中国科学: 技术科学 2011 年 第 41 卷 第 5 期: 537 ~ 544
www.scichina.com tech.scichina.com
《中国科学》杂志社
SCIENCE CHINA PRESS

载人登月任务中止轨道问题综述

郗晓宁[①], 黄文德[②*], 王威[②③]

① 国防科技大学航天与材料工程学院, 长沙 410073;
② 国防科技大学机电工程与自动化学院, 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: 2010-05-19; 接受日期: 2010-07-16

摘要 任务中止轨道是载人登月飞行过程中发生故障后, 航天员安全返回地球的通道. 在总结国内外对任务中止轨道研究的基础上, 首先从整体上分析了任务中止的基本要素; 然后, 结合载人登月飞行过程, 重点讨论了各飞行阶段对任务中止轨道的要求及如何合理选择中止轨道的问题. 并针对飞行时间和能量消耗两个关键因素, 提出任务中止优化的一般途径. 最后, 对我国载人登月任务中止问题的研究提一些建议.

关键词
载人登月
任务中止
轨道设计
自由返回轨道

尽管载人登月的目的是将登月航天员送到月球表面, 进行月面探测, 然后安全返回地球, 但是航天员的安全至关重要, 若在登月过程中发生险情, 一般要中止原登月任务, 并设法将航天员安全送回地球. 然而, 在载人登月的过程中, 飞船处在飞离地球的状态, 一旦发生故障, 主要还是依靠飞船系统自身的变轨进入返回地球的轨道. 轨道设计作为航天任务的顶层设计环节[1], 须考虑任务中止(mission abort)返回的问题, 即要进行任务中止轨道设计方面的研究.

任务中止轨道虽然不一定会执行, 但其重要性, 尤其是在保障航天员生命安全等方面, 与任务轨道(使命轨道)同等. 美国的研究人员在研究载人登月轨道的过程中, 同样对载人登月的任务中止进行了大量的研究[2~14]. 下文将对此进行详细地描述. 随着我国“嫦娥一号”的成功实施[15], 我国载人登月在可以预见的未来也必将得到实现. 本文作者在借鉴国内及国外经验的同时, 总结了自身数年的研究成果, 特别是 2008 年底以来对载人登月所涉及的登月轨道设计、任务中止轨道设计和发射窗口确定等问题进行了研究[16~19], 本文即在此基础上对载人登月的任务中止轨道问题进行总结.

本文首先介绍美国 Apollo 计划中任务中止研究的概况, 在此基础上, 首先系统地分析任务中止涉及的基本要素, 包括导致任务中止的故障、返回地球的任务中止轨道、实现任务中止的动力系统、导航与制导辅助以及生命保障系统等. 然后结合载人登月的飞行过程, 重点分析载人登月飞行过程的不同阶段对任务中止轨道的需求以及合理选择中止轨道的问题. 针对任务中止的两个关键因素——飞行时间和能量消耗, 本文提出利用多脉冲的方法实现飞行时间和能量消耗的优化. 最后, 结合我国实际, 对我国载人登月任务中止问题提一些建议, 以期对我国载人登月的实施提供有益的参考.

英文版发表信息: Xi X N, Huang W D, Wang W. Review on abort trajectory for manned lunar landing mission. Sci China Tech Sci, 2010, 53: 2691–2698, doi: 10.1007/s11431-010-4092-3

1 美国 Apollo 载人登月计划的任务中止研究概况

关于载人登月的任务中止问题, 美国的研究人员在 Apollo 登月时期就进行了大量的分析和设计工作. 其中, Hyle 等人总结了 Apollo 飞船在各个飞行阶段的任务中止规划[2]. Babb 在 1969 年分析了与 1970 年 4 月 Apollo 13 相类似的故障, 提出利用登月舱作为救生舱进行任务中止的方案[4]. Anselmo 对 Apollo 14 在地月转移段和月球轨道段的任务中止问题进行了分析[5]. 这些研究对早期载人登月起到了推动作用.

近年来, 美国 Maryland 大学的 Beksinski 和 Adam 分别对载人登月和载人火星计划的地球逃逸段进行任务中止分析[6,7]. 其中, Beksinski 在总结 Apollo 计划任务中止研究的基础上, 对 Apollo 计划和 NASA 为"星座计划"开发的乘员探测器(crew exploration vehicle, CEV)的中止问题进行了比较研究. Adam 虽然是对载人火星计划的中止问题进行研究, 但对载人登月仍具有一定的参考价值.

