



载人登月近月段中止轨道特性分析与设计

黄文德^{①*}, 郝晓宁^②, 王威^{①③}

① 国防科技大学机电工程与自动化学院, 长沙 410073;

② 国防科技大学航天与材料工程学院, 长沙 410073;

③ School of Surveying and Spatial Information System, University of New South Wales, Sydney, NSW 2052, Australia

* E-mail: nn_hwd@126.com

收稿日期: 2010-06-07; 接受日期: 2010-07-16

摘要 近月段距离地球遥远, 若飞船发生故障, 将严重威胁航天员的生命安全. 针对近月段制动引起的飞船主发动机失效从而导致的任务中止问题, 首先分析由于主发动机失效可能引起的轨道类型以及与之对应的中止方式; 然后在双二体假设下, 提出普适的非共面近月段中止轨道计算方法. 在此基础上, 对中止轨道的特性进行分析, 并给出中止轨道在能量消耗, 飞行时间等方面的特性. 最后, 给出主发动机多种失效情况下的仿真算例. 仿真结果验证了本文提出方法的有效性.

关键词
载人登月
中止轨道
近月段
特性分析
圆锥曲线拼接

近月段制动是载人登月飞船能否被月球捕获的关键点. 近月制动也是整个载人登月过程的主动段之一, 飞船主发动机处于工作状态. 若主发动机失效, 将会导致任务中止(mission abort). 此时, 飞船远离地球, 情况非常危急, 从地球发射一艘救生飞船可能来不及, 主要还是依靠飞船系统自身的变轨进入月地返回轨道, 将航天员安全带回地球. 美国的 Apollo 13 就是通过自身变轨成功将航天员送回地球, 此时飞船成为名副其实的“救生船”(“lifeboat”)^[1,2]. 因此, 近月段中止是载人登月任务中止研究的重要内容, 是航天员生命安全的重要保障^[3].

截至目前, 只有美国的 Apollo 计划成功实施了载人登月. 在 Apollo 计划中, 研究人员对近月段的中止做了大量的分析^[1~6]. 其中, 文献[1, 2]着重分析了 Apollo 13 发生任务中止的原因及返回时的导航, 制导与控制过程. 文献[3]分析了典型的 Apollo 飞行过程中的任务中止问题, 其中, 对近月段的中止进行了详细的论述. 文献[4]虽然是对非自由返回轨道的中

止研究, 但主要还是进行近月段制动和月球轨道段的中止研究. 文献[5, 6]分别对 Apollo 14 和 Apollo 15 的地月转移轨道和月球轨道段的中止问题进行分析. 近年来, 美国的科研人员又对新登月计划的任务中止问题进行了研究. 文献[7]即为针对 NASA 为“星座计划”开发的乘员探测器(Crew Exploration Vehicle, CEV)的任务中止问题进行了研究, 并与 Apollo 的任务中止问题进行了比较. 但上述文献大部分只给出研究结论, 未给出计算模型和分析方法, 或只作简单说明. 在开展本文的研究前, 我们已经对载人登月的轨道设计以及地月转移轨道段任务中止问题进行了探讨^[8,9], 本文即在此基础上对近月段中止问题进行分析与设计.

本文针对近月段制动失效的问题, 根据制动失效结果, 给出实现中止返回的四种中止方式, 包括双曲线轨道单脉冲, 双脉冲中止方式, 椭圆轨道直接中止, 绕月中止方式. 针对 4 种中止方式提出具有普适性的近月段中止轨道计算方法. 在此基础上, 对上述

4种中止方式在能量消耗和返回飞行时间等方面进行分析, 得到一些有益的结论. 最后, 给出仿真实例.

1 问题的提出

载人登月飞船到达近月点后, 飞船的主发动机进行减速制动. 若顺利完成近月段制动, 一般可进入圆形或小偏心率椭圆月球停泊轨道(Lunar Parking Orbit, LPO). 但是, 若在此期间主发动机失效, 将导致严重的后果. 根据主发动机制动所需的时间, 可将主发动机失效分为几个阶段进行分析: 初始阶段(点火后 1~2 min), 中间阶段(点火后 2~3 min 内)和最后阶段(点火后 3~6 min)^[3]. 近月段制动可能引起的轨道类型如图 1 所示. 其中, 初始阶段失效将导致飞船不能被月球捕获, 进入飞离月球的逃逸轨道(图 1 中轨道 I_1); 在中间阶段失效, 飞船将进入不稳定的或撞击月球的轨道(图 1 中轨道 I_2 和轨道 I_3); 在最后阶段失效, 飞船进入稳定的椭圆轨道(图 1 中轨道 I_4).

