

微小型变体飞行器建模与控制系统设计

金磊, 董晨, 王正杰

(北京理工大学 机电学院, 北京 100081)

摘要: 研究了机翼可后掠变形的微小型变体飞行器动力学建模和飞行控制系统设计方法. 通过状态点选取、气动参数计算和数据拟合插值, 建立了变体飞行器的动力学模型. 针对模型的特点, 提出了一种以参数空间方法为基础的变体飞行器飞行控制系统设计方法, 通过计算机辅助算法, 设计了纵向通道控制系统. 仿真结果表明, 所设计的公共固定增益控制器能够使得变体飞行器在不同飞行阶段始终具备要求的动态特性, 具有可行性和工程实用性.

关键词: 变体飞行器; 动力学建模; 参数空间方法; 飞行控制

中图分类号: V 211 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-0645(2014)08-0796-06

Modeling and Control System Designing of a Morphing Micro Aircraft

JIN Lei, DONG Chen, WANG Zheng-jie

(School of Mechatronical Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: A new method was presented for the dynamic modeling and control system designing of a morphing micro aircraft with variable sweep. Through operating point selecting, aerodynamic calculation and data fitting, dynamic model of the morphing aircraft was established. According to the characteristics of dynamic model, a flight control system design method was put forward based on parameter space approach for morphing aircraft. With computer aided design method, a longitudinal control system was designed. The simulation results show that the designed public fixed-gain controller can make the morphing aircraft have required dynamic characteristics in different flight stages, and show its feasibility and practicability.

Key words: morphing aircraft; dynamic modeling; parameter space approach; flight control

变体飞行器是一种新概念飞行器,它能够根据飞行环境和任务的不同,相应改变气动外形,始终保持最优的飞行状态,以满足在复杂环境中执行多种任务的要求. 变体飞行器还能够通过连续、光滑的变形改善空气动力学性能,甚至利用变形辅助或替代传统操纵面,实现对飞行器的主动控制,有效提高飞行器的操控性和隐身性^[1]. 目前开展的变体飞行器项目主要有^[2]: 美国的任务自适应机翼 (mission adaptive wing, MAW) 项目, 主动气动弹性翼 (active aeroelastic wing, AAW) 项目, 智能机翼 (smart wing) 项目, 变体飞机结构 (morphing aircraft

structures, MAS) 项目以及欧洲的主动气动弹性飞行器结构 (active aeroelastic aircraft structures, 3AS) 研究项目等.

与常规飞行器相比,变体飞行器最特殊之处在于飞行中气动外形的改变,这使得其动力学模型是非线性的,并且具有不确定性,因此变体飞行器的动力学建模与飞行控制一直被视为关键技术^[3]. M. Abdulrahim 等^[4]通过气动参数计算与分析,确定了海鸥式微小型变体飞行器在执行不同飞行任务时对应的最佳气动外形,并设计了不同气动外形下的飞行控制系统,但并未建立变体飞行器的动力学模

收稿日期: 2013-03-02

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(11102019)

作者简介: 金磊(1965—),女,副研究员, E-mail: jinlei@bit.edu.cn.

通信作者: 王正杰(1973—),女,副教授,博士生导师, E-mail: wangzhengjie@bit.edu.cn.

型,也未对变形过程中的飞行控制进行研究。王旭刚等^[5]针对可变后掠角的变体巡航导弹,建立了动力学模型,并利用变结构控制理论设计了飞行控制系统,但所建模型中没有体现弹翼后掠角改变对气动参数的影响,且设计的控制系统较为复杂。

本文针对机翼可后掠变形的微小型变体飞行器,建立了动力学模型,所建的模型体现出了随气动外形和飞行条件的连续变化关系;利用参数空间方法设计了其变形过程中的飞行控制系统,实现了对微小型变体飞行器简单有效的控制。

