

文章编号:1000-8055(2013)01-0233-08

飞行/推进系统分散控制优化设计及鲁棒性分析

代冀阳, 黄 盈, 彭 琛

(南昌航空大学 测试与光电工程学院 无损检测技术教育部重点实验室, 南昌 330063)

摘 要: 以一种短距起降战斗机的飞行/推进综合控制系统设计为背景, 对分散控制如何保持集中控制的性能和鲁棒性的问题提出利用优化的思想设计分散控制器。首先采用遗传算法设计集中控制器, 作为分散控制的性能参考, 然后给出具有接口变量的分散控制器设计方法, 通过分析得出影响分散控制性能的关键因素, 并通过数学推导得到以频率加权矩阵为设计参数的分散控制性能表达式, 将分散控制器设计转化为优化问题, 采用遗传算法求解得到分散控制器。分散控制器设计中同时用到了一种改进的平衡降阶方法。通过仿真和结构奇异值分析验证了这种优化设计方法可使分散控制达到集中式控制的性能和鲁棒性。

关 键 词: 飞行/推进综合控制; 分散控制; 集中控制; 优化; 接口变量; 遗传算法; 结构奇异值
中图分类号: V233.7 **文献标志码:** A

Optimization design and robustness analysis of decentralized control for integrated flight/propulsion systems

DAI Ji-yang, HUANG Ying, PENG Chen

(Key Laboratory of Nondestructive Testing, School of Measuring and Optical Engineering
Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: With an integrated flight/propulsion control system of a short take-off and landing fighter as design plant, an optimization design approach for decentralized control was proposed in order that it can maintain the performance and robustness of its corresponding centralized control. A centralized controller was firstly designed by using genetic algorithm as the performance reference for the decentralized controllers. The optimization design method for the decentralized controllers with interface variable was then provided. A critical element affecting decentralized control performance was analyzed and the decentralized control performance expression using frequency weighted matrix as design parameter was deduced. The problem of designing the decentralized controllers was converted into optimization problem solved by genetic algorithm. An improved balanced reduction method was also used in decentralized controller design. The simulation and structured singular value analysis show that the proposed optimization design method is so effective that the decentralized control system approximately reaches the same performance and robustness achieved by centralized control system.

Key words: integrated flight/propulsion control; decentralized control; centralized control; optimization; interface variable; genetic algorithm; structured singular value

收稿日期: 2011-12-19

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130114.1726.201301.233_032.html

基金项目: 国家自然科学基金(61164015); 航空科学基金(2011ZA56021); 江西省研究生创新专项资金(YC10A114)

作者简介: 代冀阳(1966—), 男, 江西九江人, 教授, 博士, 主要从事智能计算与优化、鲁棒控制及应用等研究。

新一代战斗机具有大迎角机动和短距起降等超机动能力,其配备了除常规空气舵面以外的其他多个控制部件,如直接力控制、矢量推力喷管等^[1],这些控制部件分散在飞机机体与推进系统上,如何有效地组织控制部件相互配合完成飞行员和飞行管理系统发出的指令,同时减轻飞行员的操纵负担,是飞行/推进综合控制最需要解决的关键技术。目前综合控制系统设计方法中,将飞机与发动机看作一个整体进行建模得到综合的模型,对其进行控制,设计一个全局高度的控制器,这种控制方法称为集中控制^[2]。由于综合模型本身包含了飞机与发动机之间的耦合作用,因而集中控制能够代表系统的最优性能。但集中控制存在控制器过于复杂不利于实现和发动机无法单独校验的问题^[3]。

文献[4]中采用递阶分散控制方法设计综合系统,这种方法的优点在于控制器简单,满足工程应用要求,不足在于没有将飞机与发动机之间的耦合作用考虑在内。文献[5]采用 Riccati 方程求解具有固定上三角结构的集中控制器再分散得到飞机与发动机控制器,既保持综合系统的性能又满足工程需要,该方法属于纯数学方法,仅适用于低阶系统且计算开销很大。文献[3]、文献[6-7]中的综合控制系统方法为先设计集中控制器,然后按输入输出关系对集中控制器进行分离得到递阶分散的飞机与发动机控制器,这种方法不清楚分离过程中飞机与发动机控制器在什么情况下才能达到初始设计的集中控制器的性能,设计过程需要反复迭代直到性能满意。

本文提出一种分散控制器的优化设计方法,并采用结构奇异值方法进行稳定鲁棒性分析。首先对一种短距起降战斗机综合模型采用遗传算法设计集中控制器以达到最优性能。通过分析分散控制器设计方法得出影响分散控制性能的关键因素,建立分散控制器设计与集中控制性能之间的关系式,将分散控制器设计转化为优化问题,采用遗传算法求解,使分散控制达到集中控制的性能和鲁棒性。

1 飞行/推进综合模型

本文的研究对象为一架短距起降战斗机(STOL)^[8],配有一台带二维矢量推力喷管和反推力喷管的双轴涡扇发动机,在降落近阶段速度为 61.73 m/s、航迹倾角为 -3° 、高度为 30.48 m 时配平线性化,对飞机和发动机综合系统进行建