由图 1 可知, 在主发动机失效的三种情况中, 只有处于最后阶段失效的情况, 飞船和航天员才是安全的. 但是, 由于此时主发动机的失效, 原登月任务的执行变得不可能, 可以利用登月发动机(Descent Propulsion System, DPS)执行备选任务或者进入月地转移轨道返回地球. 对于其他两种情况, 情况非常危急, 必须在短时间内完成任务中止. 其中止的方式可以是直接进入月地转移轨道返回地球, 也可以先进入稳定椭圆轨道, 然后再按照稳定椭圆的任务中止方式返回地球. 但不论采用何种中止方式, 进入月地转移轨道是飞船和航天员安全返回地球的必然通道. 因此, 下文重点研究在近月空间内(本文指月球影响球之内)进行月地转移的轨道特性及其设计方法.

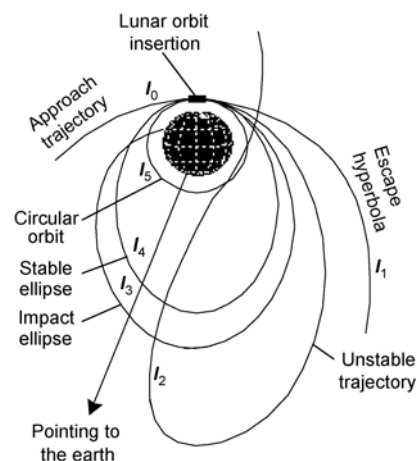


图 1 近月段制动可能引起的轨道类型^[3]

2 近月段中止轨道类型及计算模型

典型的载人登月轨道如图 2 所示. 图 2 中, 飞船从加速点进入地月转移轨道, 并沿该轨道飞行至近月制动点, 此时, 若制动成功, 则进入环月轨道(整个过程如图 2 中虚线部分所示). 否则, 需要进行任务中止, 图 2 中给出了中止前为椭圆轨道情况下的月地转移中止轨道的飞行示意图. 其中, 入口点 B 和出口点 C 为飞船轨道与月球影响球的交点, r_{re}^E 、 v_{re}^E 为再入点的地心位置矢量和速度矢量, Θ_{re} 为再入点的航迹角. 根据飞船的热约束和承受过载能力, 航迹角 Θ_{re} 往往被限定在一定范围内. 因此, 在进行中止轨道设计时, 需要考虑航迹角 Θ_{re} 的取值范围.

2.1 近月段中止方式

由前述分析, 可将发动机失效引起的轨道类型归纳为两种情况: 一种是中止前是椭圆轨道, 另一种是非椭圆轨道. 椭圆轨道的中止方式又分为两种, 如

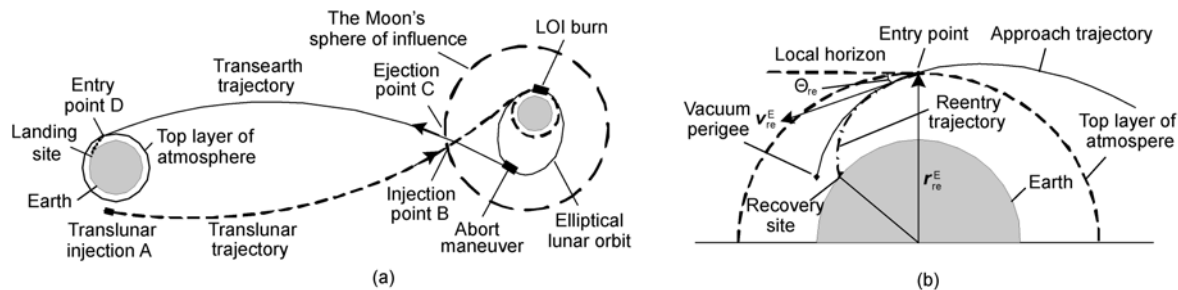


图 2 典型的载人登月中止轨道示意图

(a) 整个飞行过程; (b) 再入点几何关系

图 3(a)所示, 其一是直接返回(direct return), 中止点对应的月心矢量和脉冲矢量分别用 $\mathbf{r}_d$ 和 $\Delta\mathbf{r}_d$ 表示; 其二是绕月后返回(circumlunar return), 中止点对应的月心矢量和脉冲矢量分别用 $\mathbf{r}_c$ 和 $\Delta\mathbf{r}_c$ 表示. 对于非椭圆轨道的情况, 文献[3]给出了双脉冲进行中止的方式, 即第一个脉冲将飞船从非椭圆轨道变成椭圆轨道, 第二个脉冲将飞船送入月地转移轨道, 如图 3(b)所示. 其目的是将高能轨道变成低能量的椭圆轨道, 从而获得较长的操作时间. 但文献[3]未给出具体的计算模型. 非椭圆轨道的情况下还可以采用单脉冲的形式进行中止, 如图 3(c)所示. 但在高能轨道(双曲线比椭圆轨道能量高)上进行中止, 留给操作的反应时间短, 风险性高.

2.2 双二体假设下中止轨道计算模型

在双二体假设下, 地月转移轨道的拼接方法可参考文献[10]和文献[11], 此处不再详述. 下文直接给出月地转移中止轨道的拼接方法和计算模型.

