而且在用于指令跟踪时能消除稳态误差; 根据性能指标要求设计了状态反馈控制器, 从而提高控制系统的品质. 与目前的 PID 控制方式相比较, 半物理模拟试验结果表明该控制方式有显著的性能改进.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 涡轴发动机; 数控系统; 内模原理; 状态反馈
中图分类号: V233.7 **文献标识码:** A

Investigation of state feedback control based on internal model principle for an turbo shaft Engine

LI Sheng-quan^{1,2}, YANG Zheng-shan², SUN Jian-guo¹

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

Abstract: A turbo-shaft engine FADEC system is subjected to the state feedback control mode. Based on the internal principle, a servo compensator was introduced such that the control system could present strong robustness, and also eliminate steady state errors when tracking with commands. According to performance index, a states feedback controller was also designed to improve the performance of the control system. As compared with PID control method, the test results show an outstanding performance of the control system.

Key words: aerospace propulsion system; turbo-shaft engine; FADEC; internal model principle; state feedback

涡轴发动机控制系统功能是保持直升机旋翼转速恒定, 而旋翼是一个大惯性负载. 在旋翼总距进行剧烈变化时, 常规 PID 控制方法很难保证直升机要求的动态性能.

航空发动机数控系统的发展为各种先进控制方法的应用奠定了基础. 国内外有许多专家尝试用现代控制方法设计航空发动机控制系统. 涡扇发动机的现代多变量控制方法已引起广泛的注

意, 但涡轴发动机应用现代控制方法的研究文献不多. 文献[1]研究了针对 T700 涡轴发动机采用 LQG/LTR 方法设计 SISO(单输入单输出)系统和 MIMO(多输入多输出)系统的可行性.

本文采用状态反馈方法, 应用内模原理, 引入伺服补偿器, 根据系统动态性能要求合理配置闭环极点, 使设计出来的控制系统不仅具有较强的鲁棒性, 而且用于控制非线性发动机模型时能消

收稿日期: 2006-04-05; 修订日期: 2007-03-09

作者简介: 李胜泉(1967), 山东莱州人, 中国航空动力控制系统研究所研究员, 南京航空航天大学博士生, 主要研究方向为航空宇航推进理论与工程.

除稳态误差. 半物理试验结果表明这种方法可以获得比常规 PID 控制更好的控制品质.

1 涡轴发动机常规 PID 控制方法

涡轴发动机的控制规律就是保持直升机旋翼转速和给定一致, 发动机的工作状态根据旋翼的负载变化而改变. 目前涡轴发动机控制系统普遍采用的控制方案如图 1 所示^[2].

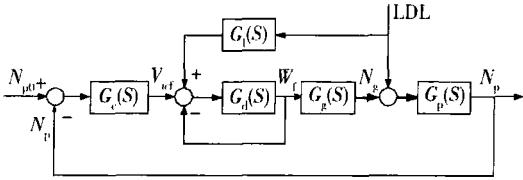


图 1 常规 PID 控制框图

Fig. 1 Block diagram of the control system designed by PID

图中 N_{p0} 为自由涡轮转速给定, N_p 为自由涡轮转速反馈, V_{wf} 为燃油计量活门位置给定, W_f 为进入发动机的燃油流量, N_g 为燃气发生器转速, LDL 为总距信号; 其中各传递函数模型为

自由涡轮: $G_p(S) = K_p(T_pS + 1)$

燃气发生器: $G_g(S) = \frac{K_g e^{-\tau}}{T_g S + 1}$

执行机构: $G_d(S) = \frac{K_d}{T_d S + 1}$

PI 控制器: $G_c(S) = K_{np}(1 + \frac{1}{T_i S})$

LDL 反应旋翼负载变化, 直接影响 N_p 转速. 控制器检测到 N_p 变化后调节燃油流量, 燃油燃烧改变发动机状态即 N_g 变化, 从而保持 N_p 和给定一致. 直升机旋翼是一个大惯性环节, 同时发动机燃烧有延迟时间, 当负载变化后, 控制器感受 N_p 的变化并调节发动机到一个新的状态时, 需要一个时间比较长的过程, 因此很难满足动态性能要求.

