

月球着陆器软着陆稳定性关键影响因素分析

林 轻¹ 聂 宏² 徐 磊³ 陈金宝⁴

(1. 南京航空航天大学能源与动力学院, 南京, 210016; 2. 南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016;
3. 上海宇航系统工程研究所, 上海, 201108; 4. 南京航空航天大学航天学院, 南京, 210016)

摘要:为了得到四腿悬架式着陆器软着陆稳定性判据及提高其软着陆稳定性,建立了软着陆过程动力学模型,在此基础上提出了软着陆稳定性相关判断准则,并于 ADAMS 中建立着陆器及月壤的参数化模型。通过软着陆动力学仿真,重点分析了着陆速度、月面倾角以及偏航角等参数对软着陆稳定性的影响。研究表明,采用对称模式着陆,竖直着陆速度不大于 4 m/s,水平着陆速度不大于 1 m/s,能够确保着陆器安全稳定地着陆,若沿月表斜坡着陆,尽量沿上坡方向着陆,且月表斜面坡度不宜大于 10°。

关键词:着陆稳定性;月球着陆器;软着陆;缓冲器

中图分类号:V476.3 **文献标识码:**A **文章编号:**1005-2615(2012)02-0152-07

Analysis on Key Influence Factors of Soft-Landing Stability in Lunar Lander

Lin Qing¹, Nie Hong², Xu Lei³, Chen Jinbao⁴

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China
2. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;
3. Shanghai Institute of Aerospace System Engineering, Shanghai, 201108, China;
4. College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A kinetic model of the soft-landing is built to obtain the soft-landing stability criterion of lunar lander with four suspension legs and improve its soft-landing stability. On this basis, the soft-landing stability criterion of lunar lander is derived. The parametric models of lunar lander and lunar soil are built by the ADAMS software. The influences of landing velocity, inclination of lunar surface and yaw angle of lunar lander on the soft-landing stability are analyzed mainly by the process simulation of soft-landing. Investigation results show that lunar lander symmetrically landing, and the vertical and horizontal landing velocities are not more than 4 m/s and 1 m/s make the landing safe and stable. If landing on the slope of lunar surface, the level velocity of lunar lander should be along the uphill direction, and the degree of the slope gradient cannot be greater than 10°.

Key words: touchdown stability; lunar lander; soft landing; buffer

在月球表面实现软着陆是对月球开展深入探测工作的必要前提。着陆器在着陆瞬间时具有一定的水平速度、竖直速度和转动角速度,同时由于月表地形地貌状况复杂,使得着陆器在着陆的过程中极有可能发生翻到、倾翻等情况,从而导致整个探

测任务失败,因此有必要对着陆器的着陆稳定性进行研究^[1-2]。

月球着陆器着陆稳定性是指着陆器在月面着陆过程中实现安全着陆,不发生倾倒和翻滚,各部件不发生冲击破坏^[3-4]。文献[5]研究了影响着陆性

基金项目:国家高技术研究发展计划(“八六三”计划)(2009AA04Z405)资助项目;江苏省普通高校研究生创新计划(CXZZ11-0201)资助项目;上海空间机构重点实验室(06DZ22105)资助项目。

收稿日期:2011-08-04; **修订日期:**2012-01-09

通讯作者:聂宏,男,教授,博士生导师,1960年1月生,E-mail:hnie@nuaa.edu.cn。

能的相关因素,其中包括月壤的力学特性、发动机延时特性、着陆器各部件的设计参数以及着陆时的运动状态等。Harold^[6]从理论上对 Apollo 系列探测器进行了着陆稳定性主动控制研究,Masahiro^[7]则利用 ADAMS 对着陆器的着陆稳定性进行了仿真研究,上述两学者研究均充分考虑了月表月貌的特殊性及月壤特性。国内在“嫦娥”探月工程的背景下,有学者采用稳定裕度的方法比较三腿式与四腿式构型对静态稳定性的影响^[8],亦有学者采用力-角稳定性度量法^[9]对着陆稳定性的判据进行了研究。上述相关文献缺乏对适合于四腿悬架式着陆缓冲器的稳定性定量判定方法以及影响其着陆稳定性因素的研究。

本文在建立着陆器软着陆动力学模型的基础上,推导了软着陆稳定性相关判断准则,并参数化建立了着陆器全机及月壤模型,对着陆器模型进行多工况仿真分析,重点分析了着陆速度、月面倾角以及偏航角等参数对软着陆稳定性的影响,为月球着陆器软着陆稳定性的主动控制提供了相关理论分析参考。