设 t_A 时刻进行中止机动, 中止点 A 在月心惯性坐标系下的坐标为 $\mathbf{r}_A^L = [x_A^L \ y_A^L \ z_A^L]^T$, 给定出口点经度 λ_C 和纬度 φ_C , 则出口点在月心惯性坐标系下的坐标为

$$\mathbf{r}_C^L = \begin{bmatrix} x_C^L \\ y_C^L \\ z_C^L \end{bmatrix} = \mathbf{M}(t_C) \begin{bmatrix} \rho_L \cos \varphi_C \cos \lambda_C \\ \rho_L \cos \varphi_C \sin \lambda_C \\ \rho_L \sin \varphi_C \end{bmatrix}, \quad (1)$$

其中, t_C 为到达出口点的时刻, $\mathbf{M}(t_C)$ 为 t_C 时刻月固坐标系到月心惯性坐标系的转换矩阵. t_C 由下式决定:

$$t_C = t_A + T_{AC}, \quad (2)$$

其中, T_{AC} 为飞船沿中止轨道从中止点至出口点的飞行时间.

行时间.

理论分析表明, 连接中止点和出口点的曲线为双曲线^[11]. 因此, 给定出口点经度 λ_C , 纬度 φ_C 和飞行时间 T_{AC} , 则可确定经过中止点和出口点的双曲线轨道. 中止轨道与变轨前初始轨道的几何关系如图 4 所示. $\mathbf{v}_I$, $\mathbf{v}_F$ 表示变轨前后的飞行速度矢量, Θ_I , Θ_F 表示变轨前后的飞行航迹角, ξ 为变轨前后轨道面夹角, Δf 表示从中止点到出口点的真近点角变化量.

由中止时位置矢量 $\mathbf{r}_A^L$, 速度矢量 $\mathbf{v}_I$ 和出口点位置矢量 $\mathbf{r}_C^L$ 得:

$$\begin{cases} \cos \Delta f = \frac{\mathbf{r}_A^L \cdot \mathbf{r}_C^L}{|\mathbf{r}_A^L| |\mathbf{r}_C^L|}, \\ \sin \Delta f = \frac{|\mathbf{r}_A^L \times \mathbf{r}_C^L|}{|\mathbf{r}_A^L| |\mathbf{r}_C^L|}, \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \cos \xi = \frac{\mathbf{r}_A^L \times \mathbf{v}_I}{|\mathbf{r}_A^L \times \mathbf{v}_I|} \cdot \frac{\mathbf{r}_A^L \times \mathbf{r}_C^L}{|\mathbf{r}_A^L \times \mathbf{r}_C^L|}, \\ \sin \xi = \left(\frac{\mathbf{r}_A^L \times \mathbf{v}_I}{|\mathbf{r}_A^L \times \mathbf{v}_I|} \times \frac{\mathbf{r}_A^L \times \mathbf{r}_C^L}{|\mathbf{r}_A^L \times \mathbf{r}_C^L|} \right) \cdot \frac{\mathbf{r}_A^L}{|\mathbf{r}_A^L|}. \end{cases} \quad (4)$$

由(3)式求得 Δf , 由(4)式求得 ξ , 从而得到速度增量在原轨道坐标系中的分量为

$$\begin{cases} \Delta v_r = v_F \sin \Theta_F - v_I \sin \Theta_I, \\ \Delta v_t = v_F \cos \Theta_F \cos \xi - v_I \cos \Theta_I, \\ \Delta v_n = v_F \cos \Theta_F \sin \xi, \end{cases} \quad (5)$$

