

文章编号: 1000-8055(2009)12-2814-07

综合飞行/矢量推进系统控制器分离方法

李彦双, 孙健国

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 详细阐述了综合飞行/矢量推进系统控制器分离问题, 并给出了采用解析法求解控制器分离问题的步骤. 以解析的控制器分离为基础, 提出了一种基于非线性最小二乘方法的控制器分离的优化方案, 该优化方案非常有效并且很便于实现. 利用此优化方案, 求取了一个最优的控制器分离. 非线性仿真实验表明: 最优分离子控制器几乎达到了同集中控制器一样的闭环性能, 所讨论的控制器分离方案是相当合适和成功的.

关 键 词: 综合飞行/矢量推进系统; 控制器分离; 优化; 非线性最小二乘; 非线性仿真

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

Controller partitioning method for integrated flight/ vectoring propulsion control

LI Yan shuang, SUN Jian guo

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The controller partitioning problem for the integrated flight/ vectoring propulsion control was presented in detail, and an analytical controller partitioning was obtained using a stepwise procedure. Based on the results of the analytical controller partitioning, an optimization scheme for controller partitioning using nonlinear least squares method was proposed. The optimization scheme proposed in this paper is quite effective and easily realizable. Then, an optimal controller partitioning was obtained using the optimization scheme for the integrated flight/ vectoring propulsion control. The experiments on many nonlinear simulation examples demonstrate that the performance of closed-loop system with the optimal partitioned subcontrollers is almost the same as that achieved by the centralized controller, indicating that the controller partitioning scheme discussed in this paper is quite suitable and successful.

Key words: integrated flight/ vectoring propulsion control; controller partitioning; optimization; nonlinear least squares; nonlinear simulation

文献[1]中, 采用混合灵敏度 H_∞ 控制方法设计了一个集中控制器, 用于超声速 STOVL (short take off and vertical landing) 战斗机的过

渡态飞行控制; 文献[2]中采用了同样的方法, 但关于如何选取加权函数矩阵给出了较为详细的阐述. 另一种采用 H_∞ 回路成形方法设计的控制器

收稿日期: 2008-11-28; 修订日期: 2009-03-27

基金项目: 国家自然科学基金(50576033)

作者简介: 李彦双(1982-), 男, 河南新乡人, 硕士生, 主要从事飞行/推进综合控制与仿真技术研究.

通讯作者: 孙健国(1939-), 男, 浙江海宁人, 教授、博士生导师, 从事航空发动机控制、建模和故障诊断等的研究.

在文献[3]中给出了陈述,所控制的对象是一架 STOVL 验证机,并进行了飞行仿真实验以评估该集中控制器的性能^[4].集中设计方法的优点在于,通过把飞机和推进系统作为一个子系统间相互影响的整体的综合对象,可以在一定的设计指标下获得一个“最优的”集中控制器;但是由于设计技术的局限性所求得的集中控制器往往阶次较高而且较为复杂,以至于难以在现有的飞行/推进控制系统结构上实现这样一个控制器,而且在进行独立的子系统(比如推进系统)控制器校验时也会出现许多问题,因此,在飞/推综合控制系统设计中,研究一种将设计好的最优的集中控制器分离成飞行子控制器及推进系统子控制器的方法是十分重要的.将系统分离后,要保持或基本保持原集中控制系统的最优性能,又便于工程实现,国外对此开展了大量研究.

NASA Lewis 研究中心提出了一种新的设计思想^[5]即 IMPAC (integrated methodology for propulsion and airframe control).这个方法主要包括两部分:①把飞机和推进系统作为一个整体的高阶系统对象,针对该对象设计一个集中控制器,该控制器要能够实现指令跟踪并且具有一定的稳定性和鲁棒性;②按照特定的交联结构将集中控制器分离为分散、分级的子控制器,以便在现有的飞行/推进控制系统结构框架上实现.IMPAC 方法的优点在于,通过控制器分离集中控制器的闭环性能基本得到保持,而分离子控制器阶次较低也非常便于实现同时允许独立的子系统控制校验.基于一个采用混合灵敏度 H_∞ 控制方法设计的集中控制器,文献[6]中给出了一种逐步的控制器分离方法;基于该方法的分离结果,还可以进行参数优化以使控制器分离最优化.另外,还有一些文献研究了基于 H_∞ 回路成形技术所设计的集中控制器的分离方法^[7-10].

