

月球着陆器软着陆机构着陆稳定性仿真分析

朱 汪, 杨建中

(中国空间技术研究院总体部, 北京 100094)

摘 要: 介绍了软着陆机构仿真模型, 提出了着陆稳定性判据和稳定性边界的离散化搜寻策略, 并以实际算例给出了由着陆器着陆瞬时的竖直速度、水平速度、偏航角和月面倾角等主要影响因素确定的着陆稳定性边界。分析结果表明: 对称着陆比非对称着陆更稳定; 横向速度较大时支柱联接点容易发生强度破坏; 当着陆面存在坡度时, 横向速度沿下坡方向相对于沿上坡方向而言, 着陆器更容易翻倒。

关键词: 着陆稳定性; 着陆冲击; 软着陆机构; 月球着陆器

中图分类号: V47; TB36

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2009)05-1792-05

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.05.008

0 引言

成功着陆是任何着陆探测任务的先决条件。月球着陆器进入下降轨道后, 先由反推发动机减速, 同时通过姿态控制系统调整姿态, 到达一定高度后关闭发动机自由下落。月球探测器的着陆质量从数百千克到数千千克, 着陆瞬时速度从几米每秒到几十米每秒。对于采用软着陆机构进行缓冲的着陆器而言, 主/辅缓冲器是吸收并耗散着陆冲击能量的核心组件。

月球着陆器的着陆稳定性是指在着陆过程中, 通过软着陆机构的主/辅缓冲器吸收冲击能量, 保证着陆器不翻倒的可靠性。着陆稳定性分析不仅要明确各个影响因素, 而且由于着陆器机动性能的局限性和月面地理环境的复杂性, 分析过程中必须考虑各影响因素的具体参数在较宽范围内变化时着陆器的响应情况, 保证着陆器的稳定着陆。

着陆稳定性的影响因素包括着陆器相关参数、月壤力学特性及月貌分布、发动机关机时延特性及尾喷管撞击月面和燃料储箱的晃液动力学效应等^[1]。而着陆器相关参数又可分为:

(1) 着陆运动状态参数。包括着陆器在着陆瞬时的竖直速度、水平速度、加速度、俯仰角、滚转角、偏航角及相应的角速度等。

(2) 着陆器设计参数。包括着陆器质量特性,

着陆腿构型及安装位置, 各个组件的几何尺寸, 着陆器质心高度与着陆腿的跨度比, 缓冲器的最大缓冲行程及缓冲力的大小, 着陆器质心偏离中心对称轴的横向距离等。

本文在着陆器设计参数基本确定的情况下, 建立了软着陆机构仿真模型, 以着陆器在着陆瞬时的竖直速度、水平速度、偏航角和月面倾角为主要影响因素, 提出了着陆稳定性判据和稳定性边界的搜寻策略, 并分别给出了由竖直速度与偏航角、竖直速度与水平速度以及月面倾角与偏航角确定的稳定性边界。

1 软着陆机构仿真模型

如图 1 所示, 着陆器的刚体模型包括着陆器主体和软着陆机构。软着陆机构由四条对称分布的着陆腿组成。每条着陆腿由主/辅支柱、缓冲器、足垫、压紧释放及展开锁定装置组成。由于压紧释放及展开锁定装置的各个杆件在着陆冲击前已处于锁定位置, 在此把它们作为着陆器主体的一部分。主支柱缓冲筒上端与着陆器主体铰支并约束扭转自由度, 缓冲杆下端与足垫铰支。辅助支柱缓冲筒与展开锁定支架铰支并约束扭转自由度, 缓冲杆与主支柱缓冲筒下端铰支。主、辅支柱的缓冲筒与缓冲杆之间可相对滑动。

缓冲器主要由缓冲筒、缓冲杆和铝蜂窝三部分

组成。用缓冲筒和缓冲杆之间滑动副的相对位移描述缓冲行程,用缓冲力的做功描述冲击能量的耗散。缓冲力是缓冲筒与缓冲杆之间的相互作用力,其大小根据铝蜂窝缓冲特性的设计曲线来定义,是缓冲筒与缓冲杆之间滑动副的相对位移即缓冲行程的函数。图 2 所示为主、辅缓冲器的典型载荷行程曲线。主支柱只能缓冲单向压缩载荷,且采用两段强度不同的铝蜂窝实现缓冲;辅助支柱能缓冲压缩和拉伸双向载荷。图中曲线水平段对应的载荷即为铝蜂窝开始出现塑性变形的压溃载荷^[2]。