其中, Δv_r , Δv_t 和 Δv_n 分别表示轨道径向, 切向和法向方向的速度分量, 则所需速度增量为

$$\Delta v = \sqrt{\Delta v_r^2 + \Delta v_t^2 + \Delta v_n^2}. \quad (6)$$

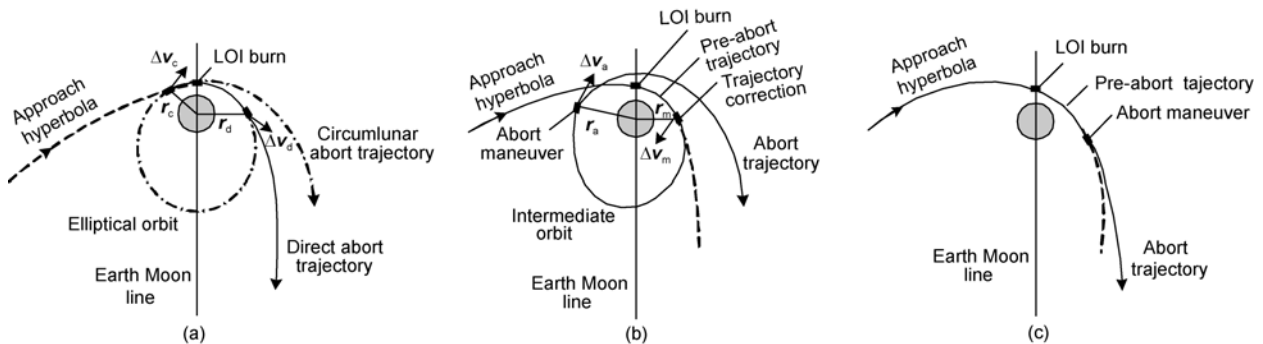


图 3 近月段中止方式

(a) 椭圆轨道中止; (b) 非椭圆轨道双脉冲中止; (c) 非椭圆轨道单脉冲中止

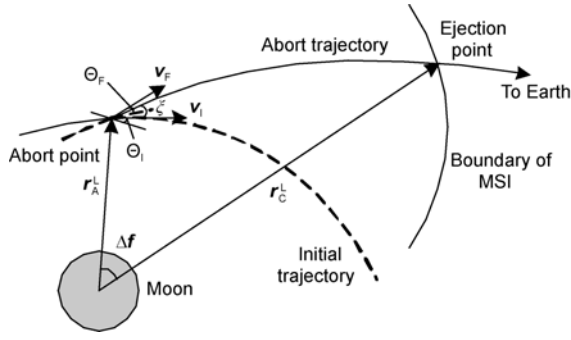


图4 中止轨道与原轨道的几何关系

由变轨后的状态, 并根据能量守恒和动量矩守恒, 可求得出口点的速度 v_C^L 和航迹角 Θ_C :

$$(v_C^L)^2 = (v_F)^2 + 2\mu_L \left(\frac{1}{r_C^L} - \frac{1}{r_A^L} \right), \quad (7)$$

$$\cos \Theta_C = \frac{r_A^L v_F \cos \Theta_F}{r_C^L v_C^L}, \quad (8)$$

其中 μ_L 为月球引力常数. 再由下式得到出口点相对于地心惯性坐标系的位置矢量 r_C^E 和速度矢量 v_C^E :

$$r_C^E = r_C^L - r_L^E = \begin{bmatrix} \rho_L \cos \varphi_C \cos \lambda_C - x_L^E \\ \rho_L \cos \varphi_C \sin \lambda_C - y_L^E \\ \rho_L \sin \varphi_C - z_L^E \end{bmatrix}, \quad (9)$$

$$v_C^E = v_C^L - v_L^E = \begin{bmatrix} \dot{x}_C^L - \dot{x}_L^E \\ \dot{y}_C^L - \dot{y}_L^E \\ \dot{z}_C^L - \dot{z}_L^E \end{bmatrix}, \quad (10)$$

其中, r_L^E 和 v_L^E 分别为月球在地心惯性坐标系中的位置和速度矢量, 由 JPL 行星/月球历表 DE405 计算得到.

由 C 点地心位置, 速度矢量 r_C^E , v_C^E 进一步求得月地转移轨道在地心坐标系中的倾角 i_{ret} 和近地距 R_{pret} :

$$i_{ret} = \arccos(h_z/h), \quad (11)$$

$$R_{pret} = a_r^E (1 - e_r^E), \quad (12)$$

其中, $h = |\mathbf{h}|$, $\mathbf{h}$ 为地心轨道单位质量动量矩, 且有 $\mathbf{h} = [h_x, h_y, h_z] = r_C^E \times v_C^E$, h_z 即为 $\mathbf{h}$ 的 z 分量. a_r^E , e_r^E 为月地转移轨道长半轴和偏心率.

为了计算从出口点到再入点的飞行时间, 并判断是否满足再入条件, 需计算再入点的真近点角 f_{re} 和

航迹角 Θ_{re} , 两者均可由月地转移轨道参数计算得到:

$$f_{re} = \arccos \left[\frac{1}{e_r^E} \left(\frac{P_r^E}{r_{re}^E} - 1 \right) \right], \quad (13)$$

$$\Theta_{re} = -\arccos \left(\sqrt{\frac{P_r^E / r_{re}^E}{2 - r_{re}^E / a_r^E}} \right), \quad (14)$$

其中, r_{re}^E 为再入点地心距, 为轨道和顶层大气(高度 122 km)的交点; P_r^E 为月地转移轨道半通径. Θ_{re} 的范围为: $-7.5^\circ \leq \Theta_{re} \leq -5.5^\circ$. 如不满足再入要求, 则可通过调整出口点经度 λ_C , 纬度 φ_C 和飞行时间 T_{AC} , 即可得到满足再入要求的月地返回中止轨道.

3 月地转移中止轨道特性分析

载人登月的近月段中止返回, 与一般月地转移轨道相比, 具有鲜明特点. 首先是飞行时间约束, 在载人条件下, 飞船出现紧急情况时, 应以安全, 快速返回为主要考虑因素^[12], 因此, 一般要求沿中止轨道飞行 3 天左右即可返回到地球. 其次是能量的约束, 致使飞船发生紧急情况的原因很多, 但在诸多原因中, 主发动机的失效占据很重要的地位. 特别是, 地月转移加速和飞行过程中的轨道修正以及已经部分进行的近月制动消耗了飞船大量的能量, 使得用于中止返回的能量有限. 因此, 必须考虑可用能量的约束问题. 然后是出口点的限制, 出口点的分布有其规律性, 不能任意给定. 此外, 在不同中止点, 采用不同中止轨道类型, 其特征应该不同, 也应分析相应中止轨道的特性.

