

MMU月面起飞燃耗最省轨迹和推力设计研究^{*}

韩艳铎^{1†} 洪军停¹ 张勇^{2,3}

(1.南京航空航天大学 航天学院,南京 211106)(2.南京航空航天大学 无人机研究院,南京 211106)

(3.南京航空航天大学 无人机先进技术工业和信息化部重点实验室,南京 210016)

摘要 载人机动装置(MMU)搭载航天员在月面机动飞行包括上升转弯段、巡飞段、转弯下降段,本文研究上升转弯段燃耗最省轨迹和主发动机推力优化问题.首先采用Pontryagin极小值原理,推导出MMU发动机推力大小和方向的最优函数形式.结果表明,推力大小是开关形式,且最多切换一次,故只需用“开”和“关”持续时间两个参数描述;推力方向角的余切是时间的仿射函数,只需用该函数的斜率和截距两个参数描述.上升转弯段和巡飞段交接,故上升转弯段的末状态受飞行高度、速度大小和方向三个条件约束,这样就将燃耗最省最优控制问题转化为三等式约束下的四参数非线性规划问题,设计自由度为一,只需用单自由度搜索即可快速求解.数值仿真验证了本文所提方法的有效性.

关键词 月面低空机动飞行, 载人机动装置(MMU), 燃耗最省, 最优控制, 最优轨迹

DOI:10.6052/1672-6553-2020-083

引言

载人登月是载人航天的重要内容和月球探测开发的重要手段.航天员登月后的探测活动可通过徒步、乘车和飞行三种方式.徒步消耗航天员体能较大,只能局限在月面很小范围.搭载月球车可以大大减小航天员体能消耗,但其仍属于月面“爬行”,机动范围和探测效率不高.通过载人机动装置(Manned Maneuvering Unit, MMU)在月面低空飞行,可大大提高越障能力、活动范围和工作效率.

1980年代,美国首先在航天员舱外作业中应用MMU技术^[1].国内方面,文献[2]对MMU姿轨动力学与控制作了较系统的研究,包含了航天员肢体动作对MMU姿态运动的耦合影响;文献[3]研究了MMU推进器布置的冗余设计和分配算法,以便在应急模式下MMU为航天员返回空间站提供动力;文献[4,5]研究了MMU在轨服务中的轨迹优化控制.

关于月面飞行器(Lunar Flying Vehicle, LFV),国外曾在1970年前后有过的研究高潮^[6-9],后随着美苏载人登月工程停止而逐渐淡出.LFV可搭载

航天员在月面进行较大跨度低空飞行,大大提高了航天员月面作业的机动能力和范围.文献[10,11]初步研究了LFV的飞行轨迹和动力装置优化设计问题.近年来,旨在重返月球的NASA“星座”计划又重提LFV^[12],足见国外对月面飞行器的重视.国内对LFV的研究工作尚鲜见报道^[13].

前述MMU工作于近地轨道失重环境,用于航天员舱外行走作业,仅安装有小推力冷气姿控发动机,通过一定的开关逻辑可实现姿轨一体化控制.LFV因为要克服月球重力飞行,故安装火箭发动机为主动力.把MMU和LFV的概念融合,可设计一种能在月表低重力环境下携载单人飞行的类似于喷气背包的MMU.事实上美国Jet PI公司已经研制出以低燃性过氧化氢和过氧化氮为推进剂的火箭动力单人喷气背包,并于2015年7月在华首飞,飞行时长33秒,距离762米.MMU虽然目前在地球上的实用价值有限,但在月表低重力和真空环境下却有其独特优势,在未来载人探月活动中必将发挥重要作用.目前关于载人月面机动飞行MMU的研究国内外尚处于空白,应及早开展这方面的研究,支撑未来载人登月工程.

2020-07-03 收到第1稿,2020-07-20 收到修改稿.

^{*} 中央高校基本科研业务费青年科技创新基金(NT2020025)

[†] 通讯作者 E-mail:hanyanhua@nuaa.edu.cn

1 MMU月面起飞燃耗最省轨迹和推力设计

航天工程中,由于任务的需要和能源补给的困难,时间和燃料是宝贵资源,故时间最优和燃耗最省控制一直是热门研究课题^[14,15].本文研究适用于月面机动飞行的MMU上升转弯段燃耗最省问题.航天员搭载MMU在月面低空飞行分为上升转弯段、巡飞段、转弯下降段,如图1所示.图中 \overline{OA} 表示上升转弯段, \overline{AB} 表示巡飞段.巡飞段MMU的主动发动机推力竖直向上,用来平衡航天员和MMU的重力,水平方向无推力分量,依靠惯性飞行.故巡飞段的燃料消耗速率取决于“航天员+MMU”的重量和燃料比冲,不可改变.节省燃耗设计的重点在于上升转弯段和转弯下降段.转弯下降段又是上升转弯段的逆过程(镜像对称),故只要优化出上升转弯段的轨迹和推力函数,便可方便地得到转弯下降段的相应参数,可见节省燃耗设计的关键在于上升转弯段.