模,综合模型的状态空间表达式为

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Ax + BU \\ y &= Cx + DU\end{aligned}\quad (1)$$

式中 A, B, C, D 为模型的状态空间矩阵。

综合模型的状态量 x 、控制量 U 和输出量 y 分别为

$$\begin{aligned}x &= [u, \omega, q, \theta, h, N_2, N_{25}, P_6, T_{41}]^T \\ U &= [W_f, A_{78}, A_8, \delta_{iv}]^T \\ y &= [V, q_v, N_2, R, F_x]^T\end{aligned}$$

状态量中, u 为飞机机体坐标系 x 轴速度分量(m/s), ω 为飞机机体坐标系 z 轴速度分量(m/s), q 为俯仰角速度($^\circ$ /s), θ 为飞机俯仰角($^\circ$), h 为飞机飞行高度(m), N_2 为发动机风扇转速(r/min), N_{25} 为低压压气机转速(r/min), p_6 为掺混室压力(kPa), T_{41} 为高压涡轮叶片温度(K)。控制量中, W_f 为主燃油流量(kg/h), A_{78} 为反推力喷口面积(cm^2), A_8 为尾喷口面积(cm^2), δ_{iv} 为矢量喷管偏转角度($^\circ$)。输出量中, V 为飞机空速(m/s), 为实现速率指令姿态保持(RCAH)控制,取 $q_v = q + 0.1\theta$, 在低频信号时跟踪俯仰角速度指令,高频信号时跟踪俯仰角指令, N_2 为风扇转速变化的百分比, R 为压比,为无量纲, N_2 和 R 用于发动机增益调度控制, F_x 为在机体 x 轴发动机推力分量(N),只用于分散控制中。为了消除物理量数值差别带来的影响,便于控制器求解,对模型作归一化处理。

2 集中控制器优化设计

集中控制回路如图 1 示,对综合模型进行最优控制设计,使综合系统达到最优的性能,作为分散控制的性能参考。

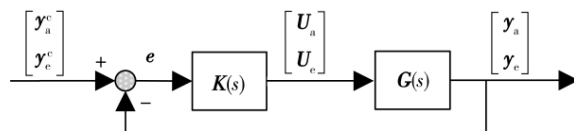


图 1 集中控制回路

Fig. 1 Centralized control loop

考虑综合系统建模时会存在模型不确定性、高频未建模动态和低频建模误差等问题,控制系统要求具有很好的鲁棒性,因此本文采用基于遗传算法的 H_∞ 混合灵敏度方法^[9]设计最优的集中控制器 $K(s)$,使闭环系统内稳定,且满足广义系统闭环传递函数的 H_∞ 范数最小。基于遗传算法的 H_∞ 混合灵敏度方法将闭环系统灵敏度函数加

权矩阵 W_1 、控制加权矩阵 W_2 和补灵敏度函数加权矩阵 W_3 看作设计参数,将控制器的设计表示为满足一组不定式约束的最小化问题

$$\min_{W_1, W_2, W_3} \phi_1(W_1, W_2, W_3) \quad (2)$$

并且满足

$$\bar{\sigma}[W_1^{-1}(s)] + \bar{\sigma}[W_3^{-1}(s)] \geq 1 \quad (3)$$

$$\gamma_0(W_1, W_2, W_3) \leq \epsilon_0 \quad (4)$$

$$\phi_i(W_1, W_2, W_3) \leq \epsilon_i \quad (5)$$

$$i = 1, 2, \dots, n$$

其中 ϕ_1 为要求最小化的性能指标函数; γ_0 为广义系统闭环传递函数的最优 H_∞ 范数; ϕ_i 为性能指标要求,反映一组上升时间、超调量及带宽等要求的不等式约束; ϵ_0 和 ϵ_i 均为实数,分别表示 γ_0 和 ϕ_i 的期望界。

根据美军固定翼飞机飞行品质 1 要求^[10],飞机的速度通道带宽要求为 1 rad/s(带宽定义在增益为 -3 dB 处对应的频率),期望时间响应为 5 s 内上升到阶跃指令值的 90%。俯仰通道和发动机风扇、压比通道的期望带宽分别为 5, 5, 10 rad/s, 由此确定目标函数中的性能指标值。通过选定 W_1, W_2 和 W_3 的形式,并对其参数进行编码,将它们串接起来构成一个染色体,设计目标函数 f_1 为

$$f_1 = \phi_1 + \sum_{i=1}^n r_i \quad (6)$$

式中如果 $\phi_i \leq \epsilon_i$, 则 $r_i = 0$, 否则 $r_i = (\epsilon_i - \phi_i)^2$ 。

选择遗传算法的参数,通过遗传算法的交叉、变异、锦标赛操作选择最优个体^[11],最后得到适应度最高的个体,即可获得最佳的加权阵。求解上述加权矩阵优化问题的同时可设计出一个 17 阶的满足给定性能指标要求的集中控制器。

