

载人飞船标准返回轨道设计*

何力 赵汉元

(国防科技大学自动控制系 长沙 410073)

摘要 本文研究载人飞船三自由度标准返回轨道的设计方法。基本的设计思想是在返回坐标系中建立飞船返回轨道运动方程,用非等值的速度滚转角 $\gamma_v(t)$ 使飞船再入过载均匀化及减小标准返回轨道与升力失控时自旋轨道的航程差,并引入侧向制导思想解决 $\gamma_v(t)$ 的反向问题。仿真中用二重迭代方法确定有关参数,避免了参数选择的盲目性。仿真计算表明,本文提出的设计思想具有良好的实用价值。

关键词 载人飞船, 轨道设计, 侧向制导

分类号 V448.2

A Design of Standard Return Trajectory for Manned Spaceship

He Li Zhao Hanyuan

(Department of Automatic Control, NUDT, Changsha 410073)

Abstract In this paper, a design method for the 3-degree standard return trajectory of the manned spaceship is studied. The basic design concept is to first set up the motion equations of its return trajectory in the return coordinate system, then to homogenize the reentry overload and diminish the flight range difference between the standard trajectory and the self-spin one when the lift is out of control by using non-constant bank angle $\gamma_v(t)$. The lateral guidance idea is introduced to determine the sign of $\gamma_v(t)$. Finally, the theoretical analysis and numerical results show that the design scheme proposed has good practical value.

Key words manned spaceship, trajectory design, lateral guidance.

飞船从运行圆轨道上制动到开伞点高度处的飞行轨道称为返回轨道。标准返回轨道

* 1995年4月13日收稿

设计是载人飞船成功地返回、着陆的关键问题之一。标准返回轨道设计直接影响着飞船过载的大小,其运行轨道既要满足测控系统可观测和控制的要求,又要满足着陆系统着陆场区的要求,而飞船由于结构的限制,其升阻比较小,机动能力弱。这样,标准返回轨道,不容易确定下来,要通过反复迭代才能满足诸多要求。

1 坐标系

1.1 返回坐标系

此坐标系固连在地球上,原点 O_0 为制动点地心矢与地球表面的交点; O_0y_0 轴沿制动点地心矢方向; O_0x_0 垂直于 O_0y_0 轴,制动时刻在飞船运行圆轨道平面内指向运动方向; O_0z_0 轴向右手规则确定。 O_0x_0 轴与正北方向的夹角 A_0 为制动方位角,从正北方向顺时针度量为正, A_0 与飞船运行圆轨道倾角 i 、制动点地心纬度 φ_0 的关系为

$$\sin A_0 = \cos i / \cos \varphi_0 \quad (1)$$

当 A_0 、 φ_0 和制动点经度 λ_0 确定后,返回坐标系也完全确定了。

本文选取返回坐标系为飞船返回轨道计算系。

1.2 再入坐标系

此坐标系固连在地球上,原点 O_r 为再入点地心矢与地球表面的交点; $O_r y_r$ 轴沿再入点地心矢方向; $O_r x_r$ 轴在当地水平面内指向要求的开伞点方向; $O_r z_r$ 轴由右手规则确定。 $O_r x_r$ 轴与正北方向的夹角 A_r 为再入方位角,从正北方向顺时针度量为正, A_r 由下式确定

$$\operatorname{tg} A_r = \frac{\cos \varphi_r \operatorname{tg} \varphi_r - \cos(\lambda_r - \lambda_r) \sin \varphi_0}{\sin(\lambda_r - \lambda_r)} \quad (2)$$

式中 φ_r 、 λ_r 分别为再入点地心纬度和经度, φ_r 、 λ_r 分别为要求的开伞点地心纬度和经度。当 A_r 、 φ_r 、 λ_r 确定后,再入坐标系也就确定了。

本文用再入坐标系表示飞船在大气层内飞行时的空气动力矢 \mathbf{R} 和速度滚动角 $\gamma_r(t)$, 并定义 $O_r x_r y_r$ 平面为再入纵平面,飞船偏离纵平面的运动为侧向运动。