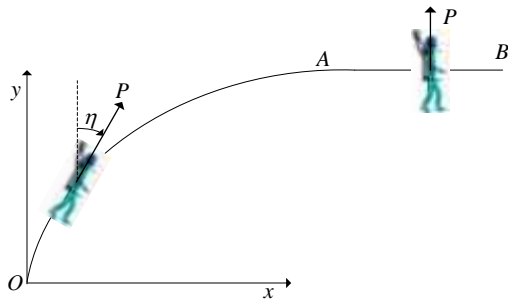


图1 MMU携带航天员上升转弯和巡飞段示意图

Fig.1 Sketch of climbing turn and cruise flight segment of MMU carrying astronaut

MMU携带航天员在月面机动飞行的高度和跨度比起月球半径均是小量,可视月面为平面,月表重力场是匀强场.上升转弯段轨迹在垂直于月面的纵向平面上.建立如下的月表惯性系:坐标原点为MMU起飞点 O , x 轴是月表平面与飞行纵向平面的交线,且指向飞行前进方向为正; Oy 轴垂直于 Ox 轴且向上为正.此时MMU月面飞行力学方程如下

$$\begin{cases} \dot{x} = v_x, \dot{y} = v_y, \dot{v}_x = -\frac{P}{m} \sin \eta \\ \dot{v}_y = \frac{P}{m} \cos \eta - g, \dot{m} = -\frac{P}{I_s} \end{cases} \quad (1)$$

式中, x, y 分别表示MMU的纵程和飞行高度; v_x, v_y 分别表示飞行速度的纵向和竖向分量; m 表示

MMU和航天员的瞬时总质量; P 是MMU的主发动机推力大小; η 是推力方向与 Oy 轴的夹角,且规定逆时针为正.由于主发动机与MMU固连,MMU又与航天员固连,且航天员处于直立状态时,主发动机推力竖直向上,故 η 也表示MMU或航天员的姿态俯仰角. g 是月表重力加速度,在本文中为常数; I_s 是燃料比冲.上升转弯段的任务是将航天员从零位置、零速度的初始状态转移到预设飞行高度和速度的平飞状态,且消耗的燃料最省.用最优控制的标准提法描述如下:

$$\begin{aligned} \min J &= -m(t_f) \\ \text{s.t.} &\begin{cases} \text{equations (1)} \\ x(0) = 0, y(0) = 0, \\ v_x(0) = 0, v_y(0) = 0, m(0) = m_0 \\ y(t_f) = y^*, \\ v_x(t_f) = v^*, v_y(t_f) = 0 \\ 0 \leq P \leq P_{\max} \end{cases} \end{aligned} \quad (2)$$

式中, m_0 是航天员和MMU的初始总质量; y^* 和 v^* 分别是预设的巡飞高度和速度; t_f 是上升转弯段耗时,待定; P_{\max} 是发动机推力上限.待寻优的是发动机推力大小函数 $P(t)$ 和推力方向角函数 $\eta(t)$.引入协态变量 $\lambda_1 \sim \lambda_5$,构建Hamilton函数

$$\begin{aligned} H &= \lambda_1 v_x + \lambda_2 v_y - \lambda_3 \frac{P}{m} \sin \eta + \\ &\lambda_4 \left(\frac{P}{m} \cos \eta - g \right) - \lambda_5 \frac{P}{I_s} \end{aligned} \quad (3)$$

因末值型性能指标和末端状态约束中均不显含时间变量,故沿着最优控制(即推力大小和方向),Hamilton函数恒为零:

$$H \equiv 0 \quad (4)$$

$$\text{协态方程} \begin{cases} \dot{\lambda}_1 = -\frac{\partial H}{\partial x} = 0, \quad \dot{\lambda}_2 = -\frac{\partial H}{\partial y} = 0 \\ \dot{\lambda}_3 = -\frac{\partial H}{\partial v_x} = -\lambda_1, \quad \dot{\lambda}_4 = -\frac{\partial H}{\partial v_y} = -\lambda_2 \\ \dot{\lambda}_5 = -\frac{\partial H}{\partial m} = \frac{P}{m^2} (-\lambda_3 \sin \eta + \lambda_4 \cos \eta) \end{cases} \quad (5)$$

$$\text{协态边界条件} \begin{cases} \lambda_{1f} = \frac{\partial(\phi + \mu^T N)}{\partial x(t_f)} = 0 \\ \lambda_{5f} = \frac{\partial(\phi + \mu^T N)}{\partial m(t_f)} = -1 \end{cases} \quad (6)$$

由式(5)、式(6)解得

$$\begin{cases} \lambda_1 = 0, \quad \lambda_2 = c_2 \\ \lambda_3 = c_3, \quad \lambda_4 = -c_2 t + c_4 \end{cases} \quad (7)$$

