载人登月舱动力下降段应急返回轨道设计

刘 睿，周 军，刘莹莹

（西北工业大学 精确制导与控制研究所，陕西 西安 710072）

摘 要：文章主要研究载人登月舱动力下降段应急返回轨道设计问题。针对应急返回对等待时间的需求，改进了同心椭圆返回轨道方案。将显式制导法应用于应急返回上升段控制中，充分利用了登月舱的剩余速度，得到了满足要求的入轨精度。根据仿真结果确定了利用下降级推力器完成上升段应急返回的准则。在上升段仿真的基础上设计了跟踪段过渡椭圆轨道，显著缩短了登月舱在停泊轨道的等待时间。文中的方法和结论可以为载人登月工程应急返回提供一定的参考价值。

关 键 词：载人登月，应急返回，显式制导，过渡轨道

中图分类号：V412.4 +1 **文献标识码**：A **文章编号**：1000-2758(2012)01-0050-06

载人登月工程中，宇航员的安全保障是轨道设计过程中需要重视的一个很重要的问题[1,2]。载人登月飞船是一个极其复杂的系统，例如，阿波罗飞船零部件多达 720 万个，只有确保如此庞大数量的每个零部件都可靠工作，才能保证登月飞船正常运行。在载人登月软着陆动力下降过程中，登月舱出现严重故障时，为了保证航天员的生命安全，应中止登月飞行，使登月舱在最短时间内返回月球停泊轨道，并在条件满足时与轨道舱对接后返回地球[3,4]。在登月舱动力下降段应急返回轨道设计方面的研究很有意义。

本文以我国载人登月工程为背景，研究登月舱动力下降段应急返回轨道，改进了正常返回的同心椭圆轨道方案，从应急返回点开始，以登月舱入轨为分界点，分为上升段和跟踪段两部分进行轨道设计。本文仿真时登月舱的质量、推力器等参数参考 APOLLO17 进行。

1 登月舱动力下降段应急返回轨道方案

登月舱正常模式返回时，从月面上升并实现与轨道舱的交会对接有两种方案。一种是直接上升交会，另一种是同心椭圆交会。若采用直接上升技术，登月舱 LM 在上升过程中必须时刻瞄准轨道舱 CSM，并在一个拦截轨道上截获目标。但是，直接交会法对登月舱推力器和导航系统及登月舱和轨道舱的跟踪系统（如 LM 上的交会雷达、CSM 上的六分仪和甚高频测距仪）的精度要求很高，同时也要求航天员在一个非常短的时间内完成任务[1~3]。同心椭圆方案则对推力器控制系统及跟踪系统的精度要求较低，并且航天员在交会对接前可以得到充裕的准备时间，尤其适用于应急条件下的返回任务。因此，本文动力下降段应急返回采用同心椭圆方案。

同心椭圆方案的基本思想是：登月舱从返回点上升，在椭圆过渡轨道的近月点入轨，然后在过渡轨道远月点变轨进入圆形停泊轨道，在停泊轨道上等待合适的时机，完成与轨道舱的交会对接[4~7]。根据具体任务不同，同心椭圆方法的细节有所不同，以阿波罗登月舱为例，正常返回情况下，交会对接基本步骤包括：

1）上升段，在 17 ~ 83 km 轨道近月点入轨；

2）同心椭圆初始化（CSI），在 17 ~ 83 km 轨道的远月点进入 83 km 圆停泊轨道；

3）常值高度差机动（CDH），调整登月舱使其圆形停泊轨道与轨道舱高度差为 28 km；

4）末段初始化（TPI），进入轨道舱轨道；

收稿日期：2011-04-16

作者简介：刘 睿（1985—），女，西北工业大学助理工程师、博士研究生，主要从事航天器轨道动力学与控制的研究。

5) 两次中途轨道修正;