1 月球着陆器软着陆缓冲机构

为了保证软着陆机构的功能要求,确保缓冲性能稳定、可靠。根据不同软着陆机构类型的特点,结合国内“嫦娥二期”探月工程的任务需求,确定以铝蜂窝塌陷变形吸能为主的四腿悬架式着陆缓冲器。

图 1 为南京航空航天大学所研制的四腿悬架式月球着陆器缩比模型样机,着陆腿主要由 4 组主缓冲支柱(主支柱)、辅助缓冲支柱(辅助支柱)和足垫 3 部分组成。主支柱与辅助支柱之间以及主、辅助支柱与机体之间均采用万向节连接,主支柱活塞与足垫采用球铰连接,具体示意图详见图 2。

主缓冲支柱主要用于缓冲垂直月面着陆冲击

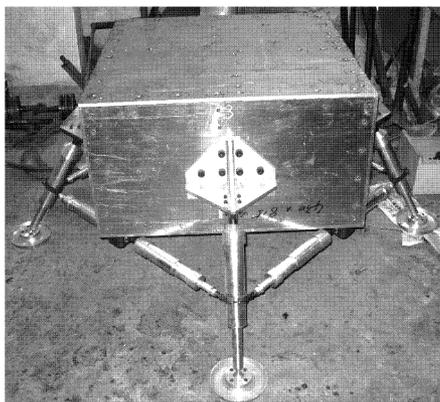


图 1 月球着陆器缩比模型样机

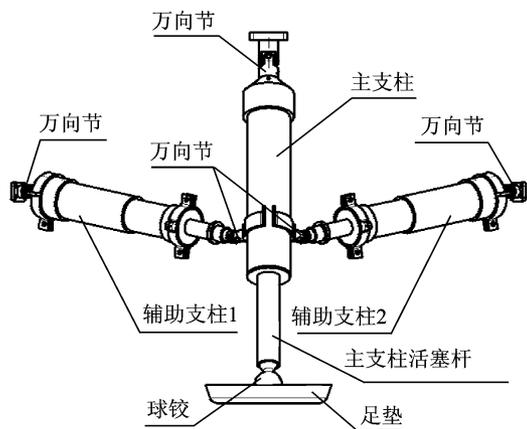


图 2 软着陆缓冲机构结构示意图

载荷,吸能部分由两段不同强度的铝蜂窝芯子构成,分别对应不同的蜂窝压溃载荷和缓冲行程,分为弱蜂窝和强蜂窝。弱蜂窝设计为能够刚好完全吸收探测器在理想着陆速度和 4 个着陆腿同时着陆时的着陆冲击能量,强蜂窝的主要目的是吸收着陆器其他着陆姿态着陆时相对更大的冲击能量,并具有一定的抗坠毁吸能能力。辅助缓冲支柱拉伸时或压缩时有效缓冲材料同样为铝蜂窝。铝蜂窝的缓冲器和铝蜂窝力学性能分别如图 3,4 所示。

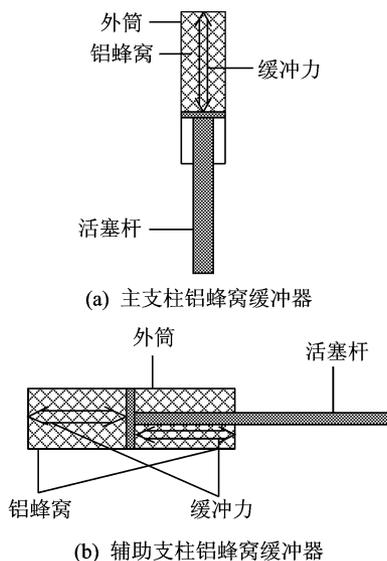
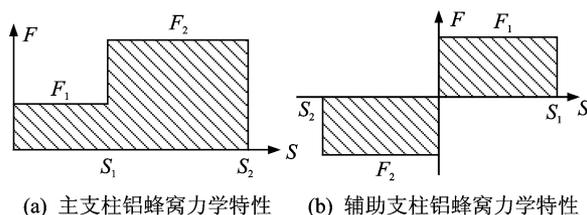