将式(7)代入式(3),并定义

$$s \triangleq \frac{1}{m} (-c_3 \sin \eta + \lambda_4 \cos \eta) - \frac{\lambda_5}{I_s} \quad (8)$$

得

$$H = c_2 v_y - \lambda_4 g + sP \quad (9)$$

根据 Pontryagin 极小值原理, 最优推力 P 应使式(9)对其取极小, 同时考虑到 $0 \leq P \leq P_{\max}$, 故

$$P = \begin{cases} 0, & s > 0 \text{ 时} \\ P_{\max}, & s < 0 \text{ 时} \end{cases} \quad (10)$$

称 s 为切换函数. 注意到, 当 s 在某一长度非零的时间区间上恒零时, P 不能根据式(10)确定, 出现奇异最优控制. 对于本文研究的问题, 是否会发生奇异最优, 将在后面专门探讨. 下面首先研究最优推力方向角 η . 将式(9)改写成

$$H = c_2 v_y - \lambda_4 g - \lambda_5 \frac{P}{I_s} + \frac{P}{m} (-c_3 \sin \eta + \lambda_4 \cos \eta) \quad (11)$$

如果发动机关机, 推力 $P = 0$, 则无所谓推力方向角 η , 因此只讨论 P 大于零的情况. 显然若 $P > 0$, 因 m 恒正, 故 $P/m > 0$. 根据 Pontryagin 极小值原理, 最优推力方向角 η 应使 $-c_3 \sin \eta + \lambda_4 \cos \eta$ 取极小, 此时 η 满足

$$\begin{cases} \sin \eta = \frac{c_3}{\sqrt{c_3^2 + \lambda_4^2}} \\ \cos \eta = -\frac{\lambda_4}{\sqrt{c_3^2 + \lambda_4^2}} \end{cases} \quad (12)$$

则

$$\tan \eta = \frac{-c_3}{\lambda_4} \quad (13)$$

此时 $-c_3 \sin \eta + \lambda_4 \cos \eta$ 的值最小, 为 $-\sqrt{c_3^2 + \lambda_4^2}$. 将式(7)第四式代入(13)得

$$\tan \eta = \frac{c_3}{c_2 t - c_4} \quad (14)$$

定义

$$k_1 = \frac{c_2}{c_3}, k_2 = \frac{c_4}{c_3} \quad (15)$$

则

$$\tan \eta = -\frac{1}{k_1 t + k_2} \quad (16)$$

在最优推力方向角 η 下, 根据式(8)得切换函数

$$s = -\frac{1}{m} \sqrt{c_3^2 + \lambda_4^2} - \frac{\lambda_5}{I_s} \quad (17)$$

对时间求导得

$$\dot{s} = \frac{-c_2^2 t + c_2 c_4}{m \sqrt{c_3^2 + \lambda_4^2}} \quad (18)$$

现在采用反证法排除奇异最优. 假设在某一长度非零的时间区间上

$$s \equiv 0 \quad (19)$$

则在该区间上

$$\dot{s} \equiv 0$$

由式(18), 必有

$$c_2 = 0 \quad (20)$$

将其代入式(7)得

$$\begin{cases} \lambda_1 = 0, \lambda_2 = 0 \\ \lambda_3 = c_3, \lambda_4 = c_4 \end{cases} \quad (21)$$

将式(4)、式(19)、式(20)和式(21)的第四式代入式(9), 得

$$c_4 = 0 \quad (22)$$

将式(20)、式(22)代入式(14), 得

$$\eta \equiv \frac{\pi}{2} \text{ 或 } \eta \equiv -\frac{\pi}{2}$$

即最优推力方向始终水平向前或向后, 显然不是一个合理解, 说明前述假设(s 在某个长度非零的时间区间上恒零)不能成立, 奇异最优不可能发生. 式(14)、式(18)联立得

$$\dot{s} = \frac{-c_2 c_3}{m \sqrt{c_3^2 + \lambda_4^2} \tan \eta} \quad (23)$$

上已述及, 奇异最优不可能发生, 故 $c_2 \neq 0$. 进一步, 由式(23)判断, $c_3 \neq 0$, 因为假若 $c_3 = 0$, 由该式得出 $\dot{s} \equiv 0$, 再根据式(18), 得 $c_2 = 0$, 会再次推出前述反证法中的矛盾.