1 变体飞行器动力学建模

1.1 研究对象

本文所研究的变体飞行器主要参数见表 1,按尺寸分属于微小型飞行器。虽然采用传统控制面的控制方式,但能够通过机翼折叠来改变后掠角大小,以适应根据不同飞行任务。该变体飞行器在巡航飞行时,机翼完全展开(后掠角最小),以获得最佳的气动效率;在攻击目标时,机翼向后收缩,以大后掠角俯冲,从而减小阻力,提高突防能力。飞行器外形如图 1 所示。

表 1 变体飞行器基本参数

Tab. 1 Basic parameters of the morphing aircraft

质量/kg	机身长/m	全翼展/m	后掠角/(°)
0.5	0.55	0.5	-4~40

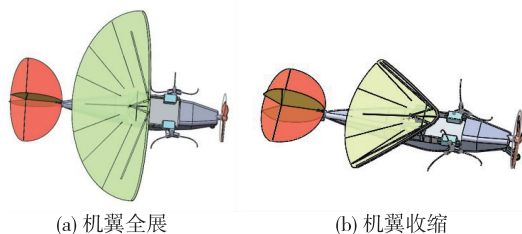


图 1 变体飞行器示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the morphing aircraft

1.2 变体飞行器动力学建模思想

常规飞行器动力学模型的状态空间形式可描述为^[6]

$$\dot{x} = Ax + Bu, \quad (1)$$

式中: A 和 B 为状态矩阵和控制矩阵; x 和 u 为状态量和控制量。在给定飞行器的情况下,状态矩阵 A 和控制矩阵 B 仅与飞行条件有关。

由于所研究的变体飞行器变形过程缓慢,可以忽略机翼变形速率引起的不稳定气动效应以及转动

惯量变化率对动力学模型产生的影响。同时,假设在固定的气动外形下,变体飞行器可看作刚体^[7]。基于以上假设,变体飞行器动力学模型可以表示为

$$\dot{x} = A(\mu)x + B(\mu)u, \quad (2)$$

式中: μ 为变体飞行器的变形量;状态矩阵 A 和控制矩阵 B 不仅与飞行条件有关,而且是 μ 的函数。对于本文的研究对象, μ 代表机翼后掠角大小。

从式(2)可看出,当 μ 为常值,即变体飞行器处于变形过程中某一点时,可被视为常规飞行器,通过常规飞行器动力学建模方法来对该气动外形下的变体飞行器进行建模。按照这种思想,变体飞行器动力学模型可以看成无数个常规飞行器动力学模型的集合,这些常规飞行器的气动外形对应着变体飞行器变形过程中每一点的气动外形。由于变体飞行器变形和飞行条件改变都具有连续性,因此,若要建立变体飞行器的动力学模型,需得到状态矩阵 A 和控制矩阵 B 与变形量和飞行条件的函数关系,然而在实际情况下只可能得到有限个离散状态所对应的模型。针对上述问题,本文通过以下 3 个步骤完成对变体飞行器的动力学建模。

① 状态点的选取。状态点是为了进行气动参数计算所选取的离散点,由气动外形和飞行条件构成,代表了变体飞行器的离散状态。在状态点选取时,通过选取 c_m 个气动外形和 n_f 个飞行条件,可产生 $N=c_m n_f$ 个状态点。飞行条件主要包括飞行速度和飞行高度,由于微小型飞行器具有飞行高度低、高度变化范围小的特点,因此在飞行条件选取时,仅考虑飞行速度对动力学模型的影响。

② 气动参数的计算。利用气动力计算软件 Tornado,对所选取的状态点分别进行气动参数计算,得到各个状态点的气动系数、量纲一化气动导数。同时通过三维 CAD 软件 Solidworks 对不同气动外形下的变体飞行器进行几何建模,得到转动惯量 I 、参考面积 S 、平均气动弦长 $\bar{c}$ 。通过上述参数,计算得到各个状态点的有量纲气动导数^[6]。

③ 数据拟合插值。通过对各个状态点有量纲气动导数进行数据拟合,得到这些参数与气动外形和飞行条件的函数关系。

1.3 动力学建模

以飞行器俯仰运动为例,介绍所研究变体飞行器动力学建模过程。如果忽略 X 方向力的控制影响和稳定性导数 $M_{\dot{\omega}}$,常规飞行器俯仰运动的状态方程为^[7]