2 飞船三自由度返回轨道运动方程

飞船返回轨道的基本运动方程为建立在返回坐标系中的三自由度轨道方程。

2.1 运动方程

$$m \frac{d\mathbf{V}}{dt} = \mathbf{P} + \mathbf{R} + m\mathbf{g} - m\mathbf{a}_c - m\mathbf{a}_k$$

$$\frac{d\rho}{dt} = \mathbf{V} \quad (3)$$

其中 \mathbf{V} 、 ρ 分别为飞船的速度矢和位置矢; \mathbf{P} 为制动发动机推力矢; \mathbf{R} 为空气动力矢; $m\mathbf{g}$ 为地球引力; $-m\mathbf{a}_c$ 、 $-m\mathbf{a}_k$ 分别为离心力和哥氏力; m 为飞船质量。

2.2 返回轨道的分段

根据飞船受力情况,可将返回轨道分为制动段、过渡段和再入段。各段的运动方程可由式(3)简化得到。

(1) 制动段

制动段为飞船从制动开始到制动火箭工作结束时的飞行段。在式(3)中取 $R=0, m=m_0-mT$ 即得到制动段运动方程, m_0 为制动时飞船起始质量, m 为燃料消耗量, T 为飞行时间。在制动段可以通过控制制动发动机推力大小、方向、工作时间以及制动点位置来调整飞船进入大气层时的状态。由于推力矢方向可由使航程最短进行选择^[2], 因此, 在推力大小确定的情况下, 返回轨道制动段部分的设计就是确定推力工作时间和制动点位置。

(2)过渡段

过渡段为飞船从制动结束到再入大气层边界时的飞行段。在式(3)中取 $P=0, R=0$ 即得到过渡段运动方程。飞船运动轨道与质量无关, 飞船在此段自由飞行。

(3)再入段

再入段为飞船从再入大气层开始到开伞点高度处的飞行段。在式(3)中取 $P=0, m=m_p$ 即得到再入段运动方程。 m_p 为飞船返回舱质量。

再入段的轨道设计是返回轨道设计中关键的一段。在再入段, 飞船受到空气动力的作用, 由于飞船返回舱重心不通过纵轴, 即有重心偏移, 飞船将以配平状态飞行, 作用在飞船上的空气动力不仅有阻力, 也有升力, 但升阻比一般比较小, 不大于 0.5, 空气动力矢 R 在半速度坐标系中表示为:

$$R = (-D, L\cos\gamma_v, L\sin\gamma_v)^T \quad (4)$$

γ_v 是速度滚动角; D 为阻力; L 为总升力; $L\cos\gamma_v$ 为总升力在纵向的投影, 它的大小直接影响飞船升降的快慢; $L\sin\gamma_v$ 为总升力在侧向的投影, 影响侧向运动和侧向距离。

3 速度滚动角 γ_v 的确定

在式(4)中, 由于气动力 D 、 L 的大小取决于配平攻角和飞行马赫数, 一般是不可调的, 所以只能通过控制 γ_v 来改变总升力 L 在纵向和侧向的投影关系, γ_v 的确定则成为返回轨道再入段设计的关键。

3.1 γ_v 大小的确定

从再入轴向过载 n_{x1} 大于某一值开始进行升力控制。按过载限制及使过载均匀化的原则选取为非等值的 γ_v , 考虑到要减小标准返回轨道与升力失控时自旋轨道的航程差, 在高空段取较大的 γ_v 值, 因此本文选取 γ_v 的大小为随高度降低而逐近减小的分段常值。

3.2 γ_v 正负号的确定

引入侧向制导来解决 $\gamma_v(t)$ 的反号问题。 γ_v 的正负号不影响升力 $L\cos\gamma_v$ 的方向, 因此可考虑设计一个以再入纵平面为中心面的侧向漏斗, 使飞船在漏斗之内运动, 当飞船运动碰到漏斗边界时 γ_v 反向, 使侧向运动向相反方向进行, 因此侧向制导是开关控制。因为最终侧向距离要小于某一值, 而开始偏差可能较大, 且为了减少 γ_v 的反向次数, 应将侧向边界设计成漏斗式的。注意到 γ_v 的反号, 只是侧向加速度 \dot{z} 的反号, 因此为了防止侧向运动冲出漏斗边界, 在侧向制导规律中要加上微分项 $K_s \dot{z}$ 以改善侧向运动性能。本文选取的侧向制导规律为