在式(23)中, $-c_2 c_3 \neq 0$ 且为常数, $m \sqrt{c_3^2 + \lambda_4^2}$

恒正, 故 \dot{s} 的正负符号取决于 $\tan \eta$. 而在最优上升转弯过程中, MMU 初始位置和速度均为零, 期望的终端水平速度分量为正, 故发动机推力水平分量必然始终为正(沿 x 轴正向), 在上升转弯段恒有 $\eta < 0$, $\tan \eta < 0$, 故最优上升转弯过程中 \dot{s} 要么恒正, 要么恒负, 其正负符号不可能切换. 即函数 $s(t)$ 要么单调增, 要么单调减, 而不可能是其他情况. 根据以上分析, 切换函数及相应的发动机推力大小曲线只可能是下面三种情形:

图2显示发动机工作于开关模式. {开, 关}表示发动机先开机工作, MMU 获得速度, 后发动机关机, MMU 自由滑行, 直至 MMU 飞行状态满足末端约束, 可能是最优控制; {开}表示发动机一直开机工作, 直至 MMU 飞行状态满足末端约束, 也可能是

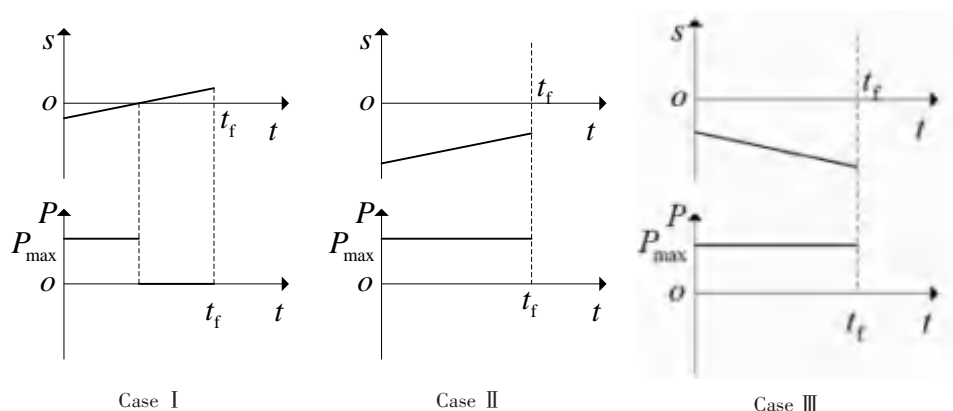


图2 切换函数及对应的发动机推力大小曲线

Fig.2 Switch function vs corresponding thrust amplitude

最优控制.如果把时序{开}视作时序{开,关}在关机时长为零的特例,则不失一般性,可认为发动机最优推力时序为{开,关},如图3所示.

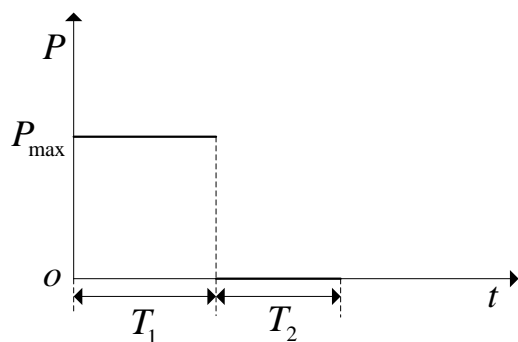


图3 发动机最优推力大小曲线

Fig.3 Optimal thrust amplitude curve

其中 T_2 为发动机关机,推力零输出的时段,且有 $t_f = T_1 + T_2$.根据式(16),发动机推力最优方向角的余切函数如图4所示.图中 $-k_1, -k_2$ 分别表示直线的斜率和纵轴截距.可见用于表征发动机最优推力大小和方向的参数只有四个,分别是图3中的 T_1, T_2 和图4中的 k_1, k_2 .因为燃耗仅发生在发动机开机工作的时段,即图3中 T_1 区间.在此区间, $P = P_{\max}$,燃料消耗速率为

$$f = \frac{P_{\max}}{I_s} \quad (24)$$

总燃耗为

$$\Delta m = fT_1 \quad (25)$$

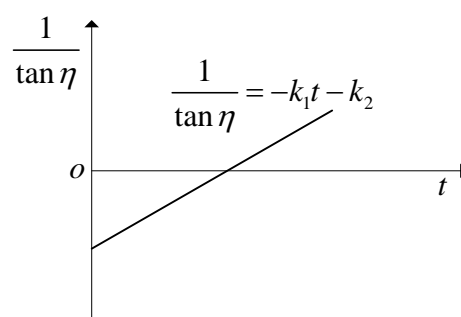


图4 发动机推力方向角(余切函数)示意图

Fig.4 Sketch of direction angle (cotangent) of engine's thrust

可见燃耗最省指标等价于使 T_1 最小.四个设计参数 T_1, T_2, k_1, k_2 的选择不是任意的,须使MMU上升转弯段满足式(2)中的末端约束条件,单列如下

$$\begin{cases} y(t_f) = y(T_1 + T_2) = y^*, \\ v_x(t_f) = v_x(T_1 + T_2) = v^*, \\ v_y(t_f) = v_y(T_1 + T_2) = 0 \end{cases} \quad (26)$$