6) 最终阶段末端(TPF)手动制动和交会。其中,2) ~4) 步骤为跟踪段。

采用同心椭圆方法完成动力下降段应急返回的关键在于上升段制导控制策略及跟踪段过渡椭圆轨道的设计两个问题。上升段轨道设计需要考虑如何利用登月舱的剩余速度及如何利用下降级推力器的剩余燃料两个问题。过渡椭圆轨道设计主要解决登月舱进入停泊轨道后等待时间不能过长的问题。本文接下来就这两个问题的解决进行进一步阐述。

2　上升段制导策略

2.1　上升段动力学模型

理论上,在整个登月舱上升、等待和对接的过程中,登月舱与轨道舱处在同一个轨道平面内。由于月球非球形摄动以及控制误差等因素的影响,如果出现二者不在同一个平面内的情况,需要通过修正登月舱或者轨道舱的轨道,使其位于同一个轨道平面内。因此,登月舱动力下降过程中应急返回上升段的动力学模型在登月舱轨道所在的二维平面内建立。

登月舱上升段动力学模型如下

$$\begin{cases} \dfrac{\mathrm{d}v}{\mathrm{d}t} = \dfrac{P}{m}\cos\alpha - g\sin\theta \\ \dfrac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}t} = \dfrac{P}{m \cdot v}\sin\alpha - \left(\dfrac{g}{v} - \dfrac{v}{R_L + h}\right)\cos\theta \\ \dfrac{\mathrm{d}h}{\mathrm{d}t} = v\sin\theta \\ \dfrac{\mathrm{d}\varphi}{\mathrm{d}t} = \dfrac{v}{R_L + h}\cos\theta \\ \dfrac{\mathrm{d}m}{\mathrm{d}t} = -\dfrac{P}{I_{SP}g_E} = -\dfrac{P}{v_r} = -Q \end{cases} \tag{1}$$

式中,P 表示推力器推力,v 表示登月舱速度大小,φ 表示以动力下降段起点与月心连线为基准,登月舱转过的月心角,α 表示推力方向与速度方向的夹角,θ 表示速度方向与当地水平线的夹角,速度在水平线上方为正,R_L 表示月球半径,I_{SP} 表示推力器的秒耗量。

2.2　上升段显式制导律

显式制导律求解运算简单,避免了复杂的专门的数学计算方法,在载人航天领域有着较为广泛的应用[8]。在登月舱上升问题中,登月舱上升级的推力不可变,且不可改变方向,因此,α 角为控制量,高度 h、速度大小 v 以及径向速度 v_r 为目标值。按照 George W. Cherry 显示制导理论[8],这里略去推导部分,直接给出控制律,控制角 α 表示为

$$\alpha = \arcsin\left(\frac{c_1 + c_2 t_{go} + g}{v_e} \cdot \tau\right) - \theta \tag{2}$$

式中,t_{go} 为剩余时间。

$$t_{go} = \tau\left(1 - \mathrm{e}^{-\frac{v_G}{v_e}}\right) \tag{3}$$

$$v_G = \sqrt{\left(v_{rD} - v_r\right)^2 + \left(v_{\theta D} - v_\theta\right)^2} \tag{4}$$

$$v_e = F/\dot{m} \text{ 为排气速度} \tag{5}$$

$$\tau = m/\dot{m} \tag{6}$$

登月舱动力下降段中途应急返回的上升段采用显示制导控制律,通过分配推力器各方向的制导系数来反映当前状态与期望状态之间的差异,可以充分利用登月舱的剩余速度。

2.3　应急返回上升段推力器选择准则

登月舱推力器由上升级和下降级两部分组成,下降级推力器用于完成动力下降及着陆任务。正常情况下返回时,下降级被抛弃在月面,由上升级推力器完成登月舱上升入轨及与轨道舱交会。但在应急返回过程中,有可能在返回点下降级推力器仍剩余了大量燃料。因此有必要研究如何利用下降级推力器中的燃料。

确定在动力下降段应急返回情况下使用下降级推力器燃料的准则为: 应急返回点下降级剩余燃料必须能够一次性将登月舱推进至入轨位置,入轨过程中途不能停下来切换到上升级推力器。安全起见,要求登月舱下降级在应急返回上升段结束后留有一定的燃料余量。

