

载人飞船逃逸飞行段姿态控制律设计*

胡小平 任 萱

(国防科技大学自动控制系 长沙 410073)

摘 要 载人飞船在逃逸飞行过程中,需要对其姿态作较大幅度的调整,调整幅度可达 $0^{\circ}\sim 180^{\circ}$,飞船姿态的调整可以通过控制俯仰通道来完成。由于飞船姿态运动的三个通道一般是相互交连的,因此,在作姿态大幅度调整的过程中,还需要对其它两个通道进行姿态稳定。本文设计的一种相平面开关曲线和相应的姿态控制律,既可以用于飞船作大姿态调整,又可以用于姿态稳定。数字仿真结果表明,只要合理选择开关控制曲线的有关参数,可使姿态控制精度满足设计要求。

关键词 载人飞船, 应急救生, 姿态控制, 轨道设计

分类号 V448.22, V528

Attitude Control Law Design for Manned Spacecraft in the Escape Flight

Hu Xiaoping Ren Xuan

(Department of Automatic Control, NUDT, Changsha, 410073)

Abstract Large attitude manoeuvring the amplitude of which ranges from 0° to 180° it is necessary to carried out The pitch channel can be used in the process of manoeuvre, and the other two are required for attitude stabilization, because all three channels are interreactive in attitude motion generally. In this paper a phase-plan on-off curve and corresponding attitude control law are designed and used in both attitude maneuvre and attitude stabilization. The results of mathematical simulation shows that the accuracies of attitude control meet the design requirement as long as the parameters of attitude control curve are rationally chosen.

Key words manned spacecraft, emergency surviving, attitude control, orbital design

* 国防预研基金资助项目
1995年9月16日收稿

1 前言

载人飞船在其飞行过程中,任何时刻都有可能出现故障,如果故障发展为事故,则要求飞船迅速脱离险境。对于飞船在发射段 100 公里以上高度至入轨前发生事故而言,应急措施有二种,一种是让飞船立即返回着陆至事先确定的应急区域;另一种是让飞船进入某一暂停轨道(或称非设计轨道)继续飞行,等待时机再返回着陆。本文着重讨论前一种应急措施。飞船从事故点至再入点(高度为 100 公里左右)这一段飞行过程称为逃逸飞行。逃逸飞行段一般可分为滑行段、制动段和过渡段,飞船需要完成下列主要飞行程序:

- (1) 运载火箭紧急关机,箭船解锁、分离;
- (2) 飞船 GNC 消除分离姿态偏差;
- (3) 飞船第一次调整姿态至满足制动需要;
- (4) 调姿结束后,制动发动机点火;
- (5) 制动发动机根据需要适时关机;
- (6) 飞船第二次调整姿态,保证返回舱与其它舱体顺利分离;
- (7) 分离结束后,调整返回舱姿态至满足再入条件。

为确保飞船完成上述飞行程序,姿态控制系统需要完成三方面的任务,首先是消除箭船分离引起的姿态偏差,其次是根据需要对飞船姿态作大幅度姿态调整,再者是对飞船进行姿态稳定。本文所设计的一种相平面开关曲线和相应的姿态控制律,可保证飞船姿控系统完成上述三方面的任务。数字仿真结果表明,合理选择有关设计参数,可保证姿控系统精度满足应急救生轨道设计要求。

本文以某一种典型的三舱结构的飞船(即飞船由轨道舱、返回舱和推进舱组成)为例讨论上述姿态控制律。

2 逃逸飞行段姿态控制律设计

飞船逃逸飞行段所使用的姿态控制发动机系统,一般由安装在返回舱和推进舱上的可多次重复开关的发动机阵列组成,姿态控制律即是发动机阵列的开关律。

2.1 飞船运动方程

$$\frac{d\bar{V}}{dt} = \frac{\bar{P}}{m} + \frac{\bar{F}_c}{m} + \bar{g} - \bar{a}_n - \bar{a}_k + \Delta\bar{a} \quad (1)$$

$$\bar{P} = (T_r \cdot \bar{K}_r) \cdot P_r \quad (2)$$

$$\bar{F}_c = (T_p \cdot \bar{K}_p) \cdot P_p + (T_c \cdot \bar{K}_c) \cdot P_c \quad (3)$$

$$\frac{d\bar{\omega}_r}{dt} = J^{-1}[-\bar{\omega}_r \times (J \cdot \bar{\omega}_r) + \bar{M}_c + \Delta\bar{M}] \quad (4)$$

(其它辅助方程此处略写)

(1)式中, \bar{V} 为飞船相对地面的速度矢量; m 、 J 分别为飞船质量和惯性张量; \bar{P} 、 \bar{F}_c 分别为发动机轴向推力和控制力矢量; \bar{g} 、 \bar{a}_n 、 \bar{a}_k 和 $\Delta\bar{a}$ 分别表示地球引力加速度、离心惯性加速度、哥氏惯性加速度和扰动加速度;(4)式中 $\bar{\omega}_r$ 为飞船姿态角速度矢量; \bar{M}_c 、 $\Delta\bar{M}$

