

文章编号: 1000-8055(2004)05-0695-08

H_{∞} 控制在飞行/推进综合控制系统中的应用

王 曦¹, 林永霖¹, 吴永康²

(1 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083;

2 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘要: 研究了多变量控制技术应用于飞行/推进一体化控制器的设计问题。对于耦合的飞行子系统和推进子系统, 建立了飞行/推进综合模型, 分析了对模型输出端乘性不确定性和对跟踪误差性能不确定性的飞行/推进综合多变量反馈控制系统转化为混合灵敏度函数整形问题设计的途径, 提出了一种按时间加权的误差平方积分 (ITAE) 准则选择加权灵敏度函数的方法, 应用混合加权灵敏度 H_{∞} 控制器的设计方法对飞行/推进一体化模型进行了设计, 并对所求的最优控制器进行了控制系统性能仿真验证。

关键词: 航空、航天推进系统; 飞行/推进综合控制; 混合灵敏度; ITAE 准则

中图分类号: V 233. 7

文献标识码: A

H_{∞} Control Applied in Integrated Flight and Propulsion Control Systems

WANG Xi¹, LIN Yong-lin¹, WU Yong-kang

(1. School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100083, China;

2. School of Aeronautic Science and Technology,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: This paper deals with the application of advanced multivariable control technologies to integrated flight and propulsion control systems. Focusing on the coupled flight and propulsion subsystems, the integrated flight and propulsion model was established. The approach which translates the multivariable feedback control problem of integrated flight and propulsion system with multiplicative output perturbation and tracking error performance uncertainty into mixed weighted sensitivity function shaping problem was analyzed. The methodology of selecting weighted sensitivity function based on the Integral of Time multiplied by Absolute Error (ITAE) rule is presented and applied to the design of the integrated flight and propulsion control system model. The optimum control system so obtained is verified by simulation.

Key words: aerospace propulsion system; integrated flight and propulsion control; mixed sensitivity; Integral of Time multiplied by Absolute Error (ITAE) rule

收稿日期: 2003- 12- 17; **修订日期:** 2004- 07- 03

基金项目: 航空科学基金资助项目 (00C51036)

作者简介: 王曦 (1961-), 男, 山西阳曲人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院副研究员, 博士, 主要从事航空发动机控制、鲁棒控制、计算机数据采集、处理测试等研究

多状态歼击机要综合解决许多不同的飞行任务,如空战、空中截击、实现对地目标攻击等,机动性、起飞着陆性能和以亚音速、超音速飞行时的航程是先进歼击机最重要的性能指标。飞机在空中飞行时,发动机前后流场内的压力和速度变化很大,对飞机的气动特性包括升力、阻力和俯仰力矩等产生显著的影响,对飞机形成干扰;同时飞机姿态的变化、飞机机体附近的绕流流场对发动机的工作也产生影响,特别是在超音速飞行和大攻角飞行时影响甚大。现代歼击机由于采用了变几何形状进气道、多变量控制以及矢量推力和反推装置等,使推力和气动力之间、各子系统之间达到了某种程度的耦合,强烈的耦合作用会导致系统产生发散的横向振动、不稳定的荷兰滚和长周期振荡、发动机喘振、转速摆动超转,甚至使发动机熄火。这种环链式的耦合作用若得不到有效的控制,多状态飞行任务就难以实现。

传统的控制方法由于基于飞行控制和动力装置控制相互独立的概念进行设计的,每个子系统性能通常各自最佳,但由于子系统间的耦合作用,在整体上协调工作时各子系统的性能受到恶化,子系统间的耦合带来的干扰,使得整体性能大大下降^[3]。

H_∞ 理论建立于上世纪的八九十年代,在航空发动机多变量控制中已得到成功应用^[4]。本文探讨多变量鲁棒综合控制技术应用用于飞行/推进系统一体化控制的问题,以某型飞机、发动机为研究对象,设计能同时强镇定各子系统的 H_∞ 伺服反馈控制器,并在仿真中对所述方法进行了验证。

