

基于反馈线性化和变结构控制的飞行器 姿态控制系统设计

韩艳铎, 周凤岐, 周 军

(西北工业大学航天学院, 西安 710072)

摘 要: 在大姿态角的情况下, 飞行器姿态运动的非线性因素和耦合因素不容忽略, 使得传统的基于小扰动假设的近似线性化处理方法面临难以克服的困难。本文首先运用反馈线性化方法, 将飞行器姿态通道线性化解耦成三个单输入单输出系统, 然后运用分散滑动模态变结构控制理论对每个通道分别设计变结构控制器, 以期使系统获得对参数摄动和外部扰动的鲁棒性。理论研究和数值仿真表明, 所设计的控制系统可以适用于飞行器大姿态角飞行的情况, 并对系统参数摄动和外部扰动具有较强的鲁棒性。

关键词: 飞行器; 姿态控制; 非线性; 反馈线性化; 变结构控制; 滑动模态

中图分类号: v448.22

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2004)06-0637-05

0 引言

众所周知, 飞行器姿态运动方程是非线性的, 而且各通道之间存在耦合作用, 这样的受控对象是复杂的。为了简化问题, 人们假设飞行器姿态角变化较小, 从而可将其运动方程在“工作点”附近进行泰勒展开, 得到近似线性化模型后, 再运用经典控制理论和成熟的多变量线性系统理论进行姿态控制系统的初步设计。初步设计好以后再考虑大姿态角所带来的非线性和耦合作用的影响, 进行仿真和校验, 直到控制系统符合期望的性能指标。

这种设计方法的缺点有二: 一是对初步设计好的控制系统进行仿真和校验, 很大程度上依赖于设计者的工程经验, 所以不可避免地带有一定的盲目性, 造成仿真和校验往往需要重复多次, 效益较低; 二是将非线性因素和耦合因素当作施加于线性系统的扰动进行处理时, 损失掉了这种非线性和耦合因素所携带的“具体信息”, 导致最终设计出来的控制系统保守性较大。

文献[1]对当前不确定非线性系统鲁棒控制的主要设计方法和应用领域进行了综述和评论。

本文基于反馈线性化思想^[2,3]和分散滑动模态变结构控制理论^[4], 首先将飞行器姿态运动方程进行“精确线性化”, 同时实现三通道的解耦, 然后对各控制通道独立设计滑模变结构控制器。此种设计方

法的优点有二: 一是对原非线性模型进行线性化时完全考虑了其各阶非线性因素和所有耦合因素, 得到的线性模型是“精确的”, 所以没有损失任何“具体信息”, 从而设计出来的控制系统保守性大大减小; 二是滑模变结构控制器的采用有效地克服了原系统参数摄动和外部扰动所带来的不利影响, 控制系统具有对参数摄动和外部扰动的鲁棒性甚至不变性。

1 飞行器姿态运动方程

飞行器姿态运动一般在体轴系下进行描述^[5]。体轴系是固连在飞行器上的直角坐标系, 随飞行器的机体转动而转动。为了简化数学描述, 体轴系的选取一般为: 坐标原点和飞行器的质心重合; 坐标轴 1 为飞行器的纵轴, 指向机头为正; 坐标轴 2 在飞行器的纵向对称平面内, 向上为正; 坐标轴 3 由坐标轴 1 和 2 按右手螺旋规则确定, 实际上也就是取为指向飞行器的侧向, 从机尾看, 向右为正。

设 φ 、 θ 、 ψ 分别为飞行器的滚转角、偏航角、俯仰角; $\dot{\varphi}$ 、 $\dot{\theta}$ 、 $\dot{\psi}$ 分别为飞行器绕体轴系轴 1、轴 2、轴 3 的旋转角速率; J_1 、 J_2 、 J_3 分别为飞行器关于体轴系轴 1、轴 2、轴 3 的转动惯量; L_1 、 L_2 、 L_3 分别为飞行器关于体轴系轴 1、轴 2、轴 3 所受到的外力矩。则根据理论力学的知识不难写出飞行器姿态运动方程如下:

$$\dot{x}_1 = x_1 - x_2 \cos x_1 \cdot \tan x_3 + x_3 \sin x_1 \cdot \tan x_3$$

$$\dot{x}_2 = \frac{\cos x_1}{\cos x_3} x_2 - \frac{\sin x_1}{\cos x_3} x_3$$

$$\dot{x}_3 = x_3 \cos x_1 + x_2 \sin x_1$$

$$\dot{x}_4 = \frac{J_2 - J_3}{J_1} x_2 x_3 + \frac{L_1}{J_1}$$

$$\dot{x}_5 = \frac{J_3 - J_1}{J_2} x_3 x_1 + \frac{L_2}{J_2}$$

$$\dot{x}_6 = \frac{J_1 - J_2}{J_3} x_1 x_2 + \frac{L_3}{J_3}$$

由此可见飞行器的姿态运动方程是非线性的,在大姿态角的情况下这种非线性是不能忽略的,而且各通道间存在着不可忽视的耦合作用。

2 状态空间描述

令

$$\begin{cases} x_1 = x_1 \\ x_2 = x_2 \\ x_3 = x_3 \\ x_4 = x_4 \\ x_5 = x_5 \\ x_6 = x_6 \end{cases}, \quad \begin{cases} u_1 = \frac{J_2 - J_3}{J_1} x_2 x_3 + \frac{L_1}{J_1} \\ u_2 = \frac{J_3 - J_1}{J_2} x_3 x_1 + \frac{L_2}{J_2} \\ u_3 = \frac{J_1 - J_2}{J_3} x_1 x_2 + \frac{L_3}{J_3} \end{cases}, \quad \text{并取飞行}$$

器的输出为三个姿态角,可得飞行器姿态运动控制系统的状态空间描述为:

$$\dot{x} = A(x) + Bu \text{ 和 } y = Cx$$

$$\nabla z = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ (x_5 \sin x_1 + x_6 \cos x_1) \tan x_3 & 0 & (x_6 \sin x_1 - x_5 \cos x_1) \sec^2 x_3 & 1 - \cos x_1 \cdot \tan x_3 & \sin x_1 \cdot \tan x_3 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ - (x_5 \sin x_1 + x_6 \cos x_1) \sec x_3 & 0 & (x_5 \cos x_1 - x_6 \sin x_1) \sec x_3 \cdot \tan x_3 & 0 & \cos x_1 \cdot \sec x_3 & - \sin x_1 \cdot \sec x_3 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ x_5 \cos x_1 - x_6 \sin x_1 & 0 & 0 & 0 & \sin x_1 & \cos x_1 \end{bmatrix}$$

其中 $z = (z_1^0, z_1^1, z_2^0, z_2^1, z_3^0, z_3^1)^T$ 。

计算 ∇z 的行列式: $\det(\nabla z) = -\sec x_3$ 恒不等于零,又 $z = z(x)$ 的光滑性是显然的,所以根据反函数存在定理知,我们所作的非线性状态变换 $z = z(x)$ 在状态空间的整个定义域内是微分同胚^[6],从而这种变换是全局有意义的。

输入变换如下:

$$v = P + Qu$$

其中

$$v = (v_1, v_2, v_3)^T, P = (P_1, P_2, P_3)^T,$$

$$Q = (Q_1^T, Q_2^T, Q_3^T)^T$$

其中

$$x = (x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6)^T,$$

$$u = (u_1, u_2, u_3)^T, \quad y = (y_1, y_2, y_3)^T$$

$$A(x) = \begin{bmatrix} x_4 - x_5 \cos x_1 \cdot \tan x_3 + x_6 \sin x_1 \cdot \tan x_3 \\ \frac{\cos x_1}{\cos x_3} x_5 - \frac{\sin x_1}{\cos x_3} x_6 \\ x_6 \cos x_1 + x_5 \sin x_1 \\ x_1 x_5 x_6 \\ x_2 x_6 x_4 \\ x_3 x_4 x_5 \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 8} \\ I_{3 \times 8} \end{bmatrix}, C = (I_{3 \times 8}, 0_{3 \times 8})$$

3 用反馈线性化方法实现精确线性化和通道间解耦

作状态变换如下:

$$\begin{aligned} z_1^0 &= x_1 \\ z_1^1 &= x_4 - x_5 \cos x_1 \cdot \tan x_3 + x_6 \sin x_1 \cdot \tan x_3 \\ z_2^0 &= x_2 \\ z_2^1 &= \frac{\cos x_1}{\cos x_3} x_5 - \frac{\sin x_1}{\cos x_3} x_6 \\ z_3^0 &= x_3 \\ z_3^1 &= x_6 \cos x_1 + x_5 \sin x_1 \end{aligned}$$