下面针对满足以下约束条件的中止轨道进行特性分析: ① 月地转移飞行时间约为 72 h(3d); ② 再入点高度为 122 km, 航迹角为 -6° ; ③ 月地转移轨道类型为椭圆轨道, 已有的研究表明椭圆轨道节省能量.

3.1 月地转移轨道一般特性

1) 飞行时间特性

飞行时间与飞行距离有关, 具体表现为与地月距和月球上的点的位置(出口点的位置)有关. 因此, 首先计算月球绕地球一周内中止轨道的飞行时间. 本文计算 2025 年 10 月份一个月的飞行时间, 得到如图 5(a)所示飞行时间与月球相位的关系, 图 5 中横坐标 f 为月球真近点角. 然后, 计算到达出口点时刻为

2025 年 10 月 1 日时的飞行时间, 得到如图 5(b)所示飞行时间与出口点经度的关系. 其他月份的飞行时间特性也类似.

由图 5 可知, 月地转移中止轨道的飞行时间具有如下特性: ① 随着月球自近地点至远地点运动, 月地转移轨道飞行时间大约为在 55 至 80 h 之间. ② 月地转移轨道飞行时间与出口点经度之间呈线性关系, 与出口点纬度相关性不大.

2) 出口点分布特性

载人登月的月地转移轨道的出口点分布也是有其自身的特点, 并不能任意给定. 月球影响球上的一点是否是出口点, 取决于是否存在一条通过该点的月地转移轨道. 给定近月段轨道倾角为 150° , 近月距 1838 km, 则满足约束条件的出口点如图 6 所示. 由图 6 可知, 满足该约束的载人月地转移轨道出口点集中在月理坐标东经 $32^\circ \sim 48^\circ$, 南北纬 $-5^\circ \sim 10^\circ$ 之间.

3.2 中止轨道特性

下面对非椭圆轨道单脉冲中止, 椭圆轨道中止和双曲线的双脉冲中止进行分析比较, 给出中止的能量消耗和飞行时间等特性.

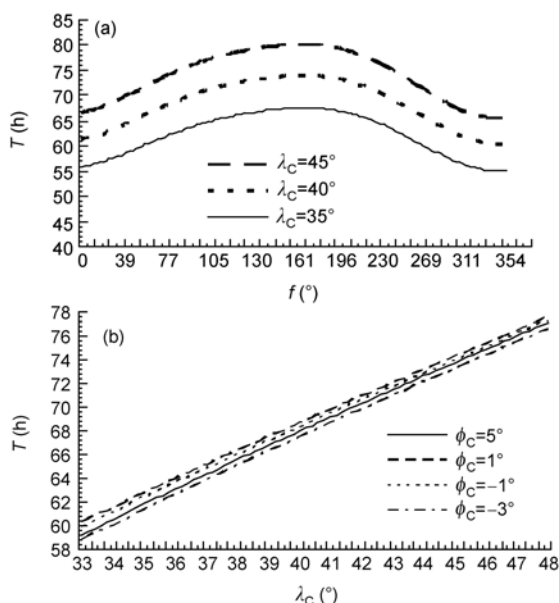


图 5 月地返回轨道飞行时间特性

(a) 与月球相位的关系; (b) 与出口点经度的关系

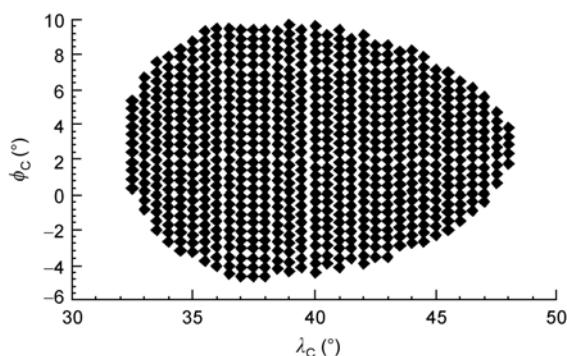


图 6 出口点分布

1) 非椭圆轨道单脉冲中止

当主发动机制动时间处于 1~2 min 时, 无法形成环月轨道. 根据主发动机的工作时长, 可形成相对于月心的双曲线, 不稳定椭圆, 撞击椭圆等类型的非椭圆轨道. 非椭圆轨道具有较大的能量, 在近月点处速度最大; 且还有一个共同特点, 即周期长(双曲线可看成是周期为无穷大的轨道). 针对不同的时延 T_d , 可以计算得到轨道改变所需的速度冲量和返回地球所需的飞行时间, 如图 7 所示.

由图 7 可知, 变轨所需的速度冲量由大到小, 再由小变大. 这是由于 T_d 越小, 即越靠近近月点, 变轨前轨道的速度大, 变轨所需的速度冲量越大. 但随着远离月球, 变轨所需速度冲量随即减小, 但是, 当远离月球一定程度后, 变轨前轨道与变轨后轨道偏离越远, 所需的速度冲量就会增加. 在整个过程中, 随着远离月球, 且具有向地球方向飞行的趋势, 因此, 返回地球所需飞行时间也相应的减小.

