

基于力矩补偿与分配的多操纵面飞机飞行控制设计

杨凌宇^{1,2}, 范彦铭³, 邵 山³, 钟友武^{1,2}, 申功璋^{1,2}

(1. 控制一体化技术国家级科技重点实验室, 北京 100191; 2. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191;
3. 中国航空工业集团公司 沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035)

摘要: 针对多操纵面飞机舵面冗余和强非线性气动特征, 提出了一种基于力矩补偿与分配的非线性飞行控制系统设计方法, 采用指令—力矩—舵面的间接形式, 外环采用模型跟踪方法生成满足飞行品质要求的力矩指令, 内环采用力矩补偿结合控制分配的设计方法, 控制各舵面实现期望控制力矩。以革新性操作效率器(ICE)飞机为对象进行了仿真验证, 结果表明力矩补偿与分配系统可实现准确的力矩跟踪, 系统对参数的变化有较强适应能力, 所设计的飞行控制系统能够依据参考模型对控制指令进行跟踪, 各控制通道间耦合被有效抑制。

关键词: 多操纵面飞机; 控制分配; 非线性控制; 飞行控制

中图分类号: V249.11 **文献标识码:** A

Flight control based on the moment compensation and allocation for aircraft with multiple control effectors

YANG Ling-yu^{1,2}, FAN Yan-ming³, SHAO Shan³, ZHONG You-wu^{1,2}, SHEN Gong-zhang^{1,2}

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Holistic Control, Beijing 100191, China;
2. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
3. Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Shenyang Liaoning 110035, China)

Abstract: The problems of the redundant effectors and the nonlinear aerodynamics of an aircraft with multiple control-effectors are studied. A new nonlinear flight control system design method is presented based on the control-allocation and the moment-compensation. The indirect configuration of command-moment-effectors is employed. Based on the model-following method, the outer-loop generates the moment command to meet the requirements on the flight quality. Combining the control-allocation and the moment-compensation in design, the inner-loop controls the effector deflections to implement the desired moment commands. Simulation test of the above method is carried on the innovative control effectors(ICE) aircraft. The results show that the system of moment compensation and allocation realizes the accurate tracking of desired moments; and the system shows good adaptability when the system parameters are changed. The designed flight control system can track the control-command based the reference model; and the coupling between control channels are effectively suppressed.

Key words: aircraft with multiple control effectors; control allocation; nonlinear control; flight control

1 引言(Introduction)

气动、隐身和控制的一体化综合设计极大地推进了下一代飞机的布局发展, 无尾、多操纵面和翼身融合式布局成为下一代战斗机和无人机的标志性特征^[1,2], 飞机的隐身能力和生存能力大幅度提高, 但同时飞行控制系统的设计也面临了全新的问题, 如何协调操纵舵面的控制冗余和功能重叠, 处理更加强烈的飞机本体的非线性、多轴耦合以及抑制多个轴向静不稳定运动, 成为下一代先进布局飞机控制系统结构及设计方法研究中首要解决的问题。

针对上述问题, 国内外研究主要采用非线性控

制结合控制分配方法加以解决^[2,3], 采用非线性动态逆、反馈线性化、back-stepping等非线性^[4]方法对飞机非线性及耦合的特性进行处理, 并通过控制分配解决先进布局飞机操纵面的协调问题。这些方法需要事先建立对象详细准确的非线性方程^[4,5], 但先进布局飞机的气动特性比较复杂, 获取飞机的动力学参数需要大量试验数据支持, 很难构造非常准确的模型。本文提出一种基于力矩补偿形式的多操纵面飞机控制器设计方法, 降低了对动力学建模精度的要求, 并且控制中所需的反馈变量均为飞机直接可测变量, 更具应用价值。

2 多操纵面飞机非线性控制系统(Nonlinear control system for aircraft with multiple control effectors)