1 综合飞行/推进系统耦合模型

设飞机纵向运动线性化模型的状态空间描述为:

$$\dot{X}_a = A_a \cdot X_a + B_a \cdot U_a + H_{ae} \cdot Y_{ae}$$

$$Y_a = C_a \cdot X_a$$

其中:

$$X_a = [V, \alpha, q, \theta, H]^T, \quad U_a = \delta$$

$$Y_{ae} = P, \quad Y_a = [H, M a]^T$$

V 为飞行速度, α 为攻角, q 为俯仰角速率, θ 为俯仰角, H 为飞行高度, δ 为飞行升降舵偏角, $M a$ 为飞行马赫数, P 为发动机推力。

发动机线性化模型的状态空间描述为:

$$\dot{X}_e = A_e X_e + B_e U_e + H_{ea} Y_{ea}$$

$$Y_e = C_e X_e + D_e U_e + G_{ea} Y_{ea}$$

其中:

$$X_e = [n_l, n_h, m_f]^T, \quad U_e = [G_f, A_8]^T$$

$$Y_{ea} = [H, M a]^T$$

$$Y_e = [P, m_a, T_3^*, S_L, S_H, sfc]^T$$

n_l 和 n_h 分别为低压、高压压气机转子转速, m_f 为主燃油量, G_f 为供油装置的输入油量, 主供油执行机构的传递函数为 $m_f(s) = \frac{1}{0.1s + 1} G_f(s)$, A_8 为尾喷口面积, P 为发动机推力, m_a 为低压压气机空气流量, T_3^* 为高压涡轮进口总温, S_L 和 S_H 分别为低压、高压压气机稳定裕度, sfc 为耗油率。

飞机纵向模型与发动机模型的耦合是通过发动机推力 P 和飞行高度 H 、飞行马赫数 $M a$ 建立的, 对二个子系统的耦合关系进行扩维综合, 可得纵向飞行/推进系统模型为:

$$\dot{X} = A \cdot X + B \cdot U$$

$$Y = C \cdot X + D \cdot U$$

其中:

$$X^T = [X_a^T \quad X_e^T], \quad U^T = [U_a^T \quad U_e^T]$$

$$Y^T = [Y_a^T \quad Y_e^T]$$

2 加权灵敏度函数矩阵的设计

飞行/推进一体化模型的多变量反馈控制系统结构如图 1 所示。 $G(s)$ 为耦合后的一体化被控对象, 其状态空间模型为 Σ , $K(s)$ 为多变量鲁棒控制器, Δ_{mult} 为被控对象的未建模动态, 由输出乘性不确定性表示, Δ_{perf} 为虚构的性能不确定性, u_{10} 为参考命令, y_2 为跟踪命令误差, u_2 为控制器输出, y 为被控对象输出, 定义从 u_{10} 到 y_2 , y 的闭环传递函数矩阵分别为灵敏度函数矩阵 $S(s)$ 、补灵敏度函数矩阵 $T(s)$, 则:

$$S(s) = [I + L(s)]^{-1}$$

$$T(s) = L(s) [I + L(s)]^{-1} = I - S(s)$$

其中, $L(s) = G(s)K(s)$ 为开环传递函数, 满足:

当 $\sigma(L(s)) \gg 1$ 时:

$$S(s) = [I + L(s)]^{-1} \approx L^{-1}(s)$$

以及

当 $\sigma(L(s)) \ll 1$ 时:

$$T(s) = L(s) [I + L(s)]^{-1} \approx L(s)$$

由于 $S(s)$ 的奇异值反映了系统输出对系统干扰的抑制能力, $T(s)$ 的奇异值反映了系统对未建模动态及传感器高频噪声的鲁棒稳定性能力, 取 $W_S^{-1}(j\omega)$ 和 $W_T^{-1}(j\omega)$ 分别为性能上界和鲁棒稳定

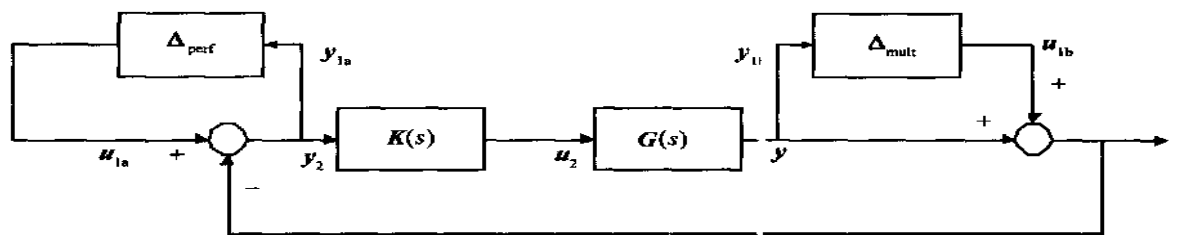


图 1 飞行/推进一体化模型的多变量反馈控制系统结构

Fig 1 Frame of multivariable feedback control for integrated flight and propulsion system