相对于上述文献的理论分析与设计, Apollo 13 的成功中止返回则是在实践上取得的"辉煌"成就, 被称为"一次成功的失败". Apollo 13 在飞离地球约 20.5 万英里时出现故障, 不能完成预定的登月任务. 即原登月任务必须中止, 并把航天员安全送回地球. 在航天员和地面工作人员的密切配合下, Apollo 13 进行变轨, 进入自由返回轨道(绕月后直接返回地球), 并在绕月后成功进行一次加速和中途修正, 最终将航天员安全送回地球. Apollo 13 故障后返回地球的过程如图 1 所示.

Apollo 13 虽不是一次成功的探测, 但换另一角度看, 却是载人登月任务中止一次非常成功的实验. Apollo 13 的成功返回从实践上反映了任务中止轨道设计的极端重要性.

2 载人登月任务中止基本要素分析

任务中止是因为飞船在飞行过程中发生了危急的情况, 不得以中断飞行任务, 并将航天员送回地球, 或者执行备选的任务(一般是比原飞行任务的目标有所降低的任务). 因此, 任务中止至少应包含以下基本要素: 导致任务中止的故障、返回地球的通道——任务中止轨道、实现任务中止的动力系统支持、导航与制导的辅助以及航天员生命保障系统等. 下文将对这些基本要素逐一进行分析.

2.1 导致任务中止的故障模式

载人登月任务的故障主要可以分为 3 种: 1) 系统故障, 飞船系统或地面系统的软、硬件失灵或固有设计错误; 2) 人员安全, 航天员的健康原因危及生命, 在飞船中无法解决; 3) 操作失灵, 由于航天员操作失误, 导致无法正常完成登月任务必须立即返回. 氧气瓶爆炸、电源故障、飞船上的通信系统和计算机系统无法使用等就属于第一种故障.

在飞行过程中往往会发生很多意想不到的故障, 但是并不是所有的故障都导致任务中止. 为了对故障的严重程度进行区分, 以便于准确及时的执行补救措施, 从而使危险和损失降到最小, 需要对故障进行分级. 按照故障的严重程度、紧迫性和可维修性可以分为 7 个级别, 如表 1 所示.

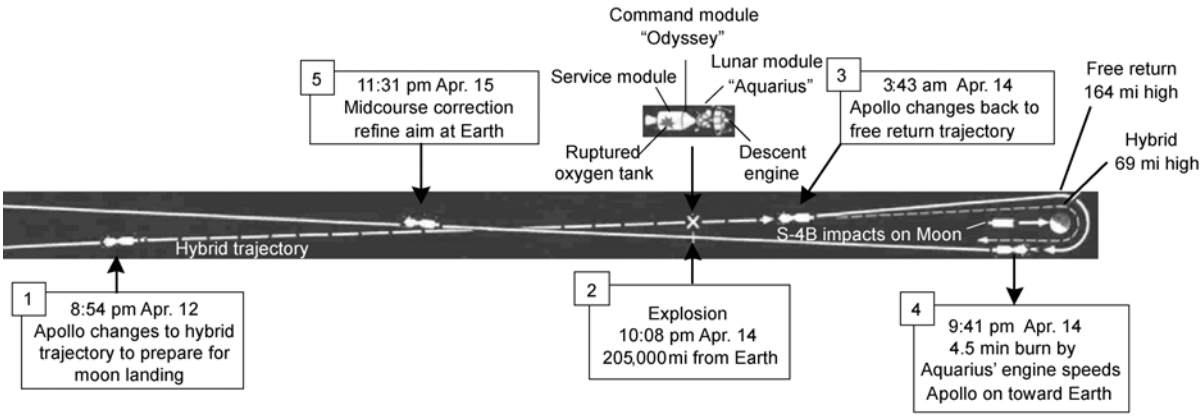

图 1 Apollo 13 发生故障后中止返回示意图[8]

表 1　故障级别

Level	Remedy and description
A-1	Critical situation that must abort and return to earth immediately
A-2	Must abort and turn to alternative mission immediately
B-1	Abort. But there is enough time to analyze and return to earth
B-2	Abort. But there is enough time to analyze and turn to alternative mission
C-1	The primary system fails to work. Turn to alternative mission by repairing the primary system or using backup system
C-2	Repairable or have no effect on completing the mission. However, the result will not be as anticipated
D	The error of backup system and all that, have no effect on completing the mission

由表 1 可知, 只有发生 A(包括 A-1 和 A-2)或 B(包括 B-1 和 B-2)级别的故障时, 才导致任务中止. 其中只有 A-1 或 B-1 级别的故障时, 才导致任务中止并返回地球; 发生 A-2 或 B-2 级别故障时甚至不需要立即返回, 还可以执行备选任务. 尽管在 7 个级别中需要中止返回的只有两个级别, 但是, 必须看到, 一旦该级别的故障发生, 将严重危及航天员的生命安全, 因此, 尤其需要重点分析与研究.