足垫与月面作用力模型如下^[3]:

$$F_V = K_L \cdot \delta - C_L \cdot \dot{\delta} \tag{1}$$
$$F_H = \mu_L \cdot F_V \tag{2}$$

其中, F_V 为垂直月面方向作用力, F_H 为沿月面横向滑移作用力, K_L 为月壤等效刚度,是一个常数; δ 和 $\dot{\delta}$ 分别为足垫下陷深度和速度; n 为法向力作用指数,是一个大于 1 的常数; C_L 是与下陷深度有关的月壤阻尼系数。 μ_L 是与足垫相对月面滑移速度有关的摩擦系数。

着陆器的竖直速度、水平速度和各姿态角可在初始仿真条件中设定。模拟月面为倾角可变的巨大平面,无岩石突起及月壤凹坑。

定义着陆器偏航角 ψ_s 为两条相对着陆腿足垫中心的连线与着陆面倾角方向之间的夹角,如图 1 所示。根据偏航角 ψ_s 的不同,可以把着陆运动分为对称着陆和非对称着陆,如表 1 所示^[4]。

表 1 四腿式着陆器着陆模式
Table 1 Land ing mode of quadruped lunar lander

ψ_s	着陆模式	着陆运动	描述
0°或 ±90°	1- 2- 1	对称着陆	一条着陆腿先着陆,而后两条腿同时着陆,最后一条腿再着陆
±45°	2- 2	对称着陆	两条着陆腿先同时着陆,而后另两条腿同时着陆
其它角度	/	非对称着陆	四条着陆腿以其它方式随机着陆

2 着陆稳定性判据及边界搜寻策略

2.1 着陆稳定性判据

从直观概念来说,如果着陆器在着陆冲击过程中发生翻倒则认为着陆不稳定。从着陆探测任务的有效实施角度考虑,可确定以下六条着陆稳定性判据:

(1) 定义过翻转轴且与着陆面垂直的平面为稳

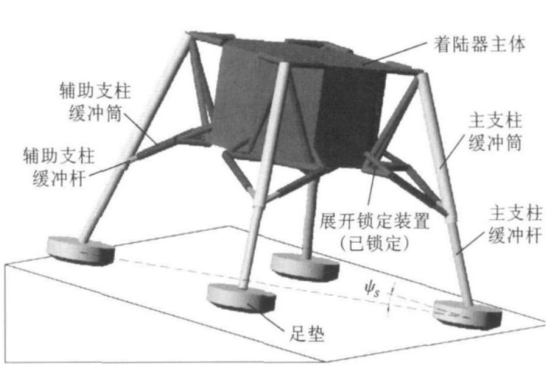


图 1 软着陆机构模型
Fig. 1 Model of landing gear system

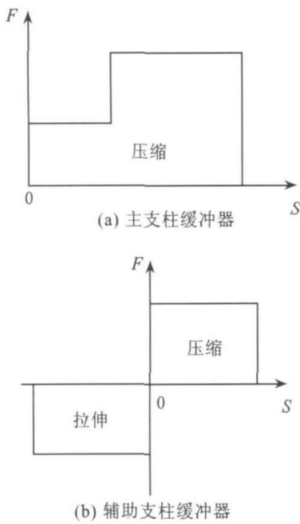


图 2 典型载荷行程曲线
Fig. 2 Typical load-stroke curves

定平面。若着陆器发生翻转且其质心越过了稳定平面,则认为着陆不稳定,着陆器将翻倒;

(2) 着陆器主体质心加速度的峰值大于允许值,则认为着陆不稳定,冲击过大;

(3) 主/辅缓冲器的缓冲行程最大值超过最大设计值,则认为着陆不稳定,缓冲器被破坏;

(4) 各个关节计入安全系数后的载荷超过实

际选用材料的许用载荷,则认为着陆不稳定,软着陆机构强度破坏;

(5) 足垫绕球铰的翻转角度过大,仅足垫侧面与月面发生撞击,则认为着陆不稳定,足垫无法正常滑移;

(6) 着陆器主体底面与模拟月面的最小间距小于着陆器底面的发动机尾喷管预留间距设计值,则认为着陆不稳定,影响着陆后任务。

2 2 稳定性边界搜寻策略

为获得各影响因素确定的着陆稳定性边界,选定两个参数分别作为横轴和纵轴,并使之离散变化,其余参数均保持不变。把横轴参数离散化,对每个离散点先选取一个纵轴参数初值计算。若结果为稳定着陆,则增大纵轴参数值;若结果为不稳定着陆,则减小纵轴参数值。然后以逐步逼近的方式缩短取值间距,并依次计算横轴各个离散点,由此可得着陆稳定性边界。