基于以上准则,并采用显示制导律控制登月舱从应急返回点上升入轨,在不同返回点进行多次仿真,计算得到各种情况下利用下降级应急返回燃料消耗数据。通过对仿真结果进行统计,选择动力下降开始 300 s,作为应急返回时是否抛弃登月舱下降级推力器的分界点,即,动力下降开始 300 s 前的应急返回,保留登月舱下降级推力器完成入轨。

动力下降段 300 s 处应急返回登月舱质量、推力器、运动参数如表 1 所示,下降级推力器燃料消耗情况如表 2 所示,下降级完成上升入轨任务后仍至少有 40 kg 左右的余量。这个分界点时刻的选择是建立在本次任务登月舱推力器配置及燃料裕度要求基础上的,不同的任务中有所不同。

表1 动力下降段300 s处应急返回参数

登月舱剩余质量/kg	11 132.08
下降级最大推力/N	44 529.01
v/(km·s^{-1})	0.689
θ/(°)	−2.826
h/km	9.709
φ/(°)	11.835

表2 动力下降段300 s处应急返回下降级燃料消耗

过程	消耗燃料/kg
动力下降段	4 109.2
应急返回至入轨点	3 150.8
动力下降开始入轨点	7 260.0
正常动力下降段完成	7 302.5

2.4 动力下降段应急返回上升段仿真举例

以登月舱动力下降600 s处开始应急返回为例。按照上节分析，应采用登月舱上升级完成上升段，登月舱上升级参数设定如表3所示，初始速度、高度、位置信息由前期进行的动力下降段仿真工作得到。

表3 登月舱上升级参数

质量/kg	4 985
推力器推力/N	15 600
v_0/(km·s^{-1})	0.026
θ_0/(°)	15.765 9
h_0/km	0.224
φ_0/(°)	14.624

利用显式制导方法进行动力下降段应急返回上升段的仿真，仿真结果如图1所示。期望目标值与仿真结果对比如表4所示。

表4 目标值与仿真结果对比

对比	目标值	仿真值
入轨点高度/km	17	17
前向速度/(km·s^{-1})	1.686 8	1.686 3
径向速度/(km·s^{-1})	0	−0.003