多操纵面飞机的飞行控制器结构如图1所示,系统采用指令-力矩-舵面的间接形式,分为力矩解算和力矩分配两部分,力矩解算首先根据飞机的状态计算稳定和控制飞机所需的力矩,然后通过力矩分配控制各个操纵舵面。其中: Y_c 为系统控制指令, $\hat{Y}_{cm}$ 为期望参考模型在 Y_c 作用下的扩张状态响应,包含期望参考模型的输出及其各阶导数;解耦力矩控制器完成系统非线性处理和解耦,给出所需控制力矩指令 M_c ; 力矩补偿与分配器根据 M_c 与飞机实际受到的力矩 M 计算所需的补偿力矩,并通过控制分配方法分配给多个操纵面 δ ,完成对飞机的力矩控制。

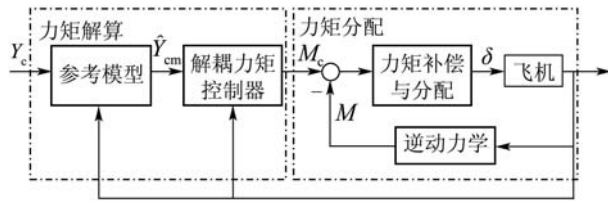


图1 多操纵面飞机控制系统结构

Fig. 1 Control system configuration of aircraft with multiple control effectors

2.1 参考模型设计(Reference model)

由飞机的动力学关系可知,飞机的角运动变化符合二阶运动学关系,即

$$\frac{Y}{Y_c} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2s\xi_n\omega_n + \omega_n^2}. \quad (1)$$

式中: Y_c 和 Y 分别为系统的控制指令和响应; ξ_n 和 ω_n 分别为系统的阻尼比和固有频率,可按照飞行品质标准选取。对上式变形可得输出信号的二阶导数与控制指令的关系为

$$\ddot{Y} = -2\xi_n\omega_n\dot{Y} - \omega_n^2 Y + \omega_n^2 Y_c. \quad (2)$$

选取飞行控制变量为仰角 α 、侧滑角 β 和绕速度轴滚转角 μ , 根据式(2), 可得参考模型的二阶指令信号为

$$\begin{bmatrix} \ddot{\alpha}_{cm} \\ \ddot{\beta}_{cm} \\ \ddot{\mu}_{cm} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2\xi_\alpha\omega_\alpha\dot{\alpha} - \omega_\alpha^2\alpha \\ -2\xi_\beta\omega_\beta\dot{\beta} - \omega_\beta^2\beta \\ -2\xi_\mu\omega_\mu\dot{\mu} - \omega_\mu^2\mu \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_\alpha^2\alpha_c \\ \omega_\beta^2\beta_c \\ \omega_\mu^2\mu_c \end{bmatrix}. \quad (3)$$

式中: $\xi_\alpha, \xi_\beta, \xi_\mu, \omega_\alpha, \omega_\beta, \omega_\mu$ 分别为符合飞机俯仰、偏航和滚转飞行品质的阻尼比和固有频率; $[\alpha, \beta,$

$\mu]^T$ 和 $[\dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{\mu}]^T$ 为当前飞机的状态反馈量。其中 $[\alpha, \beta, \mu]^T$ 可直接由传感器提供, 但 $[\dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{\mu}]^T$ 不易测量, 采用简单的数值微分计算会造成较大的误差, 本文通过运动关系转换来获得。

在北-天-东坐标系下, 飞机航迹角的运动方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\mu} \end{bmatrix} = g(x) \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + f(x). \quad (4)$$

式中:

$$g(x) = \begin{bmatrix} -\cos\alpha \tan\beta & \sin\alpha \tan\beta & 1 \\ \sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ \cos\alpha \sec\beta & -\sin\alpha \sec\beta & 0 \end{bmatrix}, \quad (5)$$

$$f(x) =$$

$$\frac{1}{mv} \begin{bmatrix} -F_q^y \sec\beta \\ F_q^z \\ F_q^y \tan\beta + (F_q^z \cos\mu + F_q^y \sin\mu) \tan\theta \end{bmatrix}. \quad (6)$$