2 非线性规划问题

下面通过解析积分,给出MMU上升转弯段末状态与四个设计参数 T_1, T_2, k_1, k_2 之间的函数关系.我们将上升转弯段的开机工作阶段称为第I阶段,关机后无动力滑行阶段称为第II阶段.将 $P = P_{\max}$ 、式(16)(24)代入式(1)并进行解析积分,得MMU第I阶段的末状态值

$$\left\{ \begin{aligned}
y_{\text{If}} &= -\frac{1}{2}gT_1^2 + \frac{P_{\max}(m_0 - fT_1)(k_1m_0 + k_2f)}{f^2\sqrt{f^2 + (k_1m_0 + k_2f)^2}} \times \\
&\quad \ln \frac{(m_0 - fT_1)[f + k_2(k_1m_0 + k_2f) + \sqrt{1 + k_2^2}\sqrt{f^2 + (k_1m_0 + k_2f)^2}]}{m_0[f + (k_1T_1 + k_2)(k_1m_0 + k_2f) + \sqrt{1 + (k_1T_1 + k_2)^2}\sqrt{f^2 + (k_1m_0 + k_2f)^2}]} \\
&\quad + \frac{P_{\max}}{fk_1} [\sqrt{1 + (k_1T_1 + k_2)^2} - \sqrt{1 + k_2^2}] - \frac{P_{\max}(m_0 - fT_1)}{f^2} \ln \frac{k_2 + \sqrt{1 + k_2^2}}{k_1T_1 + k_2 + \sqrt{1 + (k_1T_1 + k_2)^2}} \\
v_{\text{xIf}} &= \frac{P_{\max}}{\sqrt{f^2 + (k_1m_0 + k_2f)^2}} \times \\
&\quad \ln \frac{m_0[\sqrt{1 + (k_1T_1 + k_2)^2}\sqrt{f^2 + (k_1m_0 + k_2f)^2} + (k_1T_1 + k_2)(k_1m_0 + k_2f) + f]}{(m_0 - fT_1)[\sqrt{1 + k_2^2}\sqrt{f^2 + (k_1m_0 + k_2f)^2} + k_2(k_1m_0 + k_2f) + f]} \\
v_{\text{yIf}} &= -gT_1 + \frac{P_{\max}}{f} \times \left\{ \frac{k_1m_0 + k_2f}{\sqrt{f^2 + (k_1m_0 + k_2f)^2}} \times \right. \\
&\quad \ln \frac{m_0[\sqrt{1 + (k_1T_1 + k_2)^2}\sqrt{f^2 + (k_1m_0 + k_2f)^2} + (k_1T_1 + k_2)(k_1m_0 + k_2f) + f]}{(m_0 - fT_1)[\sqrt{1 + k_2^2}\sqrt{f^2 + (k_1m_0 + k_2f)^2} + k_2(k_1m_0 + k_2f) + f]} \\
&\quad \left. + \ln \frac{k_2 + \sqrt{1 + k_2^2}}{(k_1T_1 + k_2) + \sqrt{1 + (k_1T_1 + k_2)^2}} \right\} \\
m_{\text{If}} &= m_0 - fT_1
\end{aligned} \right. \quad (27)$$

第 II 阶段的初始状态等于第 I 阶段的末状态

$$\begin{cases} y_{\text{II0}} = y_{\text{If}}, v_{\text{xII0}} = v_{\text{xIf}} \\ v_{\text{yII0}} = v_{\text{yIf}}, m_{\text{II0}} = m_{\text{If}} \end{cases} \quad (28)$$

第 II 阶段 MMU 在匀强重力场中自由滑行,末状态容易得到,如下

$$\begin{cases} y_{\text{IIIf}} = y_{\text{II0}} + v_{\text{yII0}}T_2 - \frac{1}{2}gT_2^2 \\ v_{\text{xIIIf}} = v_{\text{xII0}} \\ v_{\text{yIIIf}} = v_{\text{yII0}} - gT_2 \\ m_{\text{IIIf}} = m_{\text{II0}} \end{cases} \quad (29)$$

第 II 阶段的末状态代表 MMU 整个上升转弯段的末状态,考虑到式(26),有

$$y_{\text{IIIf}} = y^*, v_{\text{xIIIf}} = v^*, v_{\text{yIIIf}} = 0 \quad (30)$$

将式(27)~(29)代入式(30)得

$$\begin{cases} F_1(T_1, T_2, k_1, k_2; y^*, v^*) = 0 \\ F_2(T_1, T_2, k_1, k_2; y^*, v^*) = 0 \\ F_3(T_1, T_2, k_1, k_2; y^*, v^*) = 0 \end{cases} \quad (31)$$

限于篇幅, F_1, F_2, F_3 的具体解析表达式不再赘述. 综上所述, MMU 上升转弯段燃耗最省的推力大小和方向设计问题可归结为仅有四个设计变量和三个等式约束的非线性规划, 如下

$$\begin{cases} J = T_1 \\ \text{s.t. Equations(31)} T_1 \geq 0, T_2 \geq 0 \end{cases} \quad (32)$$

由于待优化的参数仅有四个, 且含有三个等式约束, 所以独立变化的参数仅有一个, 设计自由度仅为一, 使用一维搜索容易求解.