由仿真结果可以看出，登月舱上升后具有较高的入轨精度，高度误差可忽略，速度误差可以满足登月舱的入轨要求。

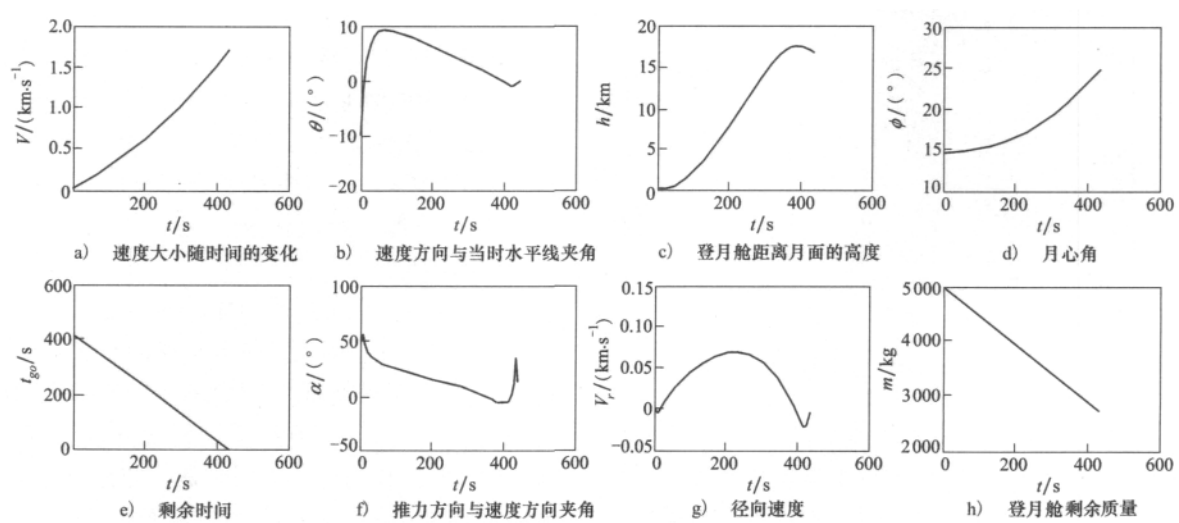


图1 动力下降600 s应急返回

3 跟踪段过渡轨道设计

3.1 过渡椭圆轨道设计要求及假设

正常返回情况下，登月舱入轨后，通过CSI、CDH两次机动进入83 km高度圆形停泊轨道等待合适的机会进行TPI、TPF机动后完成与轨道舱的对接。应急返回情况下，要求

1) 尽量不改变原来正常返回情况设定的四步机动序列,使对航天员的额外训练最小化;

2) 根据 NASA 的资料,登月舱与轨道舱的交会对接以及人员转移必须在登月舱入轨后 11.5 h 之内完成,而从末端初始化机动 TPI 再到完成交会对接及人员转移共需要 1.5 h,因此,登月舱入轨至等待结束不能超过 10 h,在保证返回平稳安全的前提下,此时间越短越好[9,10]。

参考 NASA 公开的 Apollo 资料,应急返回研究做如下假设:

1) 点火瞬时完成;

2) 不考虑偏差、误差、燃料欠烧及过烧的情况;

3) 如果所有系统按规定正常运行,则所有机动由登月舱 LM 和轨道舱 CSM 在线计算完成;

4) 不考虑登月舱和轨道舱不在同一平面的情况。

3.2　过渡椭圆轨道设计

采用登月舱作为交会主动方进行应急返回过渡轨道的设计,为了使登月舱进入停泊等待轨道后满足一定等待时间的要求,在必要的情况下,可以适当抬高过渡轨道远月点高度,使轨道舱运行到登月舱的前方,跟踪段登月舱轨道如图 2 所示。

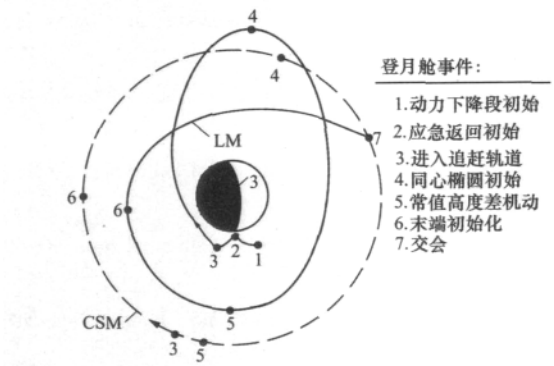


图 2　过渡椭圆轨道

图 2 中,点 1 表示登月舱与轨道舱分离点,点 2 为动力下降过程中的应急返回点,点 3 为上升段入轨点,点 4 为过渡椭圆轨道远月点,点 5 为从过渡轨道进入停泊轨道点; 点 3、点 4、点 5 处进行脉冲变轨。

登月舱进入停泊轨道以后,登月舱追赶轨道舱,在合适的位置进行交会对接。因此,必须保证登月舱在轨道舱的后方。由数学模型仿真以及美国“双子星座”计划的经验,TPI 机动在轨道舱位于登月舱当地水平线上方夹角为 26.6°时开始。根据图 3 所示相位关系,可求得登月舱与轨道舱夹角允许的的最大值 δ