上界,使得 $S(s)$ 的奇异值和 $T(s)$ 的奇异值满足:

一体化多变量反馈控制系统等价转化为图 2 所示的混合灵敏度问题。

$$\overline{\sigma}[S(j\omega)] \leq \sigma[W_s^{-1}(j\omega)]$$

$$\overline{\sigma}[T(j\omega)] \leq \sigma[W_T^{-1}(j\omega)]$$

为此在图 1 中加入加权灵敏度函数矩阵 $W_s(s)$ 和加权补灵敏度函数矩阵 $W_T(s)$ 分别对误差信号和输出信号进行抑制,并对控制信号 U 给以加权函数矩阵 $W_K(s)$ 进行约束,则可将飞行/推进

定义:

$$y_1^T = [y_{1a} \quad y_{1k} \quad y_{1b}]$$

则

$$y_{1a} = W_s u_1 - W_s G u_2$$

$$y_{1k} = W_K u_2$$

$$y_{1b} = W_T G u_2$$

$$y_2 = u_1 - G u_2$$

定义广义被控对象 $P(s)$ 为:

$$\begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \end{bmatrix} = P(s) \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix}$$

则:

$$P(s) = \begin{bmatrix} W_s & -W_s G \\ 0 & W_K \\ 0 & W_T G \\ I & -G \end{bmatrix}$$

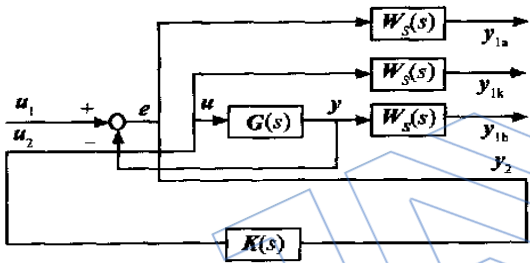


图 2 加权混合灵敏度函数设计问题

Fig 2 Problem of designing mixed weighted sensitivity function

由线性分式变换 LFT 关系,存在:

$$T_{y_1 u_1}(s) = P_{11}(s) + P_{11}(s) [I - K(s) P_{22}(s)]^T K(s) P_{21}(s) =$$

$$\begin{bmatrix} W_s(s) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -W_s(s)G(s) \\ W_K(s) \\ W_T(s)G(s) \end{bmatrix} [I + K(s)G(s)]^{-1} K(s) I =$$

$$\begin{bmatrix} W_s(s) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -W_s(s)G(s) \\ W_K(s) \\ W_T(s)G(s) \end{bmatrix} K(s) [I + G(s)K(s)]^{-1} I =$$

$$\begin{bmatrix} W_s(s) - W_s(s)G(s)K(s)[I + G(s)K(s)]^{-1} \\ W_K(s)K(s)[I + G(s)K(s)]^{-1} \\ W_T(s)G(s)K(s)[I + G(s)K(s)]^{-1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} W_s S \\ W_K K S \\ W_T T \end{bmatrix}$$

因此,飞行/推进综合控制系统的鲁棒控制器设计问题可归结为:对于图 2 所示的闭环系统,寻求一个正则实有理函数矩阵 $K(s)$,使闭环系统内稳定,且满足性能指标 $\min_{K \text{ 稳定化}} \|T_{y_1 u_1}\|_\infty$ 或通过 γ

迭代求解使得 $\|T_{y_1 u_1}\|_\infty \leq \gamma$

加权灵敏度函数矩阵 $W_s(s)$ 和加权补灵敏度函数矩阵 $W_T(s)$ 以及加权函数矩阵 $W_K(s)$ 直接影响着上述问题的求解,对闭环系统的鲁棒稳定性

