

* 一种飞行器姿态控制的三通道独立设计方法 *

韩艳铎, 周凤岐, 周 军, 郭建国

(西北工业大学航天工程学院, 陕西 西安 710072)

[摘要] 面对称型大气层飞行器的三个姿态控制通道间存在着强烈的耦合作用, 使得传统的三通道独立设计方法遇到了困难。基于反馈线性化思想, 研究了一种新的三通道独立设计方法, 从而可用成熟的线性系统理论分别设计飞行器的三个姿态控制通道。用飞行器的真实模型进行数值仿真验证了本方法的有效性。

[关键词] 飞行器; 姿态控制; 非线性; 耦合; 反馈线性化

[中图分类号] TJ 765 2 [文献标识码] A

An Independent Design Method for Three Channels of Aircraft Attitude Control

HAN Yan-hua, ZHOU Feng-qi, ZHOU Jun, GUO Jian-guo

(Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract To face symmetry aircraft, there is strong coupling actions among their attitude control channels. This makes the traditional 3-channel independent design method faces some difficulties. A new independent design method is proposed in this paper, which is based on the idea of feedback-linearization. So that, the three attitude control channels can be designed independently by use of the theory of linear system. Results of computer simulation support the validity of the method proposed in this paper.

Key words: aircraft; attitude control; nonlinear; coupling; feedback-linearization

1 引 言

面对称型飞行器如飞机、巡航导弹、航天飞机等是一类重要的大气层飞行器。由于这类飞行器独特的运动, 其偏航、俯仰、滚转三个通道的动力学往往耦合在一起, 难以分开。工程中普遍采用的仍然是传统的三通道独立设计方法, 基于反馈线性化的思想^{[2][3][4][5]}, 首先将飞行器复杂的非线性姿态运动方程进行线性化和解耦, 然后再利用成熟的线性系统理论进行控制通道的独立设计。

2 飞行器姿态运动方程

首先对飞行器体轴系进行说明。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。其坐标原点一般取为和飞行器的质心重合, 三根坐标轴也取得比较特殊, 这样可使问题的数学描述比较简单。此处取体轴系的坐标轴

1 为飞行器的纵轴, 指向机头为正方向; 坐标轴 2 在飞行器的纵向对称平面内, 向上为正方向; 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, 向右为正方向。

设 θ 、 Θ 、 Φ 分别为飞行器的滚转角、偏航角、俯仰角; ω_1 、 ω_2 、 ω_3 分别为机体绕体轴系轴 1、轴 2、轴 3 的旋转角速率; J_1 、 J_2 、 J_3 分别为机体关于体轴系轴 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的方程式如下(含三个运动学方程和三个动力学方程):

$$\dot{\theta} = \omega_1 - \cos\theta \operatorname{tg}\Theta \cdot \omega_2 + \sin\theta \operatorname{tg}\Phi \cdot \omega_3$$

$$\dot{\Theta} = \frac{\cos\theta}{\cos\Theta} \omega_2 - \frac{\sin\theta}{\cos\Theta} \omega_3$$

$$\dot{\Phi} = \cos\theta \cdot \omega_3 + \sin\theta \cdot \omega_2$$

* 收稿日期: 2004-01-04

作者简介: 韩艳铎(1976—), 男, 山西省兴县人, 博士研究生, 研究方向: 导弹与航天器制导与控制系统。

$$\dot{\omega}_1 = \frac{J_2 - J_3}{J_1} \omega_2 \omega_3 + \frac{L_1}{J_1}$$

$$\dot{\omega}_2 = \frac{J_3 - J_1}{J_2} \omega_3 \omega_1 + \frac{L_2}{J_2}$$

$$\dot{\omega}_3 = \frac{J_1 - J_2}{J_3} \omega_1 \omega_2 + \frac{L_3}{J_3}$$

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绝对不容忽略的耦合作用。

3 控制问题的状态空间描述

$$\text{令} \begin{cases} x_1 = \theta_1 \\ x_2 = \theta_2 \\ x_3 = \theta_3 \\ x_4 = \omega_1 \\ x_5 = \omega_2 \\ x_6 = \omega_3 \end{cases} \begin{cases} \lambda_1 = \frac{J_2 - J_3}{J_1} \\ \lambda_2 = \frac{J_3 - J_1}{J_2} \\ \lambda_3 = \frac{J_1 - J_2}{J_3} \end{cases} \begin{cases} u_1 = \frac{L_1}{J_1} \\ u_2 = \frac{L_2}{J_2} \\ u_3 = \frac{L_3}{J_3} \end{cases}$$

