

## 飞船返回再入制导方法研究\*

陈克俊

(国防科技大学自动控制系 长沙 410073)

**摘要** 本文分析研究了飞船离轨返回制动段的制导方法,提出了一种消除制动段误差对再入点状态参数影响的制动发动机综合关机方法,并对再入段的制导方法进行了分析讨论,最后进行了数值仿真分析,论证了方法的可行性。

**关键词** 飞船, 返回, 再入, 制导

**分类号** V249

---

## An Approach to Spacecraft Returning Reentry Guidance

Chen Kejun

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

**Abstract** In this paper, an approach to spacecraft returning reentry guidance is described. The composite shutdown guidance scheme is put forward in the paper, which is applied to decrease reentry state parameters error caused by retro-error in returning phase. And then, reentry guidance law is studied. Finally, it's correctness is proved by simulation.

**Key words** spacecraft, return, reentry, guidance

---

飞船在轨飞行任务完成以后,首先需要从在轨运行的圆轨道上实现离轨返回飞行,进入到预定的再入走廊。当飞船再入大气层后,其轴向进载到达一定值时,船上的制导控制系统要开始工作,飞船以一定精度要求安全着陆到预定的着陆场地。飞船再入制导方法通常有“标准轨道制导法”和“预测制导法”等多种方法。“标准轨道制导法”具有“实现简单可靠”之优点。根据仿真分析,该方法在具体实现时,只需在船上制导控制计算机中预先装订选定的标准再入轨道参数,当飞船进入大气层后,制导控制系统通过导航计算出飞船的飞行状态等参数,然后与标准轨道参数进行比较,得出相应的误差信号,再由制导方程算出升力控制信号,通过对飞船速度滚动角 $\gamma$ 控制,即能实现其制导控制。

飞船再入大气层后,采用标准轨道制导方案,这就要求再入大气层时,其飞行状态

---

\* 1997年3月14日收稿

参数相对于标准飞行状态参数的偏差在允许的精度范围内。为了保证再入点运动参数在一定要求范围之内，减轻飞船再入制导控制系统的负担，需要选择返回制动段发动机工作的关机方案。比较典型的关机方案有按标准关机时间关机和按标准关机速度关机，但一般误差都比较大。为此本文提出了一种综合关机方案，即以再入点速度倾角偏差等于零来确定其关机特征量。

## 1 制动段关机方案选择

飞船再入大气层时的飞行状态，直接影响到再入飞行段的制导精度。造成飞船再入大气层时的飞行状态参数与标准参数偏差的因素很多，诸如制动点飞行状态初始偏差、初始质量偏差、发动机推力偏差、制动角偏差等因素，而其中影响较大的主要因素是制动发动机的工作状况。制动段发动机推力方向，取决于预先选定的标准轨道的制动角，其工作时间取决于所选取的关机方案。

倘若按标准关机时间关机，即按

$$\Delta t_k = 0 \quad (1)$$

控制制动发动机工作时间，当  $t = t_{kn}$  时发动机关机，此时发动机推力大小偏差影响较大，由于推力大小存在偏差，因此在标准的关机时刻，飞船不能达到或者大于标准的关机速度，从而影响到再入点的飞行速度矢量和位置矢量偏差，导致飞船着陆点位置偏差较大。

倘若按标准关机速度关机，即按

$$\Delta v_k = 0 \quad (2)$$

控制制动发动机工作时间，当  $v(t) = v_n(t_{kn})$  时发动机关机，此时发动机推力方向的偏差则对其影响较大。其主要原因是因为推力方向存在偏差时，当关机速度大小与标准关机速度相同时，速度方向仍存在偏差，从而引起飞船再入大气层时的飞行速度矢量和位置矢量偏差，导致载人飞船着陆点位置偏差较大。