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{u} \\ \Delta \dot{w} \\ \Delta \dot{q} \\ \Delta \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u & M_w & M_q & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ Z_\delta \\ M_\delta \\ 0 \end{bmatrix} [\Delta \delta_e]. \quad (3)$$

式中状态矩阵和控制矩阵主要由稳定性导数 $X_u, X_w, Z_u, Z_w, M_u, M_w, M_q$ 和控制导数 Z_δ, M_δ 构成. 这些气动导数都与飞行条件有关, 其意义为前向速度 u 、沿 Z 轴方向速度 w 、俯仰角速率 q 和升降舵偏角 δ_e 的增加所引起的升力、阻力以及俯仰力矩的改变.

对于变体飞行器, 除飞行条件外, 气动外形也会影响气动导数, 这里以 M_w 为例具体说明. $M_w = \partial M / \partial w / m$, 代表由 Z 轴方向速度的增加引起的俯仰力矩的改变, 可以表示为如下形式

$$M_w = \frac{q S \bar{c}}{I_y u_0} C_{m_a}, \quad (4)$$

式中 $S, \bar{c}, I_y, q, C_{m_a}$ 分别为参考面积、平均气动弦长、绕 Y 轴的转动惯量、动压和稳定性系数. 参考面积 S 、平均气动弦长 $\bar{c}$ 、转动惯量 I_y 与气动外形有关, 动压 q 与飞行条件有关, 而稳定性系数 C_{m_a} 会同时受到飞行条件和气动外形的影响.

根据变体飞行器建模思想, 在变形过程中, 选取 6 种气动外形 (后掠角为 $-4^\circ, 0^\circ, 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 40^\circ$), 同时选取 4 种飞行条件 (飞行速度为 15, 20, 25, 30 m/s), 这样共产生了 24 个状态点. 通过对各个状态点气动参数计算和数据拟合, 可以得到气动导数与气动外形和飞行条件的函数关系. 图 2、图 3 分别给出了变体飞行器俯仰通道稳定性导数和控制导数的拟合曲面.

若给定变体飞行器的飞行速度和后掠角, 通过插值, 可得到俯仰通道的稳定性导数和控制导数, 进而得到状态矩阵 $\mathbf{A}$ 和控制矩阵 $\mathbf{B}$, 这样就建立了变体飞行器的动力学模型. 通过气动导数拟合曲面可以看出, X_u, Z_u, Z_w 和 M_q 随后掠角的增大而增大, 随飞行速度的增大而减小, 有相近的变化趋势, 然而 X_w 的变化趋势与之相反; 后掠角和飞行速度的增大都能使得 M_w 缓慢减小; 控制导数 Z_δ 和 M_δ 随后掠角的变化并不明显, 但受飞行速度的影响较大. 总之在飞行过程中, 变体飞行器的动力学模型会由于气动外形和飞行条件的影响, 在一定范围内变化.

