

基于 H_∞ 模型匹配的应急飞行控制研究

袁 锁 中

(南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 研究了当飞机常规操纵舵面失效时, 通过调节飞机发动机推力大小来操纵飞机的飞行问题。采用 H_∞ 模型匹配的方法, 设计动态补偿器, 使只调节发动机推力的飞机所表现的特性与在常规舵面操纵下的飞机所表现的特性相近似, 从而使飞行员能在操纵舵面失效的情况下, 按常规操纵的方法通过控制飞机发动机推力来操纵飞机, 实现应急控制。仿真验证了这种方法的有效性。

关 键 词: 飞行控制; H_∞ 控制; 应急控制

中图分类号: V271.4

文献标识码: A

为避免当舵操纵机构失灵、舵面损坏或卡死时, 而出现的机毁人亡的灾难性后果, 80 年代开始, 国际上出现了当舵操纵机构失灵后, 仅调节发动机推力进行飞行控制 (PCA) 的应急控制研究。美国 NASA 分别对 F-27, MD-11, Boeing 727, L101 等几种飞机进行了地面模拟仿真及试飞验证。文献[1, 2]从经典控制的角度对 PCA 问题进行了分析, 并对 PCA 纵向与侧向通道进行了配置与设计。文献[3]主要对 MD-11 型飞机的 PCA 控制系统进行分析, 并进行了试飞验证, 试飞表明, 在常规操纵系统失效的情况下, PCA 系统是可行的。

本文基于 H_∞ 模型匹配的设计思想, 对单操纵飞机发动机推力大小控制飞机表现出的纵向长周期及侧向的荷兰滚运动进行抑制。首先探讨了调节发动机推力控制飞机的原理及途径, 构造了应急飞行的 H_∞ 模型匹配控制的结构框架及设计方法, 最后以 Boeing 720 飞机为例进行了仿真研究。

1 PCA 操纵原理及途径

利用油门进行轨迹控制的可行性反映在如下

三种控制能力, 即进行高度控制的俯仰能力, 进行航向控制的横滚能力和飞行速度改变后的重新配平能力。

(1) 俯仰高度控制。由推力变化而形成的俯仰控制比较复杂, 不同的飞机效果差别很大, 使飞机轨迹变化的因素, 一是利用飞机本身具有的速度稳定性, 短周期内推力的变化引起的速度变化, 导致升力变化而引起飞行轨迹角的变化, 飞机的高度发生改变。引起俯仰的第二种因素是推力线偏移而引起的俯仰力矩。不少飞机的推力线在重心的下面, 增加推力引起上仰的抬头力矩, 这对用油门通过调节推力大小来控制飞机, 这种配置十分理想。另外推力与飞行轨迹不一致, 此时, 推力的垂直分量将引起飞行轨迹的变化。

(2) 横滚航向控制。飞机在差动推力作用下产生侧滑, 由于机翼后掠及上反角效应, 多数飞机产生横滚而改变飞行方向。某些飞机由于横滚及航向的严重耦合形成明显的荷兰滚。给仅用油门的航向控制带来困难。

(3) 配平控制。一旦飞机常规控制面受损, 多数飞机依靠改变推力的大小来改变飞行速度。但当飞机必须在某一飞行速度下工作时, 例如, 必须将飞机下降至某一着陆速度, 此时飞机的配平必须依靠燃油的移动, 收放起落架、襟翼等来完成。

收稿日期: 2000-08-30; 修订日期: 2001-01-08

作者简介: 袁锁中 (1970-), 男, 助研, 博士, 从事飞行器控制、制导与仿真研究。

2 PCA 应急控制的 H_∞ 模型匹配

问题描述

应急飞行的 H_∞ 模型匹配问题描述如下: 当飞机常规操纵机构失效时, 飞行员切换到应急操纵控制模态, 继续通过控制面板指令来操纵飞机, 此时所产生的舵面指令输入到具有增强系统的飞机发动机油门, 控制飞机发动机推力的大小, 继续操纵飞机, 进行抬头、低头、转弯等姿态控制, 使具有增强系统的飞机的响应与常规舵面操纵下飞机的特性相近似, 飞行员感觉没有发生故障。尽管发动机响应时延会造成整个系统的响应的滞后。即要求设计动态反馈控制器, 使得具有动态反馈的油门控制下的闭环系统与由舵控制下的系统相应的传递函数在 H_∞ 意义上相近似。其结构示意图如图 1 所示。