2.2　任务中止轨道类型

任务中止轨道是飞船故障后, 航天员安全返回地球的通道, 是连接太空和地球的"生命之桥梁". 根据任务中止时所采用的轨道, 可将中止轨道分为自由返回轨道、直接中止轨道、绕月中止轨道和过近月点后中止轨道, 分别对应于图 2 中 C_1, C_2, C_3 和 C_4 所示.

1) 自由返回轨道

载人登月飞船的轨道本身应具有发生故障时无需机动或经过小机动即可进入地球返回轨道(任务中止轨道)的能力. 满足任务中止返回的轨道有两类: "自由返回"轨道和"混合"轨道的自由返回轨道段. 自由返回轨道如图 2 中 C_1 所示, 该轨道在无近月点月球捕获机动的情况下, 以约 100 km 高度环绕月球后安全返回到地球[2]. 自由返回轨道具有容易修正进入返回地球轨道的能力. 混合轨道由自由返回轨道和非自由返回轨道组成, 其自由返回轨道段同样具有与一般自由返回轨道一样的任务中止能力.

Berry 在分析 Apollo 11 的飞行轨道时指出自由返回轨道到达月球时, 轨道面与月球赤道面夹角在 10°以内[3], 如图 3 所示. 其中 N 表示飞船轨道与月球赤道的交点, 对于轨道 $\boldsymbol{I}_1$, N 为升交点; 对于轨道 $\boldsymbol{I}_2$, N 为降交点. y 轴和 z 轴为月固坐标系的坐标轴(x 轴在月球正面). 可见, 由于轨道倾角的限制, 可访问的登月点被限制在月球赤道附近. 本文作者的研究也验证了上述结论[16].

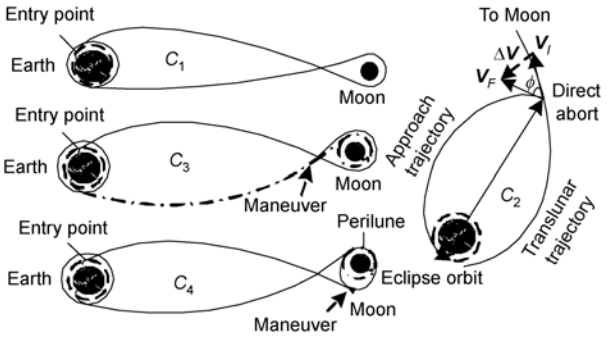

图 2　任务中止轨道示意图

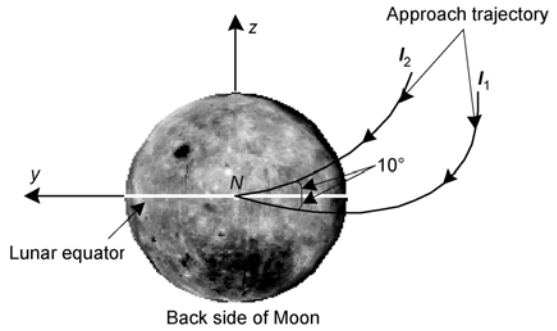

图 3　自由返回轨道到达月球时轨道倾角

2) 直接中止轨道

直接中止轨道的几何关系如图 2 中 C_2 所示. 图 2 中, $\boldsymbol{V}_I$ 表示变轨前的速度矢量, $\boldsymbol{V}_F$ 表示变轨后的速度矢量, $\Delta\boldsymbol{V}$ 表示变轨前后速度冲量矢量, ϕ 表示变轨前后的速度矢量的夹角. 直接中止轨道具有轨道轨道机动简单、返回时间短等特点, 一般用于地月转移飞行过程的初始阶段. 由于直接中止轨道改变了原奔月轨道的飞行方向, 因此, 需要消耗较大的能量. 但在情况十分危急、需要飞船快速返回地球时, 直接中止轨道不失为一种有效的救生通道. 另一方面, 直接中止一般用于飞行的初始阶段, 此时飞船还有大量的能量没有消耗, 也为直接中止返回提供了必要条件. 飞船飞行过程中直接中止所需能量的变化趋势如图 4 所示. 其中, 横轴表示飞行时间, 纵轴表示任务中止所需的速度冲量. 由图 4 可知, 在飞行的初始阶段, 任务中止需要消耗大量的能量, 并随着飞行时

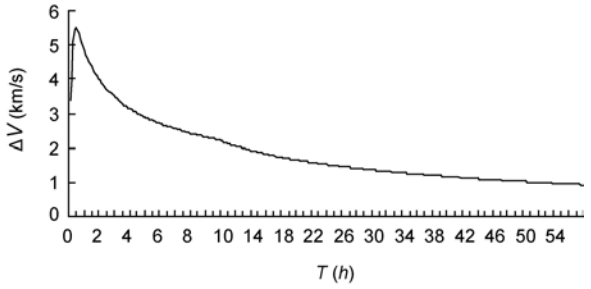

图 4　飞行过程中直接中止所需的ΔV

间的增加, 能量消耗逐渐减小.