2) 椭圆轨道中止

对于椭圆轨道, 直接中止所需的速度冲量和绕月中止所需的速度冲量分别与时延 T_d 的关系如图 8(a) 和(b)所示.

由图 8 可知, 直接中止所需的速度冲量比绕月中止所需的速度冲量大. 其中, 直接中止所需的速度冲量随着 T_d 的增加而增加, 当增加到需要改变速度方向时, 即接近远月点时速度最大. 而绕月中止则应用于过远月点后, 利用月球的引力改变了速度方向, 因此, 所需速度冲量相对小, 并在接近近月点时, 变轨所需速度冲量最大.

3) 非椭圆轨道双脉冲中止

对于非椭圆双脉冲的情况, 则有两个时延 T_{d1} 和

T_{d_2} : T_{d_1} 表示第一次脉冲相对于故障时刻的时延, T_{d_2} 表示相对于第二次脉冲相对于第一次脉冲的时延. 可见, T_{d_2} 与 T_{d_1} 相关. 在进行中止特性分析时, 采用先固定其中一个, 分析另一个的方法, 得到如图 9 和图 10 所示中止所需速度冲量和返回地球飞行时间与时延的关系. 从图中可知, 第一次脉冲能量消耗随着时延的增加而增大; 第二次脉冲能量消耗随着时延的增加而减小. 而飞行时间具有相反的趋势.

4 仿真算例

下文针对给定的近月段轨道, 对近月段轨道制动形成双曲线轨道和椭圆轨道进行直接中止, 绕月中止所需的能量和返回飞行时间进行计算. 并用 STK 验证计算结果的正确性.