3 分散控制器优化设计

3.1 分散控制系统结构

分散控制中采用了一种递阶分散控制的结构,飞机按本身的结构分为飞机子系统和发动机子系统。研究表明飞行/推进综合控制中发动机的指令最好由飞机来发出^[7]。可在飞机子控制器与发动机子控制器之间引入接口变量,使得飞机子控制器不仅向飞机发出控制指令,还向发动机子系统控制器发出指令。考虑到发动机是通过力和力矩作用于飞机,可将接口变量取为发动机推力,这样就可以控制发动机对飞机的耦合作用大小。本文中,用上标或下标 a, e 和 ea 分别表示飞机、发动机和接口变量。飞行/推进综合系统分散控制

回路如图 2 所示。

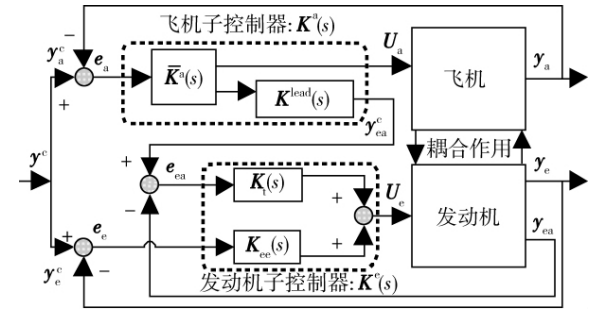


图 2 分散控制回路

Fig. 2 Decentralized control loop

给定集中控制器 $K(s)$, 有

$$U = K(s)e$$

$$U = [U_a \quad U_e]^T$$

$$e = [e_a \quad e_e]^T$$

式中 U_a 和 U_e 为飞机和发动机控制量; e_a 和 e_e 为飞机和发动机指令跟踪误差。

设计分散子控制器 $K^a(s)$ 和 $K^e(s)$

$$\begin{bmatrix} U_a \\ y_{ea}^c \end{bmatrix} = K^a(s) e_a$$

$$U_e = K^e(s) \begin{bmatrix} e_e \\ e_{ea} \end{bmatrix}$$

使得分散控制的闭环系统保持与集中控制相同或接近的性能,上式中 $e_{ea} = y_{ea}^c - y_{ea}$, y_{ea} 为选取的接口变量。

3.2 子控制器设计方法

被控对象有如下分块形式:

$$\begin{bmatrix} y_a \\ y_e \\ y_{ea} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} G_{aa}(s) & G_{ae}(s) \\ G_{ea}(s) & G_{ee}(s) \\ G_{ea}^a(s) & G_{ea}^e(s) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_a \\ U_e \end{bmatrix} = G'(s) \begin{bmatrix} U_a \\ U_e \end{bmatrix}$$

(7)

式中 $G'(s)$ 为分散控制系统的被控对象。相对于集中控制系统的被控对象 $G(s)$, $G'(s)$ 增加了接口变量。

3.2.1 输入输出变量选取

1) 通过模型开环分析选择飞机、发动机和接口的输入输出变量。矢量喷管的偏转角度 δ_{tv} 直接影响飞机俯仰姿态和速度,取 $U_a = \delta_{tv}$, $y_a = [V, q_v]^T$; 发动机主燃油流量 W_f 、喷管面积 A_{78} 和 A_8 直接影响发动机工作状态,所以 $U_e = [W_f, A_{78}, A_8]^T$, $y_e = [N_z, R]^T$; 对于接口变量,由于需要发动机产生足够的轴向推力来跟踪飞机的速度和俯仰指令,因而取 $y_{ea} = F_x$ 。

2) 接口变量的带宽分析. 采用经典的 Bode 图分析接口变量的频率响应, 以确定发动机子系统需要达到的跟踪带宽. 在闭环集中控制中, 增加接口变量为综合模型的输出量, 但不形成反馈通道, 得到接口变量对速度指令的频率响应曲线如图 3 所示, 图中黑色虚线对应在 -3 dB 处, 可以确定接口变量的带宽至少要达到 4.5 rad/s , 为了保证发动机子系统具有满意的指令跟踪和扰动抑制的性能, 确定发动机子系统跟踪接口变量的带宽为 10 rad/s .

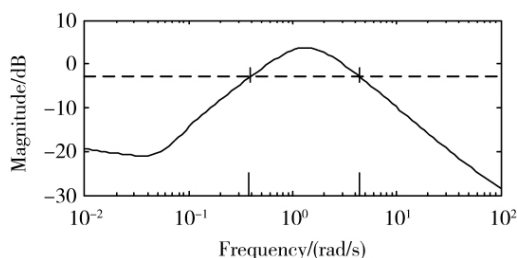


图 3 接口变量对飞机指令的频率响应

Fig. 3 Frequency response of interface variable to airframe command

3.2.2 飞机子控制器设计

1) 飞行控制器 $\bar{K}^a$: 为了让飞机子系统向发动机子系统发出指令, 将集中控制器 $K(s)$ 与发动机子系统模型 $[G_{ee}(s) \ G_{ea}^e(s)]^T$ 按图 4 结构连接并将发动机指令通道 y_e^c 置为 0, 构成飞行控制器.