3) 绕月中止轨道

飞船到达近月点前发生故障, 此时离地球较远, 若采用直接中止返回, 需要克服月球的引力, 消耗较大的能量. 若能够借助月球引力改变轨道方向, 使得飞船在绕月后直接返回地球, 则可以大大节省能量消耗. 本文将此类中止轨道称为绕月中止轨道. 绕月中止轨道的几何关系如图 2 中 C_3 所示. 上文提到的 Apollo 13 的中止方式就是典型的绕月中止.

在能量十分有限的情况下(如 Apollo 13 燃料箱发生爆炸, 能量损失严重), 绕月中止是一种有效的方法. 相关研究表明, 绕月中止所消耗的能量只相当于最短返回时间直接中止的约 1%~5%, 但其返回飞行时间在初始段约为最短返回时间的 7 倍, 并随地心距的增加而减小, 直至与最短返回时间相当[17]. 但必须看到, 由于飞船绕月带来的飞行时间长、在飞越月球背面时无法观测等给航天员生命安全带来的额外的威胁. 特别是由于飞行时间长, 导致生命保障所需的水、氧气等资源的短缺问题.

4) 过近月点后中止轨道

飞船在过近月点后发生故障, 尤其是在主发动机制动时发生故障, 情况将非常危急. 此时, 一般要先将飞船变轨进入环月轨道, 然后再进行月地转移, 如图 2 中 C_4 所示. 此时, 主发动机可能已无法工作, 可以利用登月舱的动力下降系统(descent propulsion system, DPS)进行中止机动, 将航天员送入月地转移轨道. 从这个意义上看, 也可将过近月点后的中止轨道看作是一般的月地转移轨道. 只是在返回的动力系统, 甚至飞船的结构上(由于能量有限, 可能将飞船的一些部件丢弃), 两者有所不同. 由于过近月点后, 飞船的速度有所下降, 此时任务中止所需速度冲量约为 1 km/s[17].

上述 4 种轨道基本涵盖了从地月转移开始的飞行过程中所需的任务中止轨道. 可以根据实际故障点的情况选取合适的任务中止轨道. 关于飞行过程不同阶段任务中止轨道的选取问题将在下文中详细讨论.

2.3　实现任务中止的飞船动力系统支持

飞船系统能够实现中止返回的关键是飞船上动力系统的支持. 任务中止时, 飞船上各推力器系统都可作为备用动力系统. 以 Apollo 为例, Apollo 飞船由指令/服务舱(command and service module, CSM)和登月舱(lunar module, LM)组成. 飞船上可用的推力系统包括服务舱推进系统(SPS)、登月舱下降推进系统(LM DPS)、登月舱上升推进系统(LM APS)、服务舱反作用控制系统(SM RCS)、登月舱反作用控制系统(LM RCS)等. 其中, APS 必须在登月舱下降段抛掉之后才能使用. RCS 可以提供的推力很小, 通常只能用于中途修正.

要实现任务中止, 飞船需要获得一定的速度冲量进入任务中止轨道. 推进系统作用于飞船所获得的速度冲量与推力大小、飞船质量等因素有关. 因此, 在推力有限的情况下, 为了获得最大的速度冲量, 往往要将不必要的舱段丢弃. 但由于各个舱段的质量以及推进系统的推力不同, 抛舱顺序和推进系统的点火顺序都将影响整个飞船的推力能力, 进而影响任务中止的可行性区域大小.

Babb 分析了近月制动时 SPS 失效的情况下, 利用登月舱 DPS 进行任务中止的方法[4]. Anselemo 等对 DPS, SPS, DPS+SPS, DPS+APS, SM RCS 等几种推力条件下进行任务中止可行性进行了综合分析[5]. Beksinski 对抛舱的顺序和各推进系统的点火顺序进行组合研究, 得到了理想情况下执行任务中止的 4 种飞行模式[6]. 这些研究对任务中止所需的动力系统支持进行了较为全面的讨论.

2.4　任务中止的导航与制导问题

对于载人登月飞行正常情况下的导航与制导问题已经得到很好的解决. 通过地面测控系统和飞行控制中心, 可以实时给出飞船的状态, 为飞船的导航与制导提供信息. 但在发生故障时, 地面系统很可能不能为飞船提供正常的导航和制导服务, 例如飞船在地面测控网的测控范围之外(如月球背面), 或者飞船的通信系统不能正常使用, 无法与地面联系. 因此,

最理想的任务中止导航与制导是在没有地面支持的情况飞船自主导航和制导.