$$\delta = \arccos\left(\frac{l_2}{l_1}\cos\gamma\right) - \gamma \tag{7}$$

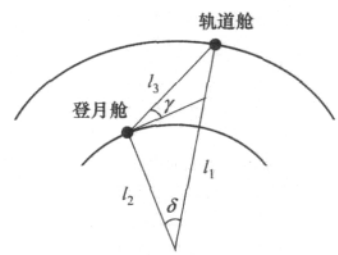


图 3　最终轨道初始化的相对相位条件

由于登月舱追赶速度很慢,选择合适的过渡轨道非常有必要。过渡椭圆轨道远月点高度为需要确定的量,以动力下降段开始后 100 s 处应急返回为例,远月点高度与入轨到交会开始(TPI) 时间的关系如图 4 所示,可以看出,在远月点高度达到一定值时,等待时间产生突变,通过仿真可以得到此突变点的远月点高度,考虑到安全因素,在过渡椭圆轨道远月点取值时比突变点高度增加一定量,但增加过多会造成燃料消耗的浪费,这里取增加 1 km。

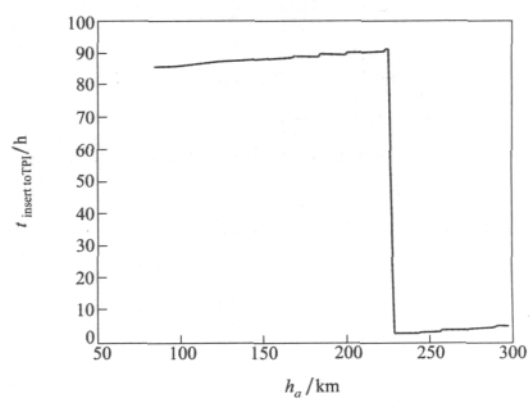


图 4　动力下降段 100 s 应急返回过渡轨道远月点高度与等待时间关系

总结不同时刻应急返回过渡椭圆轨道设计的仿真结果可知,动力下降段前 500 s 应急返回需要将过渡轨道的远月点高度抬高,使轨道舱运行到登月舱前方; 500 s 以后则直接进入远月点高度 83 km 的过渡轨道,不需要抬高轨道也可以满足等待时间要求。

举例说明过渡椭圆轨道抬高后节省的等待时间对比如表5所示:

表5 抬高过渡轨道远月点高度节省等待时间效果

返回时刻/s	远月点高度/km	入轨到TPI/h	远月点高度83 km入轨到TPI/h
100	229	2.123 4	85.467 6
200	214	2.128 2	86.028 4
300	186	2.110 0	87.044 8
400	134	2.096 0	88.942 1

根据表5所示结果可以看出,如果不抬高跟踪段过渡椭圆轨道远月点高度,从入轨到TPI持续时间超过85 h,无法完成正常交会。而改进后的同心椭圆方案是这个时间保持在2 h。

4 结 论

本文针对载人登月舱动力下降段应急返回的特殊要求,设计了同心椭圆轨道返回方案。这种返回方式对登月舱导航设备的要求较为宽松,并且可以为航天员提供充裕的准备时间。在应急返回情况下具有优势。

本文将航天中广泛应用的显式制导法应用于应急返回上升段控制中。仿真结果显示此制导方法充分利用了登月舱的剩余速度,且具有较高的精度。

同时,确定了动力下降段利用下降级完成应急返回上升部分的准则。设计了跟踪段过渡椭圆轨道,仿真计算结果表明,动力下降段前期应急返回抬高过渡椭圆轨道可以将入轨到TPI机动的等待时间有85 h以上缩短到2 h左右。

本文提出的动力下降段应急返回轨道设计思路及仿真得到的结果具有一定的工程参考价值。

参考文献:

[1] Young K A, Alexander J D. Apollo Lunar Rendezvous. AIAA 8th Aerospace Sciences Meeting, New York, 1970

[2] Dole S H. Contingency Planning for Space-Flight Emergencies. AIAA 4th Annual Meeting and Technical Display, California, 1967

[3] Bell J A. Planned Rendezvous Technique Following LM Abort from Powered Descent. NASA MSC Internal Note NO. 69-FM-46, 1969

[4] Bell J A, Dupint A L. Preliminary Analysis of LM Abort and CSM Rescue from A 60-n. mi. Circular Orbit Following an LM Abort From Powered Descent. NASA MSC Internal Note NO. 68-FM-174, 1968