3 仿真计算

仿真入口参数如表 1 所示. 仿真结果如图 5~图 11 所示. 仿真计算得到的关机时刻是 7.56(s). 每幅仿真曲线图中, 红色小圆圈表示 MMU 关机点, 该点之前是动力飞行段, 该点之后是无动力滑行段. 图 11 发动机推力方向角 η 的曲线只保留了 $[0, 7.56\text{s}]$ 时间区间的, 表示最优的推力方向角变化过程. 发动机关机后推力方向角无所谓最优, 但是为将 MMU 的姿态角平顺切入巡飞段所要求的零值, 所以姿控系统仍需工作. 限于文章篇幅, 未画出惯性滑行段 MMU 的姿态角变化曲线.

表 1 仿真入口参数

Table 1 Input parameters for simulation

Input parameters	Values
$g/(\text{m} \cdot \text{s}^{-2})$	1.62
m_0/kg	350
P_{\max}/N	1000
$I_s/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	1800
y^*/m	20
$v^*/(\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	15

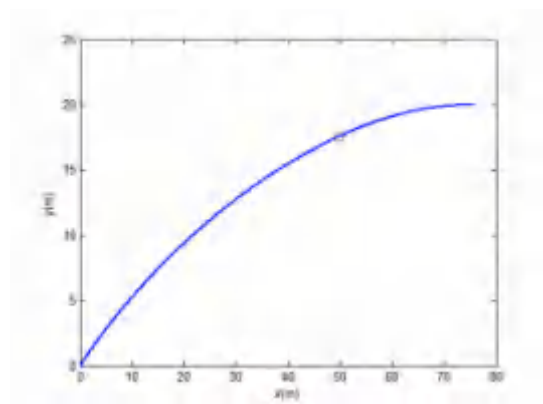


图5 MMU上升转弯段轨迹

Fig.5 Trajectory of MMU in climbing turn segment

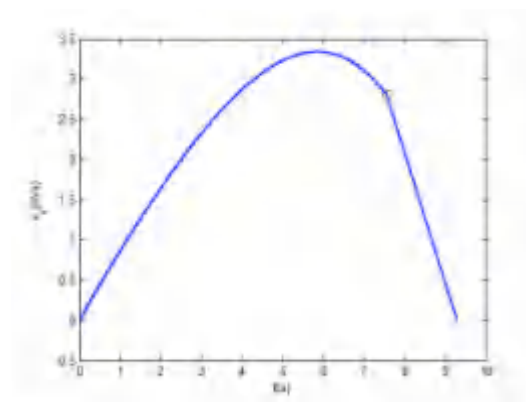


图8 MMU上升转弯段速度的竖向分量曲线

Fig.8 Vertical component of MMU's velocity in climbing turn segment

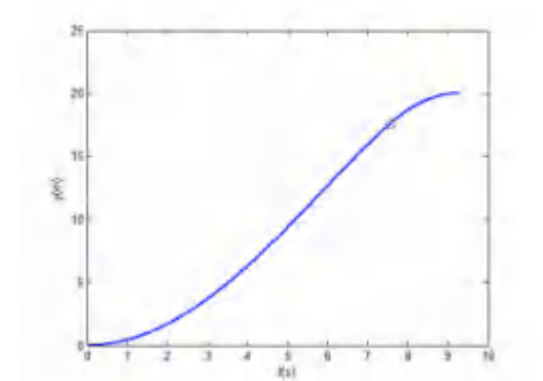


图6 MMU上升转弯段飞行高度曲线

Fig.6 Flight height of MMU in climbing turn segment

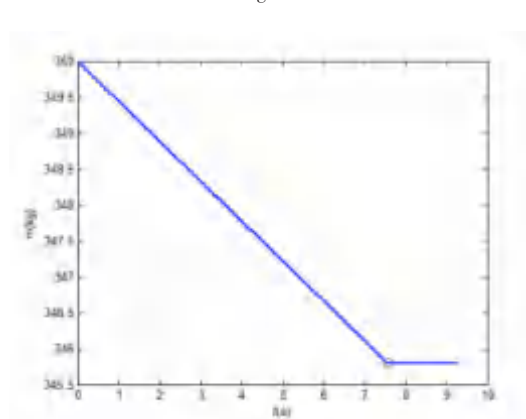


图9 MMU上升转弯段质量曲线

Fig.9 Mass of MMU in climbing turn segment

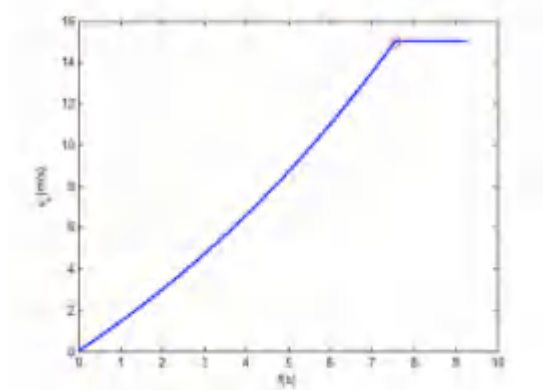


图7 MMU上升转弯段速度的水平分量曲线

Fig.7 Horizontal component of MMU's velocity in climbing turn segment

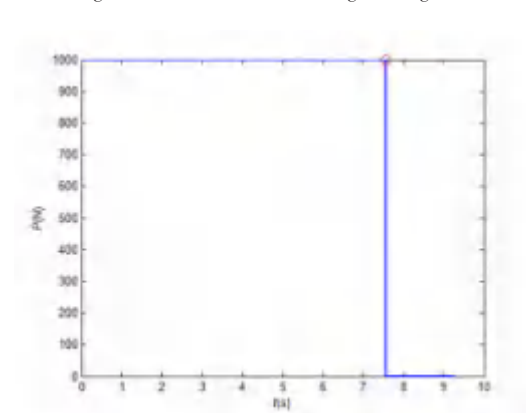


图10 MMU上升转弯段发动机推力大小曲线

Fig.10 Engine thrust amplitude of MMU in climbing turn segment