式中: m 为飞机质量, v 为飞行速率; F_y 和 F_z 为合外力在气流系的分量表示, 可用飞机的质心处加速度 a_x, a_y, a_z 求得

$$\begin{bmatrix} F_q^x \\ F_q^y \\ F_q^z \end{bmatrix} = m B_g^q \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix}. \quad (7)$$

其中 B_g^q 为地面系到气流系的转换矩阵。

2.2 基于运动关系的解耦力矩控制器(Motion equations based moment-decouple control)

解耦力矩控制器根据期望模型的输出, 通过运动关系解算, 完成通道解耦并产生期望运动所需的力矩。

对式(4)两边求导, 可得到 $[\ddot{\alpha}, \ddot{\beta}, \ddot{\mu}]^T$ 和 $[\dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z]^T$ 关系为

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = g^{-1}(x) \begin{bmatrix} \ddot{\alpha} \\ \ddot{\beta} \\ \ddot{\mu} \end{bmatrix} - g'(x) \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} - f'(x). \quad (8)$$

式中:

$$g^{-1}(x) = \begin{bmatrix} 0 & \sin\alpha & \cos\alpha \cos\beta \\ 0 & \cos\alpha & -\sin\alpha \cos\beta \\ 1 & 0 & \sin\beta \end{bmatrix}, \quad (9)$$

$$\mathbf{g}'(x) = \begin{bmatrix} \dot{\alpha} \sin \alpha \tan \beta - \dot{\beta} \cos \alpha \sec^2 \beta & \dot{\alpha} \cos \alpha \tan \beta + \dot{\beta} \sin \alpha \sec^2 \beta & 0 \\ \dot{\alpha} \cos \alpha & -\dot{\alpha} \sin \alpha & 0 \\ -\dot{\alpha} \sin \alpha \sec \beta + \dot{\beta} \cos \alpha \sec \beta \tan \beta & -\dot{\alpha} \cos \alpha \sec \beta - \dot{\beta} \sin \alpha \sec \beta \tan \beta & 0 \end{bmatrix}. \quad (10)$$

$\mathbf{f}'(x)$ 无法直接获得, 本文构造微分器对其进行估计^[7].

将式(3)代入式(8), 可获得角加速度控制指令 $[\dot{\omega}_{xc}, \dot{\omega}_{yc}, \dot{\omega}_{zc}]^T$. 再由刚体转动动力学方程, 可得飞机在当前状态 $[\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ 时, 产生 $[\dot{\omega}_{xc}, \dot{\omega}_{yc}, \dot{\omega}_{zc}]^T$ 所需的控制力矩 $\mathbf{M}_c$.

$$\mathbf{M}_c = \begin{bmatrix} I_x \dot{\omega}_{xc} + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z + I_{xy} (\omega_z \omega_x - \omega_y^2) \\ I_y \dot{\omega}_{yc} + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z - I_{xy} (\omega_y \omega_z + \omega_x^2) \\ I_z \dot{\omega}_{zc} + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y - I_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) \end{bmatrix}. \quad (11)$$

式中: I_x, I_y, I_z 为飞机机体轴的惯性矩, I_{xy} 是惯性积.

2.3 力矩补偿与分配器设计(Moment compensation and allocation)

飞机所受的合外力矩 $\mathbf{M}$ 来源于两方面, 可表示为

$$\mathbf{M} = \mathbf{M}_b + \mathbf{M}_\delta. \quad (12)$$

式中: $\mathbf{M}_b$ 为机体所受的气动力、推力及重力产生的力矩, $\mathbf{M}_\delta$ 为气动舵面力矩. 动态逆等非线性控制方法设计时须构造 $\mathbf{M}_b$ 的估计模型 $\hat{\mathbf{M}}_b$, 代入式(12)求解 $\mathbf{M}_{\delta c}$, 其结构如图2所示.