国内尚未看到将飞/推综合集中控制器分离成子控制器研究的报道.本文基于一个采用混合灵敏度 H_∞ 方法设计的综合飞行/矢量推进系统集中控制器,研究了两种不同的控制器分离方法.首先,采用逐步的方法求得了一个解析的控制器分离^[6].基于解析的控制器分离的结果,提出了一种采用非线性最小二乘方法进行控制器分离的优化方案,以改进解析的控制器分离的闭环性能.本文所提出的优化方案相当有效而且便于实现和操作.采用优化方案所求得的最优控制器分离显著的改善了解析的控制器分离的闭环性能.最后,通

过非线性仿真实验,对比了集中控制器和最优控制器分离的闭环性能.

1 综合飞机/矢量推进系统 线性模型

本文所用飞机模型为某型飞机纵向平面内的非线性动力学仿真模型,采用推力矢量或平尾升降舵进行俯仰控制,能实现飞机在飞行包线内巡航、爬升和平飞加速的动力学仿真.该飞机由两台某型矢量喷管涡扇发动机提供推力和推力矢量.发动机采用部件级建模方法建立非线性气动热力学仿真模型.发动机采用轴对称矢量喷管,可以在周向 360° 范围内偏转 $0^\circ \sim 20^\circ$,而且喷管偏转时其喉道面积和出口面积都可调节.将上述飞机模型与发动机模型进行综合,按照飞机的推力需求进行推力解算,使得综合模型可以在包线内任一点开始进行仿真.由于本文综合模型中的飞机及发动机模型均为非线性模型,使得模型更接近真实情况,能更充分反映飞机与发动机推力矢量间的相互关系和影响.

图 1 给出了综合飞机/矢量推进系统非线性仿真模型框图,图中表明,飞机通过飞行状态(如高度 H 、马赫数 Ma 和攻角 α 等)的变化对发动机产生影响;而发动机则通过推力 F 以及矢量喷管偏转角 δ_e 来影响飞机的飞行,矢量喷管加强了飞机和发动机之间的耦合.

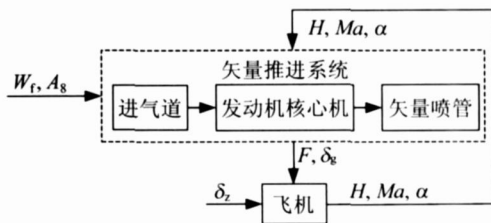


图 1 综合飞机/矢量推进系统非线性仿真模型

Fig. 1 Nonlinear simulation model for integrated aircraft/ vectoring propulsion system

为简化起见,本文假定发动机的尾喷口喉部面积 A_8 不可调,即发动机仅有一个控制量——主燃油流量 W_f (本文不研究加力工作状态,亦即 $W_{fa} = 0$)。另外,本文不研究气动舵面与矢量推力的协调融合控制,而仅仅研究基于矢量推力的飞行控制.非线性仿真表明,如果升降舵偏转角保持为零度,完全由矢量推力来控制飞机的俯仰,在飞行包线的某些点,会出现矢量推力提供俯仰力矩不足的情况,飞机姿态无法控制.本文采取如下方

$$\begin{bmatrix} u_a \\ u_{\alpha} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_a(s) \\ K_{\alpha}(s) \end{bmatrix} e_a = K(s) e \quad (8)$$

接下来本文将采用逐步的方式来求取 $\hat{K}_a(s)$, $K_e^{ca}(s)$ 和 $K_e^{lead}(s)$ 这 3 个传递函数.