3 着陆稳定性边界搜寻实例

3 1 仿真分析的初始条件

以着陆器着陆瞬时竖直方向的速度 V_v 、水平方向的速度 V_h 、偏航角 Ψ_s 和月面倾角 θ_L 四个参数为主要研究对象。着陆器进入下降轨道后,先由反推发动机点火使之减速,接近月面时关闭发动机,而后自由下落。据此初步确定竖直方向速度 $V_v \geq 1\text{m/s}$ 水平速度 $V_h \geq 0\text{m/s}$ 且水平速度与竖直速度的合速度不超过 10m/s 月面倾角 $0^\circ \leq \theta_L \leq 30^\circ$ 。由于四腿式着陆器有四个对称平面,则取着陆器偏航角 $0^\circ \leq \Psi_s \leq 45^\circ$,根据对称性即可得知其它偏航角度的着陆情况;但考虑到水平速度既可能沿上坡方向也可能沿下坡方向;现已约定 $V_h \geq 0\text{m/s}$ 则通过放宽偏航角的取值实现,故 $-45^\circ \leq \Psi_s \leq 45^\circ$ 。

着陆器各部分质量及铝蜂窝的特性参数的取值如表 2 所示^[5]。

表 2 仿真分析主要参数取值

Table 2 Main factors of simulation analysis

参数描述	取值	参数描述	取值
着陆器主体的质量	3000kg	主支柱一级缓冲器最大缓冲行程	200mm
单个主支柱缓冲杆的质量	6kg	主支柱二级缓冲器最大缓冲行程	400mm
单个主支柱缓冲筒的质量	12kg	辅助支柱缓冲器最大压缩行程	210mm
单个辅助支柱缓冲杆的质量	5kg	辅助支柱缓冲器最大拉伸行程	250mm
单个辅助支柱缓冲筒的质量	2.5kg	主缓冲器一级压溃载荷	23.4kN
单个足垫的质量	5kg	主缓冲器二级压溃载荷	33.8kN
着陆冲击总质量	3122kg	辅助缓冲器压缩时压溃载荷	12.88kN
月球重力加速度	1.6344m/s ²	辅助缓冲器拉伸时压溃载荷	8.9kN

3 2 竖直速度与偏航角确定的稳定性边界

当水平着陆速度 $V_h = 1.5\text{m/s}$ 月面倾角 $\theta_L = 15^\circ$ 时,以偏航角 Ψ_s 为横轴;以竖直速度 V_v 为纵轴。得到竖直速度与偏航角的稳定性边界如图 3 所示。

当 $-45^\circ < \Psi_s < 0^\circ$ 时,稳定性边界的极小值点出现在 -15° 附近;当 $0^\circ < \Psi_s < 45^\circ$ 时,极小值点出现在 25° 附近。对于无岩石突起或月壤凹坑的模拟月面而言,此种稳定性边界中,不稳定模式主要为冲击过大和缓冲行程超过设计值。这种不稳定模式,可以在软着陆机构设计尺寸允许的情况下适当降低铝蜂窝缓冲材料的设计压溃载荷,从而降低冲击加速度响应;但这也意味着需要更大的缓冲行程,在主辅支柱加长时,为避免轴向失稳必然增加着陆器的总质量。

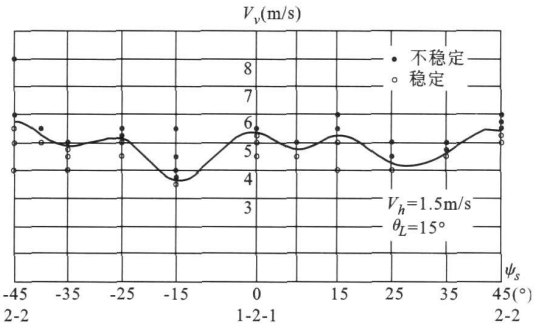


图 3 竖直速度与偏航角确定的稳定性边界

Fig 3 Stability boundary of vertical velocity versus yaw angle

当偏航角 $\Psi_s = 0^\circ$ 时,着陆器以 1-2-1 模式着陆,能够稳定着陆的竖直速度最大值 $5.25 < V_v^* < 5.5$ $\Psi_s = 45^\circ$ 时,着陆器以 2-2 模式着陆, $5.25 < V_v^* < 5.5$ $\Psi_s = -45^\circ$ 时,着陆器以 2-2 模式着陆,