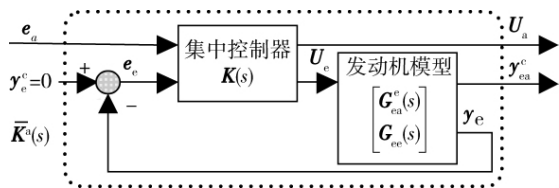


图 4 飞行控制器的组成结构

Fig. 4 Configuration of airframe controller

飞行控制器用来产生飞机的控制指令 U_a 和接口变量指令 y_{ea}^c , 可通过列出各部分传递函数矩阵, 按照输入输出关系进行代数运算得到其状态空间表达式

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{x}_{cc} \\ \dot{x}_e \end{bmatrix} = \bar{A}_{ac} \begin{bmatrix} x_{cc} \\ x_e \end{bmatrix} + \bar{B}_{ac} e_a \\ \begin{bmatrix} U_a \\ y_{ea}^c \end{bmatrix} = \bar{C}_{ac} \begin{bmatrix} x_{cc} \\ x_e \end{bmatrix} + \bar{D}_{ac} e_a \end{cases} \quad (8)$$

式中 x_{cc} 和 x_e 分别为集中控制器和发动机子系统的状态量.

$\bar{K}^a$ 的阶次等于集中控制器阶次与发动机子

系统模型阶次之和, 可采用一种平衡降阶方法^[12]对其进行降阶处理.

2) 超前校正控制器 K^{lead} : 由于发动机为一个时延惯性系统, 其产生的推力 y_{ea} 相对于期望值 y_{ea}^c 会有滞后^[13]. 为了满足飞机对推力的需求, 在飞行控制器的输出端串联一个超前校正控制器, 如图 2 所示. 校正作用大小依据要求进行调节, 校正作用过大使发动机控制部件容易饱和, 而校正作用过小则发动机子系统需要有较大的跟踪带宽. K^{lead} 可取为如下简单形式:

$$K^{\text{lead}}(s) = \text{diag} \left[\frac{s+a_i}{a_i} \frac{b_i}{s+b_i} \right] \quad a_i < b_i \quad (9)$$

式中下标 i 为接口变量的个数.

本文中取 $a_i = 4.5, b_i = 10$, 以确保接口变量有 10 rad/s 的带宽. 超前校正作用如图 5 所示.

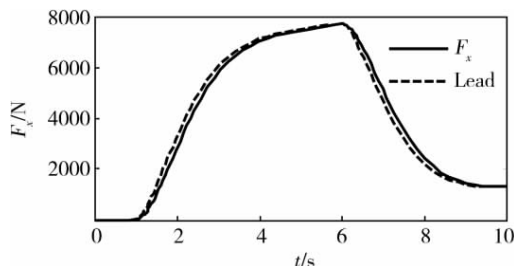


图 5 速度阶跃时接口变量的响应及超前作用

Fig. 5 Response of interface variable to step velocity command and lead compensation

$\bar{K}^a$ 与 K^{lead} 一起构成飞机子控制器 $K^a(s)$.

3.2.3 发动机子控制器设计

1) 接口变量跟踪控制器 K_t : 要求能跟踪接口变量指令 y_{ea}^c 和对发动机指令 y_e^c 解耦. 后面给出混合灵敏度 H_∞ 方法和利用遗传算法求解该控制器的优化设计过程.

2) 发动机控制器 K_{ee} : 用来跟踪发动机指令, 可从前面设计的集中控制器中提取得到. 按照输入输出关系, 集中控制器可分块为

$$K(s) = \begin{bmatrix} K_{aa}(s) & K_{ae}(s) \\ K_{ea}(s) & K_{ee}(s) \end{bmatrix}$$

集中控制器 K_{ee} 部分 ($e_e \rightarrow U_e$ 通道) 即为发动机控制器, 可采用平衡降阶法对其做降阶处理. K_t 和 K_{ee} 一起构成发动机子控制器 $K^e(s)$.

3.3 影响分散控制性能的关键因素分析

从子控制器设计方法可以看出, 飞机子控制

器 $K^a(s)$ 取决于集中控制器和发动机模型,集中控制器设计好后, $K^a(s)$ 也就不变. 而发动机子控制器 $K^e(s)$ 中 K_{ec} 部分也是由集中控制器中得来,因此分散控制闭环系统的性能只能由接口变量控制器 K_t 来影响. 设想如果可以建立分散控制与集中控制性能之间的关系式,而分散控制性能又可表示为 K_t 的函数,则可通过设计 K_t 使分散控制达到集中控制的性能. 这样就建立了分散控制器设计与集中控制性能之间的关系.