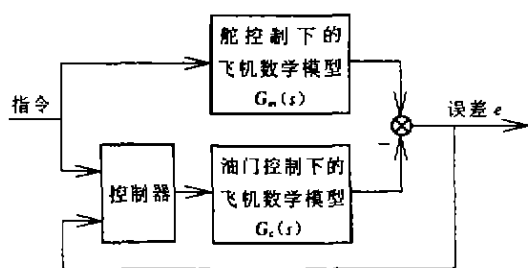


图 1 PCA 模型匹配控制结构示意图

图 1 所示的结构框图中, 采用了匹配误差作为反馈信号, 而不是直接对飞机的状态变量反馈。由于误差信号包含有模型信息, 因此对于建模过程中的不确定因素, 所设计的系统将具有更强的鲁棒性。

3 PCA H_∞ 模型匹配控制器设计

将图 1 所示的 H_∞ 模型匹配控制问题, 转化为图 2 所示的 H_∞ 标准两输入两输出的结构图。图 2 中, w 为输入舵面的指令信号, u 为输入飞机油门的控制信号, $z = [W_1 e \quad W_2 u]^T$ 为要求的误差及控制信号的加权输出, y 为测量反馈信号。对于图 2 所示的增广控制对象 P , 要求寻找正则稳定的控制器 $K(s)$ 。

$$u = [K_1 \quad K_2] \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中:

$$y_1 = w$$

$$y_2 = e = y_m - y_c$$

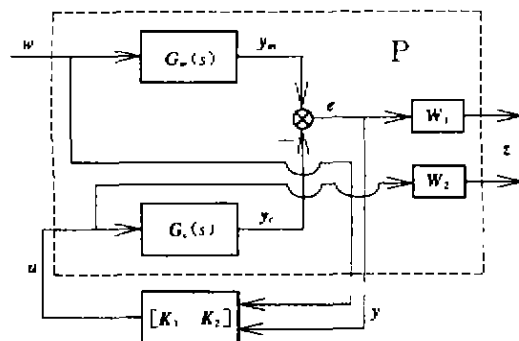


图 2 PCA H_∞ 模型匹配控制结构图

使得闭环系统内部稳定, 且满足:

$$\|T_{zw}\|_\infty < \gamma \quad (2)$$

γ 越小, 表明模型匹配的精度越高。

其中:

$$\begin{aligned} T_{zw} &= \begin{bmatrix} W_1 S_o (G_m - G_c K_1) \\ W_2 [K_1 + K_2 S_o (G_m - G_c K_1)] \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} W_1 S_o (G_m - G_c K_1) \\ W_2 S_i (K_1 + K_2 G_m) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3)$$

式中:

$$S_o = (I + G_c K_2)^{-1}$$

$$S_i = (I + K_2 G_c)^{-1}$$

将图 2 所示的增广对象转化为 H_∞ 标准状态空间描述:

$$\begin{cases} \dot{x}_a = A x_a + B_1 w + B_2 u \\ z = C_1 x_a + D_{11} w + D_{12} u \\ y = C_2 x_a + D_{21} w + D_{22} u \end{cases} \quad (4)$$

对于图 2 所示的 H_∞ 模型匹配问题, 首先根据对控制及误差信号的性能要求选择权函数 W_1 和 W_2 , 构造方程式 (4) 所示的 H_∞ 标准控制问题, 求解两个 Ricatti 方程, 即可求得 H_∞ 控制的状态空间解。

4 仿真研究

以 Boeing720 飞机为例进行仿真计算研究。对于飞机的纵向运动, 其特征根为:

短周期模态:

$$-0.844 \pm 0.989 4i$$

长周期模态:

$$-0.0020 + 0.1170i$$

飞机的纵向飞行状态变量有 x 轴飞行速度 (v)、迎角 (α)、俯仰姿态角 (θ)、俯仰角速率 (q)。控制输入为油门 (δ_T) 及升降舵偏转 (δ_e)。

选择权函数:

$$W_1 = \text{diag} \left[\frac{1}{s+0.1}, \frac{1}{s+0.1}, \frac{10}{s+0.1}, \frac{10}{s+0.1} \right]$$

$$W_2 = \text{diag} \left[\frac{1}{100}, \frac{1}{50} \right]$$

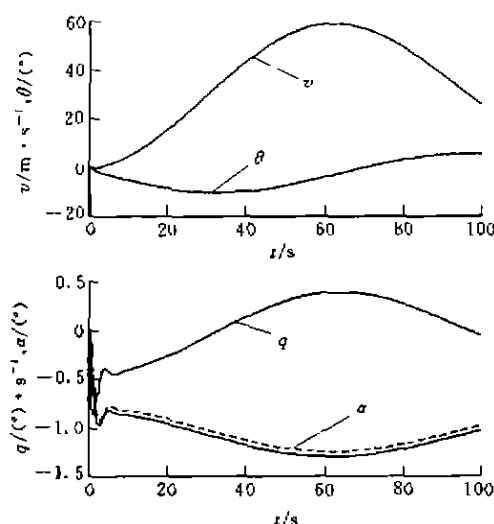


图3 单位指令输入下的飞机响应

飞机侧向运动方程的主要状态量有滚转角 (ϕ)、偏航速率 (r)、滚转速率 (p)、侧滑角 (β)，控制输入为油门 (δ_T)、方向舵 (δ_r) 与副翼舵 (δ_a)。图5为输入信号为副翼指令时的响应曲线。在单位