为了确定该变换的可逆性,写出 $z = z(x)$ 的雅可比矩阵

$$\begin{aligned} P_1 &= (x_5 \sin x_1 + x_6 \cos x_1) [(x_4 + x_6 \sin x_1 \cdot \tan x_3 - x_5 \cos x_1 \cdot \tan x_3) \tan x_3 + (x_6 \sin x_1 - x_5 \cos x_1) \sec^2 x_3] + x_1 x_5 x_6 - x_2 x_4 x_6 \cos x_1 \cdot \tan x_3 + x_3 x_4 x_5 \sin x_1 \cdot \tan x_3 \\ P_2 &= (x_5 \sin x_1 + x_6 \cos x_1) (2 x_5 \cos x_1 \cdot \tan x_3 - 2 x_6 \sin x_1 \cdot \tan x_3 - x_4) \sec x_3 + x_4 (-2 x_6 \cos x_1 - x_3 x_5 \sin x_1) \sec x_3 \\ P_3 &= (x_4 + x_6 \sin x_1 \cdot \tan x_3 - x_5 \cos x_1 \cdot \tan x_3) (x_5 \cos x_1 - x_6 \sin x_1) + x_4 (-2 x_6 \sin x_1 + x_3 x_5 \cos x_1) \\ Q_1 &= (1, \cos x_1 \cdot \tan x_3, \sin x_1 \cdot \tan x_3) \\ Q_2 &= (0, \cos x_1 \cdot \sec x_3, -\sin x_1 \cdot \sec x_3) \\ Q_3 &= (0, \sin x_1, \cos x_1) \end{aligned}$$

可得控制系统的状态方程和输出方程分别为:

$$\text{状态方程: } \dot{z} = A_0 z + B_0 v \quad (1)$$

$$\text{输出方程: } y = C_0 z \quad (2)$$

其中

$$A_0 = \begin{bmatrix} A_0^1 & & \\ & A_0^2 & \\ & & A_0^3 \end{bmatrix}, A_0^i = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} (i = 1, 2, 3)$$

$$B_0 = \begin{bmatrix} B_0^1 & & \\ & B_0^2 & \\ & & B_0^3 \end{bmatrix}, B_0^i = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} (i = 1, 2, 3)$$

$$C_0 = \begin{bmatrix} C_0^1 & & \\ & C_0^2 & \\ & & C_0^3 \end{bmatrix}, C_0^i = (1, 0) (i = 1, 2, 3)$$

式(1)和式(2)即为经过状态变换和输入变换处理的飞行器姿态控制系统的状态空间描述,可见系统已被解耦成三个独立的控制通道,每个通道是临界稳定的线性能控规范型。

4 三通道滑动模态变结构控制器的设计

上面已经把飞行器的三个通道进行了线性化解耦,所以可用线性系统的分散滑模变结构控制理论对每个通道的控制器进行独立设计。

变结构控制最突出的优点是系统的滑模运动对系统不确定性具有很强的鲁棒性。进而,当不确定性满足匹配条件时,滑模运动完全不受不确定性的影响,这称为滑模运动的不变性^[7]。当然,在实际的工程系统中匹配条件并非总能得到满足。当系统中存在非匹配不确定性时滑模运动的不变性不复存在。变结构控制器本身无法克服系统中的非匹配不确定性^[8],但是通过合理地设计滑面,仍可使系统的滑模运动具有较强的鲁棒性^[9]和所期望的动态性能^[10,11]。所幸的是,我们通过反馈线性化解耦得到三个独立的子系统,每个系统都是单输入单输出且状态变量为相变量的线性系统,此时滑模运动的不变性条件自动成立^[4]。理论上讲,这种情况下若某个通道进入滑动模态,其状态运动仅取决于相应的滑动面的参数。

针对线性和非线性系统情形下的输入不确定性,文献[12,13]提出了变结构逻辑极值控制律,以保证滑动模的存在。该算法以逻辑判断的形式给出了滑动模存在的充分条件,简单易行,便于工程实现。本文运用趋近律的方法设计变结构控制律,既能