第 1 步 $\hat{K}_a(s)$: 把发动机子系统 $G_e^{ca}(s)$ 和集中控制器 $K(s)$ 如图 3 所示的结构进行连接, 于是可以将图 3 所示的 $e_a \rightarrow [u_a \ z_{ca}]^T$ 的系统进行降阶近似作为 $\hat{K}_a(s)$. 这一步可以采用任何合适的模型降阶技术来完成, 本文采用了平衡模型降阶方法^[13].

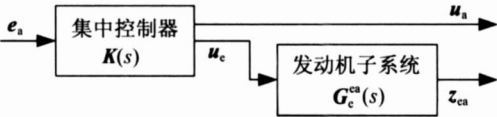


图 3 求取分离的飞机子控制器 $\hat{K}_a(s)$ 的框图

Fig. 3 Block diagram for determining $\hat{K}_a(s)$ of partitioned airframe subcontroller

图 3 所示的系统是 19 阶的, 通过对其进行 4 阶近似可以求得 $\hat{K}_a(s)$. 图 4 给出了 19 阶图 3 系统和 4 阶 $\hat{K}_a(s)$ 的最大和最小奇异值曲线的对比, 由图可知, 4 阶 $\hat{K}_a(s)$ 基本保持了 19 阶图 3 系统的特性.

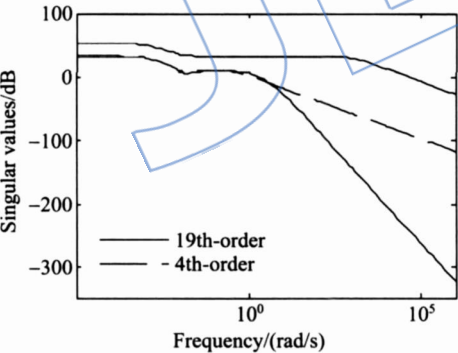


图 4 19 阶图 3 系统和 4 阶 $\hat{K}_a(s)$ 的最大和最小奇异值

Fig. 4 Maximum and minimum singular value curves for the 19th order system and

4th order $\hat{K}_a(s)$

第 2 步 $K_e^{ca}(s)$: 设计分离的发动机子控制器的方框图如图 5 所示. 期望的控制器 $K_e^{ca}(s)$ 应该对接口变量指令 z_{ca}^c 具有跟踪能力. 本文采用混合灵敏度 H_{∞} 控制方法来设计控制器 $K_e^{ca}(s)$. 所求得的初始 $K_e^{ca}(s)$ 高达 9 阶, 于是采用平衡模型

降阶方法^[13] 对其进行降阶得到一个 4 阶 $K_e^{ca}(s)$. 图 6 给出了 9 阶和 4 阶 $K_e^{ca}(s)$ 的奇异值曲线对比, 由图可知, 4 阶 $K_e^{ca}(s)$ 基本保持了初始 9 阶 $K_e^{ca}(s)$ 的性能, 于是本文选取 4 阶 $K_e^{ca}(s)$ 作为最终的发动机子控制器 $K_e^{ca}(s)$.

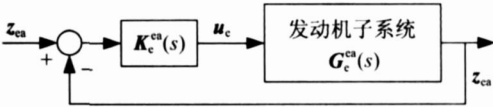


图 5 设计分离的发动机子控制器 $K_e^{ca}(s)$ 的框图

Fig. 5 Block diagram for designing $K_e^{ca}(s)$ of partitioned engine subcontroller

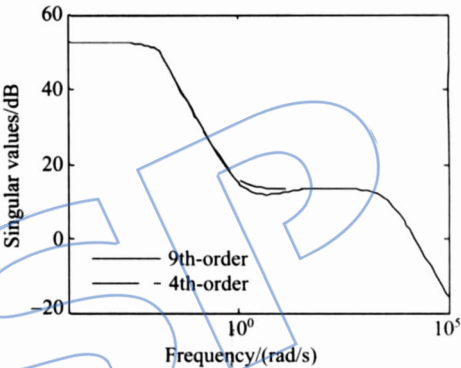


图 6 9 阶和 4 阶 $K_e^{ca}(s)$ 的奇异值曲线

Fig. 6 Singular value curves for the 9th-order and 4th-order $K_e^{ca}(s)$

第 3 步 $K_e^{lead}(s)$: 由于发动机子系统的固有特性, 实际的接口变量 z_{ca} 响应很可能会明显的滞后于期望的响应 z_{ca}^{des} , 于是需要设计一个超前滤波器 $K_e^{lead}(s)$ 来调整实际的接口变量 z_{ca} 响应. 本文选取超前滤波器 $K_e^{lead}(s)$ 的形式如下:

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

其中 $\text{diag}[\cdot]$ 表示对角矩阵, 下标 i 对应于接口变量 z_{ca} 的第 i 个元素. 参数 a_i 和 b_i 的具体数值可以通过经验来定, 也可以在求得 $\hat{K}_a(s)$ 和 $K_e^{ca}(s)$ 之后采用优化的方法来确定.

完成上述 3 个步骤之后, 控制器分离也就完成了. 于是原集中控制器 $K(s)$ 由 3 个分散、分级的子控制器 $\hat{K}_a(s)$, $K_e^{ca}(s)$ 和 $K_e^{lead}(s)$ 来近似代替. 图 7 给出了集中控制器和分离的子控制器的对于飞行速度 (V_c) 阶跃的闭环响应曲线. 曲线表明, 分离的子控制器实现了飞行速度和俯仰角的解耦跟踪控制, 但是飞行速度 V 的响应与集中控制器所达到的相比变坏了很多.

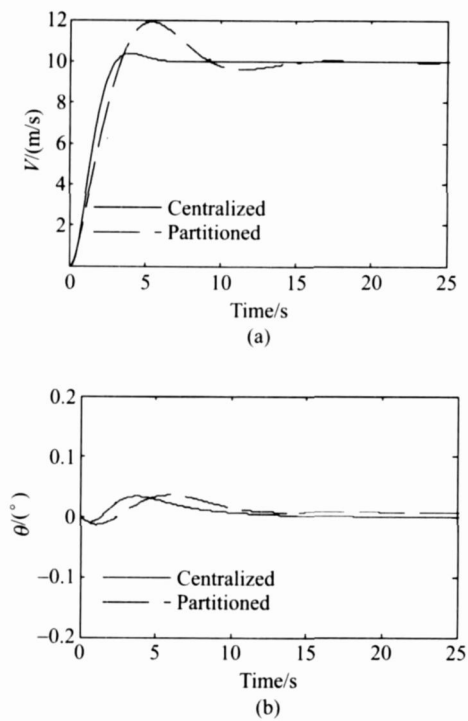


图 7 集中控制器和分离的子控制器在 $V_c=10 \text{ m/s}$ 阶跃下的闭环响应曲线

Fig.7 Closed loop responses to step $V_c=10 \text{ m/s}$ with centralized and partitioned subcontrollers

3 优化的控制器分离

本小节提出一种基于非线性最小二乘方法的求解控制器分离问题的优化方案.

众所周知, 一个优化问题主要包括三部分: ①决策变量及其初始值; ②目标函数; ③求解算法. 本文所采用的求解算法是非线性最小二乘法, 这是一个比较成熟的算法, 这里不再赘述. 下面将详细阐述控制器分离优化问题的其它两个部分.

1) 决策变量及其初始值

由第 2 小节可知, 解析的控制器分离所求得的分离子控制器所达到的性能不是很理想; 于是笔者考虑, 可以将第 2 小节所求取的分离子控制器转化为状态空间表达下的 Modal 标准型, 然后在保证其阶次及结构不变的前提下, 对它们各自的系统矩阵的元素值进行调整优化以改善其性能. 为便于表述和区别, 这里将第 2 小节所求取的分离子控制器称为“初始”分离子控制器. 由于这里要对初始分离子控制器的系统矩阵的元素值进行调整优化, 于是理所当然的将初始分离子控制器的系统矩阵的元素作为决策变量, 而将初始分离子控制器的系统矩阵的元素具体值作为决策变

量的初值. 这里之所以采用 Modal 标准型出于两方面的原因: 一是, Modal 标准型的系统矩阵 A 有一部分元素值为零, 这样可以减少决策变量的个数而便于优化; 二是, 在 Modal 标准型下便于控制系统的稳定性. 因为对于一个具有特征值为 $(\lambda, \sigma \pm j\omega, \lambda)$ 的系统来说, 其系统矩阵 A 的 Modal 标准型为

$$\begin{bmatrix} \lambda & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma & \omega & 0 \\ 0 & -\omega & \sigma & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \lambda \end{bmatrix}$$

只要保证变量 $(\lambda, \sigma, \lambda)$ 的值为负, 那么这个系统将总是稳定的.

