

载人深空飞行返回再入策略研究

闵学龙 潘 腾 郭海林

(中国空间技术研究院总体部)

摘 要 分析了载人深空飞行返回再入的三种典型策略,建立了再入运动学和飞行动力学模型,对三种典型策略进行了仿真分析和比较,并得出一些有益结论。

关键词 载人深空飞行 再入策略 建模 仿真

中图分类号 V474 **文献标识码** A **文章编号** 1673-1380 (2009) 02-0029-04

1 引 言

载人深空飞行返回再入是整个飞行过程的重要阶段,开展再入策略的研究很有意义。载人深空飞行返回再入地球大气时,航天器质心惯性速度会接近、达到甚至超过第二宇宙速度^[1],文献^[2]分别采用简化模型和较为精确模型,对第二宇宙速度再入飞行动力学进行了分析仿真研究,本文在以上工作基础上,对载人深空飞行返回再入的典型策略进行建模与仿真研究。

2 载人深空飞行返回再入典型策略

载人深空飞行返回再入有三种典型策略:

(1) 策略 I—直接制动进入环地轨道后择机再入。载人航天器进入地球大气之前,在转移轨道末段利用轨控发动机点火直接将载人航天器惯性速度制动到第一宇宙速度或以下,进入环地轨道,然后载人航天器择机再入大气,实现返回着陆。

(2) 策略 II—利用大气辅助制动进入环地轨道后择机再入。载人航天器再入地球大气,利用大气阻力辅助制动减速,通过选择合适的再入角,使得航天器穿越大气后的最大飞行高度为环地轨道高度,此时轨控发动机点火,进入环地轨道,这样可以节省轨控燃料消耗,然后可重新选择再入时机,有利于提高再入精度,该策略如图 1 所示。

(3) 策略 III—直接再入大气。载人航天器直接再入地球大气,利用大气阻力制动减速,不需要利用轨控发动机点火减速。该策略需选择合适的再入角,以

使得航天器再入大气飞行过程中的峰值过载尽可能小,根据文献^[3]的分析,航天器再入大气后飞行高度会出现多次弹跳现象,随再入初始条件的不同,最大弹跳高度可达几百甚至几千千米,因此应设定航天器穿越大气后的飞行高度小于某一确定值,以避免载人航天器多次穿越范-艾伦辐射带。

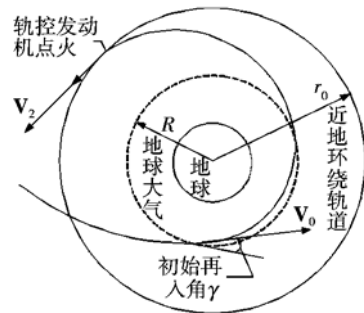


图 1 策略 II 示意图

3 载人深空飞行返回再入动力学建模

3.1 参考坐标系

建模的参考坐标系如图 2 所示。

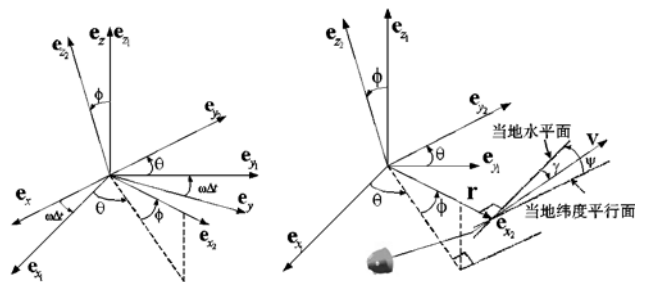


图 2 运动学和飞行动力学建模的参考坐标系

来稿日期:2008-09-27

作者简介:闵学龙(1979.09-),男,博士研究生,主要从事航天器总体及飞行动力学研究。

(1)地心赤道惯性坐标系(*ECI*):坐标原点为地心,*X*轴在地球赤道面内指向春分点,*Z*轴垂直于赤道面指向北极,*Y*轴与*X*、*Z*轴构成右手系。

(2)地心固联坐标系(*ECF*):坐标原点为地心,*X*₁轴在赤道面内指向赤道面与格林威治子午圈交点,*Z*₁轴垂直于赤道面指向北极,*Y*₁轴与*X*₁、*Z*₁轴构成右手系。显然,*ECF*坐标系的*Z*₁轴与*ECI*坐标系的*Z*轴重合,*ECF*坐标系随地球一起绕*Z*(*Z*₁)轴以角速度 ω 旋转,图 2 中 Δt 为恒星时。