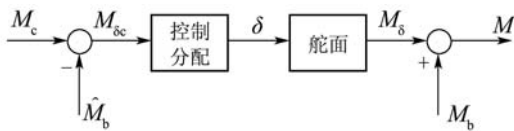


图2 动态逆形式力矩控制器结构

Fig. 2 Dynamic inverse control system configuration

但 $\hat{\mathbf{M}}_b$ 建模精度很难保证, 同时也不适用飞机损伤和故障情况, 本文给出一种基于固定时间间隔的力矩补偿控制器结构, 可以不必建立 $\mathbf{M}_b$ 模型, 提高系统的适应性.

设 t 时刻时飞机的力矩关系为

$$\mathbf{M}(t) = \mathbf{M}_b(t) + \mathbf{M}_\delta(t). \quad (13)$$

取时间间隔为 Δt , 若需要系统在 $t + \Delta t$ 时刻满足期望力矩需求 $\mathbf{M}_c(t + \Delta t)$, 设舵面需要额外补偿的力矩为 $\mathbf{M}_{comp}(t + \Delta t)$, 则有

$$\mathbf{M}_c(t + \Delta t) = \mathbf{M}_\delta(t) + \mathbf{M}_{comp}(t + \Delta t) + \mathbf{M}_b(t) + \Delta \mathbf{M}_b(t + \Delta t). \quad (14)$$

综合式(13)和式(14)可得

$$\mathbf{M}_{comp}(t + \Delta t) = \mathbf{M}_c(t + \Delta t) - \mathbf{M}(t) - \Delta \mathbf{M}_b(t + \Delta t). \quad (15)$$

式中 $\Delta \mathbf{M}_b(t + \Delta t) = \mathbf{M}_b(t + \Delta t) - \mathbf{M}_b(t)$, 考虑到机体气动力矩固有频率一般低于舵面的固有频率, 当时间窗 Δt 取值足够小的情况下, 可忽略 $\Delta \mathbf{M}_b$ 项, 将其视为外界干扰, 结合控制分配方法, 构建时间窗补偿控制律如下:

$$\delta(t + \Delta t) = \delta(t) + \Pi[\mathbf{M}_{comp}(t + \Delta t)]. \quad (16)$$

式中 $\Pi(\mathbf{M}_c)$ 为控制分配函数, 其解 δ_c 需要满足如下关系^[3]:

$$\begin{cases} \mathbf{M}_c = \mathbf{B} \delta_c, \\ \delta_{\min} \leq \delta_c \leq \delta_{\max}, \\ \dot{\delta}_{\min} \leq \dot{\delta}_c \leq \dot{\delta}_{\max}. \end{cases} \quad (17)$$

式中: $\mathbf{M}_c$ 为待分配力矩, $\mathbf{B} \in \mathbb{R}^{n \times m}$ 为控制效率矩阵, 代表 m 个舵面分别在三轴控制效率系数; $\delta_c \in \mathbb{R}^m$ 为待求的 m 个控制机构的偏量, $m \geq n$; 式(17)的后两项为 δ 的位置和偏转速率约束.

本文采用基排序^[3]方法完成对舵面的分配, 其具体流程如图3所示.

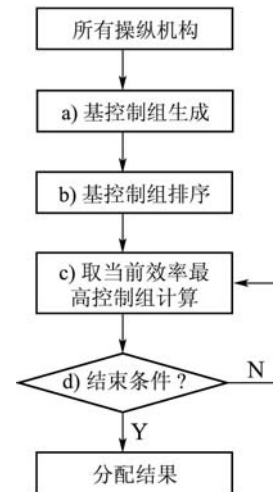


图3 基排序控制分配方法

Fig. 3 Bases Sequence Control Allocation Method

根据式(15)和式(16)构造新的力矩补偿与分配

控制器结构,如图4所示。

图中 M 由式(11)计算,但 $[\dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z]^T$ 不易测量,本文构造了非线性微分器^[7]对其进行估计,可降低噪声干扰的影响,并实现对被测信号导数的有效跟踪。