2) 目标函数

控制器分离的一个最为重要的要求是分离的子控制器的闭环性能应该尽可能的接近集中控制器的闭环性能. 对于一个多输入多输出系统而言, 其奇异值曲线能很好的表征该系统的特性; 于是本文以最优分离子控制器闭环系统在所关注的频率上的奇异值曲线尽可能的接近集中控制器闭环系统在相应的频率上的奇异值曲线作为优化标准. 假设集中控制器闭环系统的传递函数为 $H(s)$, 而分离子控制器闭环系统的传递函数为 $\hat{H}(s)$; 相应的 n 条奇异值曲线分别为 $\sigma_1(\omega), \dots, \sigma_n(\omega)$ 和 $\hat{\sigma}_1(\omega), \dots, \hat{\sigma}_n(\omega)$, $\omega \in [\omega_1, \omega_2]$, 这里区间 $[\omega_1, \omega_2]$ 为所关注的频率范围. 于是选取目标函数为

$$\begin{aligned} F(\omega) = & \\ & [| \hat{\sigma}_1(\omega) - \sigma_1(\omega) |, \dots, | \hat{\sigma}_n(\omega) - \sigma_n(\omega) |]^T \end{aligned}$$

通过最小化这个目标函数向量 $F(\omega)$ 即可求取一个最优的控制器分离. 在 MATLAB 中, 求解非线性最小二乘问题的函数 `lsqnonlin()` 允许其目标函数为一列向量, 故这里所讨论的优化问题很容易在 MATLAB 中编程实现.

基于第 2 小节的初始分离子控制器, 采用上述优化方案求得了一组最优的分离子控制器. 图 8 给出了集中控制器、初始分离子控制器和最优分离子控制器在 $V_c = 10 \text{ m/s}$ 阶跃下的闭环响应. 曲线表明, 最优分离子控制器的飞行速度 V 响应的性能同初始分离子控制器相比得到了显著的改善, 这意味者上文所给的控制器分离优化方案是相当有效的. 尽管俯仰角的耦合略有增强, 但仍处于可容忍的范围内.

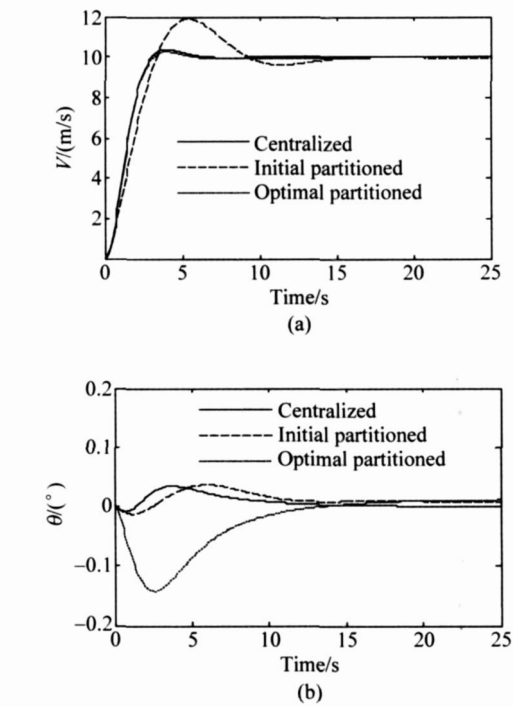


图 8 集中控制器、初始分离子控制器和最优分离子控制器在 $V_c=10\text{m/s}$ 阶跃下的闭环响应

Fig. 8 Closed loop responses to step $V_c=10\text{m/s}$ with centralized controller, initial and optimal partitioned subcontrollers

4 非线性仿真

前面已经说明了将集中控制器分离成子控制器后的良好效果,但仿真中所用的对象为发动机线性模型,而实际发动机是非线性系统,为了进一步验证本文分离方法的有效性,本节采用综合飞机/矢量推进系统非线性模型为对象,进行非线性仿真.其中飞机模型为纵向平面的 3 自由度非线性模型,发动机模型为带矢量喷管的非线性部件级模型,在第 1 节中已有具体描述,这里不再赘述.