和鲁棒性能影响甚大^[1,2]。考虑到由 ITAE 准则即: $J = \int t |e(t)| dt$ 是以时间加权的绝对误差积分准则, 能使系统的误差信号体现最优, 其中 $e(t)$ 为跟踪误差信号, 若以这一准则对系统性能指标进行评价, 则满足最优 ITAE 准则的 n 阶理想的目标传递函数为:

$$T_0(s) = \frac{a_n}{s^n + a_1 s^{n-1} + \cdots + a_{n-1} s + a_n}$$

如果反馈系统的闭环性能即从参考输入到被控输出的传递函数要逼近这一目标, 则加权灵敏度函数矩阵 $W_s(s)$ 和加权补灵敏度函数矩阵 $W_T(s)$ 可以通过以下方法反求, 原理如下: 设最小化 ITAE 指标的理想闭环传递函数为 $T_0(s)$:

$$T_0(s) = L(s) [I + L(s)]^{-1}$$

其中, $L(s) = G(s)K(s)$ 为等效开环传递函数, 如果要求设计的系统动态特性能够逼近 $T_0(s)$, 则考虑到:

$$\overline{\sigma}[S(j\omega)] \leq \sigma[W_s^{-1}(j\omega)]$$

$$\overline{\sigma}[T(j\omega)] \leq \sigma[W_T^{-1}(j\omega)]$$

按:

$$W_T^{-1}(s) = \frac{T_0(s)}{\alpha}$$

$$W_s^{-1}(s) = \frac{I - T_0(s)}{\beta}$$

选择, 其中 $0 \leq \alpha, \beta \leq 1$, 同时考虑到加权函数阶次

的大小直接影响控制器阶次的大小, 为使控制器的阶次不至于过大, 在此选 1 阶 ITAE 准则的标准传递函数:

$$T_0(s) = \frac{w_n}{s + w_n}$$

其中 $w_n t_s = 4.5$, t_s 为调节时间, w_n 为自然频率, 并考虑到 $W_s(s)$ 和 $W_T(s)$ 的正则稳定性, 则可由 ITAE 准则确定 $W_s(s)$ 和 $W_T(s)$ 如下:

$$W_s(s) = \frac{\beta(s + w_n)}{s + \epsilon} I_q$$

$$W_T(s) = \frac{\alpha(s + w_n)}{\epsilon s + w_n} I_q$$

其中: 下标 q 表示原系统的控制通道数, 加权函数矩阵 $W_K(s)$ 的物理意义在于对控制输出信号的能量限制, 可用对角定常矩阵构造 $W_K(s) = \text{diag}\{a_1, \cdots, a_q\}$, 具体情况要由实际执行机构的物理限制在控制器的设计中通过仿真反复调试若干次后才能确定。

在仿真设计中若达不到系统的性能要求, 可用 2 阶以上的由 ITAE 准则的标准传递函数设计加权函数。

3 算 例

某型飞机, 发动机在飞行高度为 11 km, 飞行马赫数为 1, 发动机工作在某一状态下, 建立的一体化模型为:

A =

- 2.795 2e - 2	- 4.670 4	0	- 9.806 5	1.435 4e - 1	1.364 4e - 4	1.648 9e - 6	2.950 5
- 2.043 3e - 4	- 6.212 5e - 1	1.000 0	0	4.220 2e - 3	- 2.920 1e - 8	- 3.528 9e - 10	- 6.314 6e - 4
6.810 9e - 4	- 8.228 1	- 1.258 1	0	- 7.119 4e - 2	- 8.613 3e - 7	- 1.040 9e - 8	- 1.862 6e - 2
0	0	1.000 0	0	0	0	0	0
0	- 2.950 7e - 1	0	- 2.950 7e - 1	0	0	0	0
- 1.026 5e + 1	0	0	0	4.673 4e + 2	- 1.563 3	5.192 2e - 1	8.630 8e + 3
- 2.034 8	0	0	0	4.093 4e + 2	2.495 7e - 1	- 2.031 9	6.297 3e + 3
0	0	0	0	0	0	0	- 1.000 0e + 1

B =

- 2.305 9	- 6.295 9e - 1	- 8.595 0
- 9.870 8e - 2	1.347 4e - 4	1.839 5e - 3
- 1.199 6e + 1	3.974 4e - 3	5.425 8e - 2
0	0	0
0	0	0
0	- 1.136 2e + 3	6.377 5e + 4
0	1.059 3e + 3	3.600 5e + 3
0	1e + 1	0