[5] Lioyd E, Mashburn J H. Prelimanary LM Abort and CSM Rescue Plan for Apollo Mission G. NASA MSC Internal Note NO. 69-FM-39, 1969

[6] Hanssen Veit. Mission G Requirements for the RTCC: Nominal Ascent and Abort from Descent. NASA MSC Internal Note NO. 68-FM-140, 1968

[7] Fridge E M. Logic and Equations for the Real-Time Calculations of the Powered Descent Abort Constants. NASA MSC Internal Note NO. 69-FM-225, 1969

[8] Cherry G W. A General, Explicit, Optimizing Guidance Law for Rocket-Propelled Spaceflight. AIAA/ION Astrodynamics Guidance and Control Conference. Los Angeles, California, 1964

[9] Bennett F V. Apollo Experience Report Mission Planning for Lunar Module Descent and Ascent. NASA Technical Note TN D-6846, 1972

[10] Wolfer B M, Gatlin W P. Roles of the Ground and Flight Crew in Apollo Operations. AIAA Man's Role in Space Conference. Cocoa Beach, Florida, 1972

Exploring Abort of Manned Lunar Module from Powered Descent Phase

Liu Rui, Zhou Jun, Liu Yingying

(Institute of Precision Guidance and Control, Northwestern Polytechnical University, Xi´an, 710072, China)

Abstract: Sections 1, 2 and 3 explain the exploration mentioned in the title. Tables 2, 4 and 5, and Figs. 1 and 4, present the results of our exploration, utilizing the published parameters of the Apollo 17; in addition, we analyzed the results. The core of sections 1, 2 and 3 consists of: "We mainly focus on the orbit design of the manned lunar module abort from powered descent phase. Firstly, in order to meet the requirements of the manned spacecraft aborting, an improved co-elliptic technique was proposed. Secondly, the expression of the explicit guidance law for ascent phase in abort was deduced. Then, with the help of Simulink tools this guidance law was proved to be precise enough when used in ascent phase, for the error in the height could be neglected and the error in the velocity was within a few meters per second. Finally, the height of apolune of the ellipse transfer orbit was designed based on the result of the ascent phase, which effectively shortened the waiting time of lunar module. Only abort from the pre-phase of powered descent needs this technique." Section 4 presents our preliminary main conclusions, which may be useful for the manned lunar project.

Key words: algorithms, analysis, computer software, control, dynamics, design, energy conservation, errors, fuels, lift, lunar missions, models, nonlinear systems, online systems, optimization, orbits, simulation, spacecraft, strategic planning; abort from descent, explicit guidance, manned lunar module, transfer orbit

2011 版《挑大学　选专业》列出 A 等以上 54 所大学办计算机科学与技术本科专业

武书连主编的《挑大学　选专业》2011 版上有 540 校办计算机科学与技术本科专业，这个专业属工学电气信息类; A + + 等有 11 校，A + 等有 11 校，A 等有 32 校，共 54 校。

A + 等以上共 22 校，22 校校名已见《西北工业大学学报》第 29 卷第 6 期(2011 年 12 月出版) 第 897 页。

A 等的 32 校列第 23 名至第 54 名，依次为: 北京邮电大学(23)、北京理工大学(24)、北京工业大学(25)、四川大学(26)、湖南大学(27)、山东大学(28)、同济大学(29)、哈尔滨工程大学(30)、南京理工大学(31)、华东师范大学(32)、重庆大学(33)、南京航空航天大学(34)、北京交通大学(35)、大连理工大学(36)、天津大学(37)、北京科技大学(38)、中南大学(39)、燕山大学(40)、华东理工大学(41)、安徽大学(42)、合肥工业大学(43)、山西大学(44)、陕西师范大学(45)、中国海洋大学(46)、上海大学(47)、贵州大学(48)、西北大学(49)、武汉理工大学(50)、广西师范大学(51)、东北师范大学(52)、东华大学(53)、华南师范大学(54)。

胡沛泉

2012 年 1 月