分别为姿态控制力矩和扰动力矩矢量。

飞船发动机系统由轴向变轨发动机、平移发动机、姿控发动机等组成，轴向变轨发动机提供轴向推力 \bar{p} ，其它发动机提供控制力 \bar{F}_c 。(2)式和(3)式中， P_a 、 P_p 和 P_c 分别表示轴向变轨发动机、平移发动机和姿控发动机的单台发动机的推力大小。 K_a 、 K_p 、 K_c 分别表示轴向变轨发动机、平移发动机、姿控发动机的开关控制指令矢量； T_a 、 T_p 、 T_c 分别表示轴向变轨发动机、平移发动机、姿控发动机的安装矩阵。

开关控制指令矢量： n 维矢量， n 表示发动机阵列中同一类发动机的总台数，其元素的取值为 0 或 1，取 0 表示对应的发动机关机，取 1 则表示开机。

发动机安装矩阵： $3 \times n$ 维矩阵，用来描述同一类发动机阵列相对于某个坐标系的安装结构，其元素的取值为 0 或 1。

2.2 姿控发动机开关控制曲线

根据飞船姿控发动机的工作特点，可采用相平面开关曲线来控制发动机的开关。一般来说，相平面开关曲线分为粗控、精控和极限环维持三步，但作为逃逸飞行过程中的姿态控制，可以不考虑精控和极限环维持。开关控制曲线设计的优化指标为控制时间短、发动机开关次数少。

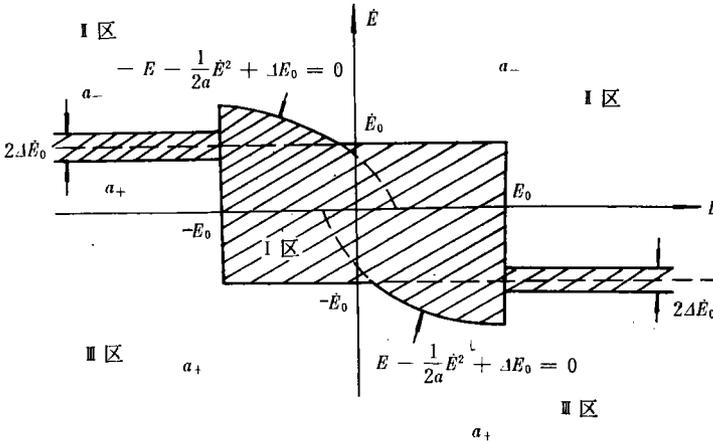


图 1 姿态控制相平面开关曲线

图 1 所示为本文设计的相平面开关控制曲线。图中 E 为实际姿态角与设计姿态角之偏差， \dot{E} 为实际姿态速率与设计姿态角速率之偏差， (E, \dot{E}) 构成相平面上的相点，相点在相平面上的位置确定了发动机的开关控制律，姿态控制的目的是使相点 $(E, \dot{E}) \rightarrow (0, 0)$ ；开关曲线分为 I、II 和 III 三个区域，I 区为滑行区，相点落入该区时发动机关机，II 区开启负向发动机使相点进入滑行区，III 区开启正向发动机使相点进入滑行区； a 表示发动机提供的角加速度 (a_+ 为正向加速度， a_- 为负向加速度)； E_0 、 \dot{E}_0 、 ΔE_0 和 $\Delta \dot{E}_0$ 为开关曲线的设计参数，根据控制精度要求和发动机特性参数等因素确定。

2.3 姿态控制律设计

如前所述，姿控发动机的开关信号由相点在相平面开关曲线中的位置确定，而相点由姿态角偏差和角速率偏差构成。因此，姿态控制律设计的关键是根据需要产生姿态角和姿态角速率的偏差信号。根据飞船逃逸飞行段的特点，需要分段设计飞船的姿态控制

律。

2.3.1 滑行段的姿态控制律

滑行段, GNC 消除箭船分离引起的姿态偏差后, 姿控系统调整飞船俯仰角至满足制动要求为止。如果制动所需要的俯仰角为 ϕ_f , 为使制动段有一个比较好的起始条件, 设计 $\dot{\phi}_f=0$ 。记 ϕ_0 和 $\dot{\phi}_0$ 为 GNC 消除箭船分离偏差后飞船的俯仰角和俯仰角速率, 则滑行段姿态调整的目标是将飞船的姿态从 $(\phi_0, \dot{\phi}_0)$ 控制到 $(\phi_f, \dot{\phi}_f)$ 。