分析研究表明，采用上述两种典型的关机方案，其方法误差都比较大，其根本问题是制动段关机点的飞行状态参数偏差引起了再入点的飞行状态参数偏差，尤其是速度矢量偏差较大。

因此为了减小飞船再入大气层时的飞行状态参数偏差，提高再入飞行的制导精度，我们选择利用反映制动发动机关机点速度大小与方向变化的再入点速度倾角作为制动发动机关机特征量的关机方案。即按

$$\Delta \theta_c = 0 \quad (3)$$

控制制动发动机工作时间，综合考虑制动段飞行状态与标准飞行状态偏差对再入点参数的影响，以满足再入点的条件要求。

## 2 制动段关机方程

根据飞行力学原理，易知飞船再入点速度倾角  $\theta_c$  可表示为飞船离轨返回制动段发动机关机点飞行状态参数的函数。即

$$\theta_c = \theta_c(v_k, r_k) \quad (4)$$

那么在一阶摄动条件下，再入点速度倾角偏差  $\Delta \theta_c$  可表示为：

$$\Delta\theta_e = \frac{\partial\theta_e}{\partial v_k} \cdot \Delta v_k + \frac{\partial\theta_e}{\partial r_k} \cdot \Delta r_k \quad (5)$$

式中： $\frac{\partial\theta_e}{\partial v_k}$ ， $\frac{\partial\theta_e}{\partial r_k}$ 为再入点速度倾角 $\theta_e$ 关于制动段发动机关机点 $k$ 的飞行状态参数的偏导数，它们反映了制动段关机点 $k$ 的飞行状态参数的变化与再入点 $e$ 的速度倾角变化间的关系，这些参数可在地面上利用计算误差轨道与标准轨道，用求差法得到。

$\Delta v_k$ ， $\Delta r_k$ 分别为飞船离轨返回制动段实际飞行状态参数与其标准轨道上标准关机点的飞行状态参数的偏差。即

$$\begin{cases} \Delta v_k = v_k - v_{kn} \\ \Delta r_k = r_k - r_{kn} \end{cases} \quad (6)$$

将(6)式代入(5)，令

$$\Delta\theta_e = 0 \quad (7)$$

即可得到飞船离轨返回制导段的关机方程：

$$J(t) = J_n(t_{kn}) \quad (8)$$

式中：

$$J_n(t_{kn}) = \frac{\partial\theta_e}{\partial v_k} \cdot v_{kn} + \frac{\partial\theta_e}{\partial r_k} \cdot r_{kn} \quad (9)$$

为标准关机特征量。

$$J(t) = \frac{\partial\theta_e}{\partial v_k} \cdot v(t) + \frac{\partial\theta_e}{\partial r_k} \cdot r(t) \quad (10)$$

为实际关机特征量，可在船上实时进行计算。当 $J(t) = J_n(t_{kn})$ 时，关闭制动发动机，飞船进入自由滑行段飞行。

### 3 再入段制导方程

如前所述，当飞船进入大气层后，飞船要进行制导控制。标准轨道制导的目的是使运动参数接近于标准再入轨道参数，使其着陆点精度满足要求。按标准轨道法进行再入制导，可分为纵向制导和侧向制导，且以纵向制导为主。

因为空气动力矢 $R$ 在半速度坐标系上可表示为：

$$\mathbf{R} = (-D, L\cos\gamma_v, L\sin\gamma_v)^T \quad (11)$$

式中： $D$ 为阻力， $L$ 为总升力， $\gamma_v$ 为飞船速度滚动角。 $L\cos\gamma_v$ 是总升力在纵平面的投影，它的大小直接影响到飞船升降快慢。 $L\sin\gamma_v$ 是总升力在侧向的投影，它影响飞船的横向运动和横程。那么在配平攻角一定的条件下，通过改变 $\gamma_v$ 的大小和方向，即可实现其纵向制导和横向制导。

飞船速度滚动角 $\gamma_v$ 的大小和方向可分别由纵向制导规律和侧向制导规律确定。

3.1 纵向制导方程  $\gamma_v$ 的大小由纵向制导规律确定为：

$$|\gamma_v| = \arccos\left(\frac{(L/D)k + \Delta(L/D)}{\Delta(L/D)}\right) \quad (12)$$

式中： $(L/D)$ 为配平状态下的升阻比， $(L/D)k$ 为标准轨道所需的升阻比， $k = \cos\gamma_{m}$ 为考虑侧向机动和制导时的余量系数。

$$\Delta(L/D) = k_1\Delta n_x + k_2\Delta h + k_3\Delta R + k_4\Delta R \quad (13)$$