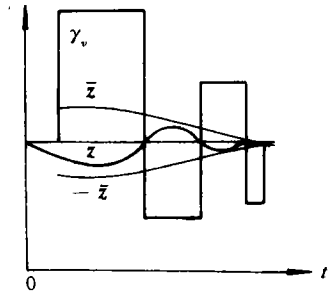


图 1

$$\gamma_v(t) = \begin{cases} -|\gamma_v| \text{sign}[Z + K_5 \dot{Z}], & \text{当 } |Z + K_5 \dot{Z}| \geq \bar{Z} \text{ 时} \\ |\gamma_v| \text{sign}[\gamma_v(t - \Delta t)], & \text{当 } |Z + K_5 \dot{Z}| < \bar{Z} \text{ 时} \end{cases} \quad (5)$$

其中 Z 为漏斗边界, K_5 为微分系数, \bar{Z} 、 K_5 可选择为

$$\bar{Z} = C_1 + C_2 V/V_e \quad (6)$$

$$K_5 = C_3 + C_4 V/V_e \quad (7)$$

$$C_1 > 0, C_2 > 0, C_3 > 0, C_4 > 0$$

C_1 、 C_2 、 C_3 、 C_4 为可调参数, V_e 为再入点速度值, V 为飞行速度。

图 1 给出了 $\gamma_v(t)$ 随时间的变化规律。图中 t 为再入飞行时间, Z 为侧向距离。

4 仿真实现

4.1 约束与要求

返回轨道设计除考虑轨道本身的要求外, 还要考虑到测控方面的要求, 综合如下:

(1) 再入点当地速度倾角 θ_r 为要求值 θ_r , 以使再入总过载峰值不大于允许值; (2) 开伞点位置 (φ_f, λ_f) 为要求值 (φ_f, λ_f) ; (3) 保证可观测性及着陆场区要求; (4) 侧向运动不过调, 且 γ_v 反号次数不宜过多, 一般不大于 3~4 次, 以便于控制。

4.2 设计参数

飞船返回轨道设计中可调节参数如下: (1) 制动点位置 (φ_0, λ_0) ; (2) 制动发动机工作时间 t_p ; (3) γ_v 大小的分段系列常值; (4) 侧向制导中 C_1 、 C_2 、 C_3 、 C_4 的合理选择。

4.3 设计参数的确定

用二重迭代初步确定 (φ_0, λ_0) 及 t_p , 由经验细调 γ_v 大小及 C_1 、 C_2 、 C_3 、 C_4 满足所有要求。仿真的基本思路见图 2, 其中, h_r 为再入点高度; h_f 为开伞点高度; ϵ 、 ϵ_f 为允许误差; Δf 为开伞点位置误差, 可取

$$\Delta f = [(\varphi_f - \varphi_f)^2 + (\lambda_f - \lambda_f)^2]^{1/2}$$

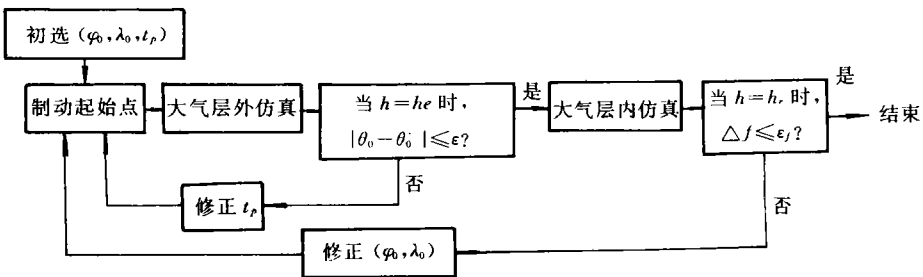


图 2

5 结束语

(1) 用本文提出的设计思想可很好地完成标准返回轨道的设计, 且从过载意义上说

是优化的返回轨道。

(2) 本文的主要特点是设计了不等值的 $\gamma_v(t)$ 曲线, 且开始 $\gamma_v(t)$ 值较大, 使得再入过载均匀化、峰值减小, 且缩短了标准返回轨道与升力失控时自旋轨道的航程差。同时, 在标准返回轨道设计中引入侧向制导思想来确定 $\gamma_v(t)$ 的反向时刻, 使 $\gamma_v(t)$ 的变化规律符合实际情况。

(3) $\gamma_v(t)$ 的取值会影响到飞船在再入纵平面的正向和负向的机动能力, 使开伞点位置在机动舌形区内的位置发生变化。当 γ_v 值较大时, 开伞点位置向舌根部后移, 反之则前移^[2]。

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 王希季主编. 航天器进入与返回技术 (上册). 北京: 宇航出版社, 1991

(责任编辑 石少平)