$C =$

$$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 3.389\ 0e-3 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -1.863\ 6e-1 & 0 & 0 & 0 & -9.016\ 3e+2 & 7.980\ 7e-1 & 9.644\ 4e-3 & 1.725\ 8e+4 \\ 8.308\ 8e-2 & 0 & 0 & 0 & -4.058\ 6 & 1.652\ 2e-3 & 8.609\ 6e-5 & -1.330\ 7e-1 \\ -1.508\ 8 & 0 & 0 & 0 & 8.262\ 7e+1 & -1.754\ 1e-2 & 2.059\ 5e-2 & 1.420\ 9e+3 \\ 3.324\ 8e-6 & 0 & 0 & 0 & -1.297\ 3e-2 & -7.065\ 9e-5 & 1.639\ 6e-4 & -2.500\ 3e-1 \\ 1.449\ 4e-3 & 0 & 0 & 0 & -3.172\ 3e-2 & 6.580\ 0e-5 & -7.499\ 1e-5 & -6.269\ 6e-1 \\ 2.073\ 9e-6 & 0 & 0 & 0 & 8.094\ 6e-3 & -7.110\ 7e-6 & -8.650\ 3e-8 & 1.187\ 5e-1 \end{bmatrix}$$

$D =$

$$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & -3.682\ 5e+3 & -5.027\ 3e+4 \\ 0 & 4.455\ 8e-2 & 1.817\ 5e-1 \\ 0 & -2.542\ 9e+1 & -6.313\ 6e+1 \\ 0 & 5.572\ 6e-2 & 1.505\ 0e-1 \\ 0 & 1.468\ 0e-1 & 4.820\ 0e-1 \\ 0 & 3.275\ 6e-2 & 4.492\ 4e-1 \end{bmatrix}$$

设飞机纵向运动的俯仰姿态是由升降舵伺服机构通道的输出飞行升降舵偏角 δ 作为俯仰角 θ 的调节输入进行控制的, 发动机推力 P 和发动机低压转子转速 n_L 是通过主燃油量 m_f 执行机构通道和尾喷口面积 A_8 执行机构通道进行调节的, 则一体化被控对象模型确定为:

$$\dot{X} = A \cdot X + B \cdot U, \quad Y_1 = C_1 \cdot X + D_1 \cdot U$$

其中状态向量 X 、控制向量 U 的定义如上, $Y_1 = [\theta, n_L, P]^T$ 为被控输出

$C_1 =$

$$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -1.863\ 6e-1 & 0 & 0 & 0 & -9.016\ 3e+2 & 7.980\ 7e-1 & 9.644\ 4e-3 & 1.725\ 8e+4 \end{bmatrix}$$

$D_1 =$

$$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & -3.682\ 5e+3 & -5.027\ 3e+4 \end{bmatrix}$$

飞机、发动机稳态性能数据为: 俯仰角 $\theta = 0.063\ 1\ \text{rad}$, 发动机推力 $P = 13\ 144.43\ \text{N}$, 低压转子转速 $n_L = 10\ 668.34\ \text{r/min}$, 飞行升降舵偏角 $\delta = -0.060\ 2\ \text{rad}$, 主燃油量 $m_f = 0.43\ \text{kg/s}$, 尾喷口面积 $A_8 = 0.237\ 5\ \text{m}^2$ 。对于三通道输入 δ, A_8, G_f 和三通道输出 θ, P, n_L 的飞行/推进一体化多变量反馈控制系统, 控制通道数 $q = 3$, 选飞机/发动机一体化控制规律为:

$$\delta \rightarrow \theta = \text{常数}$$

$$G_f \rightarrow n_L = \text{常数}$$

$$A_8 \rightarrow P = \text{常数}$$

设 $t_s = 0.5$, 则 $w_n = 9$, 取:

$\alpha = 0.95, \quad \beta = 0.95$

$\epsilon = 0.000\ 1, \quad a_1 = 1$

$a_2 = 1, \quad a_3 = 1$

则加权函数矩阵构造如下:

$$W_s(s) = \frac{0.95(s+9)}{s+0.000\ 1} I_3$$

$$W_T(s) = \frac{0.95(s+9)}{0.000\ 1s+9} I_3$$

$$W_K(s) = I_3$$

用 γ 迭代求解 $\|\gamma_{T_{y_1 u_1}}\|_\infty \leq 1$ 问题, 求得 $\gamma_{\text{opt}} = 0.376\ 95$, 将所求控制器对飞行/推进一体化多变量反馈控制系统进行仿真, 分别对俯仰角 θ 发

动机推力 P 、低压压气机转子转速 n_L 这三个通道, 达到稳态 1 s 后, 加入以下阶跃激励信号进行仿真, 结果如下。

在 $\delta \rightarrow \theta$ 通道加入 $\Delta\theta = 0.631 \text{ rad}$ 的阶跃激励信号, 仿真曲线如图 3~ 图 5 所示。图 3 为 θ 的