目前常用的方法是采取前馈环节, 如图 1 中的 $G_l(S)$. 前馈补偿环节理论上可以抑制所有可以测量的扰动^[3], 在实际应用中发现, 对于确定的负载模型, 采用前馈环节后确实可以做到负载变化完全补偿. 但由涡轴发动机/旋翼系统组成的直升机动力装置在整个飞行包线内表现出严重的非线性和时变性, 很难找到一组适合所有负载特性的前馈控制参数. 图 2 和图 3 是同一组控制参数分别在发动机地面台架和直升机联合试验台上的试验曲线.

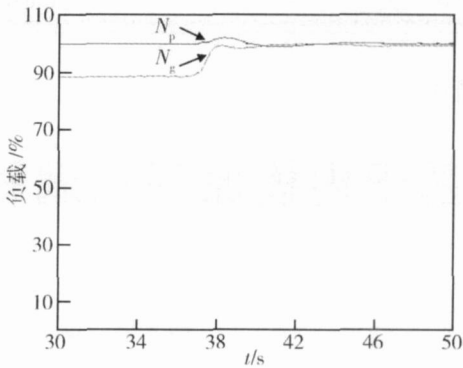


图 2 地面台架上的负载扰动

Fig. 2 Test result on the engine test bed

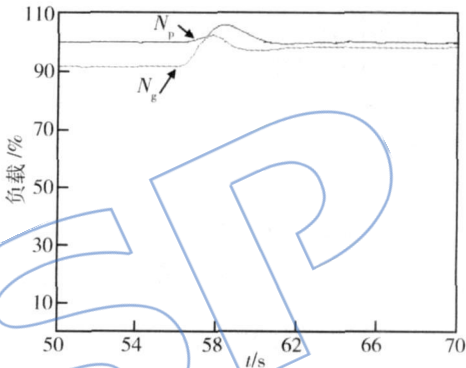


图 3 联合试验台上的负载扰动

Fig. 3 Test result on the helicopter test bed

地面台架采用水力测功器模拟旋翼负载, 联合试验台采用真实的旋翼负载. 在 1 s 内施加相同的负载指令时, 由于两种负载特性不一致, 导致控制系统表现出两种不同的动态性能. 由此可以看出目前单纯依靠前馈控制的方法不能满足所有的负载特性, 因此寻找一种鲁棒性更好的控制方法非常有必要.

2 涡轴发动机状态模型的建立

以某型涡轴发动机为控制对象, 设计过程中应用的名义对象是基于非线性模型的小偏差线性化模型. 如果把 LDL 信号引起的负载变化看成一种负载干扰信号 l , 则包含执行机构的设计对象模型状态空间表达式如下:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + Bl \\ y = Cx \end{cases} \quad (1)$$

其中, 状态变量为

$$x = [N_g, N_p, M_{kp}]^T$$

N_g : 燃气发生器转速(r/min)

N_p : 自由涡轮转速(r/min)

M_{kp} : 动力输出轴扭矩(N·m)

输入为燃油流量控制信号: $u = V_{wf}$
输出为自由涡轮转速: $y = N_p$
干扰信号为总距杆角度: $l = \alpha_{dl}$
式(1)中 x, u, y, l 均应理解为涡轴发动机各变量在平衡位置的偏差量, 为简化起见, 本文中省略了符号 Δ .

采用最小二乘拟合建模方法^[4], 选择高度为 0 km、马赫数为 0, 取发动机平衡工作点为 $N_g = 90\%$, 可以得到系统矩阵如下:

$$A = \begin{bmatrix} -0.8193 & 0 & 0 \\ 2.1775 & -0.2695 & -30.9612 \\ -0.9486 & 0.3389 & -3.1160 \end{bmatrix}$$
$$B = [2.5000 \quad 1.4410 \quad 0.8797]^T$$
$$B_l = [0 \quad 1 \quad 0]^T$$
$$C = [0 \quad 1 \quad 0]$$

3 基于内模原理的状态反馈控制 方案设计

针对对象模型(1), 假设输出 y 需要跟踪的参考信号 $y_0 = N_{p0}$, 跟踪误差信号

$$e = N_{p0} - N_p$$

则扰动信号 α_{dl} 和参考信号 N_{p0} 是未知幅值的阶跃信号, 其不稳定信号模型为^[5]

$$\begin{cases} \dot{x}_c = A_c x_c + B_c e \\ y_c = x_c \end{cases} \quad (2)$$

式中 $A_c = [0], B_c = [1]$.