一般情况下 $\dot{\phi}_0=0$, 设计 $\dot{\phi}_f=0$, 从优化控制的角度考虑, 姿态控制可分二步进行, 第一步, 在 $[i_0, i_f]$ 内选择一点 i_z , 对应的相点为 $(\phi(i_z), \dot{\phi}(i_z))$, $\dot{\phi}(i_z) \neq 0$, 首先将飞船的姿态从 $(\phi_0, \dot{\phi}_0)$ 控制到 $(\phi(i_z), \dot{\phi}(i_z))$; 第二步再将飞船姿态从 $(\phi(i_z), \dot{\phi}(i_z))$ 控制到 $(\phi_f, \dot{\phi}_f)$ 。在 $[i_0, i_z]$ 区间内, 相点取为 $E=\phi(i)-\phi(i_z)$, $\dot{E}=\dot{\phi}(i)-\dot{\phi}(i_z)$ 根据 ϕ_0 、 $\dot{\phi}_0$ 、 ϕ_f 、 $\dot{\phi}_f$ 以及发动机提供的角加速度 a 等参数估计。

飞船的俯仰、偏航和滚动三个通道的姿态运动的相互交连, 在对俯仰通道调姿的同时需要对偏航和滚动通道进行姿态稳定, 此时 $E=\psi(i)=\gamma(i)$, $\dot{E}=\dot{\psi}(i)=\dot{\gamma}(i)$ 。

2.3.2 制动段的姿态控制律

为保证制动发动机正常工作, 姿态系统的任务是对飞船的三个通道进行姿态保持, 姿态保持的开关控制律同于姿态稳定。

2.3.3 过渡段的姿态控制律

在过渡段, 飞船调姿分三个阶段完成, 第一个阶段是将飞船姿态调整到三舱分离要求的状态, 即希望速度攻角尽量接近 90° ; 第二个阶段是在三舱分离过程中为确保返回舱与其它舱体顺利分离, 对飞船姿态进行保持; 第三个阶段是三舱分离后, 将返回舱的姿态调整到再入要求的条件, 即在 100 公里高度处速度攻角达到配平状态。

与滑行段类似, 过渡段飞船的调姿也可分步实现, 此处不再重复。

3 姿态控制律的一个算例

本文以某一种典型的三结构的飞船为例, 对上述姿态控制律进行了数字仿真。仿真结果如图 2~图 4 所示。

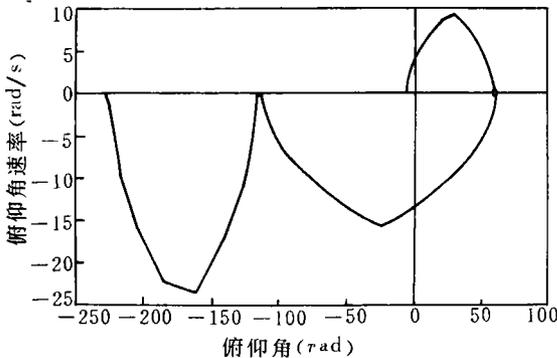


图 2 俯仰通道相平面曲线

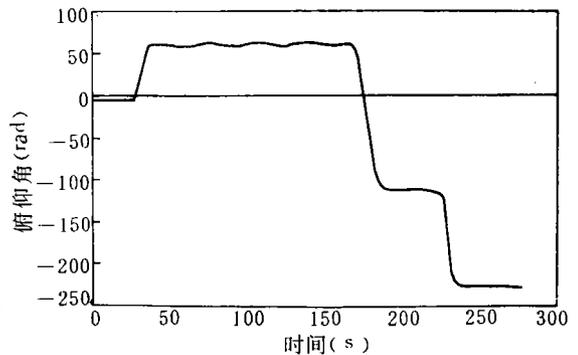


图 3 俯仰角—时间曲线

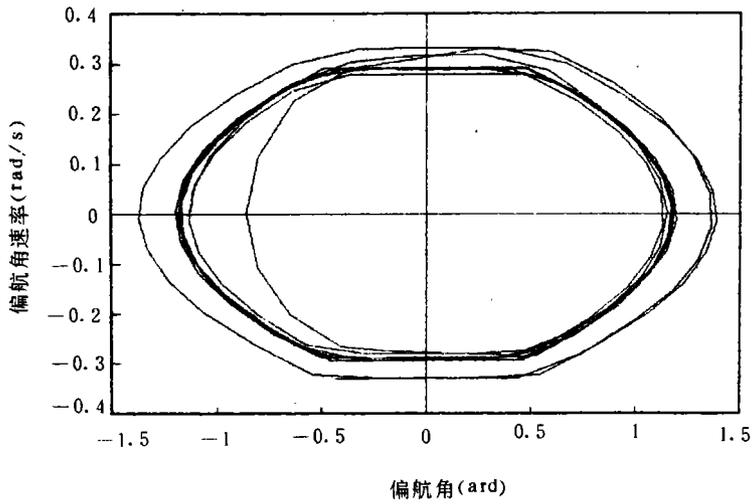


图 4 偏航通道相平面曲线

参 考 文 献

- 1 王希季. 航天器进入与返回技术 (上、下). 北京: 宇航出版社, 1991
- 2 任 萱. 人造地球卫星轨道动力学. 长沙: 国防科学技术大学出版社, 1988
- 3 卡普兰 M H. 空间飞行器动力学和控制. 北京: 宇航出版社, 1981
- 4 费奥克季斯托夫 К.Л. 宇宙飞行器. 北京: 宇航出版社, 1991

(责任编辑 卢天贶)