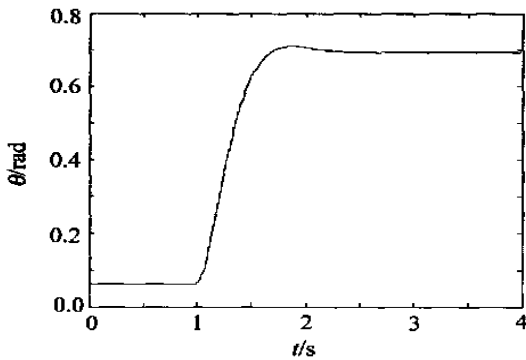


图 3 当 $\Delta\theta = 0.631 \text{ rad}$ 时, θ 的跟随响应
Fig 3 θ Tracing response when $\Delta\theta = 0.631 \text{ rad}$

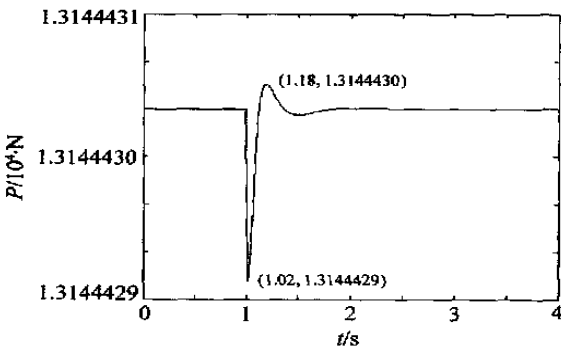


图 4 当 $\Delta\theta = 0.631 \text{ rad}$ 时, 对耦合输出通道 P 的干扰响应

Fig 4 Disturb response on coupled P output channel when $\Delta\theta = 0.631 \text{ rad}$

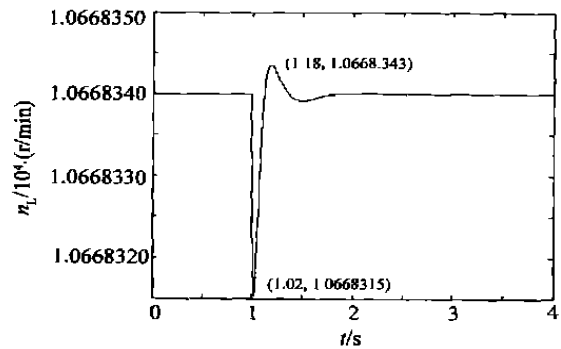


图 5 当 $\Delta\theta = 0.631 \text{ rad}$ 时, 对耦合输出通道 n_L 的干扰响应

Fig 5 Disturb response on coupled n_L output channel when $\Delta\theta = 0.631 \text{ rad}$

跟随响应, 超调量 $\sigma = 1.5\%$, 调节时间 $t_s = 1.2 \text{ s}$, 图 4 为对耦合输出通道 P 的干扰响应, 图 5 为对耦合输出通道 n_L 的干扰响应。

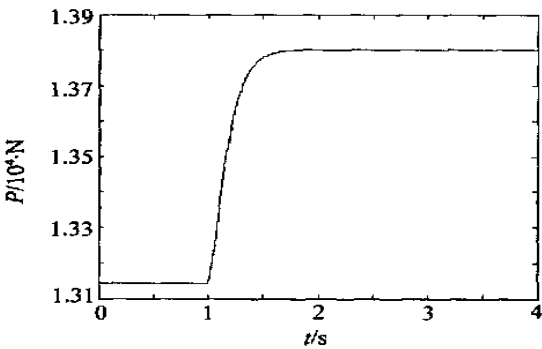


图 6 当 $\Delta P = 657.2215 \text{ N}$ 时, P 的跟随响应
Fig 6 P Tracing response when $\Delta P = 657.2215 \text{ N}$