3.4 接口变量控制器优化设计

控制器 K_t 设计回路如图 6 所示. 采用基于遗传算法的 H_∞ 混合灵敏度方法设计 K_t 时,可将加权函数矩阵 W_s, W_c 和 W_t 作为设计参数. 根据控制器降阶^[14]的思想,控制器性能的接近程度由 $\|\bar{K} - K\|_\infty$ 给出, $\bar{K}$ 为与集中控制器 K 具有相同输入输出的等效集中控制器. 考虑 H_∞ 范数在优化过程中很难计算,故用 H_2 范数来代替. 因此,分散控制闭环系统的性能与集中控制性能的接近程度可由下式给出:

$$\min_{W_s, W_c, W_t} \phi_2(W_s, W_c, W_t) = \int_{\omega_1}^{\omega_2} \sum_i (\sigma_i [W_i (\bar{K} - K) W_o])^2 d\omega \quad (10)$$

式中 $[\omega_1, \omega_2]$ 为所考虑的频率范围, σ_i 为频率 ω 处第 i 个奇异值, W_i 和 W_o 为控制器输入输出端的加权矩阵,可使系统在期望的频率和位置上保持一致.

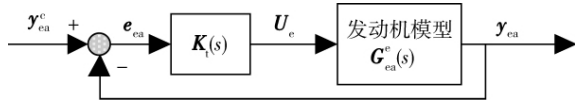


图 6 接口变量跟踪控制器设计回路图

Fig. 6 Control loop to determine interface variable tracking controller

K_t 还要满足接口变量跟踪指令时的上升时间、超调量及带宽等性能指标要求,表示为

$$\phi_j(W_s, W_c, W_t) \leq \varepsilon_j \quad j = 1, 2, \dots, n \quad (11)$$

式中 ε_j 为实数,表示 ϕ_j 的期望界.

上述优化问题可采用遗传算法进行求解. 遗传算法的目标函数取为

$$f_2 = \phi_2 + \sum_{j=1}^n r_j \quad (12)$$

式中如果 $\phi_j \leq \varepsilon_j$, 则 $r_j = 0$, 否则 $r_j = (\varepsilon_j - \phi_j)^2$.

飞机主要频带为 $[\omega_1, \omega_2] = [0.01, 100]$ rad/s,

积分计算中每 10 倍频程取 20 个点,总计 81 个点. 双边加权矩阵 W_i 和 W_o 可以有多种形式,因本文要求分散控制系统与集中控制系统在闭环回路的输出端的性能一致,故取 $W_i = (I + GK)^{-1}G$ 和 $W_o = I$,则式(10)表示分散与集中控制的闭环传递函数的接近程度. 采用遗传算法可以求得满意的接口变量控制器 K_t ,满足接口变量的跟踪带宽要求和时间响应要求,同时使分散控制系统具有与集中控制系统非常接近的性能. 得到的 K_t 为 8 阶,采用平衡降阶法可降为 1 阶.

3.5 子控制器表达式综合

为了建立等效集中控制器 $\bar{K}$, 将设计的各个子控制器进行综合,消去接口变量,使 $\bar{K}$ 与集中控制器 K 有相同的输入输出.

被控对象的 $[G_{ea}^a \quad G_{ea}^e]$ 部分的状态空间表达式为

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + [B^a & B^e] \begin{bmatrix} U_a \\ U_e \end{bmatrix} \\ y_{ea} = C_{ea}x + [D_{ea}^a & D_{ea}^e] \begin{bmatrix} U_a \\ U_e \end{bmatrix} \end{cases} \quad (13)$$

飞机子系统控制器 $K^a(s)$ 的表达式为

$$\begin{cases} \dot{x}_{ac} = A_{ac}x_{ac} + B_{ac}e_a \\ \begin{bmatrix} U_a \\ y_{ea}^c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{ac}^a \\ C_{ac}^e \end{bmatrix} x_{ac} \end{cases} \quad (14)$$

发动机子系统控制器 $K^e(s)$ 的状态空间表达式为

$$\begin{cases} \dot{x}_{ec} = A_{ec}x_{ec} + [B_{ec}^e & B_{ec}^{ea}] \begin{bmatrix} e_e \\ e_{ea} \end{bmatrix} \\ U_e = C_{ec}x_{ec} \end{cases} \quad (15)$$

由于

$$e_{ea} = y_{ea}^c - y_{ea} = C_{ac}^{ea}x_{ac} - (C_{ea}x + D_{ea}^aU_a + D_{ea}^eU_e) \quad (16)$$

将式(16)代入式(15)中消去 e_{ea} ,可得等效的集中控制器 $\bar{K}(s)$ 的状态空间表达式

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{x}_{ac} \\ \dot{x}_{ec} \end{bmatrix} = A_{dc} \begin{bmatrix} x \\ x_{ac} \\ x_{ec} \end{bmatrix} + B_{dc} \begin{bmatrix} e_a \\ e_e \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} U_a \\ U_e \end{bmatrix} = C_{dc} \begin{bmatrix} x \\ x_{ac} \\ x_{ec} \end{bmatrix} + D_{dc} \begin{bmatrix} e_a \\ e_e \end{bmatrix} \end{cases} \quad (17)$$