为制导规律所要求的升阻比增量, 其中  $\Delta n_x$ ,  $\Delta h$ ,  $\Delta R$ ,  $\Delta R$  分别为飞船的纵向过载、爬高率、纵程和纵程变化率的实际值与标准值的差。

$k_1$ ,  $k_2$ ,  $k_3$  和  $k_4$  为纵向制导规律的最佳反馈增益系数。在具体方案设计实施时, 可先由二次型性能指标最优化原理求解, 然后利用最小二乘估值理论将其逼近成常数或分段常数。最后在各种干扰条件下, 考虑飞船着陆点精度, 过载约束等条件的满足。通过大量的数值仿真、综合分析, 对其进行修正和确定。

### 3.2 侧向制导方程

由 (11) 式易知, 当  $\gamma_v \neq 0$  时, 存在侧力  $L\sin\gamma_v$ , 显然若  $\gamma_v$  不改变符号, 则侧力作用在同一个方向, 将会产生较大的横程。为了使横程能控制在允许的范围之内, 一种简单而有效地途径是在一定条件下, 交替地改变  $\gamma_v$  的符号。从而使侧力在正负方向交替变化。因此。侧向制导规律应是开关控制。 $\gamma_v$  的符号由侧向制导规律确定为:

$$\gamma_v = \begin{cases} -|\gamma_v|\text{sign}(z + k_5z) & \text{当 } |z + k_5z| \geq \bar{z} \\ \gamma_v\text{sign}[\gamma_v(t_{k-1})] & \text{当 } |z + k_5z| < \bar{z} \end{cases} \quad (14)$$

式中:  $z$  为侧向运动参数,  $\bar{z}$  为侧向控制边界。

$$\begin{cases} \bar{z} = c_1 + c_2(v/v_o) \\ k_5 = c_3 + c_4(v/v_o) \end{cases} \quad (15)$$

由于  $\bar{z}$  是速度  $v$  的线性函数, 再入速度基本上是递减的, 故侧向控制边界呈“漏斗形”, 系数  $c_1$ ,  $c_2$ ,  $c_3$  和  $c_4$  的选择应综合考虑在各种干扰条件下, 飞船的制导控制系统的制导控制能力。通常需要反复仿真分析确定。

## 4 仿真分析

表 1 为某例的仿真分析结果。与按标准关机时间关机和按标准关机速度关机两种典型的关机方案分析比较, 本文所述的飞船返回制动段的综合关机方案, 即按  $\Delta\theta_s=0$  控制制动发动机关机, 通过综合改善制动段飞行状态参数偏差对飞船再入点速度倾角的影响, 修正制动发动机的工作时间, 相对于标准关机时间超前或滞后关闭制动发动机, 从而较好地满足了再入点的条件要求, 大大减轻了飞船再入制导的负担, 提高了飞船着陆点的位置精度。同时也表明本文关于纵向制导方程中反馈增益系数和侧向制导规律的设计中漏斗参数的确定方法, 能综合反映出再入制导系统对干扰的修正能力。其理论方法具有一定的参考意义。

表 1

关机方程		$\Delta t_k=0$	$\Delta v_k=0$	$\Delta \theta_r=0$	
典型 误差 轨道 (km)	轨道 1	纵程偏差	4. 612	0. 330	-0. 077
		横程偏差	-0. 842	0. 307	0. 120
	轨道 2	纵程偏差	-28. 319	0. 664	-0. 189
		横程偏差	6. 471	0. 690	0. 165
	轨道 3	纵程偏差	-0. 245	8. 025	0. 960
		横程偏差	0. 248	-0. 761	-0. 725
	轨道 4	纵程偏差	66. 203	0. 559	-0. 0070
		横程偏差	-0. 668	0. 572	-0. 127

## 参 考 文 献

- 1 赵汉元, 谢晓全, 载人飞船再入制导方法研究, 宇航学报, 1992 (1)
- 2 何 力, 赵汉元, 载人飞船标准返回轨道设计, 国防科技大学学报, 1996 (3)
- 3 程国采, 弹道导弹制导方法与最优控制, 国防科技大学出版社, 1987. 9

(责任编辑 张 静)