Foggatt 分析了以飞船的舷窗中地球的影像作为参考, 控制施加速度冲量的方向, 以达到制导作用的方法. 尽管这种方法有一定的误差而且地球不一定时刻可见, 但依然满足要求. Apollo 13 任务中止就使用了这种方法. Goodman 分析了 Apollo 13 在故障后制导、导航和控制(GNC)所面临的困难及解决方法[20]. Callas 等在标称任务轨道上预先设定不同的任务中止参考点, 每进行一次观测就对下两个参考点的初始状况进行预测. 如果发生故障, 立即利用先前预测的参考点初始情况计算下一个参考点的任务中止轨道和到达该参考点的时间, 当到达该参考点时执行任务中止. 这样在出故障之后到执行任务中止期间都不需要主导航系统[21].

2.5　生命保障系统

载人登月任务中止除了具备上述 4 个基本要素之外, 还要考虑航天员的生命保障系统的支持问题, 如水、电、氧气、食物供给等问题. 甚至二氧化碳的排放也是不可忽视的问题. 因为从决定任务中止到返回地球, 往往需要数小时, 或者数十小时, 甚至数天, 如果航天员的生命保障系统不能够提供充足的水、氧气等, 或者不能将舱内二氧化碳(CO_2)分解, 那么后果将不堪设想.

Babb 分析了服务舱故障后, 在只有登月舱 LM 和指令舱 CM 用于维持 3 名航天员的生命时, 水、电、氧气和氢氧化锂 LiOH(用于分解 CO_2)等关键物品的消耗问题[4]. 指出登月舱 LM 的电源能够给其自身和指令舱 CM 维持供电 57 h; 氧气可以维持 62 h, 水可以维持 61 h(主要用于冷却). 而氢氧化锂的储量则是充足的. 具体而言, 对快速中止返回(数小时)来说, 氢氧化锂甚至不那么重要. 对于长时间(数天)中止返回, 由于返回时航天员活动量少, 且有大量的氢氧化锂备份, 因此, 若没有造成氢氧化锂的意外泄漏等事故, 则 CO_2 的分解应不成为问题.

除此之外, 回收方式(陆地/海洋)、回收场的气象条件、海洋回收时是否有舰船到达等因素, 也应是任务中止的基本要素.

3　载人登月各飞行段的任务中止

在关于载人登月飞行任务中止研究中, 尤其以 Hyle 等人的研究最具代表性[2]. Hyle 等人对 Apollo 载人登月的任务中止规划进行了详细的分析和讨论. 将任务中止规划按照不同的飞行段进行设计. 其中, 飞行任务段分为动力飞行段和无动力巡航段. 动力飞行段包括发射段、地月转移轨道加速段(LTI)、月球停泊轨道制动段(LOI)和月地转移轨道加速段(TEI); 无动力巡航段包括地球停泊轨道段(EPO)、地月转移轨道段(TLC)和月地转移轨道段(TEC). 典型的 Apollo 任务规划如图 5 所示. 由于发射和地球停泊轨道段的安全返回问题已有大量的研究, 技术成熟[22]. 下面对从地月转移轨道加速段开始对各个阶段的任务中止情况进行分析.

1) 地月转移轨道加速段

地月转移轨道加速段将飞船从地球停泊轨道加速进入地月转移轨道. 为了获得脱离地球引力的足够能量, 需要进行较长时间的发动机工作过程. 在此期间, 发动机容易出现故障. 这个阶段发生的故障并不一定立即进行任务中止返回, 因为此时飞船的指令/服务舱(CSM)的推进能力完好无损, 可以进行备选任务. 但如果故障导致严重后果, 以至于不宜执行备选任务, 则应立即进行任务中止的相关操作. Renhard 等从任务中止反应的快速性和操作的简单性出发, 利用指令/服务舱的主推进系统(SPS)沿着后方地平线以下 5°施加推力, 使飞船进入返回轨道[9].