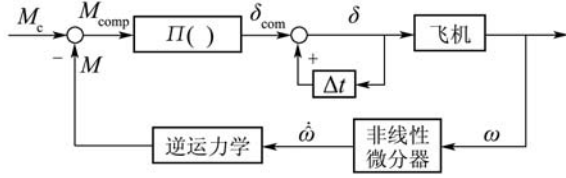


图4 力矩补偿与分配控制器结构

Fig. 4 Configuration of moment compensation and allocation

3 仿真与结果分析(Simulation and results analysis)

仿真根据文献[8]构建了ICE无立尾全隐身布局六自由度非线性仿真系统模型,共包含11个操纵舵面,分别为:俯仰襟翼(PF),左、右前缘襟翼(LEF),左、右升降副翼(TEF),左、右全动翼尖(AMT),左、右扰流片(SPLR),左、右开裂副翼(SSD).仿真控制输入 α_c, μ_c 取矩形指令,取 $\beta_c = 0$,仿真时间为10 s,周期为0.01 s,测量信号加入最高幅值为2%的随机噪声,仿真结果如图5~9所示。

图5为控制指令与响应曲线,可以看出被控系统能够按照参考模型跟踪期望指令,且通道之间的耦合得到有效的抑制。由图6可知飞机的力矩响应可以快速准确的跟踪期望力矩指令,对比图7和图8可知,在有干扰的情况下,采用微分器可以比较准确的估计飞机的合外力矩,噪声引起的误差被大大的抑制。图9为各操纵面的分配结果,可见各操纵面均在其物理约束范围内。