(3)地心轨道坐标系(*VPF*):坐标原点为地心,*X*₂轴沿航天器位置矢量 \mathbf{r} 指向航天器质心,*Y*₂轴平行于航天器所在(下称当地)纬度切平面,*Z*₂轴与*X*₂、*Y*₂轴构成右手系。显然 *VPF* 坐标系可由当地地理坐标系平移得到,且可由 *ECF* 坐标系旋转得到。

为完整描述载人航天器再入时状态,在 *VPF* 坐标系中引入飞行路径角(再入角) γ 和航向偏角 ψ , γ 为速度矢量与航天器所在(下称当地)水平面的交角,当速度方向指向水平面以上时定义角 γ 为正; ψ 为速度矢量在当地水平面投影和当地纬度平行线的交角,当速度矢量在当地水平面投影和当地纬度平行线关系符合沿*X*₂轴右手定则时定义 ψ 角为正。

3.2 运动学模型

由 *VPF* 坐标系定义可知,其相对于 *ECF* 坐标系的角运动为绕 *Z*₁ 轴旋转 θ 角后绕 *Y*₂ 轴旋转 $-\phi$ 角,则其相对于坐标系的角速度为:

$$\boldsymbol{\Omega} = \left(\frac{d\theta}{dt} \sin\phi \right) \mathbf{e}_{x_2} - \left(\frac{d\phi}{dt} \right) \mathbf{e}_{y_2} + \left(\frac{d\theta}{dt} \cos\phi \right) \mathbf{e}_{z_2} \quad (1)$$

载人航天器的速度在 *ECF* 坐标系中表示为 \mathbf{V}_r , 其模为 V_r , 则有:

$$\mathbf{V}_r = (V_r \sin\gamma) \mathbf{e}_{x_2} + (V_r \cos\gamma \cos\psi) \mathbf{e}_{y_2} + (V_r \cos\gamma \sin\psi) \mathbf{e}_{z_2} \quad (2)$$

载人航天器位置矢量 \mathbf{r} 在 *ECF* 和 *VPF* 坐标系中微分分别表示为 $\frac{1}{dt} \mathbf{dr}$ 和 $\frac{2}{dt} \mathbf{dr}$, 可得:

$$\frac{1}{dt} \mathbf{dr} = \frac{2}{dt} \mathbf{dr} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r} \quad (3)$$

其中, $\boldsymbol{\Omega}$ 为 *VPF* 坐标系相对于 *ECF* 坐标系角速度。

由 $\frac{1}{dt} \mathbf{dr} = \mathbf{V}_r$, $\mathbf{r} = r \mathbf{e}_{x_2}$, $\frac{2}{dt} \mathbf{dr} = \dot{r} \mathbf{e}_{x_2}$, $\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r} = (r \dot{\theta} \cos\phi) \mathbf{e}_{y_2} + (r \dot{\phi}) \mathbf{e}_{z_2}$, 式(3)可写为:

$$\mathbf{V}_r = \dot{r} \mathbf{e}_{x_2} + (r \dot{\theta} \cos\phi) \mathbf{e}_{y_2} + (r \dot{\phi}) \mathbf{e}_{z_2} \quad (4)$$

由式(2)和(4)可得载人深空飞行返回再入运动学方程:

$$\dot{r} = V_r \sin\gamma, \dot{\theta} = \frac{V_r \cos\gamma \cos\psi}{r \cos\phi}, \dot{\phi} = \frac{V_r \cos\gamma \sin\psi}{r} \quad (5)$$

3.3 飞行动力学模型

载人航天器暂按质点考虑,再入过程中总受力 \mathbf{F} 包括气动力 \mathbf{A} 、重力 \mathbf{G} 和摄动合力 \mathbf{T} 三部分。将气动力 \mathbf{A} 分解为沿速度反方向的气动阻力 \mathbf{D} 和垂直于速度方向的气动升力 \mathbf{L} 。定义气动升力 \mathbf{L} 与速度纵向平面(\mathbf{r} 和 \mathbf{V}_r 平面)的夹角为倾斜角 δ 。为简化起见,忽略摄动合力 \mathbf{T} 影响。

载人航天器速度在 *ECI* 坐标系中表示为 \mathbf{V} , 则根据牛顿第二定律有:

$$\mathbf{F} = m \frac{d\mathbf{V}}{dt} \quad (6)$$

其中, m 为航天器质量。

航天器在 *ECI* 坐标系中位置矢量 \mathbf{r} 的微分为 $\frac{d\mathbf{r}}{dt}$, 即 $\frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{V}$, 则有:

$$\begin{aligned} \frac{d\mathbf{r}}{dt} &= \frac{1}{dt} \mathbf{dr} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}, \\ \frac{d\mathbf{V}}{dt} &= \frac{1}{dt} \left(\frac{1}{dt} \mathbf{dr} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r} \right) + \boldsymbol{\omega} \times \left(\frac{1}{dt} \mathbf{dr} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r} \right) \end{aligned} \quad (7)$$