其中

$$A_{dc} = \begin{bmatrix} A & B^a C_{ac}^a & B^e C_{ec} \\ 0 & A_{ac} & 0 \\ -B_{ec}^{ea} C_{ea} & B_{ec}^{ea} (C_{ac}^{ea} - D_{ea}^a C_{ac}^a) & A_{ec} - B_{ec}^{ea} D_{ea}^e C_{ec} \end{bmatrix}$$

$$B_{dc} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ B_{ac} & 0 \\ 0 & B_{ec}^e \end{bmatrix}$$

$$C_{dc} = \begin{bmatrix} 0 & C_{ac}^a & 0 \\ 0 & 0 & C_{ec} \end{bmatrix}$$

$$D_{dc} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

式中 0 为适维零矩阵,以上各个系数矩阵块在设计子控制器时均已得到。

4 仿真结果及性能分析

本文在 Matlab/Simulink 软件环境下对所设计的飞行/推进综合系统集中控制和分散控制系统进行仿真。仿真中,从第 1 s 开始产生速度阶跃指令,阶跃指令 V_c 取为标称点速度的 10%,闭环仿真结果如图 7~图 10 所示。

图 7 为闭环系统速度阶跃时输出量动态变化曲线,字母 c 和 d 分别表示集中控制和分散控制,可以看到速度通道能很好地跟踪指令输入,在第 6 s 内速度上升为阶跃指令的 90%,速度响应相对指令有一定的滞后,这恰是满足操纵品质的体现。俯仰通道 2 种控制的变化曲线非常接近。在风扇

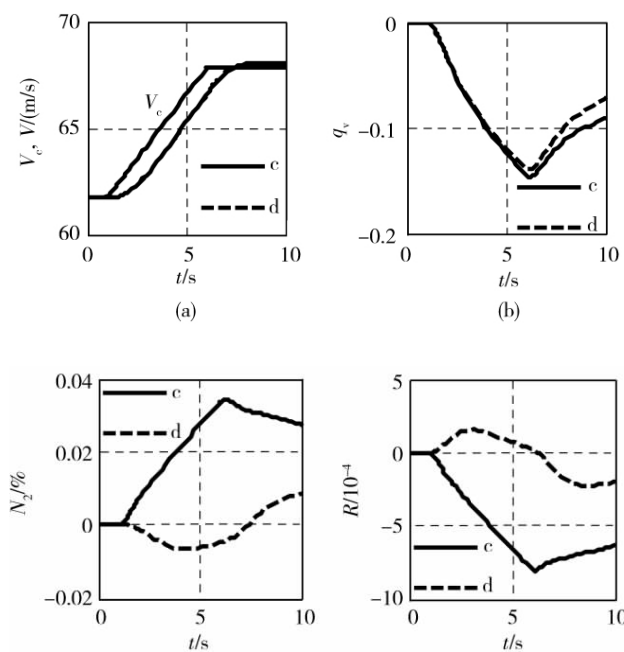


图 7 集中与分散闭环系统输出量的动态变化

Fig. 7 Output responses to a velocity command for centralized and decentralized integrated flight/propulsion control (IFPC) systems

转速和发动机压比通道,2 种控制的输出量都很小,表现了良好的解耦能力。

图 8 为闭环系统速度阶跃时控制量动态变化曲线,增加燃油流量以增加发动机推力,矢量推力角度变化则是为了使飞机稳定加速。发动机反推力喷管面积 A_{78} 与尾喷管面积 A_8 的变化趋势相反,在加速过程中,反推力喷管 A_{78} 收敛,尾喷管 A_8 扩张以增加发动机的轴向推力。4 个控制量的变化速率和变化大小也都满足要求。

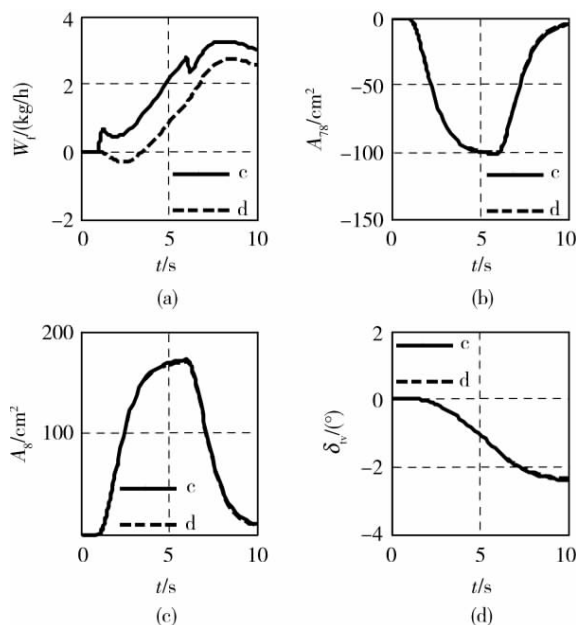


图 8 集中与分散闭环系统控制量的动态变化

Fig. 8 Actuator responses to a velocity command for centralized and decentralized IFPC systems