可得飞行器姿态运动控制系统的状态空间描述为:

状态方程:

$$\dot{x}_1 = x_4 - x_5 \cos x_1 \tan x_3 + x_6 \sin x_1 \tan x_3$$

$$\dot{x}_2 = \frac{\cos x_1}{\cos x_3} x_5 - \frac{\sin x_1}{\cos x_3} x_6$$

$$\dot{x}_3 = x_6 \cos x_1 + x_5 \sin x_1$$

$$\dot{x}_4 = \lambda_1 x_5 x_6 + u_1$$

$$\dot{x}_5 = \lambda_2 x_6 x_4 + u_2$$

$$\dot{x}_6 = \lambda_3 x_4 x_5 + u_3$$

输出方程:

$$y_1 = x_1$$

$$y_2 = x_2$$

$$y_3 = x_3$$

即取控制系统的输出为飞行器的三个姿态角, 将上述状态方程和输出方程写成矩阵形式为:

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

式中:

$$x = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{bmatrix}, u = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \end{bmatrix}, y = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ y_3 \end{bmatrix}$$

$$A(x) = \begin{bmatrix} x_4 - x_5 \cos x_1 \tan x_3 + x_6 \sin x_1 \tan x_3 \\ \frac{\cos x_1}{\cos x_3} x_5 - \frac{\sin x_1}{\cos x_3} x_6 \\ x_6 \cos x_1 + x_5 \sin x_1 \\ \lambda_1 x_5 x_6 \\ \lambda_2 x_6 x_4 \\ \lambda_3 x_4 x_5 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} \\ I_{3 \times 3} \end{bmatrix}, C = (I_{3 \times 3}, 0_{3 \times 3})$$

4 运用反馈线性化方法实现精确线性化和通道间解耦

现作状态变换如下:

$$z_1^0 = x_1$$

$$z_1^1 = x_4 - x_5 \cos x_1 \tan x_3 + x_6 \sin x_1 \tan x_3$$

$$z_1^0 = x_2$$

$$z_2^1 = \frac{\cos x_1}{\cos x_3} x_5 - \frac{\sin x_1}{\cos x_3} x_6$$

$$z_3^1 = x_3$$

$$z_3^0 = x_6 \cos x_1 + x_5 \sin x_1$$

输入变换如下:

$$v_1 = P_1 + Q_1 u$$

$$v_2 = P_2 + Q_2 u$$

$$v_3 = P_3 + Q_3 u$$

其中

$$P_1 = (x_5 \sin x_1 + x_6 \cos x_1) [(x_4 + x_6 \sin x_1 \tan x_3 - x_5 \cos x_1 \tan x_3) \tan x_3] + (x_6 \sin x_1 - x_5 \cos x_1) \sec^2 x_3 + \lambda_1 x_5 x_6 - \lambda_2 x_4 x_6 \cos x_1 \tan x_3 + \lambda_3 x_4 x_5 \sin x_1 \tan x_3$$

$$P_2 = (x_5 \sin x_1 + x_6 \cos x_1) (2x_5 \cos x_1 \tan x_3 - 2x_6 \sin x_1 \tan x_3 - x_4) \sec x_3 + x_4 (\lambda_2 x_6 \cos x_1 - \lambda_3 x_5 \sin x_1) \sec x_3$$

$$P_3 = (x_4 + x_6 \sin x_1 \tan x_3 - x_5 \cos x_1 \tan x_3) \times (x_5 \cos x_1 - x_6 \sin x_1) + x_4 (\lambda_2 x_6 \sin x_1 + \lambda_3 x_5 \cos x_1)$$

$$Q_1 = (1, \cos x_1 \tan x_3, \sin x_1 \tan x_3)$$

$$Q_2 = (0, \cos x_1 \sec x_3, -\sin x_1 \sec x_3)$$

$$Q_3 = (0, \sin x_1, \cos x_1)$$

写成矩阵形式为 $v = P + Qu$, 即 $u = Q^{-1}(v -$

$P)$

$$\text{其中 } v = \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{bmatrix}, P = \begin{bmatrix} P_1 \\ P_2 \\ P_3 \end{bmatrix}, Q = \begin{bmatrix} Q_1 \\ Q_2 \\ Q_3 \end{bmatrix}$$