其中, $\boldsymbol{\omega}$ 为 *ECF* 坐标系相对 *ECI* 坐标系的角速度, 由于再入时间较短, 可将 $\boldsymbol{\omega}$ 看作地球自转角速度 $\boldsymbol{\omega}_{\oplus}$ 。

根据式(6)和(7)进行推导, 并将气动阻力 \mathbf{D} 、升力 \mathbf{L} 和重力 \mathbf{G} 投影到 *VPF* 坐标系中, 可得:

$$\begin{aligned} m \frac{d\mathbf{V}_r}{dt} &= \left[\begin{aligned} &L(\cos\delta \cos\gamma) - (D \sin\gamma) - mg \\ &+ 2m(V_r \omega_{\oplus} \cos\delta \cos\phi \cos\psi) + m(r \omega_{\oplus}^2 \cos^2 \phi) \end{aligned} \right] \mathbf{e}_{x_2} \\ &+ \left[\begin{aligned} &-L(\cos\delta \sin\phi \cos\psi + \sin\delta \sin\psi) - (D \cos\gamma \cos\psi) \\ &- 2m V_r \omega_{\oplus} (\cos\phi \sin\gamma - \sin\phi \cos\gamma \sin\psi) \end{aligned} \right] \mathbf{e}_{y_2} \\ &+ \left[\begin{aligned} &L(\sin\delta \cos\psi - \cos\delta \sin\gamma \sin\psi) - (D \cos\gamma \sin\psi) \\ &- 2m(V_r \omega_{\oplus} \sin\phi \cos\gamma \cos\psi) - m(r \omega_{\oplus}^2 \sin\phi \cos\phi) \end{aligned} \right] \mathbf{e}_{z_2} \end{aligned} \quad (8)$$

在 *VPF* 坐标系中推导 $\frac{d\mathbf{V}_r}{dt}$, 有:

$$\begin{aligned} \frac{d\mathbf{V}_r}{dt} &= \left(\dot{V}_r \sin\gamma + V_r \dot{\gamma} \cos\gamma - \frac{V_r^2}{r} \cos^2 \gamma \right) \mathbf{e}_{x_2} \\ &+ \left[\begin{aligned} &\dot{V}_r \cos\gamma \cos\psi - V_r \dot{\psi} \sin\gamma \cos\psi - V_r \dot{\psi} \cos\gamma \sin\psi \\ &+ \frac{V_r^2}{r} \cos\gamma \cos\psi (\sin\gamma - \cos\gamma \sin\psi \tan\phi) \end{aligned} \right] \mathbf{e}_{y_2} \end{aligned}$$

$$+ \left[\begin{array}{l} \dot{V}_r \cos\gamma \sin\psi - V_r \dot{\gamma} \sin\gamma \sin\psi + V_r \dot{\psi} \cos\gamma \cos\psi \\ + \frac{V_r^2}{r} \cos\gamma (\cos\gamma \cos^2\psi \tan\phi + \sin\psi \sin\gamma) \end{array} \right] \mathbf{e}_z \quad (9)$$

由式(8)和(9)可推出载人深空飞行返回再入动力学方程为:

$$\begin{aligned} \dot{V}_r = & -\frac{D}{m} - g \sin\gamma + r\omega_{\oplus}^2 \cos\phi (\cos\phi \sin\gamma - \sin\phi \cos\gamma \sin\psi) \\ \dot{\gamma} = & \frac{L}{V_r m} \cos\delta - \frac{g}{V_r} \cos\gamma + \frac{V_r}{r} \cos\gamma + 2\omega_{\oplus} \cos\phi \cos\psi \\ & + \frac{r}{V_r} \omega_{\oplus}^2 \cos\phi (\cos\phi \cos\gamma + \sin\phi \sin\gamma \sin\psi) \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \dot{\psi} = & \frac{L \sin\delta}{V_r m \cos\gamma} - \frac{V_r}{r} \cos\gamma + \cos\psi \tan\phi \\ & + 2\omega_{\oplus} (\sin\psi \cos\phi \tan\gamma - \sin\phi) - \frac{r\omega_{\oplus}^2}{V_r \cos\gamma} \sin\phi \cos\phi \cos\psi \end{aligned}$$