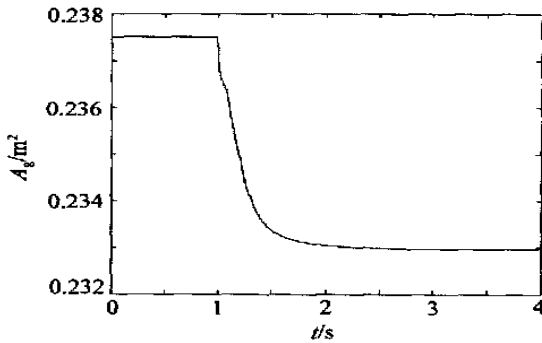


图 7 当 $\Delta P = 657.2215 \text{ N}$ 时, 对其输入通道 A_8 的响应

Fig 7 Response on A_8 input channel when $\Delta P = 657.2215 \text{ N}$

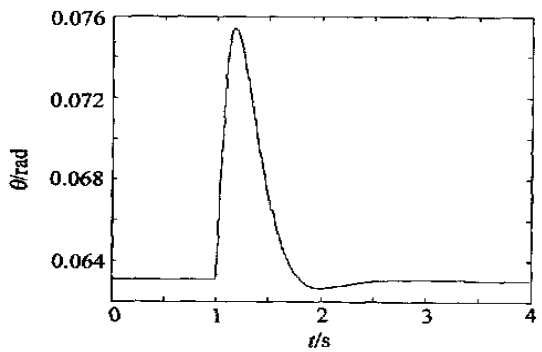


图 8 当 $\Delta P = 657.2215 \text{ N}$ 时, 对耦合输出通道 θ 的干扰响应

Fig 8 Disturb response on θ channel when $\Delta P = 657.2215 \text{ N}$

在 $A_8 \rightarrow P$ 通道加入 $\Delta P = 657.2215 \text{ N}$ 的 5% 的阶跃激励信号, 仿真曲线如图 6~ 图 11 所示。图 6 为 P 的跟随响应, 无超调量, 调节时间 $t =$

0.7 s, 图 7 为对其输入通道 A_8 的响应, 图 8 为对耦合输出通道的干扰响应, 图 9 为对耦合输出通道 n_L 的干扰响应, 图 10 为对耦合输入通道 δ_e 的