图 2 中集中控制器和分离子控制器的闭环系统被控量都是飞行速度 V 和俯仰角 θ ,本文称之为速度俯仰角控制器;为了进行爬升等飞行控制的仿真,还需要增加高度控制器.将已有的速度俯仰角控制器作为内环路,然后如图 9 所示设计一个外环路 PID(proportional integrated differential)高度控制器. PID 参数可以在非线性模型仿真中用试凑法选取,本文不再详细讨论.图 9 中中和之间是分级的关系,即 PID 高度控制器的输出是速度俯仰角控制器的俯仰角指令信号, PID 高度控制器通过控制俯仰角来控制飞机的飞行高度.

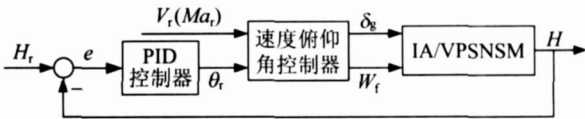


图 9 马赫数高度控制系统框图

Fig. 9 Block diagram for Mach altitude control system

图 9 中, IA/VPSNSM (integrated airplane/ vectoring propulsion system nonlinear simulation model) 即综合飞机/ 矢量推进系统非线性仿真模型. 而速度俯仰角控制器可以是图 2 (a) 中的集中控制器,也可以是图 2 (b) 中的分离子控制器(这里说明一点,为保证对比的合理有效性,仿真时二者所采用的 PID 参数是一样的).

图 10 给出了图 2(a) 中的集中控制器和第 3

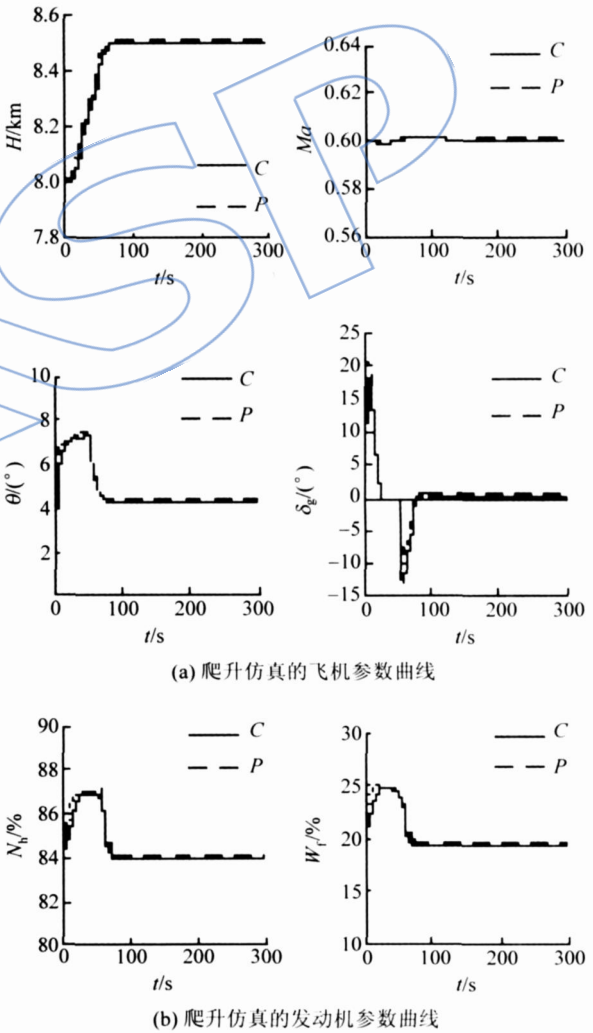


图 10 集中控制器和最优分离子控制器的爬升非线性仿真曲线

Fig. 10 Nonlinear simulation of climbing with the centralized controller and the optimal partitioned subcontrollers