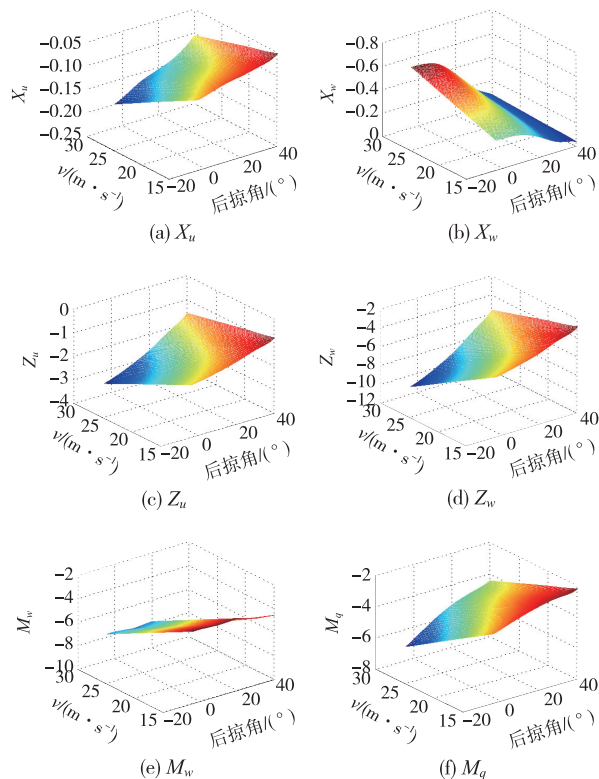


图 2 稳定性导数拟合曲面
Fig. 2 Stability derivatives fitting surfaces

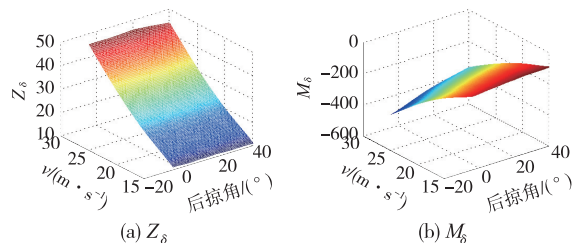


图 3 控制导数拟合曲面
Fig. 3 Control derivatives fitting surfaces

2 参数空间方法的算法理论

控制系统对参数变化的鲁棒性可定义为系统在一定的 (结构、大小) 参数摄动下维持某些性能的特性. 参数空间方法是由鲁棒控制理论发展而来的不确定系统的极点配置理论, 能够解决参数有界不确定性问题^[8].

系统的状态空间描述为

$$\begin{cases} \dot{x} = \mathbf{A}(\theta)x + \mathbf{B}(\theta)u, \\ y = \mathbf{C}x. \end{cases} \quad (5)$$

式中 θ 为不确定对象的参数向量, 所有的对象常值 θ 构成集合 Ω .

控制系统动态特性的期望性能可以通过特征值平面的区域 Γ 确定. 区域 Γ 是极点配置的理想区

域,若系统的特征根处于区域 Γ 中,则称系统具有良好的稳定性(Γ -稳定性). 利用参数空间方法设计控制器的目的就是寻找鲁棒线性状态反馈控制律

$$u = -Kx, \quad (6)$$

将系统的闭环极点配置在区域 Γ 中^[9].

对于二阶可控系统,其状态对输入的传递函数矩阵为

$$G(s) = \frac{g(s)}{d(s)}, \quad (7)$$

其中

$$g(s) = \begin{bmatrix} l_{11}s + l_{12} \\ l_{21}s + l_{22} \end{bmatrix}, \quad (8)$$

$$d(s) = s^2 + d_1s + d_2, \quad (9)$$

若引入状态反馈

$$u = -K^T x + r, \quad (K^T = [k_1 \quad k_2]) \quad (10)$$

闭环系统特征多项式可表示为

$$d_c(s) = d(s) + K^T g(s), \quad (11)$$

若给定理想极点的配置位置 (ξ, ω_n) ,闭环系统特征多项式可表示为

$$d_c(s) = s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2. \quad (12)$$

通过比较式(9)和式(10),可以得到无阻尼自然频率 ω_n 、阻尼比 ξ 与状态反馈 K 的关系

$$\begin{bmatrix} k_1 \\ k_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l_{11} & l_{21} \\ l_{12} & l_{22} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 2\xi\omega_n - d_1 \\ \omega_n^2 - d_2 \end{bmatrix}. \quad (13)$$

如图 4 所示,若给定理想 ω_n, ξ 的范围,即确定了区域 Γ ,通过式(13),就能够在以 k_1, k_2 为横纵坐标的状态反馈增益平面中找到一个与区域 Γ 对应的反馈增益区域^[10-11].