2) 地月转移轨道段

Hyle 将地月转移轨道段的任务中止情况分为 3 种情形: 1) 直接中止(direct aborts), 在飞船到达近月点(pericynthion)前进行机动, 直接进入返回轨道; 2) 绕月中止(circumlunar aborts), 在飞船到达近月点前进行机动, 使飞船环绕月球后返回地球; 3) 过近月点后中止(postpericynthion aborts), 飞船到达近月点

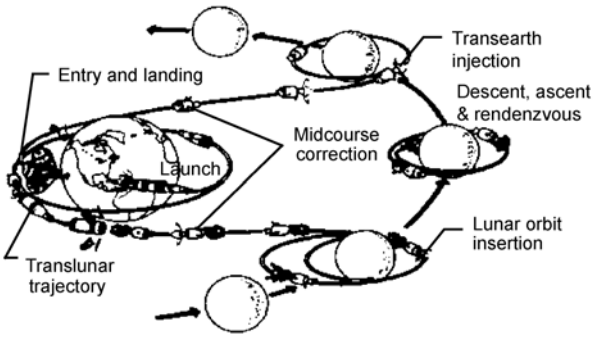

图 5　典型的 Apollo 飞行任务[2]

后进行机动, 进入返回轨道. Hyle 还给出地月转移轨道段任务中止应遵循的一些约束, 包括: 1) 绕月中止不能在月球影响球之外进行; 2) 登月舱下降推进系统(DPS)不能用于直接中止返回, 而应该用指令/服务舱的主推进系统(SPS).

3) 月球轨道制动段和月球轨道

主推进系统(SPS)在 LOI 处点火, 将飞船从地月转移轨道减速到月球停泊轨道(LPO). 此间由于 SPS 的非正常关机, 将会导致任务中止或者执行备选任务. 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). 按照非正常关机的先后顺序, 可以产生不同类型的月球轨道, 如图 6 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(图中轨道 $\boldsymbol{I}_1$); 在中间阶段失效, 飞船将进入不稳定的或撞击月球的轨道(图中轨道 $\boldsymbol{I}_2$ 和轨道 $\boldsymbol{I}_3$); 在最后阶段失效, 飞船进入稳定的椭圆轨道(图中轨道 $\boldsymbol{I}_4$).

逃逸轨道的产生是由于 SPS 在点火早期失效, 导致变轨的速度增量太小, 轨道依然是双曲线或抛物线轨道, 不能被月球所捕获. 若 SPS 在点火的中间段失效, 轨道能量不够大不足以逃离月球影响球, 但其轨道受地球、太阳等第三体摄动又不能忽略, 于是形成不稳定轨道或撞击月球的撞击椭圆轨道. 点火的最后阶段失效时可以形成稳定的椭圆轨道. 这种情况下可以执行备选任务. 而前面两种情况非常危险, 必须尽快进行任务中止机动, 进入返回轨道. Hyle 给出了双脉冲机动实现任务中止的方法, 如图 7 所示.

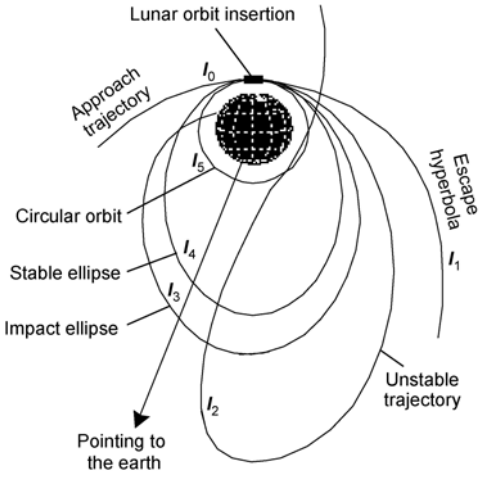

图 6　LOI 非正常关机轨道

图 7 中, 第一次机动将双曲线轨道变到中间轨道, 在中间轨道上实施第二次机动进入任务中止返回轨道.

4) 月地转移轨道加速段和月地转移轨道段

进入月地转移轨道加速(TEI)时, 飞船只包含指令/服务舱(CSM), 只有 SPS 和 RCS 可以使用. 如果 SPS 发生提前关机故障, 所形成的轨道与 LOI 提前关机形成的轨道正好相反: 点火的早期关机, 将形成稳定的椭圆轨道; 中间关机, 将形成不稳定轨道或撞击月球椭圆轨道; 后期关机, 将形成逃逸轨道. 此时, 推进系统只能寄希望于 SPS 的重启, 任务中止方式与 LOI 的情况相同. 如果 SPS 出故障不能使用, 将造成无法挽回的后果.

月地转移轨道段(TEC)已经是返回地球的标称轨道, 只有需要更快的月地返回轨道, 或者必须变换着陆区域的情况下, 才启动任务中止机动. 因此, 对于月地转移轨道段的任务中止, 其提法本身可能不太合适. 因为月地转移的目的是将航天员(包括实验数据和月球样本等)安全送回地球, 则其任务中止无从谈起.