式(5)和(10)给出了载人深空飞行返回再入航天器的运动学和飞行动力学方程, 求解上述方程就可以获取载人航天器深空飞行返回再入飞行的六个独立参数: r 、 θ 、 ϕ 、 V_r 、 γ 和 ψ 。

4 载人深空飞行返回再入策略仿真分析

根据前文建立的运动学和飞行动力学模型, 利用自行开发的仿真软件, 采用国外载人航天器的部分参数, 进行了仿真分析。

文献^[2]研究表明, 半弹道式再入比弹道式再入能在一定程度上降低过载, 此处不再进行两种模式比较, 仅对半弹道式再入模式进行仿真分析。为简化起见, 忽略地球非球形引力的影响, 取倾斜角 $\delta=0^\circ$ 。

4.1 仿真初始参数

参考国外“阿波罗”载人登月飞船的典型数据, 确定了本文载人航天器返回再入仿真相关初始参数, 以及半弹道式再入速度对应的阻力、升力系数。表 1 给出了仿真初始参数值, 表 2 给出了半弹道模

式再入时, 速度马赫数 M 对应的阻力系数 C_D 、升力系数 C_L 值。

表 1 仿真初始参数值

| | | | |
|----|--------------------------|------------------|----------|
| 参数 | 海面重力加速度 | 再入时刻速度 | 地球半径 |
| 数值 | 9.80665m/s ² | 11200m/s | 6378137m |
| 参数 | 海面大气密度 | 航天器质量 | 再入高度 |
| 数值 | 1.54793kg/m ³ | 7000kg | 6498137m |
| 参数 | β | 迎风面积 | 环绕轨道高度 |
| 数值 | 1/6935 | 20m ² | 300km |

表 2 半弹道式再入速度对应阻力、升力系数值

| | | | | | | |
|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-----------|
| M | 0.7 | 0.9 | 1.1 | 1.2 | 1.35 | 1.65 |
| C_D | 0.985 | 1.106 | 1.169 | 1.156 | 1.278 | 1.265 |
| C_L | 0.263 | 0.320 | 0.493 | 0.478 | 0.562 | 0.550 |
| M | 2.0 | 2.4 | 3.0 | 4.0 | 10.0 | ≥ 29 |
| C_D | 1.272 | 1.241 | 1.216 | 1.214 | 1.224 | 1.269 |
| C_L | 0.532 | 0.507 | 0.478 | 0.441 | 0.428 | 0.387 |

4.2 仿真结果及分析

对于返回再入策略 I, 直接制动到环地轨道所需速度增量为 3400m/s, 然后航天器以第一宇宙速度再入, 按峰值过载小于 4g 要求, 再入角可以在较大的范围内选择, 初始再入角为 -3° 时, 仿真结果如图 3 所示, 再入峰值过载为 2.04g。

对于返回再入策略 II, 再入角须严格控制, 通过数值搜索, 确定初始再入角为 -8° , 仿真结果如图 4 所示, 再入峰值过载为 12.43g。通过大气辅助减速, 航天器制动到环地轨道所需速度增量为 887m/s, 较策略 I 大幅减少。

对于返回再入策略 III, 不需要专门轨控的燃料消耗, 设定航天器穿越大气后的飞行高度小于 600km, 并使再入峰值过载尽可能小, 再入角可在一定范围内选择, 通过数值搜索, 确定初始再入角为 -7.8° , 仿真结果如图 5 所示, 再入峰值过载为 11.2g。