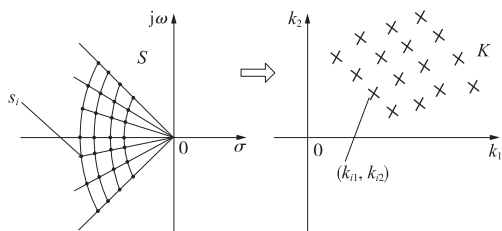


图 4 区域 Γ 和对应的反馈增益区域

Fig. 4 Γ region and the corresponding feedback gain region

对于参数有界不确定系统,系统模型与不确定对象的参数向量 θ 有关. 指定的区域 Γ ,对于不同常值 θ ,投影在状态反馈增益平面上的区域也是不同的. 但是,不同常值 θ 所对应的状态反馈区域可能存在重合的部分,该重合区域称为公共控制器参数空间,处于公共控制器参数空间中的状态反馈增益能够使得参数有界不确定系统具备所要求的动态

特性.

3 变体飞行器控制策略

3.1 变体飞行器飞行策略

根据变体飞行器飞行任务的不同,将其飞行过程可分为巡航段、过渡段和俯冲段. 变体飞行器在巡航段,机翼完全展开、以 15 m/s 的速度定高飞行;在过渡段,后掠角逐渐增大至 40° ,此时仍然保持速度和高度;当变形完成后,进入俯冲段,以指定的俯仰角加速俯冲.

3.2 俯仰控制系统设计

图 5 为变体飞行器俯仰角控制系统框图. 内回路为增稳回路,采用俯仰角速率、攻角双重反馈结构,以增加系统的稳定性,改善系统的动态特性^[8];外回路采用俯仰角控制,以确保姿态角的控制精度.

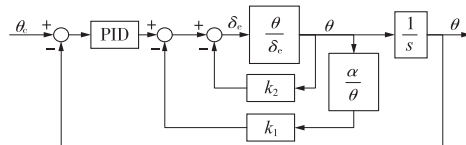


图 5 变体飞行器俯仰角控制回路

Fig. 5 Pitch channel control augmentation loop of the morphing aircraft

将变体飞行器的外形参数和飞行条件视为有界不确定参数. 具体地说,将后掠角和飞行速度看作不确定参数 θ ,将后掠角和飞行速度的变化范围看作不确定参数的集合 Ω ,这样就可以利用参数空间方法设计变体飞行器增稳回路控制器.

参照良好动态品质极点区域配置原则^[8],对微小型变体飞行器短周期飞行品质(区域 Γ)作如下要求

$$\begin{cases} 0.6 \leq \xi \leq 1.2, \\ 12 \leq \omega_n \leq 18. \end{cases} \quad (14)$$

在巡航段和过渡段,将后掠角看作不确定参数,选取 5 种飞行状态(后掠角为 $-4^\circ, 7^\circ, 18^\circ, 29^\circ, 40^\circ$);在俯冲段,将飞行速度看作不确定参数,选取 5 种飞行状态(飞行速度为 15, 16, 17, 18, 19, 20 m/s). 根据参数空间方法基本理论,利用计算机辅助设计,编写 Matlab 程序,针对巡航段、过渡段和俯冲段,分别绘制不同后掠角和飞行速度下状态反馈增益平面中对应的区域,如图 6 所示,这些区域的交集即是公共控制器参数空间.

在公共控制器参数空间中选取增稳回路状态反馈增益 K 时,为减小舵偏量 $|u|$,需给出较小的

$\|K\|$, 考虑到实现时的不精确, 所选反馈增益应远离交集区域边界^[8]. 根据上述原则, 选取状态反馈控

制律 $K^T = [-0.34 \quad -0.26]$ 作为巡航段、过渡段和俯冲段的公共状态反馈增益.