$5.5 < V_v^* < 6.0$ - $45^\circ < \Psi_s < 0^\circ$ 时, 横向速度沿下坡方向; $0^\circ < \Psi_s < 45^\circ$ 时, 横向速度沿上坡方向, 着陆器均为非对称着陆, 而能够稳定着陆的竖直速度最大值均不大于 5.25 m/s 。由此可见, 对称着陆 (1-2-1 模式和 2-2 模式) 比非对称着陆更稳定。

3.3 竖直速度与水平速度确定的稳定性边界

当月面倾角 $\theta_L = 15^\circ$, 偏航角 $\Psi_s = 25^\circ$ 时, 以水平速度 V_h 为横轴, 以竖直速度 V_v 为纵轴, 得到竖直速度与水平速度确定的稳定性边界如图 4 所示。其中, 竖直速度 $V_v < 1 \text{ m/s}$ 且水平速度 $V_h > 4 \text{ m/s}$ 的情况在飞行任务中一般不会出现, 故未进行计算。

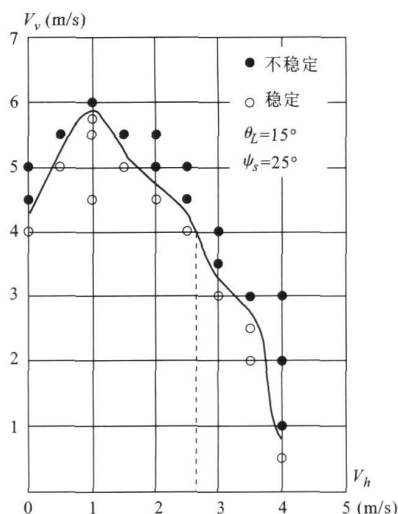


图 4 竖直速度与水平速度确定的稳定性边界

Fig. 4 Stability boundary of vertical velocity versus horizontal velocity

对于无岩石突起或月壤凹坑的模拟月面而言, 该稳定性边界中不稳定模式主要为冲击过大和主、辅支柱各联接点强度破坏。仿真前对每个接头计入安全系数后, 设定一个最高承载。仿真过程中一旦某个接头处的瞬时载荷达到或超过相应最高承载, 则认为支柱联接点强度破坏, 着陆不稳定。竖直速度一定时, 横向速度越大, 支柱联接点越容易发生强度破坏。因此着陆时应尽可能降低横向速度使之小于 2.64 m/s 。此时稳定着陆的速度范围相对较宽。

3.4 月面倾角与偏航角确定的稳定性边界

当竖直着陆速度 $V_v = 4 \text{ m/s}$, 水平着陆速度 $V_h = 1.5 \text{ m/s}$ 时, 以偏航角 Ψ_s 为横轴, 以月面倾角 θ_L 为纵轴, 初值选取极限工况 30° 。得到偏航角与月面倾角的稳定性边界如图 5 所示。其中, 符号“□”

表示各个稳定性判据均未达到边界值, 但仿真结束时着陆器仍以 $1 \sim 2 \text{ m/s}$ 速度沿倾斜月面滑移。符号“■”表示月面倾角超过取值范围 $0^\circ \sim 30^\circ$ 时发生翻倒, 着陆不稳定。

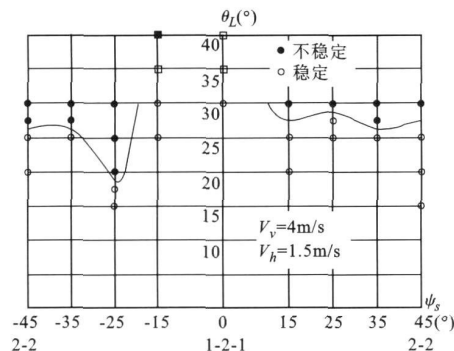


图 5 月面倾角与偏航角确定的稳定性边界

Fig. 5 Stability boundary of lunar slope versus yaw angle

$0^\circ < \Psi_s < 45^\circ$ 时, 横向速度沿上坡方向, 着陆器前端的着陆腿先与月面发生撞击, 消耗了大部分冲击能量。 $-45^\circ < \Psi_s < 0^\circ$ 时, 横向速度沿下坡方向, 着陆器后端的着陆腿先与月面发生撞击, 着陆器绕过撞击点且垂直于月面的平面向下坡方向转动, 更容易出现翻倒。图中的稳定性边界曲线也反映了这一趋势, 即当着陆面存在坡度时, 横向速度沿上坡方向相对于沿下坡方向而言, 稳定着陆的月面倾角取值范围更宽一些。