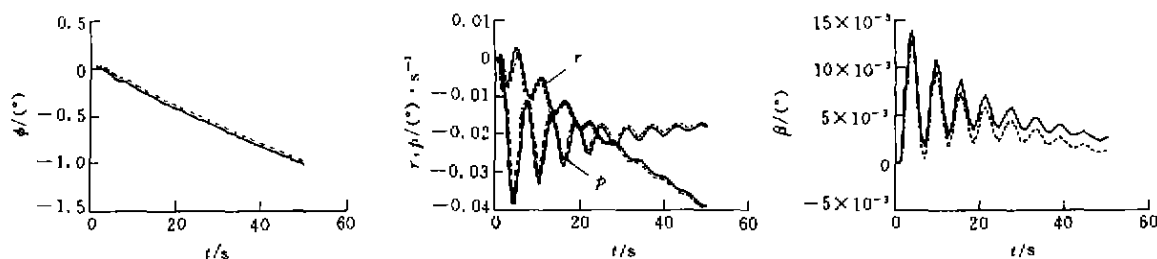


图5 副翼指令输入下的飞机侧向特性

5 结论

研究表明,在飞机常规操纵舵面失效的情况下,通过 H_∞ 模型匹配控制所设计的动态补偿器,只控制发动机推力,飞机所表现的特性与在常规舵面操纵下的飞机所表现的特性基本一致,从而使飞行员能在操纵舵面失效的情况下,按常规操

经设计所得到的闭环系统,在单位升降舵指令 ($\delta_e=1^\circ$) 信号输入下的响应如图3(虚线)所示,与直接控制飞机舵面的特性(图3实线)基本一致(实线与虚线基本重合)。图4为响应的匹配误差曲线,下标 e 代表误差。从图4误差曲线可知,在正升降舵指令输入下,飞机首先低头,这正是所期望的特性。随后飞机出现长周期振荡,对于操纵而言,主要是利用前50s的响应。

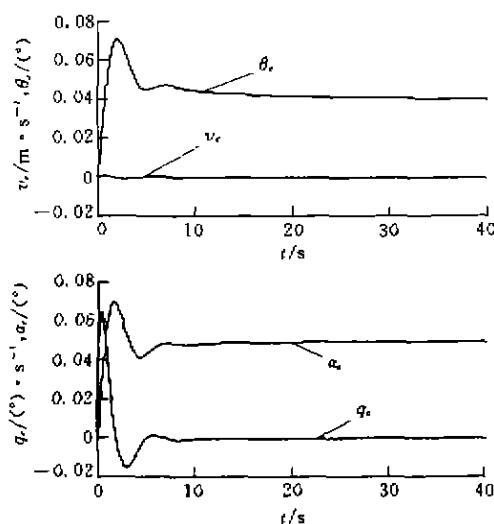


图4 匹配误差曲线

副翼指令 ($\delta_a=1^\circ$) 信号输入下的侧向响应特性如图5(虚线)所示,与直接控制飞机副翼舵面的特性(图5实线)基本一致(图中虚线与实线基本重合)。

纵的方法通过控制飞机发动机推力来操纵,实现应急控制。

参考文献:

- [1] Biezad D J. The propulsive-only flight control system. NAECON[C], Dayton, Ohio: IEEE, 1991. 2:494-500.

- [2] 袁锁中. 仅调节油门的应急飞行控制系统研究[D]. 南京:南京航空航天大学,1995.
- [3] Burken J J, Burcham F W. Flight-test results of propulsion-only emergency control system on MD-11 airplane[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1997, 20(5): 980-987.
- [4] 申铁龙. H_∞ 控制理论及应用[M]. 北京:清华大学出版社,1996.

Design of propulsion only emergency flight control system using H_∞ model matching

YUAN Suo-zhong

(*College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China*)

Abstract: In this paper, the concept of emergency flight control system which uses the engine throttle to manipulate the aircraft in case of control surface failure is discussed. A dynamic compensator is designed using H_∞ model matching technique, which is based on the matching in the H_2 sense between the throttle-actuated crippled aircraft and the nominal control-surface-actuated aircraft model. With the propulsion only emergency flight control system, the pilot can control the aircraft as with the normal control surface. The emergency longitudinal and lateral control system of Boeing720 is designed. Simulation results show that the concept is workable.

Key words: flight control; H -infinity control; emergency flight control