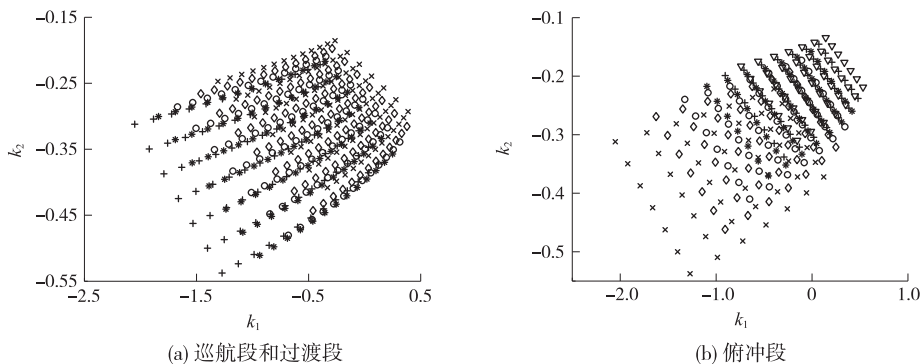


图6 公共控制器参数空间
Fig. 6 Public controller parameter space

4 计算机仿真

为验证所选取的控制器参数能否满足变体飞行器动态特性的要求, 选取了变体飞行器的4种飞行状态:

- ① 巡航段, 飞行速度 15 m/s, 后掠角 -4° ;
- ② 过渡段, 飞行速度 15 m/s, 后掠角 20° ;
- ③ 俯冲段, 飞行速度 15 m/s, 后掠角 40° ;
- ④ 俯冲段, 飞行速

度 20 m/s, 后掠角 40° . 针对每个状态, 分别利用 Matlab 对俯仰通道内回路和外回路进行仿真. 其中, 内回路输入为 5° 升降舵偏角阶跃信号, 输出分别为俯仰角速率 q 和攻角 α ; 外回路输入为单位阶跃信号, 输出分别为俯仰角 θ 和升降舵偏角 δ_e .

图7给出了增稳回路状态反馈增益 $k_1 = -0.34, k_2 = -0.26$, 俯仰角控制增益 $k_\theta = -3.5$ 的动态仿真曲线.

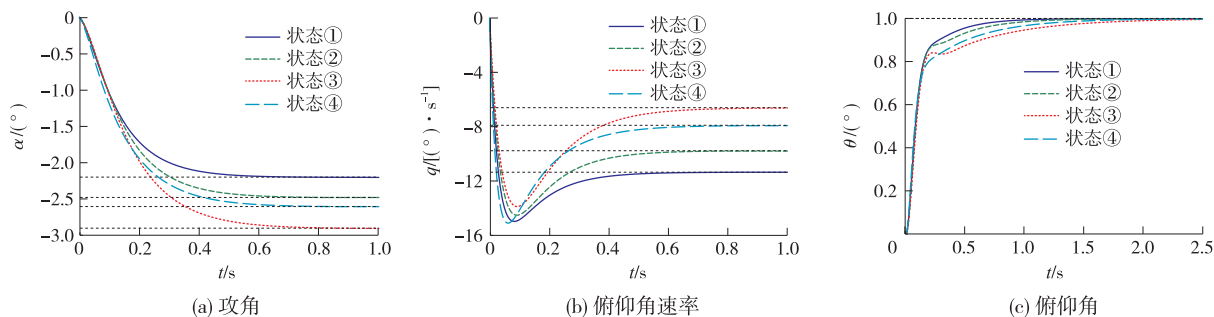


图7 动态响应曲线
Fig. 7 Dynamic response curves

通过仿真曲线可以看出, 利用参数空间方法设计的公共固定增益控制器, 能够使得不同飞行状态下变体飞行器的短周期状态量(攻角、俯仰角速率)调节时间短, 超调量符合要求. 系统对俯仰角指令的响应迅速、无超调, 具有良好的动态特性. 参数空间方法较好地解决了变体飞行器过渡段的大尺度变形和俯冲段的飞行速度一定范围变化给飞行控制带来的问题, 同时, 所设计的控制器结构简单, 对于微小型变体飞行器具有较强的可行性和工程实用性.