1) 输入条件

任务中止分析的输入条件为表 1 所示近月段轨道. 由表可知, 在进行近月制动前的轨道是一条相对月心为双曲线的轨道. 其中, a 为轨道长半轴, e 为偏

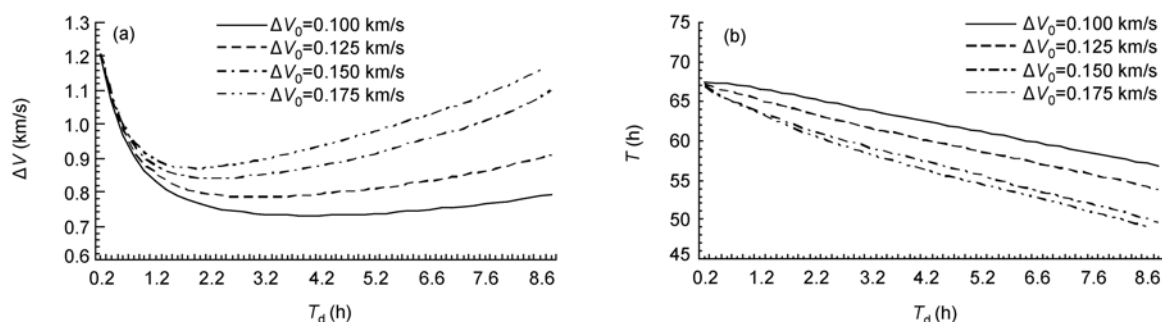


图 7 非椭圆轨道单脉冲中止特性

(a) 能量消耗; (b) 飞行时间

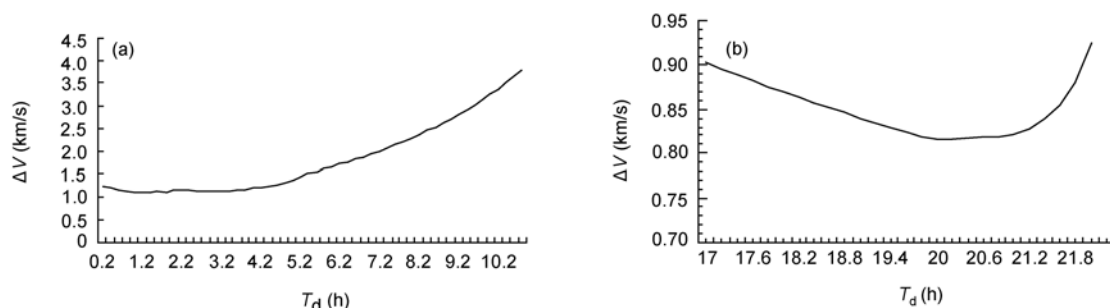


图 8 椭圆轨道中止能量消耗特性

(a) 直接中止; (b) 绕月中止

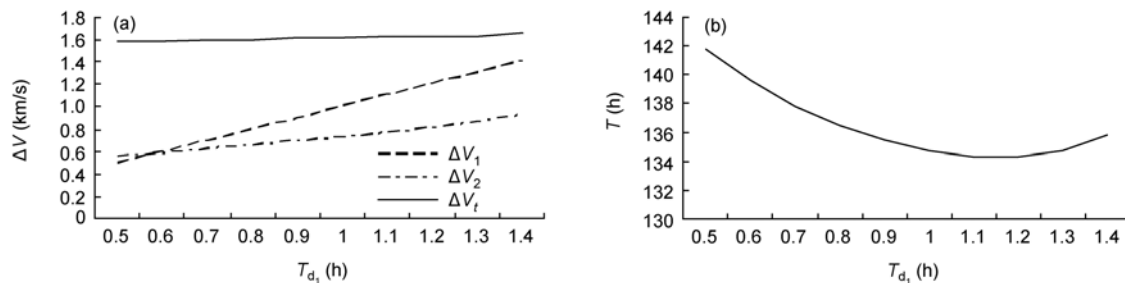


图 9 第一次脉冲能量消耗和飞行时间

(a) 能量消耗; (b) 飞行时间

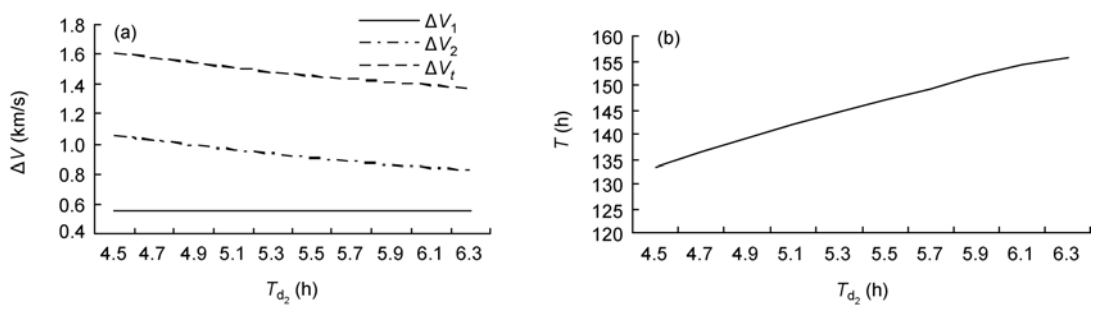


图 10 第二次脉冲能量消耗和飞行时间
(a) 能量消耗; (b) 飞行时间

表 1 近月段轨道根数

Orbital elements	Value
Semi-major axis (km)	-4377.627
Eccentricity	1.419994
Inclination ($^{\circ}$)	149.80080
Right ascension of the ascending node ($^{\circ}$)	251.223856
Latitude argument of perilune ($^{\circ}$)	78.774115
True anomaly ($^{\circ}$)	0

注: 轨道历元: 2025 9 20 17:21:52.119 (UTC), 下同.

表 2 制动失效后的双曲线轨道根数

Orbital elements	Value
Semi-major axis (km)	-12261.176
Eccentricity	1.1499421
Inclination ($^{\circ}$)	149.9231218
Right ascension of the ascending node ($^{\circ}$)	252.5173258
Latitude argument of perilune ($^{\circ}$)	79.0279318
True anomaly ($^{\circ}$)	0.8648119

表 3 双曲线单脉冲中止所需的 ΔV

ΔV_x (km/s)	ΔV_y (km/s)	ΔV_z (km/s)	ΔV (km/s)
0.48608	-0.04904	0.75673	0.90074

表 4 双曲线双脉冲中止所需的 ΔV

The first impulse (km/s)					The second impulse (km/s)			Total (km/s)
ΔV_{1x}	ΔV_{1y}	ΔV_{1z}	ΔV_1	ΔV_{2x}	ΔV_{2y}	ΔV_{2z}	ΔV_2	$\Delta V_1 + \Delta V_2$
0.32411	0.64883	0.06615	0.72829	0.67895	0.35834	0.07202	0.77109	1.49938

心率, i 为轨道倾角, Ω 为升交点赤经, ω 为近地点纬度幅角, f 为真近点角.

2) 任务中止计算

首先, 考虑制动初期主发动机失效的情况, 并假设此时完成减速 0.15 km/s, 得到如表 2 所示双曲线轨道. 在延迟时间 $t_d=1$ h 时, 进行单脉冲月地转移所需速度冲量如表 3 所示. 所有速度冲量均在 J2000.0 惯性坐标系下给出.

考虑双脉冲的情况, 假设延迟时间 $t_{d1}=1$ h 时进行第一次机动, 得到中间椭圆轨道, 在沿中间轨道飞行 $t_{d2}=6$ h 后进行第二次机动, 得到绕月后月地转移轨道, 两次脉冲所需速度冲量如表 4 所示.

考虑近月制动后期主发动机失效的情况, 并假设此时完成减速 0.3527 km/s, 得到如表 5 所示椭圆轨道, 在延迟时间 $t_d=1$ h 时, 进行月地转移所需速度冲量如表 6 所示.

将上述结果用 STK 验证, 得到如图 11 所示空间三维轨迹图. 仿真结果表明, 按照上述计算结果可以实现近月段制动失效不同情形下的任务中止返回.