图 9 为闭环系统速度阶跃时飞机的状态量动态变化曲线。飞机在加速过程中 x 轴速度分量增加, z 轴速度分量减小。俯仰角速度和俯仰角变化很小,表明飞机在稳定加速,说明集中和分散控制系统均使飞机具有很好的控制性能。

图 10 为闭环系统速度阶跃时发动机状态量的动态变化曲线,在加速过程中,飞机的升力在加大,因而飞机不断爬升。发动机共同工作的关系为主燃油流量增加使低压压气机转速 N_{25} 增加,由于尾喷管的扩张使发动机掺混室压力 p_6 降低,高压涡轮叶片温度 T_{41} 由于 N_{25} 的增加而增加,但由于 p_6 的降低而增加一定程度后也随之降低。通过所有通道的仿真表明分散控制系统的性能与集中控制保持一致。

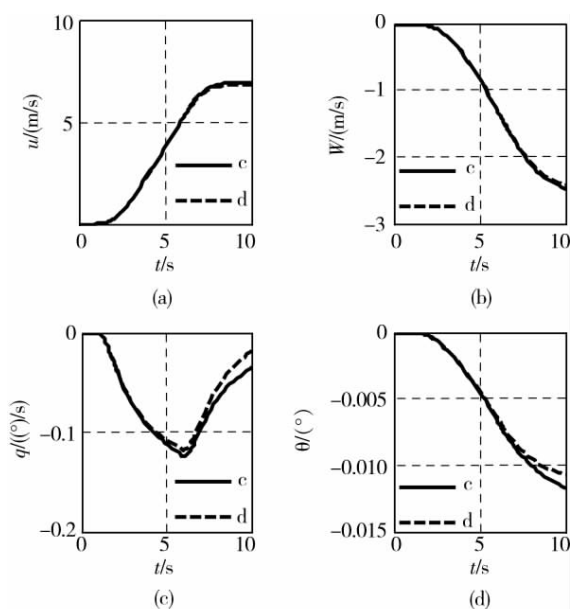


图 9 集中与分散飞机状态量动态变化

Fig. 9 Airframe state responses to a velocity command for centralized and decentralized IFPC systems

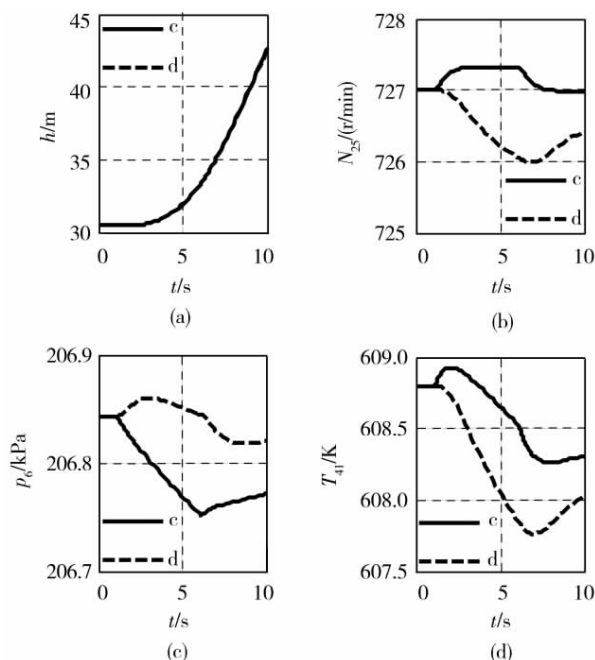


图 10 集中与分散发动机状态量动态变化

Fig. 10 Engine state responses to a velocity command for centralized and decentralized IFPC systems

5 稳定鲁棒性分析

以上通过仿真比较了集中与分散控制的性能,但 2 种控制的鲁棒性也是很值得关注的问题。

由于性能鲁棒性通常很难计算,故这里主要分析系统稳定鲁棒性.为了减少鲁棒性分析的保守性,采用结构奇异值 μ 来表征 2 种控制方式的鲁棒性大小,结构奇异值的计算方法见文献[15],计算得到的分散与集中控制的闭环系统输出端的结构奇异值曲线如图 11 所示。

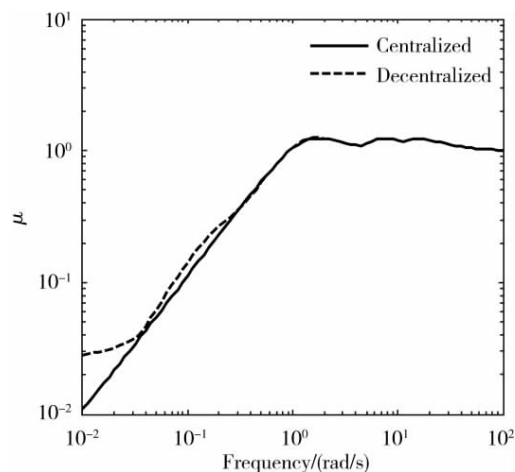


图 11 结构奇异值用于鲁棒性分析

Fig. 11 Structured singular value for robustness analysis

集中与分散控制的结构奇异值 μ 的最大值分别为 1.245 和 1.256,对应的稳定裕度 $S=1/\mu_{\max}$ 分别为 0.803 和 0.796.多变量系统的增益裕度和相位裕度由以下公式给出:

$$G_s = 20 \lg \left(\frac{1}{1 \pm S} \right)$$

$$P_s = \pm 2 \arcsin(S/2)$$

经计算,集中控制闭环系统所有通道的增益或相位同时变化时增益裕度为 $-5.1 \sim 14.1$ dB,相位裕度为 $\pm 47.4^\circ$;分散控制闭环系统所有通道的增益或相位同时变化时增益裕度为 $-5.1 \sim 13.8$ dB,相位裕度为 $\pm 46.9^\circ$,这样的稳定裕度对于飞行控制系统来说已经足够大,同时表明分散控制保持了集中控制的鲁棒性。

6 结 论

本文研究了飞行/推进综合系统控制方法,对分散控制如何保持集中控制的性能和鲁棒性的问题,提出利用优化的思想设计分散控制器.文中首先采用遗传算法设计集中控制器达到最优性能,作为分散控制的性能参考.在给定的分散控制结构中,通过分析确定了最简单的单变量形式的接口变量,并找到了影响分散控制性能的关键因素

即为接口变量跟踪控制器. 推导建立了接口变量跟踪控制器设计与集中控制性能之间的关系式, 将分散控制器设计转化为优化问题, 采用遗传算法求解, 得到最优的分散控制器. 同时采用一种改进平衡法对控制器进行降阶, 简化了工程应用难度. 最后通过仿真计算和结构奇异值分析表明该优化设计方法可使分散控制系统达到集中控制的性能和鲁棒性, 并提高了设计的效率.

参考文献:

- [1] 杨凌宇, 郭亮, 柳嘉润, 等. 大迎角综合飞行/推进控制系统设计与仿真[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(6): 709-713.
YANG Lingyu, GUO Liang, LIU Jiarun, et al. Design and simulation of integrated flight and propulsion control for post stall maneuvers[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(6): 709-713. (in Chinese)
- [2] 刘薇. 飞/推综合控制系统仿真平台开发[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
LIU Wei. Development of simulation platform for the integrated control of flight and propulsion system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [3] 李彦双, 孙健国. 综合飞行/矢量推进系统控制器分离方法[J]. 航空动力学报, 2009, 24(12): 2814-2820.
LI Yanshuang, SUN Jianguo. Controller partitioning method for integrated flight/vectoring propulsion control[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(12): 2814-2820. (in Chinese)
- [4] Yasar M, Ray A, Horn J F. A comprehensive control strategy for integrated flight/propulsion systems[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2008, 222(6): 843-859.
- [5] Chen Z Y, Voulgaris P G. Decentralized design for integrated flight/propulsion control of aircraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2000, 23(6): 1037-1044.
- [6] Gatley S L, Bates D G, Postlethwaite I. Partitioning and redesign of H-infinity loopshaping integrated flight and propulsion control systems[R]. AIAA-2001-4384, 2001.
- [7] Garg S. Partitioning of centralized integrated flight/propulsion control design for decentralized implementation[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 1993, 1(2): 93-100.
- [8] Schmidt P H, Garg S, Holowecky B R. A parameter optimization approach to controller partitioning for integrated flight/propulsion control application[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 1993, 1(1): 21-36.
- [9] 代冀阳, 毛剑琴. 基于遗传算法的直升机鲁棒飞行控制器设计[J]. 航空学报, 2001, 22(5): 471-473.
DAI Jiyang, MAO Jianqin. Robust flight controller design for helicopters based on genetic algorithms[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(5): 471-473. (in Chinese)
- [10] Garg S, Mattern D L, Bullard R E. Integrated flight/propulsion control system design based on a centralized approach[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1991, 14(1): 107-116.
- [11] The Math Works Incorporated. Global optimization toolbox; user's guide (R2011b)[EB/OL]. [2011-12-10]. Http://www.mathworks.com/help/toolbox/gads/bp89a3t.htm.
- [12] 代冀阳, 高强. 基于改进平衡法的直升机降阶 H_∞ 控制器设计[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(17): 5544-5548.
DAI Jiyang, GAO Qiang. Design of reduced-order H_∞ helicopter controllers based on improved balanced method[J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(17): 5544-5548. (in Chinese)
- [13] Urnes J M, Nielsen Z A. Use of propulsion commands to control directional stability of a damaged transport aircraft[R]. AIAA-2010-3470, 2010.
- [14] 周克敏, Doyle J C, Glover K. 鲁棒与最优控制设计[M]. 毛剑琴, 钟宜生, 林岩, 译. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [15] 戴玉婷, 吴志刚, 杨超. 实参数摄动下结构奇异值计算的新方法[J]. 控制理论与应用, 2011, 28(1): 113-117.
DAI Yuting, WU Zhigang, YANG Chao. A new method for calculating structured singular value subject to real parameter uncertainty[J]. Control Theory and Applications, 2011, 28(1): 113-117. (in Chinese)