当偏航角 Ψ_s 取值在 $\pm 45^\circ$ 和 0° 附近时, 着陆稳定性边界相对较宽。而稳定性边界的极小值出现在 -25° 附近。因此, 在着陆器关闭发动机前应尽可能将其调整到对称着陆的偏航角 $\pm 45^\circ$ 或 0° 附近。

4 结论

采用离散化搜索策略找到了由竖直速度与偏航角, 竖直速度与水平速度以及月面倾角与偏航角确定的稳定性边界。分析表明: 对称着陆 (1-2-1 模式和 2-2 模式) 比非对称着陆更稳定; 横向速度较大时支柱联接点容易发生强度破坏, 设计时应适当增强该接头; 当着陆面存在坡度时, 横向速度沿下坡方向相对于沿上坡方向而言, 着陆器更容易翻倒, 因此着陆前应尽量通过姿态控制系统将着陆器的横向速度调整到沿上坡方向。

参考文献:

[1] George A. Zuppi, et al. A Mathematical Procedure For Predicting

- The Touchdown Dynamics Of A Soft-Landing Vehicle[R]. NASA TN D-7045, 1971.
- [2] 朱汪, 杨建中. 月球探测器软着陆机构着陆腿模型与仿真分析[J]. 宇航学报, 2008, 29(6). [ZHU Wang YANG Jian-zhong Modeling and simulation of landing leg for the lunar landing gear system[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(6) (in Chinese).]
- [3] MSC Corporation. ADAMS/Solver Online help version 2005[OL].
- [4] Robert E L, George C. Monte Carlo Approach to Touchdown Dynamics for Soft Lunar Landing[R]. NASA TN D-3117, 1965
- [5] 朱汪. 月球着陆器软着陆机构着陆稳定性研究[D]. 中国空

间技术研究院硕士学位论文, 2008. [ZHU Wang Touchdown Stability Investigation of Landing Gear for Lunar Lander[D]. Thesis of China Academy of Space Technology, 2008 (in Chinese).]

作者简介: 朱汪(1981-), 男, 助理工程师, 中国空间技术研究院总体部, 研究方向为航天器机构技术与分析。

通信地址: 北京市 5142信箱 87分箱(100094)

电话: (010) 68746805

E-mail: jzwong@china.com.cn

Touchdown Stability Simulation of Landing Gear System for Lunar Lander

ZHU Wang YANG Jian-zhong

(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering Beijing 100094 China)

Abstract Landing gear system model was presented. Touchdown stability criteria was established. Discretization searching method was developed. With four main factors of the vertical and horizontal velocity, yaw angle of the lander and lunar surface slope at the impact moment, touchdown stability boundaries were derived. Analysis results show symmetrical landing mode is more stable than unsymmetrical one and strength failure of connection points for struts easily occurs at relatively high horizontal velocity. Compared with uphill horizontal velocity instance, the downhill one overturns more easily at a slope.

Key words Touchdown stability; Landing impact; Landing gear system; Lunar lander

(上接第 1769 页)

A Fast Aeroelastic Response Prediction Method Based on Proper Orthogonal Decomposition Reduced Order Model

CHEN Gang¹, LI Yueming¹, YAN Guirong¹, XU Min², ZENG Xianang²

(1 MOE Key Laboratory for Strength & Vibration, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

2 College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract CFD/CSD coupled numerical simulation is the most accurate method in aeroelasticity, but it is also with the least computation efficiency. A reduced order model (ROM) based on proper orthogonal decomposition (POD) for aeroelastic system was investigated in this paper. In order to further reduce the higher order of time domain POD/ROM relative to frequency-domain POD/ROM, the balanced truncation method in control theory was introduced. The detail of the construction of time domain POD/ROM was demonstrated by AGARD 4456 wing and the ROM was then used to predict the aeroelastic dynamic response and flutter boundary. The numerical results show that the POD/ROM nearly has the same accuracy as the CFD/CSD coupled method and improves the computation efficiency about 1~2 order of magnitude.

Key words Reduced order model; Proper orthogonal decomposition; Balanced truncation; Computational aeroelasticity