能保证正常运动的动态特性,比如快速性,又能有效地削弱抖动现象。

变结构控制器设计包括两个步骤:切换面(滑动面)的设计和变结构控制的设计。下面针对本文的具体问题分别阐述。

以第 i ($i = 1, 2, 3$) 个通道为例进行设计。

4.1 切换面(滑动面)的设计

设 y_{iref} 表示参考输入, y_i 表示输出, $e_i = y_{iref} - y_i$ 表示输出误差。

设计切换面方程为

$$s_i = c_i e_i + \dot{e}_i = 0 \quad (3)$$

将 $e_i = y_{iref} - y_i$ 和 $y_i = z_i^0$ 及 $\dot{z}_i^0 = \dot{z}_i^1$ 代入式(3)得

$$s_i = c_i (y_{iref} - z_i^0) + (\dot{y}_{iref} - \dot{z}_i^1) = 0 \quad (4)$$

式(4)即为切换面方程。如取 c_i 大于零,则该切换面对应的滑模运动是稳定的,而且 c_i 的选择直接决定着系统滑动模态的运动品质。

4.2 变结构控制律的设计

上面设计出了切换面,但是这样的切换面未必是滑动面。要使切换面成为滑动面,关键是要设计变结构控制,使系统的任一初始状态能在变结构控制的作用下于有限时间到达切换面,此时切换面才是滑动面。系统状态一旦到达滑动面就不会离开,而是在上面滑动并趋向“原点”。在变结构控制理论中,状态点趋向滑动面的过程称为正常运动,在滑动面上的运动称为滑模运动。

若切换函数为 s_i ,则状态可达切换面的必要条件是 $s_i \dot{s}_i < 0$ 。此条件丝毫也反映不出运动是如何趋近切换面的,而正常运动的品质正是要求此趋近过程良好,比如快速。因此可以提出并发展趋近律的概念和公式,来保证正常运动的品质。可以设计出各种各样的趋近律,见文献[14]。

本文采用指数趋近律

$$\dot{s}_i = -i \operatorname{sgn} s_i - k_i s_i \quad (5)$$

式中 i 和 k_i 是大于零的常数, sgn 是符号函数。 i 和 k_i 的选取原则是: i 较小而 k_i 较大,这样既能加快正常运动的速度,又不至于使状态点“冲过”切换面而发生较大“抖动”。

由(4)(5)两式得变结构控制为

$$v_i = c_i (\dot{y}_{iref} - \dot{z}_i^1) + \dot{y}_{iref} + i \operatorname{sgn} s_i + k_i s_i \quad (6)$$

求出了 v_i ($i = 1, 2, 3$) 后,由 $u = Q^{-1}(v - P)$ 便可以计算出 u ,这个 u 是直接作用于飞行器上的。

的。

当然了,在飞行器控制工程中势必有一些实际的问题还需解决,比如:

若系统的输入矩阵存在较大的不确定性,如何有效地利用该不确定性的极性信息,设计合适的变结构控制使正常运动具有较好的品质?另外,既然消除抖动和保持滑模运动的不变性难以兼得,那么在多大程度上牺牲不变性来消除抖动是合适的或最佳的呢?这是两个有趣的和值得进一步研究的问题。

参考文献:

- [1] 李琳琳. 不确定非线性系统鲁棒控制研究[J]. 宇航学报, 2003, 24(4): 331-336 [LI Lin-lin. Survey On the Robust Control of Uncertain Nonlinear Systems. Journal of Astronautics, 2003, 24(4): 331-336]
- [2] 胡跃明. 非线性控制系统理论与应用[M]. 北京:国防工业出版社, 2001 [HU Yue-ming. Nonlinear Control Systems Theory and Applications. Beijing: National Defence Industry Press, 2001]
- [3] 胡跃明. 变结构控制理论与应用[M]. 北京:科学出版社, 2003 [HU Yue-ming. Variable Structure Control Theory and Applications. Beijing: Science Press, 2003]
- [4] 高为炳. 变结构控制理论基础[M]. 北京:中国科学技术出版社, 1990 [GAO Wei-bing. Variable Structure Control theoretical basis. Beijing: China Science and Technology Press, 1990]
- [5] 吕学富. 飞行器飞行力学[M]. 西安:西北工业大学出版社, 1995 [L üXue-fu. Flight Mechanics of Aircraft. Xi 'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1995]
- [6] 陈省身, 陈维桓. 微分几何讲义(第二版)[M]. 北京:北京大学出版社, 2001 [CHEN Xing-shen, CHEN Wei-huan. Differential Geometry Teaching Materials (second version). Beijing: Peking University Press, 2001]
- [7] Weibing Gao. Variable Structure Control: A Survey. IEEE TRANSACTIONS ON INDUSTRIAL ELECTRONICS, 1993, 40(1): 2-22
- [8] 胡剑波. 一类非匹配不确定性系统的变结构控制[J]. 控制理论与应用, 2002, 19(1): 105-108 [HU Jian-bo. Variable Structure Control for a Class of Systems with Mismatched Uncertainties. Control Theory and Applications, 2002, 19(1): 105-108]
- [9] 胡跃明. 非匹配条件下滑动模的鲁棒性[J]. 华南理工大学学报, 1995, 23(6): 36-41 [HU Yue-ming. On the Robustness of Sliding Mode Under Unmatched Conditions. Journal of South China University of Technology, 1995, 23(6): 36-41]
- [10] 鲍晟. 非匹配不确定 MIMO 线性系统的终端滑模控制[J]. 控制与决策, 2003, 18(5): 531-534 [BAO Sheng. Terminal Sliding Mode Control of MIMO Linear Systems with Unmatched Uncertainties. Control and Decision, 2003, 18(5): 531-534]
- [11] 张福斌. 非匹配不确定非线性系统的变结构控制器设计[J]. 系统工程与电子技术, 2003, 25(2): 206-209 [ZHANG Fu-bin. A Variable Structure Controller Design of the Nonlinear Systems with Mismatched Uncertainties. Systems Engineering and Electronics, 2003, 25(2): 206-209]
- [12] 周军. 多变量不确定性系统的变结构逻辑极值控制律[J]. 控制理论与应用, 1997, 14(4): 561-564 [ZHOU Jun. A New Variable Structure Control Law for Multivariable Uncertain Plants. Control Theory and Applications, 1997, 14(4): 561-564]
- [13] 周军. 非线性不确定性系统的变结构控制策略研究[J]. 西北工业大学学报, 1995, 13(4): 614-618 [ZHOU Jun. Research on a New Variable Structure Control Law for Non-linear Plants with Uncertainties. Journal of Northwestern Polytechnical Universities, 1995, 13(4): 614-618]
- [14] 高为炳, 程勉. 变结构控制的品质控制[J]. 控制与决策, 1989, 4(4): 1-6 [GAO Wei-bing, Cheng Mian. Quality Control of Variable Structure Control systems. Control and Decision, 1989, 4(4): 1-6]



作者简介:韩艳铎,男(1976-),现在西北工业大学航天学院导航、制导与控制专业攻读博士学位。研究方向:先进控制理论在导弹及航天器制导与控制系统中的应用。
通信地址:西北工业大学航天学院 250 信箱
电话:(029) 88492787

(下转第 668 页)

Determination of the optical system parameters for a CMOS APS based star sensor

DONG Ying , XING Fei , YOU Zheng

(Department of precision instrument and mechanics , Tsinghua University , Beijing 100084 , China)

Abstract : CMOS APS based star sensor is a new generation of attitude sensor produced to keep up with the development of aerospace technology. Determination of the optical system parameters such as the spot shape and size ,the effective aperture ,the field of view and the focal length is the precondition to perform optical design of the star sensor. This paper gives the analysis and the calculation of these parameters based on a selected CMOS APS. The spot shape and size are determined to minish the subpixel centroiding error caused by the distortion of the point spread function due to the pixel sampling effect of the CMOS APS. The effective optical aperture is related to the magnitude threshold of the stars that can be detected by the sensor. So the aperture can be determined through the energy calculation from the radiation of the objects to the response of the sensor. The determination of the field of view and the focal length needs firstly to fulfill the probability of navigation stars capture for the realization of the autonomous star recognition in the whole sky ,and secondly to take the relative errors into consideration.

Key words : Star sensor ; CMOS APS ; Subpixel centroiding ; Navigation stars

(上接第 641 页)

Design for aircraft attitude control system based on feedback-linearization and variable-structure-control

HAN Yan-hua , ZHOU Feng-qi , ZHOU Jun

(College of Astronautics , Northwestern Polytechnical University , Xi 'an 710072 , China)

Abstract : There exist strong nonlinearity and coupling while the aircraft 's attitude angle is large. So the traditional approximate linearization method based on small disturbance faces difficulties. In this paper ,the attitude channel of aircraft was decoupled into three SISO linear systems by means of feedback-linearization. Then variable-structure-controller was designed based on the theory of decentralized sliding mode control with respect to each attitude channel ,so as to obtain robustness to perturbation and disturbance. Theoretical research and numerical simulation indicate that the control system designed in this paper works properly even if in the case of large attitudes of aircraft. At the same time ,the control system is robust to perturbation and disturbance. It is necessary to point out that matching conditions are always satisfied in the case of the SISO system which state variables are phase variables ,so the invariance of the sliding mode to uncertainties holds at all time.

Key words : Aircraft ; Attitude control ; Nonlinear ; Feedback linearization ; Variable structure control ; Sliding mode