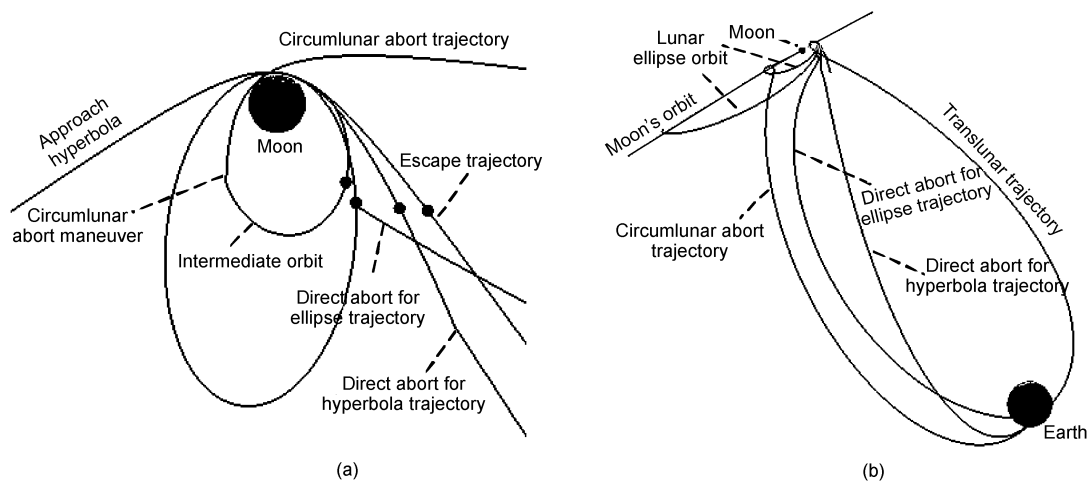


图 11 近月段中止 STK 演示的三维轨迹
(a) 月心段; (b) 地心段

表 5 制动失效后的椭圆轨道根数

Orbital elements	Value
Semi-major axis (km)	9771.516
Eccentricity	0.8119328
Inclination (°)	150.0886302
Right ascension of the ascending node (°)	254.5556998
Latitude argument of perilune (°)	79.0139653
True anomaly (°)	2.64421487

表 6 椭圆轨道直接中止所需的 ΔV

ΔV_x (km/s)	ΔV_y (km/s)	ΔV_z (km/s)	ΔV (km/s)
0.40025	0.51347	0.88019	1.09479

5 结束语

仿真结果表明, 本文提出的四种中止方式以及给出的中止轨道计算方法是有效的, 均能够实现近月段中止返回. 但是, 四种方法在能量消耗和返回飞行时间方面均有所不同, 因此, 在实际应用中, 应根据中止时飞船的状态和地面的配合情况, 选择最适合的中止方式, 才能达到使航天员安全返回地球的目的. 对于近月段中止, 还应包括环月飞行后中止返回的情况, 此种情况与椭圆轨道返回类似, 即本文提出的方法同样适用. 但是中止轨道的设计应与正常飞行轨道设计相结合, 并在能量和时间上统筹兼顾. 下一步, 我们将展开载人登月轨道设计, 中止任务和发射窗口一体化设计方面的研究.

参考文献

- 1 Goodman J L. Apollo 13 guidance, navigation and control challenges. AIAA 2009-6455, 2009
- 2 Office of Public Affairs. Apollo 13-“Houston, we’ve got a problem.” EP-76. NASA, 1970
- 3 Hyle C T, Poggatt C E, Weber B D, et al. Abort planning for Apollo missions. AIAA 8th Aerospace Sciences Meeting, 1970
- 4 Babb G R. Translunar abort techniques for nonfree-return mission. NASA TM X1806, NASA, 1969
- 5 Anselmo D R, Baker M K. Translunar and lunar orbit abort trajectories for Apollo 14. NASA, 1972
- 6 Baker M K. Apollo 15 translunar and lunar orbit aborts for the nominal launch-26 July 1971. NASA, 1971
- 7 Beksinski E D. Abort Trajectories for Manned Lunar Mission. Dissertation of Masteral Degree. Maryland: University of Maryland, 2007
- 8 黄文德, 郝晓宁, 王威, 等. 基于双二体假设的载人登月自由返回轨道特性分析及设计. 宇航学报, 2010, 31(5): 1297—1303
- 9 黄文德, 郝晓宁, 王威. 基于双二体假设的载人登月任务中止轨道特性分析. 宇航学报, 2010
- 10 郝晓宁, 王威, 高玉东. 近地航天器轨道基础. 长沙: 国防科技大学出版社, 2003. 193—206
- 11 郝晓宁, 曾国强, 任莹, 等. 月球探测器轨道设计. 北京: 国防工业出版社, 2001. 51—61
- 12 Zhang Y, Han Z Y, Li M, et al. Preliminary survivability analysis of manned spacecraft following orbital debris penetration. Sci China Tech Sci, 2009, 52: 1455—1458