

文章编号:1001-2486(2004)03-0011-04

## 可变落点的再入机动飞行器姿控系统设计\*

郭振云,朱伯鹏

(国防科技大学航天与材料工程学院,湖南长沙 410073)

**摘要:**基于选择的姿态反馈控制系统结构,从姿控系统稳定性提高的角度,设计了控制系统反馈参数,以适应可变落点引起的飞行器参数变化。通过机动飞行器的六自由度飞行弹道仿真,表明所设计的姿态反馈控制系统控制效果较好,可适应预定区域内的飞行落点变化要求。

**关键词:**再入机动飞行器;飞行控制;控制系统设计;姿态反馈;可变落点;飞行仿真

**中图分类号:**V448 **文献标识码:**A

## Attitude Control System Design of the Maneuverable Reentry Vehicle for Variable Target

GUO Zhen-yun, ZHU Bo-peng

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** Based on the attitude feedback structure and in improvement of the system stability improving, the system feedback parameters are confirmed for adapting the flight parameters. By the simulation and analysis of six degrees of freedom, it is proved that the system can satisfy the need of the variable target and the control effectiveness is good.

**Key words:** maneuverable reentry vehicle; flight control; control system design; attitude feedback; variable target; flight simulation

再入机动飞行器的飞行机动性很强,在再入机动过程中,其飞行速度及高度的变化很大,相应的气动参数变化也很大,参数变化范围最大可在50倍以上,且存在弹体静稳定与静不稳定的飞行状态。再入机动飞行器携带有惯导系统和末制导装置,可用于测量自身的飞行运动参数和相对落点的位置参数,并可借助气动舵来控制飞行弹道,因此机动飞行器具有较高的命中落点精度<sup>[1]</sup>。

正是由于再入机动飞行器具有确定对落点目标相对位置的能力和机动飞行能力,因此当落点目标位置变化时,机动飞行器仍可以一定的精度命中目标,但目标的变化范围与机动飞行器的机动能力密切相关。在机动飞行器发射前,落点目标的位置是可测量确定的,但在再入机动飞行器飞行过程中,目标是慢速移动的,在机动飞行器再入前,目标已偏离其初始位置15km左右,且其偏离方向是随机的。机动飞行器再入时,通过雷达可探测到目标的最新位置,使机动飞行器向当前目标位置机动飞行,最后命中目标。

因此,机动飞行器的姿态控制系统既要适应飞行器机动飞行状态变化,满足飞行过程中静稳定与静不稳定状态的飞行稳定控制需求,具有较好的控制快速性与阻尼性能,同时还要响应制导系统的弹道控制指令,保证命中在一定范围内机动的可变落点目标。由于目标在一定范围内的不确定性,使机动飞行器没有标准飞行弹道,在进行姿态控制系统设计时,只能参考其设计弹道参数,使控制系统设计难度进一步增加。

### 1 姿态控制系统设计

对于非机动再入飞行器来说,其姿态控制系统一般采用姿态偏差反馈方式,即给定要求的飞行程序角,控制飞行器实际姿态按照飞行程序角变化,从而实现飞行弹道的控制。此种控制方式,将飞行器轨

\* 收稿日期:2003-12-10

作者简介:郭振云(1969—),男,副教授,硕士。

道控制要求转换成对飞行姿态的控制要求,使姿控系统同时起到姿态稳定与轨道控制的作用。而对于机动飞行器来说,不可能事先确定固定的飞行程序角,但在飞行过程中,可通过弹上测量设备及弹上计算机,将机动飞行要求的轨控信号转换成姿态控制信号,同样可利用姿态反馈控制系统来实现飞行器的机动飞行,并保证足够的精度。当然,也可用其它反馈结构的控制系统来实现机动飞行器的控制,如过载反馈系统、攻角反馈系统等。