综上所述, 可以将各飞行段的任务中止轨道类型总结如表 2 所示. 其中, "√"表示可以选择的任务中止

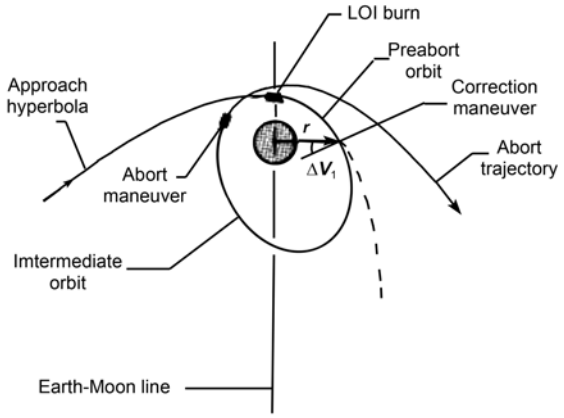

图 7　近月段双脉冲机动任务中止示意图[2]

表 2　任务中止轨道的选择

Flight phase	FRT	DA	CLA	PLA
TLI	√	√		
TLC	√	√	√	
LOI & LOC		√	√	
TEI			√	√

TLI=translunar injection, TLC=translunar coast, LOI & LOC= lunar orbit insertion and lunar orbit coast, TEI=transearth injection; FRT=free return trajectory, DA=direct abort, CLA=circumlunar abort, PLA=post-perilune abort.

轨道. 有些飞行段可以有多种任务中止轨道可供选择, 在实际操作中, 可根据具体情况选择合理的中止轨道.

4　对任务中止轨道的飞行时间和能量消耗问题的考虑

由于飞船所能提供的能量有限, 在某些区域内, 实现单脉冲返回是不可能的[6]. 而有些区域, 具有充足的能量用于返回, 即能量过剩. 因此, 可以通过能量的优化, 对于不能实现单脉冲中止的区域, 利用多脉冲实现中止返回; 对于能量过剩的区域, 一方面, 通过利用过剩的能量获取高能返回轨道, 减少返回时间; 另一方面, 可以利用过剩的能量对返回轨道进行修正, 使返回轨道末端处于再入走廊(由飞行航迹角决定)的中心地带, 提高返回精度和安全系数.

理论上, 可以利用多次脉冲(2~4 次甚至更多)进行优化. 但是随着脉冲数的增多, 意味着轨道机动点火的次数就越多, 其可靠性也就会下降. 因此, 并不是脉冲数越多越好(或者越省能量越好), 原则上, 脉冲数不应超过四次[14]. 实际上, 可以将脉冲数也作为优化的参数, 但这必将增加计算的复杂度, 不利于进行快速计算和决策, 特别是只有星上自主计算时, 更应考虑星上计算能力. 图 8 即为利用双脉冲实现直接中止返回的典型例子. 图 8 中, $\boldsymbol{V}_I$ 表示变轨前的速度矢量, $\boldsymbol{V}_F$ 表示变轨后的速度矢量, $\Delta\boldsymbol{V}$ 表示变轨前后速度冲量矢量, ϕ 表示变轨前后的速度矢量的夹角, 下标 1, 2 分别表示脉冲 1 和脉冲 2; Δt 表示两次脉冲间隔时间.

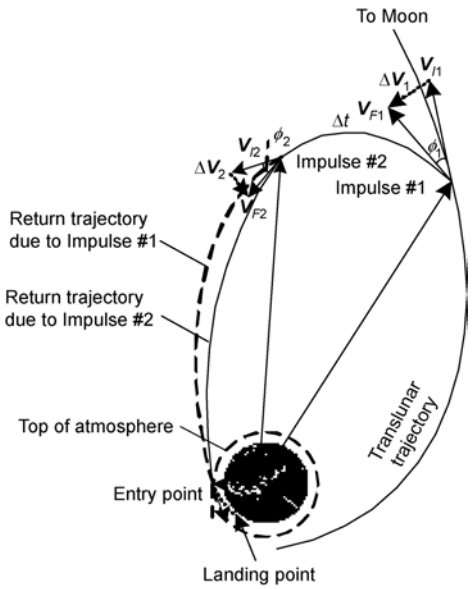

图 8　利用双脉冲进行优化的几何关系

以两次脉冲消耗的能量作为优化算法的目标函数:

$$J = \Delta V_1 + \Delta V_2, \tag{1}$$

其中ΔV_1, ΔV_2 分别表示两次脉冲的速度冲量大小. 于是, 基于能量最省的双脉冲中止返回优化问题可以用下列标准关系式描述:

$$\begin{cases} \min & J = \Delta V_1 + \Delta V_2, \\ \text{s.t.} & T = T_{\text{req}}, \\ & R_{\text{re}} = R_{\text{p}}, \\ & 0 < \Delta V_1 < \Delta V_{\max}, \\ & 0 < \Delta V_2 < \Delta V_{\max}, \\ & 0 < \Delta V_1 + \Delta V_2 < \Delta V_{\max}, \\ & \Theta_{\min} < \Theta_{\text{re}} < \Theta_{\max}, \\ & 0 < \Delta t < T, \end{cases} \tag{2}$$