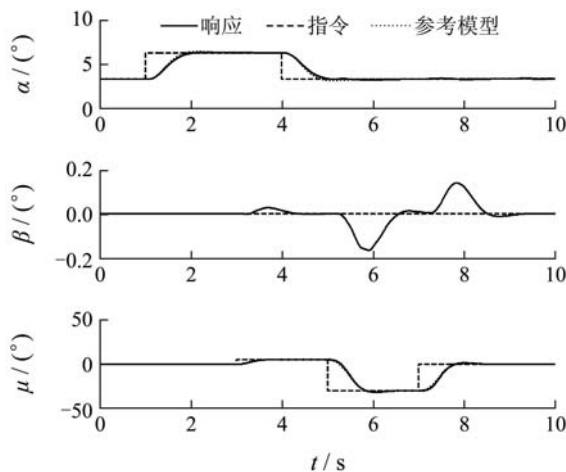


图5 控制指令与响应曲线

Fig. 5 Control commands and responds

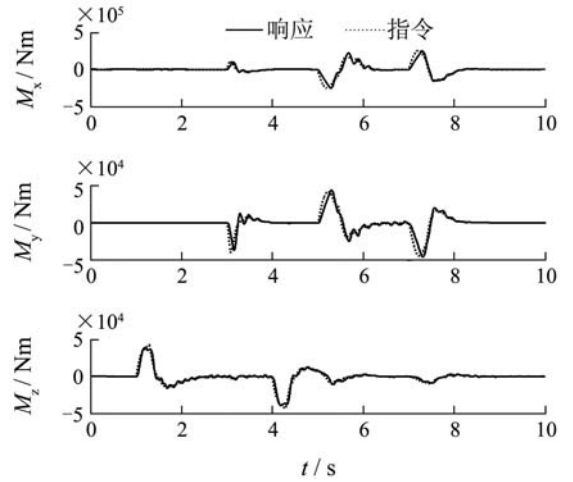


图6 飞机合外力矩指令与响应曲线

Fig. 6 Moments commands and responds

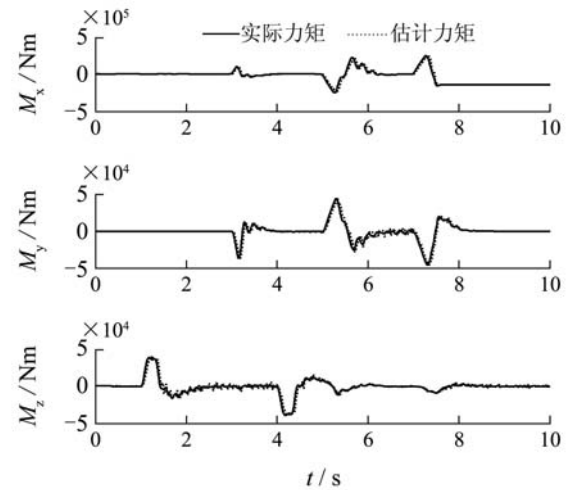


图7 微分器力矩估计曲线

Fig. 7 Differentiator-based moment evaluation results

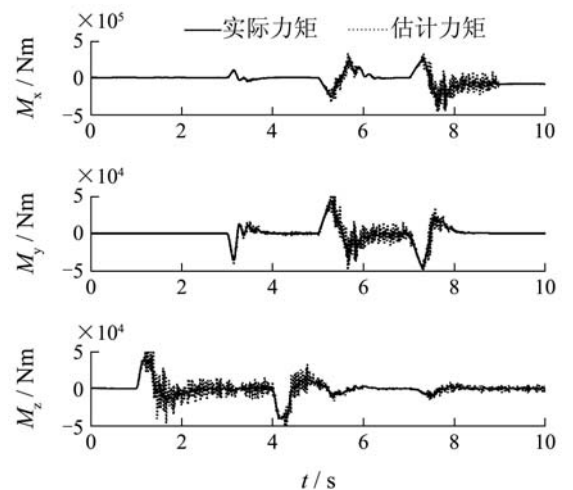


图8 差分方法力矩估计曲线

Fig. 8 Difference-based moment evaluation results

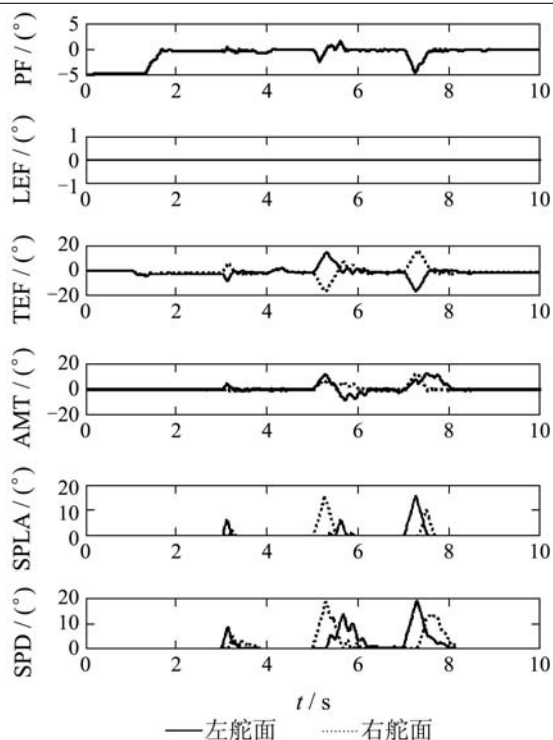


图9 操纵面控制分配响应曲线

Fig. 9 Control effectors allocation results

为验证系统对对象参数的适应能力, 将飞机的俯仰力矩系数增加30%, 滚转力矩系数减小20%, 仿真结果如图10所示, 可以看出在飞机参数大幅度变化的情况下, 控制系统仍能保证满意的控制。