由对象模型(1)和信号模型(2)串联组成的增广系统的状态方程可表示为

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{x}_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -B_c C & A_c \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ x_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ -B_c D \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} B_l \\ 0 \end{bmatrix} l + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} y_0 \quad (3)$$

根据线性系统理论, 容易证明式(3)所示系统完全可控^[6].

将 u 取为状态反馈控制律

$$u = [-K \quad K_c] \begin{bmatrix} x \\ x_c \end{bmatrix} = -Kx + K_c x_c$$

假设控制对象模型(1)的所有状态 $x = [N_g, N_p, M_{kp}]^T$ 都可以获得; 同时由信号模型(2)可得 $x_c = \int e dt$.

选择控制方案框图如图 4 所示.

状态反馈控制器由伺服补偿器和镇定补偿器两部分组成. 伺服补偿器: $u_1 = \frac{K_c \cdot e}{S}$ 的基本功能

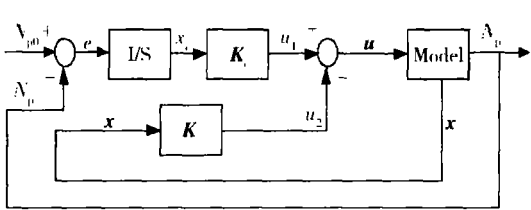


图 4 状态反馈控制框图
Fig. 4 Block diagram of the control system
designed by states feedback

是实现指令跟踪, 消除系统稳态误差; 镇定补偿器: $u_2 = Kx$ 的主要功能是使整个反馈系统实现镇定.

伺服补偿器中包含了参考信号和扰动信号的不稳定模型, 即控制系统引入的内模. 利用内模原理实现无静差跟踪控制具有一个重要优点: 对除了内模以外的受控系统和补偿器的参数变动不敏感^[5], 即具有较好的鲁棒性. 同时在镇定补偿器中引入了状态反馈, 利用了比常规 PID 控制方法更多有关系统的状态信息, 因此可以预测它将具有更优良的控制品质.

增广系统(3)的闭环矩阵为

$$\bar{A} = \begin{bmatrix} A - BK & BK_c \\ -B_c C & A_c \end{bmatrix}$$

其中 $K = [k_1 \quad k_2 \quad k_3], K_c = [k_c]$. 因为系统可控, 故可任意配置极点. 将系统动态性能要求转化为一组期望的闭环极点, 利用极点配置问题的综合方法不难得到状态反馈矩阵 K 和伺服补偿器矩阵 K_c .

4 半物理模拟试验结果

将基于内模原理的状态反馈控制方法用于某型涡轮发动机全权限数控系统, 在半物理模拟试验台上进行了试验验证.

图 5 显示了状态反馈控制方法无静差跟踪指令的能力. 直升机从地面慢车状态向空中慢车状态转换的过程, N_p 给定指令从 75% 增加到 100%, 试验结果表明控制器具有良好的指令跟踪性能, 并且能够消除稳态误差.

为了验证系统性能的改进, 对系统施加一个负载扰动, 分别在 1 s 内施加 30% 负载指令, 图 6 和图 7 分别是常规 PID 控制方法和状态反馈控制方法的试验结果(两种方法都没有采取扰动信号的前馈补偿).