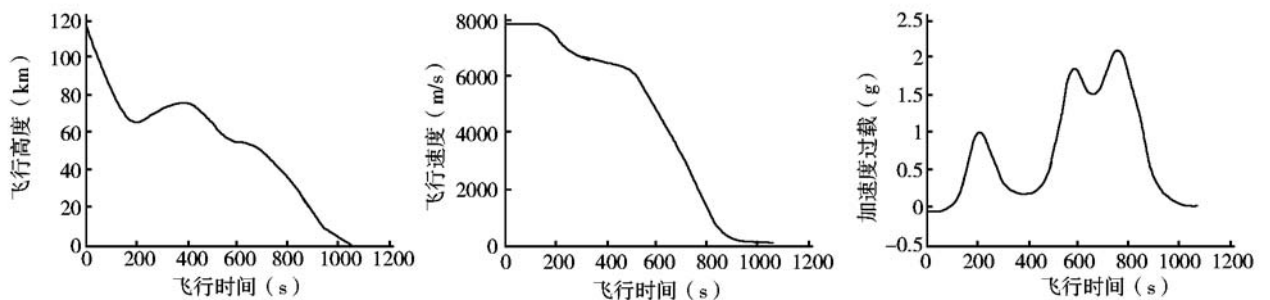


图 3 返回再入策略 I 仿真结果

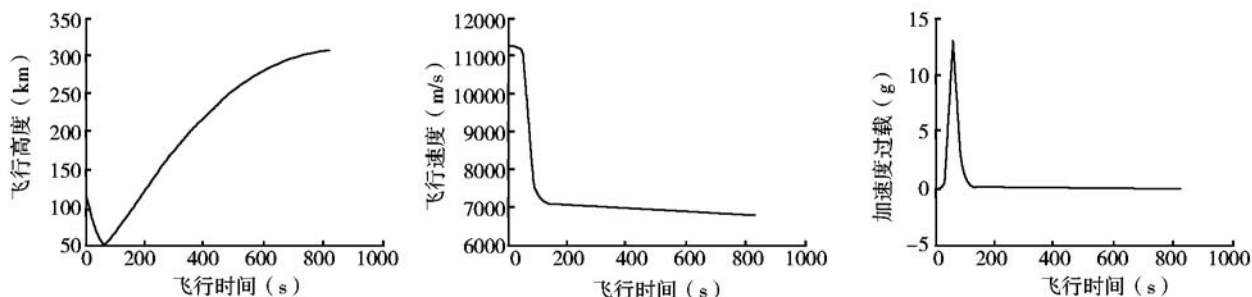


图 4 返回再入策略 II 仿真结果

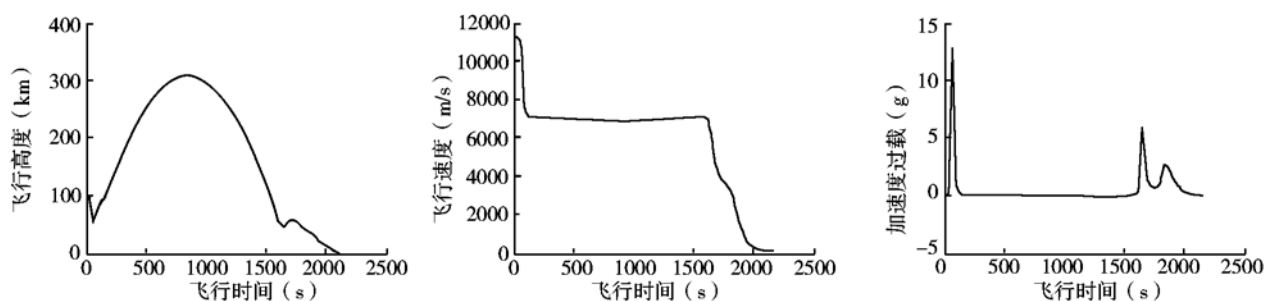


图 5 返回再入策略 III 仿真结果

5 结 论

通过分析和仿真可知,对于直接制动进入环地轨道后择机再入策略(策略 I),速度增量需求较大,但再入峰值过载较小,再入角可选择范围较大;对于利用大气辅助制动进入环地轨道后择机再入策略(策略 II),速度增量需求大幅减小,但峰值过载较大,再入角要严格控制;对于直接再入大气策略(策略 III),无轨控燃料消耗,但峰值过载较大,根据飞行高度和过载的约束条件,再入角可在一定范围内选择。

本课题后续将对再入分级气动减速、过载控制等做进一步研究,并将开展直接再入大气策略的再入轨迹优化,以降低再入的峰值过载和提高再入精度。◇

参 考 文 献

- [1] Clued A., Jon C. Apollo Experience Report—Mission Planning for Apollo entry[R]. NASA Technical Note, 1972. NASA TN D-6725
- [2] 闵学龙,潘 腾,郭海林.航天器第二宇宙速度再入飞行动力学仿真.2007 中国飞行力学学术年会论文集,2007
- [3] 闵学龙,潘 腾,郭海林.载人月球飞行返回再入飞行动力学建模与仿真.2008 中国飞行力学学术年会论文集,2008

Reentry Methods Comparison of Manned deep space exploration

Min Xuelong, Pan Teng, Guo Hailin

(Institute of Spacecraft and Systems Engineering, China Academy of Space Technology)

Abstract: The character of manned deep space exploration reentry and reentry method comparison research necessary are discussed. Three typical reentry methods of Manned deep space exploration were presented, and the reentry kinematics and dynamics models were established. By a Matlab process and employing a presumptive performance for the manned deep space exploration capsule like Apollo command module, the three methods were simulated and the results were analyzed. The conclusion is useful.

Keywords: Manned deep space Exploration, reentry method, model, simulation