5 结论

以机翼后掠角可变的微小型变体飞行器为研究

对象, 通过状态点选取、气动参数计算、数据拟合插值, 建立了其动力学模型, 模型体现了随气动外形和飞行条件的连续变化关系. 针对变体飞行器飞行过程中的变形和飞行条件的改变, 提出了一种以参数空间方法为基础的变体飞行器飞行控制系统设计方法, 通过计算机辅助算法, 设计了变体飞行器俯仰通道控制系统. 仿真结果表明, 参数空间方法能够较好解决变体飞行器飞行参数变化时控制系统的设计问题. 所设计的公共固定增益控制器使得变体飞行器在不同的飞行阶段始终具备要求的动态特性, 避免了因飞行器变形和飞行条件改变对控制器参数重

(下转第830页)

含控制分配的积分滑模主动容错控制方法

王发威, 董新民, 窦和锋, 陈勇

(空军工程大学 航空航天工程学院, 陕西, 西安 710038)

摘要: 针对重构故障不匹配情况下的多操纵面飞机控制问题, 提出了一种基于控制分配的积分滑模主动容错方法. 采用一种新的在线控制分配律简化了滑模控制律设计, 设计了积分滑模控制律以保证指令重分配时系统的稳定性, 在重构故障匹配和不匹配情况下, 推导并证明了含控制分配律的系统整体闭环稳定性. 仿真结果验证了所设计控制器的性能, 有效实现多操纵面飞机的快速平稳控制.

关键词: 多操纵面飞机; 控制分配; 积分滑模容错控制

中图分类号: TP 273; V 249.1

文献标志码: A

文章编号: 1001-0645(2014)08-0801-06

Fault Tolerant Control Using Integral Sliding Model with Control Allocation

WANG Fa-wei, DONG Xin-min, DOU He-feng, CHEN Yong

(The Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force University, Xi'an, Shaanxi 710038, China)

Abstract: In this paper, an integral sliding model was proposed based control allocation scheme for multiple effector plane in fault tolerant control when restructure fault unmatched. A new on-line control allocation method was proposed to predigest design process of siding model control law. The integral siding model control law was designed to ensure system stability in commands reallocation. The stability of closed loop system was proved with restructure fault match and unmatched. The simulation results show the better performance of designed controller in speed control of multiple effector plane.

Key words: multiple effector plane; control allocation; integral sliding model fault-tolerant control

近年来,多操纵面飞机的主动容错控制问题得到了广泛关注^[1]. 主动容错控制方法有滑模、神经网络、模型参考自适应等,其中,控制分配与滑模相结合的混合控制成为多操纵面飞机主动容错控制的研究趋势^[2-4]. 利用控制分配在故障条件下不需改变控制律及滑模控制鲁棒性的优点, Halim Alwi等^[5-9]针对执行器故障做了一系列主动容错控制研究,但其设计的滑模控制律结构复杂难以实现,且其稳定性分析并未包含具体的控制分配律.

作者在文献[5-9]基础上,主要研究在故障诊断存在误差情况下,提出一种新的在线控制分配律,该分配律不需要对虚拟控制律进行复杂变换,从而

简化了控制律的设计;在重构故障匹配和不匹配情况下,推导并证明了含新控制分配律的整体控制系统闭环稳定性.

1 控制分配律及故障变换方程

1.1 问题描述

假设当发生执行器故障,系统模型能够写为

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) - BK(t)u(t), \quad (1)$$

式中: $A \in \mathbf{R}^{n \times n}$, $B \in \mathbf{R}^{n \times m}$, $K = \text{diag}[k_1 \quad k_2 \quad \cdots \quad k_m]$ 为执行器残存矩阵, $0 \leq k_i \leq 1$, $k_i = 0$ 时,第 i 个执行器残存, $0 < k_i \leq 1$ 时,第 i 个执行器出现故障.