小节中求得的最优分离离子控制器的从 8 km 爬升到 8.5 km 的非线性仿真曲线. 图 10 中标 C 的实线表示集中控制器的响应曲线, 而标 P 的虚线表示最优分离离子控制器的响应曲线. 曲线表明, 最优分离离子控制器几乎达到了同集中控制器一样的闭环性能. 这意味着对于综合飞行/ 矢量推进系统来说本文所讨论的控制器分离方案是相当合适和成功的. 在飞行包线内矢量推力足以控制飞机姿态的区域中, 大量非线性仿真实验表明本文的控制器分离方案是非常成功的. 限于篇幅, 这里不再一一陈述.

5 结 论

本文成功解决了综合飞行/ 矢量推进系统的控制器分离问题. 首先详细地给出了一个逐步的解析控制器分离方法. 在解析控制器分离的基础上, 提出了一种控制器分离的优化方案以改善解析控制器分离的性能. 采用控制器分离的优化方案, 求得了一个最优控制器分离. 大量线性和非线性仿真实验表明, 最优分离离子控制器几乎达到了同集中控制器一样的闭环性能, 这意味着对于综合飞行/ 矢量推进系统来说本文所讨论的控制器分离方案是相当合适和成功的.

参考文献:

- [1] Garg S. Robust integrated flight/ propulsion control design for a STOVL aircraft using H_∞ control design techniques[J]. *Automatics*, 1993, 29(1): 129-145.
- [2] 唐宏刚, 蔡元虎, 屠秋野. 综合飞行/ 推进系统 H_∞ 控制设计[J]. *飞行力学*, 2006, 24(3): 80-84.
TANG Honggang, CAI Yuanhu, TU Qiuye. Integrated flight/ propulsion system H_∞ controller design[J]. *Flight Dynamics*, 2006, 24(3): 80-84. (in Chinese)
- [3] Bates D G, Gately S L, Postlethwaite I. Integrated flight and propulsion control system design using H_∞ loop shaping techniques[C]// *Proceedings of the 38th Conference on Decision & Control*. Phoenix, Arizona, USA: British Crown Copyright 1999/ DERA, 1999: 1523-1528.
- [4] Bates D G, Gately S L, Postlethwaite I. Design and piloted simulation of a robust integrated flight and propulsion controller[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, 23(2): 269-277.
- [5] Garg S, Mattern D. Application of an integrated methodology for propulsion and airframe control design to a STOVL aircraft[R]. AIAA Paper 94-3611-CP.
- [6] 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.
- [7] Gately S L, Bates D G, Postlethwaite I. Partitioning and redesign of H_∞ loopshaping integrated flight and propulsion control systems[R]. AIAA 2001-4384, 2001.
- [8] Gately S L, Bates D G, Postlethwaite I. A partitioned integrated flight and propulsion control system with engine safety limiting[J]. *Control Engineering Practice*, 2000, 8: 845-859.
- [9] Postlethwaite I, Bates D G. Robust integrated flight and propulsion controller for the harrier aircraft[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1999, 22(2): 286-290.
- [10] Postlethwaite I, Bates D G. Integrated flight and propulsion control system design, via H_∞ loop shaping and partitioning[R]. AIAA-98-4295, 1998.
- [11] 冯正平, 孙健国. 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. (in Chinese)
- [12] 李秋红, 孙健国. 基于遗传算法的航空发动机状态变量模型建立方法[J]. *航空动力学报*, 2006, 21(2): 427-431.
LI QiuHong, SUN Jianguo. Aero-engine state variable modeling based on the genetic algorithm[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006, 21(2): 427-431. (in Chinese)
- [13] Nagar S K, Singh S K. An algorithmic approach for system decomposition and balanced realized model reduction[J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2004, 341: 615-630.