其中$\Delta V_{\max}$ 为最大可用速度冲量, Θ_{re} 为返回轨道再入点飞行航迹角, $\Theta_{\min}$, $\Theta_{\max}$ 分别为再入点允许的最小、最大飞行航迹角, 它们随再入速度的变化构成再入走廊. 一般地, 有 $-7.5°< \Theta_{\text{re}}<-5.5°$[5], 于是, 取 $\Theta_{\min}=-7.5°$, $\Theta_{\max}=-5.5°$. R_{re} 为再入点地心距. T 为返回地球的飞行时间, T_{req} 为要求的飞行时间. 利用最优化方法对(2)式进行求解, 即可得到两次脉冲的速度大小、方向以及第二次脉冲的时刻和整个返回过程的飞行时间.

另外, 在特殊情况下, 可能需要进行最小时间返回或最小能量返回. 其中, 在情况十分危急需要快速返回时, 选择最小时间返回. 在能量十分有限时, 选择最小能量返回.

5　结束语

由于载人登月是具有一定风险的探测活动, 其故障后任务中止轨道的重要性也在历次探月中得到了充分的体现. 因此, 对于我国开展的载人登月计划, 首先, 应该尽早开展任务中止的相关研究. 特别是任务中止轨道的设计问题, 应与载人登月的任务轨道一并研究, 作为载人登月顶层设计的一项重要内容. 其次, 应该将任务中止作为与正常登月任务同等重要的任务展开研究, 在发射、地面测控和回收等方面应具有与正常登月同等的配套措施和软、硬件基础. 最后, 在借鉴国外成功经验的基础上, 注重结合我国的实际.

参考文献

1 杨维廉. 轨道力学与使命设计. 航天器工程, 1998, 7: 17–25
2 Hyle C T, Poggatt C E, Weber B D, et al. Abort planning for Apollo missions. AIAA 8th Aerospace Sciences Meeting, AIAA-70-0094, 1970
3 Berry R L. Launch window and translunar orbit, lunar orbit, and tran- searth trajectory planning and control for the Apollo 11 lunar landing mission. AIAA 8th Aerospace Sciences Meeting, AIAA-70-0024, 1970
4 Babb G R. Translunar Abort Techniques for Nonfree-return Mission. NASA, NASA-TM X1806, 1969
5 Anselmo D R, Baker M K. Translunar and Lunar Orbit Abort Trajectories for Apollo 14. NASA, NASA-CR-116280, 1972
6 Beksinski E D. Abort Trajectories for Manned Lunar Mission. Dissertation of Masteral Degree. Maryland: University of Maryland, 2007
7 Adam F D. Departure Phase Aborts for Manned Mars Mission. Dissertation of Masteral Degree. Maryland: University of Maryland, 2007. 14–22
8 Apollo. Houston, we've got a problem. EP-76, Office of Public Affaires, NASA, 1970
9 Baker M K. Apollo 15 translunar and lunar orbit aborts for the nominal launch-26 July 1971. NASA CR-117347, 1971
10 Renhardt H P, Seebach J R. Fixed-attitude abort procedures for aborts occurring during translunar injection. NASA TM X-69802, 1968
11 Gunther P. Maximum time delay for abort following SPS failure. NASA CR-153513, 1966
12 Bass R A. Optimization of hybrid trajectories for the Apollo mission under a DPS abort constraint. NASA CR-103939, 1969
13 Kelley T, Adornato R. Determination of abort way-stations on a nominal circumlunar trajectory. J ARS, 1962, 32: 887–893
14 Merrick R B. On-board Calculations of a Two-impulse Abort to a Preselected Landing Site. NASA TN D-4599, 1968
15 杨维廉, 周文艳. 嫦娥一号月球探测卫星轨道设计. 航天器工程, 2007, 16: 16–24
16 黄文德, 郗晓宁, 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: 1297–1303
17 黄文德, 郗晓宁, 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, 31: 2067–2074
18 黄文德, 郗晓宁, 王威. 从近地轨道入轨的载人登月发射窗口分析与设计. 天文学进展, 2010, 28: 310–319
19 黄文德, 郗晓宁, 王威. 载人登月返回轨道发射窗口分析与设计. 飞行器测控学报, 2010, 29: 47–52
20 Goodman J L. Apollo 13 Guidance, Navigation and Control Challenges. AIAA SPACE 2009 Conference & Exposition. AIAA 2009-6455, 2009
21 Callas G P, Merrick R P. Manual abort guidance from the midcourse region of a lunar mission. NASA TN D-3402, NASA, 1966
22 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