- [D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2012. (in Chinese)
- [5] 张珊, 于留宝, 胡长军. 基于表情图片与情感词的中文微博情感分析[J]. 计算机科学, 2012, 39(增刊 3): 146 - 149.
- Zhang Shan, Yu Liubao, Hu Changjun. Sentiment analysis of Chinese microblog based on emotions and emotional words[J]. Computer Science, 2012, 39(suppl 3): 146 - 149. (in Chinese)
- [6] 董振东, 董强. 知网[DB/OL]. [2008-09-15]. <http://www.keenage.com/>.
- Dong Zhendong, Dong Qiang. HowNet [DB/OL]. [2008-09-15]. <http://www.keenage.com/>. (in Chinese)
- [7] Turney P D, Littman M L. Measuring praise and criticism: Inference of semantic orientation from association [J]. ACM Transactions on Information Systems, 2003, 21(4): 315 - 346.
- [8] Che W, Li Z, Liu T. Ltp: a Chinese language technology platform [C] // Proceedings of the 23rd International Conference on Computational Linguistics: Demonstrations. Stroudsburg: Association for Computational Linguistics, 2010: 13 - 16.
- [9] 姚天昉, 娄德成. 汉语语句主题语义倾向分析方法的研究[J]. 中文信息学报, 2007, 21(5): 73 - 79.
- Yao Tianfang, Lou Decheng. Research on semantic orientation analysis for topics in Chinese sentences[J]. Journal of Chinese Information Processing, 2007, 21(5): 73 - 79. (in Chinese)
- [10] Chang C C, Lin C J. LIBSVM: a library for support vector machines[J]. ACM Transactions on Intelligent Systems and Technology, 2011, 2(3): 27.
- (责任编辑: 李兵)

(上接第 800 页)

新调整的缺陷。另外, 参数空间方法算法简单、可靠, 易于工程实现, 在微小型变体飞行器控制方面具有一定的优越性。

参考文献:

- [1] 陆宇平, 何真. 变体飞行器控制系统综述[J]. 航空学报, 2009, 30(10): 1906 - 1911.
- Lu Yuping, He Zhen. A survey of morphing aircraft control systems[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(10): 1906 - 1911. (in Chinese)
- [2] Rodriguez Armando R. Morphing aircraft technology survey [C] // Proceedings of 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada, USA: AIAA, 2007: 2 - 4.
- [3] 陆宇平, 何真, 吕毅. 变体飞行器技术[J]. 航空制造技术, 2008(22): 26 - 29.
- Lu Yuping, He Zhen, Lü Yi. Morphing aircraft technology [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008(22): 26 - 29. (in Chinese)
- [4] Abdulrahim M, Rick Lind. Control and simulation of a multi-role morphing micro air vehicle [C] // Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. San Francisco, USA: AIAA, 2005: 3 - 4.
- [5] 王旭刚, 周军. 变后掠翼战术巡航导弹动力学控制及仿真[J]. 计算机仿真, 2008, 25(6): 62 - 65.
- Wang Xugang, Zhou Jun. Dynamics and control of tactical cruise missile with morphing swept wings[J]. Computer Simulation, 2008, 25(6): 62 - 65. (in Chinese)
- [6] Nelson R C. Flight stability and automatic control [M]. 2nd ed. Boston: McGraw Hill Higher Education, 1998.
- [7] Baldelli D H, Lee D H. Modeling and control of an aeroelastic morphing vehicle [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(6): 1687 - 1699.
- [8] 杨军, 凡永华, 于云峰, 等. 参数空间方法与飞行器控制系统 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2008.
- Yang Jun, Fan Yonghua, Yu Yunfeng, et al. Parameter space approach and flight control system [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2008. (in Chinese)
- [9] Ackermann Juregen. Parameter space design of robust control systems [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1980, 25(6): 1058 - 1072.
- [10] Lou Jingmei, Zhang Ke. An intelligent parameter space approach applicable to engineering design of missile autopilot [J]. Information Engineering and Computer Science, ICIECS, 2009, 24: 4 - 14.
- [11] 王正杰, 段晖, 范宁军, 等. 扑旋柔性翼飞行器驱动机构的设计及动力学建模 [J]. 北京理工大学学报, 2010, 30(11): 1261 - 1264.
- Wang Zhengjie, Duan Hui, Fan Ningjun, et al. Drive mechanism of flapping-wing micro rotorcraft: design and dynamics modeling [J]. Transactions of Beijing Institute of Technology, 2010, 30(11): 1261 - 1264. (in Chinese)
- (责任编辑: 刘雨)