比较图 6 和图 7 中所示自由涡轮转速 N_p 的扰动, 可以看出状态反馈控制方法比常规 PID 控

制方法具有更好的抑制负载扰动的能力。

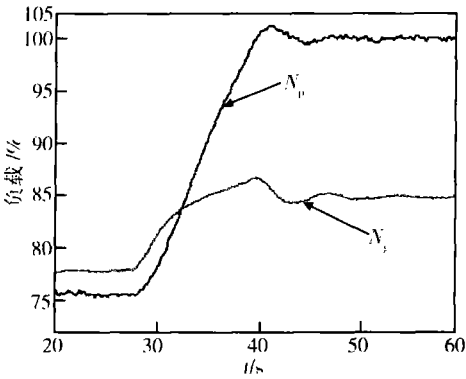


图 5 状态反馈控制方法指令跟踪曲线
Fig.5 Test result of command tracking
by states feedback

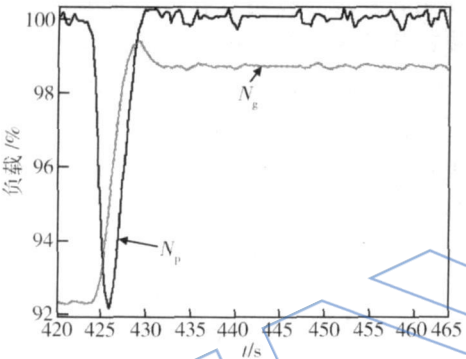


图 6 常规 PID 控制抑制负载扰动曲线
Fig.6 Test result with the load changing by PID

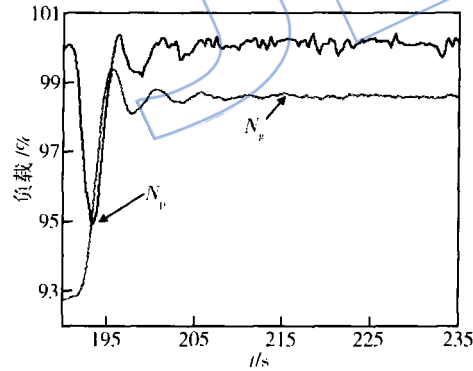


图 7 状态反馈控制抑制负载扰动曲线
Fig.7 Test result with the load changing
by state feedback

状态反馈控制器的设计是建立在 $N_g = 90\%$ 平衡点的小偏差线性模型基础上的, 半物理模拟试验中控制非线性模型时, 在宽广的范围内, 系统仍然是稳定的, 可见基于内模理论的控制方法具有较好的鲁棒性。

5 结 论

本文分析了目前涡轴发动机采用的常规 PID 控制方法, 并基于内模原理, 提出了一种状态反馈控制方法. 通过半物理模拟试验, 可以得出如下结论:

(1) 采用前馈补偿的常规 PID 控制方法在涡轴发动机负载特性发生变化时, 其动态性能不能满足要求;

(2) 本文提出的基于内模原理的状态反馈控制方法, 结构简单, 易于实现. 比常规 PID 控制方法具有更强的鲁棒性和更好的性能, 而且可以消除稳态误差, 适合在涡轴发动机控制系统中应用。

参考文献:

[1] 章霖官译自 NASA-CR-177080. 采用 LQG/LTR 设计方法的 GET 700 发动机多变量控制[R]. 航空动力装置数字控制技术译文(第一集), 无锡: 航空工业总公司第六一四所, 1995.

[2] 杨征山, 李胜泉, 章霖官. 涡轴发动机涡轮转速控制回路方案研究[J]. 航空发动机, 2005, 31(2): 46-50.
YANG Zhengshan, LI Shengquan, ZHANG Linguan. Research on the power turbine speed control loop of turboshaft engine[J]. Aeroengine, 2005, 31(2): 46-50.

[3] 胡寿松. 自动控制原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1984.

[4] 冯正平, 孙建国. 航空发动机小偏差状态变量模型的建立方法[J]. 推进技术, 2001, 22(1): 54-57.
FENG Zhengping, SUN Jianguo. Modeling of small perturbation state variable model for aeroengines[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(1): 54-57.

[5] 郑大钟. 线性系统理论[M]. 北京: 清华大学出版社, 1990.

[6] 杨刚, 孙建国, 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.