对于姿态反馈控制系统,通常采用姿态角反馈及姿态角速度反馈来提高系统的稳定性与动态特性,以飞行器俯仰通道为例,其系统结构模型如图1所示。

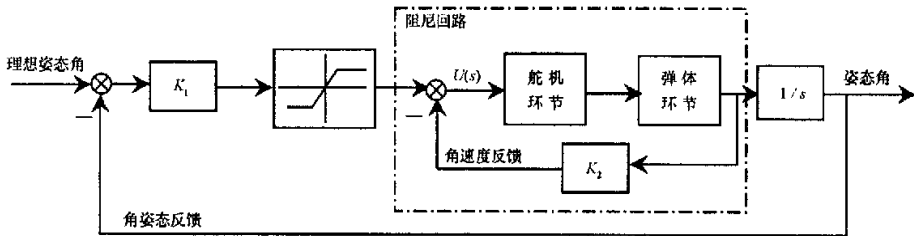


图1 姿态反馈控制系统结构

Fig.1 The architecture of attitude feedback system

通常舵机环节只对高频信号产生影响,在姿态控制系统初步设计时可假设为线性放大环节。而弹体环节是指,弹体姿态角速度对控制舵偏角的响应环节。不考虑飞行速度增量影响,并忽略空气舵的升力作用和重力法向分量,则由飞行器线性扰动方程可得到其弹体环节的传递函数为<sup>[2]</sup>

$$K_{\dot{\varphi} \rightarrow \varphi}(s) = \frac{B_1(s + B_2)}{s^2 + A_1s + A_2} \quad (1)$$

其中,系数  $A_i, B_i (i = 1, 2)$  分别由扰动方程系数组成。

由于飞行器存在静不稳定飞行状态,因此弹体环节在局部飞行阶段是不稳定的,飞行器必须依靠姿态控制系统来实现稳定飞行。

在控制系统回路中,姿态角速度反馈回路称为阻尼回路,主要用于增加系统阻尼,改善系统的动态特性,而角姿态反馈回路称为稳定回路,主要用于实现系统的稳定。系统的开环传递函数为

$$G(s) = \frac{B_1(s + B_2)K_1}{s[s^2 + (A_1 + B_1K_2)s + (A_2 + B_1B_2K_2)]} \quad (2)$$

一般姿控系统反馈系数的确定方法是利用经典伺服系统理论,基于“固化系数法”和基本的系统开环性能来实现的。其基本方法如下:根据飞行器某一特征时刻  $t_k$  的参考飞行弹道参数,由要求的系统开环性能,包括幅值裕度  $h_1$ 、相位裕度  $\gamma$  及截止频率  $\omega_c$ ,可设计确定系统的两个反馈系数。而通过对飞行弹道上多个特征时刻的系统反馈系数设计,可得到飞行过程中系统反馈系数的基本变化规律,由此确定出任意时刻的系统反馈系数。这种方法可适用于飞行状态变化不剧烈的飞行器,但由于机动弹头状态参数变化剧烈,几个不连续的系统反馈系数无法适应整个飞行过程。

因此,在设计机动飞行器的姿控系统反馈系数时,不局限于飞行过程中的少数几个特征时刻,在参考飞行弹道上取足够多的状态点,利用研究得到的反馈系数设计算法,来确定相应的系统反馈系数。在此基础上,以飞行弹道参数为依据,进行数据拟合,以获取飞行弹道上任一时刻对应的系统反馈系数。根据机动飞行器飞行弹道特点,可取飞行高度  $h$  (也可取飞行动压头  $Q$ ) 为参变量,则有系统反馈系数如下:

$$\begin{cases} K_1 = 1.715 \cdot e^{0.095 \cdot h} \\ K_2 = 0.098 \cdot e^{0.096 \cdot h} \end{cases} \quad (3)$$

## 2 姿控系统性能分析

由于进行数据拟合后的系统反馈系数与原设计系数有所不同,加上控制系统设计时未考虑的相关因素(如舵机环节等),会直接影响系统的实际控制性能。因此需对控制系统性能进行分析,进一步调整系统反馈系数。表1给出了考虑舵机环节下,不同时刻对应的系统角反馈系数 $k_1$ 、角速率反馈系数 $k_2$ 及控制系统性能。

表1 控制系统反馈系数及性能参数

Tab.1 The feedback and capability parameters of the control system

时刻(s)	角反馈 $k_1$	角速率反馈 $k_2$	幅值裕度(dB)	相位裕度(度)	截止频率
0	60.31	3.65	18.91	31.88	9.62
10	8.31	0.48	18.56	73.45	16.86
19	5.53	0.32	18.66	55.69	14.97
29	5.43	0.31	18.70	51.92	14.13
45	1.82	0.10	18.82	48.11	12.97

由所给出的系统性能参数可以看出,由于拟合数据与实际设计数据有一定的偏差,且引入了舵机环节,会引起系统性能的改变,尤其是起始飞行段高度较高时,但改变后的性能仍能满足系统设计基本要求。