干扰响应, 图 11 为对耦合输入通道 G_f 的干扰响应。

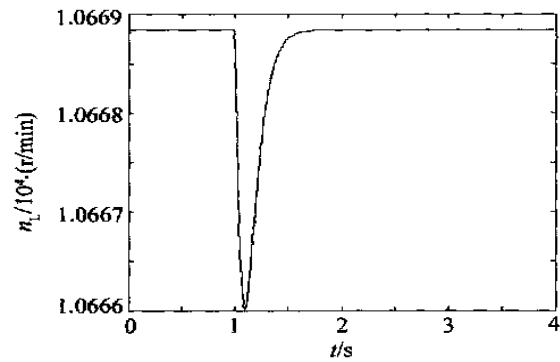


图 9 当 $\Delta P = 657.221\text{ 5 N}$ 时, 对耦合输出通道 n_L 的干扰响应

Fig 9 Disturb response on n_L channel when $\Delta P = 657.221\text{ 5 N}$

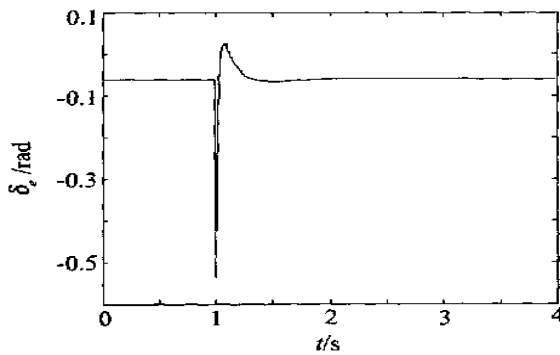


图 10 当 $\Delta P = 657.221\text{ 5 N}$ 时, 对耦合输入通道 δ_e 的干扰响应

Fig 10 Disturb response on δ_e channel when $\Delta P = 657.221\text{ 5 N}$

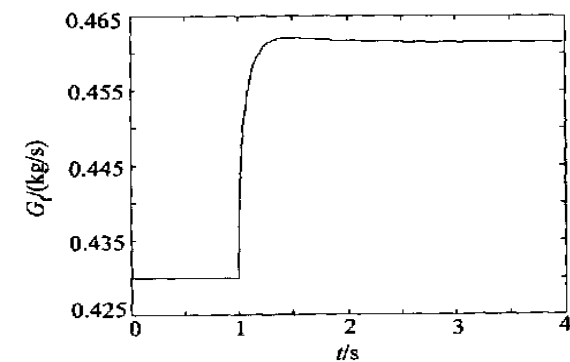


图 11 当 $\Delta P = 657.221\text{ 5 N}$ 时, 对耦合输入通道 G_f 的干扰响应

Fig 11 Disturb response on G_f channel when $\Delta P = 657.221\text{ 5 N}$

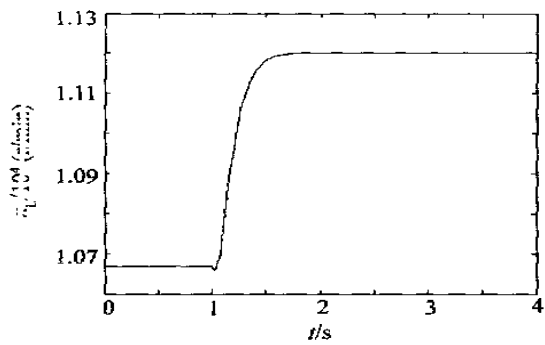


图 12 当 $\Delta n_L = 533\text{ r/m in}$ 时, n_L 的跟随响应
Fig 12 n_L Tracing response when $\Delta n_L = 533\text{ r/m in}$

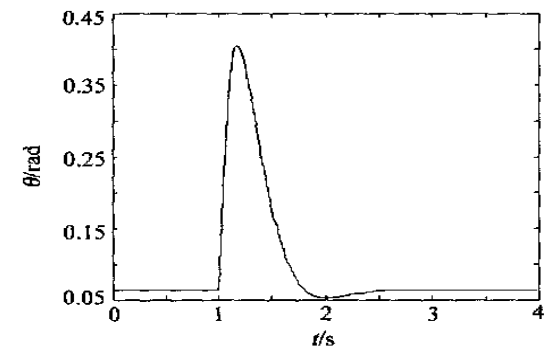


图 13 当 $\Delta n_L = 533\text{ r/m in}$ 时, 对耦合输出通道 θ 的干扰响应
Fig 13 Disturb response on coupled θ output channel when $\Delta n_L = 533\text{ r/m in}$

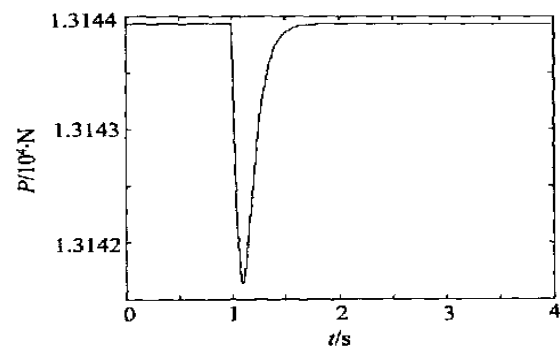


图 14 当 $\Delta n_L = 533\text{ r/m in}$ 时, 对耦合输出通道 P 的干扰响应
Fig 14 Disturb response on coupled P output channel when $\Delta n_L = 533\text{ r/m in}$

在 $G_f \rightarrow n_L$ 通道加入 $\Delta n_L = 533.417\text{ r/m in}$ 的 5% 的阶跃激励信号, 仿真曲线如图 12~ 图 14 所示。图 12 为 n_L 的跟随响应, 无超调量, 调节时间 $t = 0.6\text{ s}$, 图 13 为对耦合输出通道 θ 的干扰响应,

图 14 为对耦合输出通道 p 的干扰响应。

从仿真结果可知, 设计的控制器达到了无静差跟踪, 有较好的动态响应过程。

4 结 论

本文探讨了对于飞行、推进一体化系统设计多变量控制器问题, 为了追求整体系统的综合性能指标, 按 ITAE 准则构造加权灵敏度函数, 采用 H_∞ 控制器设计技术, 获得了对控制器的优化解, 并进行了飞行/推进一体化控制系统的性能验证。这一结果有助于今后飞推一体化控制发展方向的研究的展开。

参考文献

[1] 郭迎清, 田童军 某新机综合飞行/推进系统 H_∞ 控制器设计[J]. 航空动力学报, 2003, 18(4): 524- 529
GUO Ying-qing, TIAN Tong-jun The Integrated Flight/Propulsion H_∞ Controller Design for a New Fighter[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2003, 18((4): 524- 529

[2] 王曦, 曾庆福 频域不确定性系统加权混合灵敏度函数频域整形[J]. 航空学报, 1999, 20(4): 358- 361.

[3] Schieman J D. A Comparative Study of Multivariable Robustness Analysis Method as Applied to Integrated Flight and Propulsion Control[R]. AIAA - 93- 3809

[4] Adibhatla S, Collier G J, Zhao X. H_∞ Control Design for a Jet Engine[R]. AIAA , 98- 3753