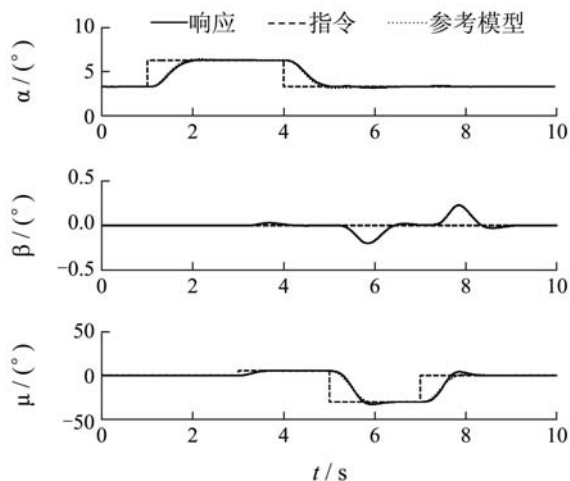


图10 对象改变后的系统响应曲线

Fig. 10 Responds of the parameter-changed system

4 结论(Conclusion)

本文以先进多操纵面飞机为背景, 针对非线性强, 控制冗余等问题给出了一套飞行控制系统实

现的新途径, 有效处理对象的非线性, 降低控制通道的耦合, 降低了对动力学建模的精度要求. 但同时从仿真结果中也可看出, 采用微分器的力矩估计结果仍不能完全抑制随机干扰的影响, 需要在下一步工作中对系统的影响的程度进行分析, 提高系统的鲁棒性。

参考文献(References):

- [1] 杨恩泉. 先进布局飞机控制系统关键技术研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2006.
(YANG Enquan. *Research on the key technology of unmanned combat aerial vehicle flight control system*[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006.)
- [2] BUFFINGTON J M. *Tailless aircraft control allocation*, ADA327799[R/OL]. <http://oai.dtic.mil/oai/oai?verb=getRecord&metadataPrefix=html&identifier=ADA327799>, 1997.
- [3] YANG L Y, SHEN G Z. A new optimal control allocation method for aircraft with multiple control effectors[C] // *The 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Nevada, USA: [s.n.], 2007: 8-11.
- [4] STEINBERG M L. Comparison of intelligent, adaptive, and nonlinear flight control laws[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2001, 24(4): 693-699.
- [5] EBERHARDT R L, WARD D G. Indirect adaptive flight control of a tailless fighter aircraft[C] // *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. Portland, OR, USA: [s.n.], 1999: 9-11.
- [6] LIU J R, SHEN G Z. A multi-strata hierarchical structure and design method of integrated control system[C] // *The 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Nevada, USA: [s.n.], 2006: 9-12.
- [7] 韩京清, 王伟. 非线性跟踪-微分器[J]. *系统科学与数学*, 1994, 14(2): 177-183.
(HAN Jingqing, WANG Wei. Nonlinear tracking-differentiator[J]. *Journal of System Science and Mathematical Science*, 1994, 14(2): 177-183.)
- [8] ADDINGTON G A, MYATT J H. *Control-surface deflection effects on the innovative control effectors(ICE 101) design*, ADA383536[R/OL]. <http://oai.dtic.mil/oai/oai?verb=getRecord&metadataPrefix=html&identifier=ADA383536>, 2000.

作者简介:

杨凌宇 (1979—), 男, 博士, 讲师, 主要研究方向为先进布局飞行器控制、综合控制等, E-mail: yanglingyu@buaa.edu.cn;

范彦铭 (1964—), 男, 研究员, 主要研究方向为飞行控制系统设计, E-mail: fanming@mail.sy.ln.cn;

邵山 (1972—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为飞行控制系统设计, E-mail: shshao@hotmail.com;

钟友武 (1981—), 男, 博士研究生, 主要研究方向为飞行控制、智能决策等, E-mail: autozhong@163.com;

申功璋 (1945—), 男, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为综合控制、飞行控制等, E-mail: shengz@buaa.edu.cn.