对再入机动飞行器的偏航控制通道和滚动控制通道,同样可采用相类似的系统设计方法进行相应的系统设计,得到各自的系统反馈系数,并拟合成函数,再进行相应的系统性能分析,直到满足系统设计要求。

## 3 飞行弹道仿真分析

根据控制系统设计方法得到的系统反馈参数,在考虑舵机环节参数及反馈参数的拟合影响后,系统性能有些变化,尤其在高空飞行段,但仍能满足系统基本要求。为进一步检验姿态控制系统的实际控制性能,并考虑机动飞行器落点位置的变化影响,可将姿态控制系统与飞行器实际飞行运动结合在一起,分析在非线性、时变飞行状态和落点变化下飞行器的飞行稳定性与控制特性。

再入机动飞行器飞行弹道的GNC一体化仿真是检验控制系统的最好方法。它综合了机动飞行器的导航计算、制导计算和姿态控制系统计算,较真实地反映了在GNC系统作用下的机动飞行弹道情况<sup>[2-5]</sup>。表2给出了在不同落点情况下某再入机动飞行器的飞行控制弹道参数,各参数对应于落点沿不同方位移动20km后的飞行弹道,而图2和图3分别给出了飞行器机动飞行弹道的参数变化情况。

表2 机动飞行弹道数字仿真结果比较

Tab.2 A comparison of simulation results for maneuverable flight trajectory

序号	时间(s)	速度偏差(m/s)	视线偏差(度)	落点位置偏差(m)
1	58.8	17.0	1.0	0.0 -1.6
2	33.3	-30.0	-1.6	0.3 -2.8
3	47.9	13.0	0.2	0.1 2.8
4	55.1	17.0	1.5	0.1 -2.8
5	38.0	11.0	1.2	0.0 2.7

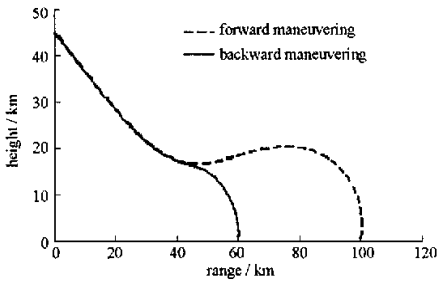


图2 机动飞行航程与高度曲线  
Fig.2 The maneuver range and height curve

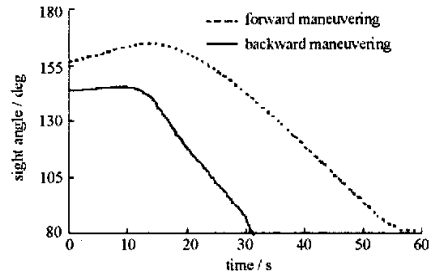


图3 机动飞行视线角与时间曲线  
Fig.3 The flight sight angle and time curve

由再入机动飞行器的落点偏差参数可以看出,对于不同的机动落点,尽管飞行时间有较大的变化,但机动飞行器的飞行速度仍保持在一定的范围内,视线角也得到控制,而引起的落点位置偏差很小,表明所设计的控制系统反馈系数可以满足再入机动飞行器对可变落点的飞行控制需求。

#### 4 结论

通过对可变落点的再入机动飞行器控制系统的设计分析,认为机动飞行器虽然没有确定的标准飞行弹道,但仍可采用基于飞行程序的姿态反馈控制系统结构,只是需要根据飞行器的机动飞行要求实时确定其飞行程序。而对于可变落点引起的飞行弹道参数变化对控制系统的影响,可以通过增加控制系统稳定裕度的方法,使用单一的系统反馈系数,来实现对不同飞行弹道的飞行控制。再入机动飞行器飞行弹道的GNC一体化仿真结果表明,上述控制系统设计方法是可行的,可以满足机动飞行器的飞行控制需求。

#### 参考文献:

- [1] 赵汉元. 飞行器再入动力学和制导[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1997.
- [2] 陈世年. 控制系统设计[M]. 北京:宇航出版社,1996.
- [3] 陈克俊, 赵汉元. 一种适用于攻击地面固定目标的最优再入机动制导律[J]. 宇航学报, 1994, (2).
- [4] 赵汉元, 陈克俊, 郭振云. 再入机动飞行器数学仿真研究[J]. 宇航学报, 1997, (1).
- [5] 赵汉元, 陈克俊, 汤国建. 飞行器再入时GNC系统一体化仿真研究[J]. 飞行力学, 1997, (3).