图5~7显示MMU在发动机关机后依靠惯性滑行,达到了预订飞行高度 $y^* = 20(\text{m})$ 和预订平飞速度 $v^* = 15(\text{m/s})$;图8显示,MMU的竖向速度分量起先在发动机推力竖向分量作用下持续增加,后因发动机推力方向前倾角度增加,竖向分量不足以平衡重力,导致MMU竖向速度分量递减,关机后加快递减进程,直至为零,此时MMU转为平飞;图9显示,MMU的质量在发动机开机工作阶段,以固定的速

率递减,直至发动机关机,其在无动力滑行段维持常值,总共消耗燃料4.20kg;图10显示发动机按照我们理论上推导出来的{开,关}序列工作;图11显示推力方向角从初值 -28.5° 持续下降到 -71.05° ,即MMU姿态前倾角的变化过程。

发动机全力工作时的推力为 $P_{\max} = 1000(\text{N})$,主动段航天员和MMU总质量的最小值为345.8(kg),故过载最大值仅为 $2.89(\text{m/s}^2)$,折合0.30(G),

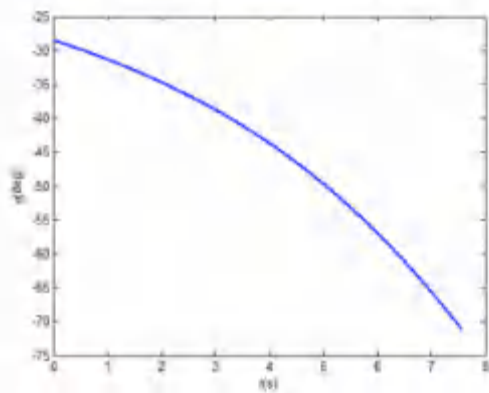


图11 MMU上升转弯段发动机推力方向角曲线

Fig.11 Direction angle of MMU's engine thrust in climbing turn segment

其中 G 表示地面重力加速度(9.8m/s^2),航天员和MMU仍然处于失重状态.可见由于月球表面的低重力环境,执行机动飞行所需发动机推力一般无需很大,造成的过载很难超过地球上的正常过载值($1G$),总体上处失重状态,因此载人月表机动飞行一般无需担心过载超标问题.

4 结论

本文研究了MMU搭载航天员在月表机动飞行的上升转弯段燃耗最省轨迹和发动机推力设计问题.仿真计算表明,MMU搭载航天员从零状态起飞,在最优推力作用下,经上升转弯飞行,满足了巡飞高度和速度要求,且燃料消耗极小.仿真结果还表明,在上升转弯段,最大过载加速度仍显著小于地面 $1G$ 重力加速度,说明因月球低重力场环境,载人月面机动飞行所需发动机推力不需很大,一般不用担心过载超标.

MMU的姿态控制可通过小推力冷气姿控发动机实现,限于篇幅和研究重点,本文未述及.

参 考 文 献

- 1 陈杰. 国外宇航员舱外机动装置发展综述. 上海航天, 2000, 17(1): 49~53 (Chen J. Summary for development of manned maneuvering unit abroad. *Aerospace Shanghai*, 2000, 17(1): 49~53 (in Chinese))
- 2 陈华. 在轨服务中载人机动装置姿轨动力学与控制研究[硕士学位论文]. 南京: 南京航空航天大学, 2016 (Chen H. Research on dynamics and control of attitude and orbit of MMU on orbit servicing [Master Thesis]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics (in Chinese))