可得控制系统的状态方程和输出方程分别

为:

状态方程,

$$\begin{cases} \dot{z}_1^0 = z_1^1 \\ \dot{z}_1^1 = v_1 \\ \dot{z}_2^0 = z_2^1 \\ \dot{z}_2^1 = v_2 \\ \dot{z}_3^0 = z_3^1 \\ \dot{z}_3^1 = v_3 \end{cases}, \quad \text{输出方程} \begin{cases} y_1 = z_1^0 \\ y_2 = z_2^0 \\ y_3 = z_3^0 \end{cases}$$

写成矩阵形式为:

状态方程

$$\dot{z} = A_0 z + B_0 v \tag{1}$$

输出方程

$$y = C_0 z \tag{2}$$

其中

$$z = \begin{Bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ z_3 \end{Bmatrix}, z_i = \begin{Bmatrix} z_i^0 \\ z_i^1 \end{Bmatrix}, (i = 1, 2, 3),$$

$$v = \begin{Bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{Bmatrix}, y = \begin{Bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ y_3 \end{Bmatrix},$$

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

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

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

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能控规范型。

5 三通道伺服跟踪器的独立设计

上面已经把飞行器的三个通道进行了线性化解耦,所以可用线性系统理论对每个通道的控制器进行独立设计。现以第*i*(*i*= 1, 2, 3)个通道为例,设计伺服跟踪器,使其能够无稳态误差地跟踪阶跃信号^[6],因为这种信号是飞行器姿态控制中最常用的输入指令。

设 y_{iref} 表示输入的姿态指令, $e_i = y_i - y_{iref}$ 表示跟踪误差,取 $\eta_i = \int_0^{\tau} e_i(\tau) d\tau$ 为新的状态变量,则可得增广系统的状态方程为:

$$\begin{Bmatrix} \dot{z}_i \\ \dot{\eta}_i \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} A_0^i & 0 \\ C_0^i & 0 \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} z_i \\ \eta_i \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} B_0^i \\ 0 \end{Bmatrix} v_i + \begin{Bmatrix} w_i \\ -y_{iref} \end{Bmatrix},$$

其中 w_i 为干扰信号。

这样设计出来的伺服跟踪器能实现对阶跃输入的稳态无误差跟踪,但是其动态特性未必是好的,所以引入状态反馈对闭环极点进行配置,以改善系统动态特性。前面用反馈线性化解耦的系统是完全能控的,所以经过状态反馈对其极点任意置是可能的。设状态反馈为:

$$v_i = (k_{i1}, k_{i2}) \begin{Bmatrix} z_i \\ \eta_i \end{Bmatrix}, \text{其中 } k_{i1} = (k_{i1}^0, k_{i1}^1)$$

得闭环系统的状态方程和输出方程分别为:

$$\begin{Bmatrix} \dot{z}_i \\ \dot{\eta}_i \end{Bmatrix} = A_1^i \begin{Bmatrix} z_i \\ \eta_i \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} w_i \\ -y_{iref} \end{Bmatrix} \text{ 和 } y_i = C_1^i \begin{Bmatrix} z_i \\ \eta_i \end{Bmatrix}$$

式中:

$$A_1^i = \begin{Bmatrix} A_0^i + B_0^i k_{i1} & B_0^i k_{i2} \\ C_0^i & 0 \end{Bmatrix}, C_1^i = (C_0^i, 0)$$

飞行器姿态控制系统工作过程原理如图 1 所示。

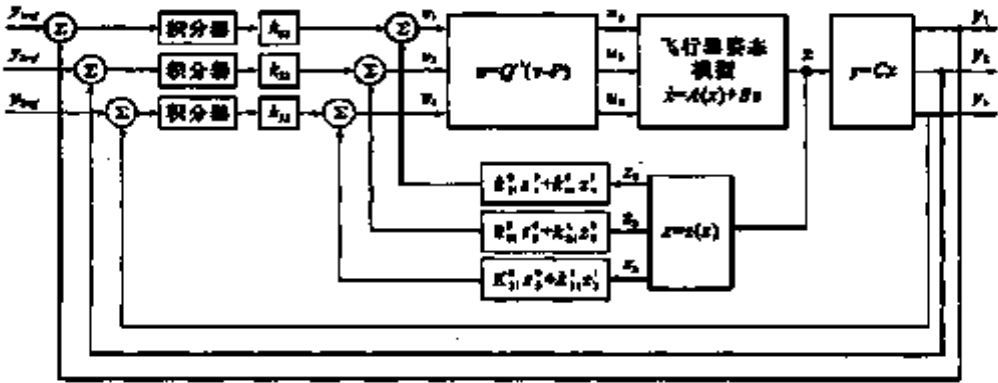


图 1 飞行器姿态控制系统工作原理

(下转第 11 页)