- 3 尚逸帆, 康志宇, 张庆展, 等. MMU推进器布置的冗余设计和分配算法. 中国空间科学技术, 2016, 36(3): 85~94 (Shang Y F, Kang Z Y, Zhang Q Z, et al. Redundant thruster configuration design and command allocation algorithm of manned maneuvering unit. *Chinese Space Science and Technology*, 2016, 36(3): 85~94 (in Chinese))
- 4 周荻, 慕春棣, 王旭东. 载人机动装置救援轨迹优化设计. 宇航学报, 2000, 21(4): 76~83 (Zhou D, Mu C D, Wang X D. Optimization of rescue trajectories for the manned maneuvering unit. *Journal of Astronautics*, 2000, 21(4): 76~83 (in Chinese))
- 5 冯昊, 李新明, 潘豪. 利用改进遗传算法优化载人机动装置飞行轨迹. 载人航天, 2014, 20(4): 325~330 (Feng H, Li X M, Pan H. Flight-orbit optimization of the manned maneuvering unit with improved genetic algorithm. *Manned Spaceflight*, 2014, 20(4): 325~330 (in Chinese))
- 6 Goode M W, Person L H. Flight test evaluation of a small one-man lunar flying device. AIAA 2nd Flight Test, Simulation and Support Conference, Los Angeles, California, USA, 1968
- 7 One-man lunar flying vehicle summary briefing. NASA: CR-101924 69N38201, 1969
- 8 Study of one man lunar flying vehicle final report. NASA: REPT-7335-950010, 1969
- 9 Miller G K, Sparrow G W. Fixed-base visual-simulation study of manually controlled operation of a lunar flying vehicle. NASA: TN-D-5983, 1970
- 10 Armstrong E S, Childs A G. Analysis of maximum range trajectories for rocket-propelled lunar flying vehicle in a uniform gravitational field. NASA: TN-D-5475, 1969
- 11 Carey L, Stricklin C. Lunar flying vehicle propulsion system. *Journal of Spacecraft*, 1971, 8(4): 323~328
- 12 Beal S, Amore N D, Dave P, et al. A lunar flying vehicle for rapid universal surface access. AIAA Space 2009 Conference & Exposition, Pasadena, California, USA, 2009
- 13 朱小龙, 马剑, 刘强, 等. 月面远程运输飞行轨迹优化设计. 载人航天, 2015, 21(1): 75~82 (Zhu X L, Ma J, Liu Q, et al. Optimization design of long-range transport flight trajectories on lunar surface. *Manned Spaceflight*, 2015, 21(1): 75~82 (in Chinese))
- 14 宝音贺西, 印明威. 敏捷卫星时间最优姿态机动研究综述. 动力学与控制学报, 2020, 18(4): 1~11 (Baoyin H X, Yin M W. Review on time-optimal reorientation of agile satellites. *Journal of Dynamics and Control*, 2020, 18(4): 1~11 (in Chinese))
- 15 刘博, 王云财, 张松涛, 等. 火星探测器制动捕获多目标优化策略. 动力学与控制学报, 2019, 17(4): 356~

361 (Liu B, Wang Y C, Zhang S T, et al. Multi-objective optimization strategy for brake capture of Mars explorer,

Journal of Dynamics and Control, 2019, 17 (4) : 356~361 (in Chinese))

STUDY ON TRAJECTORY AND THRUST DESIGN WITH LOWEST FUEL CONSUMPTION OF MMU TAKING OFF FROM LUNAR SURFACE *

Han Yanhua^{1†} Hong Junting¹ Zhang Yong^{2,3}

(1.College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

(2.UAV Research Institute, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China)

(3.Key Laboratory of UAV Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing 210016, China)

Abstract The flight of Manned Maneuvering Unit (MMU) carrying an astronaut above lunar surface contains climbing turn segment, cruise flight segment, and turning down segment. The paper studied the trajectory and main engine's thrust optimization problem aiming at the lowest fuel consumption for the climbing turn segment. Firstly, Pontryagin Minimum Principle was used to derive the optimal function forms of magnitude and direction angle of main engine's thrust. Theoretical analysis demonstrated that the engine should work in switch mode with at most one switching, meanwhile the cotangent function of direction angle was an affine function of time. Therefore the engine's optimal thrust function can be determined by four parameters, which are duration times of "on" and "off", slope and intercept parameters of the affine function mentioned above. The climbing turn segment was needed to transition smoothly to the cruise flight segment, thus the terminal flight states of MMU in climbing turn segment are required to meet three pre-assigned parameter values, i. e., flight height, flight velocities magnitude and direction. Then the optimal control problem with the lowest fuel consumption was transformed to a nonlinear programming problem involving four variables and three equality constraints. One design freedom was left, meaning that solution can be obtained easily by one-dimensional search. The effectiveness of the proposed method is verified by numerical simulations.

Key words low height maneuver flight above lunar surface, manned maneuvering unit (MMU), lowest fuel consumption, optimal control, optimal trajectory

Received 3 July 2020, revised 20 July 2020.

* The project supported by the Youth Science and Technology Innovation Fund of Fundamental Research Funds for the Central Universities (NT2020025)

† Corresponding author E-mail: hanyanhua@nuaa.edu.cn