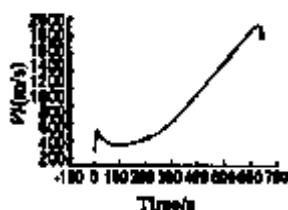


图 3 速度-时间
变化曲线

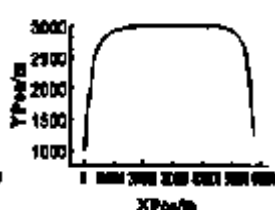


图 4 高度-射程
变化曲线

分析仿真结果有下面的结论:

(1) 图 3 表明在中制导结束时, 导弹仍有很大的速度, 有利于提高导引精度。

(2) 中制导结束时指向误差和航向误差在导引头视场角范围之内, 表明采用的这种奇异摄动最优中制导律可以保证导弹在中制导段结束时可靠的截获目标, 实现中、末制导的顺利交接。

(3) 由图 1、图 2 及图 4 可以看出, 除助推段过载较大外, 在整个中制导段导弹过载都比较小, 而且导弹飞行弹道平滑。

4 结束语

通过对仿真结果的分析, 认为奇异摄动最优

中制导律的理论设计正确, 将此制导律用于高超音速巡航导弹上, 能够满足中制导段末速大, 航向误差、指向误差在导引头允许的范围内, 以及弹道平滑的要求, 保证了中、末制导的顺利交接, 有力地证明了高超音速巡航导弹应用这种奇异摄动最优中制导律是可行的, 可靠的。

[参 考 文 献]

- [1] 许可康 控制系统中的奇异摄动[M] 北京: 科学出版社, 1986
- [2] 解学书 最优控制—理论与应用[M] 北京: 清华大学出版社, 1986
- [3] 乔洋 中远程高超音速空舰导弹关键技术研究[D] 西北工业大学硕士学位论文, 2003
- [4] 王永初, 任秀珍 现代控制工程的数学基础[M] 北京: 化学工业出版社, 1985
- [5] 陈代展 非线性系统的几何理论[M] 北京: 科学出版社, 1988
- [6] 富立 高空高速飞行空地导弹中制导的研究及仿真[D] 西北工业大学博士学位论文, 1996

(上接第 7 页)

6 数值仿真结果

为了验证文中方法的有效性, 对某型飞行器的俯仰角控制通道的响应情况进行了计算机数值仿真。输入的指令是阶跃信号和方波信号, 分别如图 2 和图 3 所示。

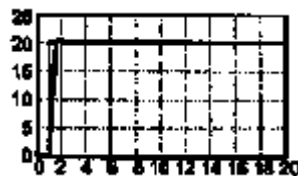


图 2 阶跃输入及飞
行器响应输出



图 3 方波输入及飞
行器响应输出

图 2、图 3 中, 横轴代表时间, 单位为 s; 纵轴代表姿态角, 单位为 $^{\circ}$ 。从仿真结果看, 在大姿态角的情况下飞行器的输出能较好地跟踪指令输入, 说明本文所提方法是有效的。

7 结束语

通过对飞行器姿态运动方程进行非线性变

换, 使复杂的非线性控制问题转化成异常简单的线性系统的控制问题, 并且实现了三个姿态控制通道间的解耦, 从而可用成熟的线性系统理论对三个通道进行独立设计。反馈线性化方法的有效性是显然的, 然而这个方法也有一些局限性, 其中最主要的是当存在参数不确定性和时变性时, 系统的鲁棒性没有保障。使经过反馈线性化处理得到的控制系统具有较强的鲁棒性和自适应性。

[参 考 文 献]

- [1] 徐延万 控制系统(上)[M] 北京: 宇航出版社, 1989
- [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, 2002
- [3] 胡跃明 变结构控制理论与应用[M] 北京: 科学出版社, 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
- [5] 阙志宏 线性系统理论[M] 西安: 西北工业大出版社, 1995