图 3 铝蜂窝缓冲器示意图



(a) 主支柱铝蜂窝力学特性 (b) 辅助支柱铝蜂窝力学特性

图 4 铝蜂窝力学性能曲线图

2 月球着陆器软着陆过程动力学

本文研究的月球着陆器软着陆机构采用对称的四腿分布构型,着陆方式可分为对称着陆和非对称着陆。所谓对称着陆是指着陆冲击前后着陆器的运动都关于垂面对称,即着陆器的水平速度和垂直速度均在着陆器几何对称面内。对称着陆又分为1-2-1模式和2-2模式。对于对称模式,本文作如下假设:

- (1) 着陆器整机视为刚体,不考虑各部件在冲击过程中的变形;
- (2) 着陆过程中足垫与月面之间无相对滑动;
- (3) 不考虑缓冲材料预紧力和反推火箭残余应力对着陆过程的影响。

2.1 着陆器软着陆动力学分析

基于以上假设,本文对2-2模式下的软着陆过程进行动力学分析,模型原理图如图5所示。

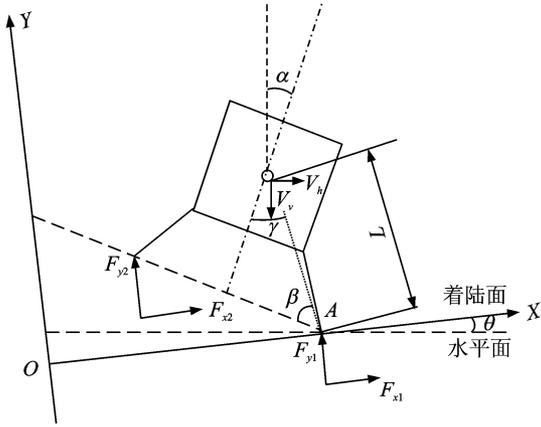


图5 2-2着陆动力学模型图

图中: θ 为月面倾角; α 为着陆器俯仰角(图中为负); β 为着陆器质心到足垫连线与着陆器基平面的夹角(方位角); γ 为 β 的余角,着陆器竖直速度和水平速度为 V_v, V_h ;两足垫受月壤作用力分别为 $F_{x1}, F_{y1}, F_{x2}, F_{y2}$;L为着陆器质心到旋转轴线的垂直距离。着陆器总质量为 M ,绕质心的转动惯量为 I ,重力环境为月表重力加速度 g' ,则着陆器着陆过程的运动微分方程为

$$MA\ddot{X} = F_{x1} + F_{x2} - Mg'\sin\theta \quad (1)$$

$$M\ddot{Y} = F_{y1} + F_{y2} - Mg'\cos\theta \quad (2)$$

$$I\ddot{\alpha} = (F_{x1} + F_{x2})Y + F_{y2}X_2 - F_{y1}X_1 \quad (3)$$

式中: Y 为着陆器质心的 Y 向坐标值; X_1, X_2 为月面坐标下足垫到重心的水平距离。

设着陆腿与月面的接触面为 A 点,着陆冲击

后绕 A 点的转动角速度为 ω 。根据动量矩守恒定律,有

$$(I + ML^2)\omega = MLV_h\sin(\beta - \alpha) - MLV_v\cos(\beta - \alpha) - I\dot{\alpha} \quad (4)$$

即

$$\omega = [MLV_h\sin(\beta - \alpha) - MLV_v\cos(\beta - \alpha) - I\dot{\alpha}]/(I + ML^2) \quad (5)$$

若 ω 足够大,则着陆器侧翻倾倒。定义使着陆器质心处于旋转轴线正上方时刚好停止转动的角速度为临界角速度 ω_{cr} ,则

$$(I + ML^2)\omega_{cr}^2/2 = Mg'L[1 - \sin(\beta - \alpha)] \quad (6)$$

变形得

$$\omega_{cr} = \sqrt{\frac{2g'ML/I}{1 + ML^2/I}[1 - \sin(\beta - \alpha)]} \quad (7)$$

2.2 足垫与月壤的接触分析

足垫与月壤接触后会受到月壤的反作用力,分为准静态力和阻尼力。准静态力方向垂直于着陆面向上,大小与着陆脚下陷量有关,可表示为

$$F_N = K_1D + K_2D^2 + K_3D^3 \quad (8)$$

式中: K_1, K_2, K_3 均为随着足垫下陷量的增加,月壤压强的增加程度; D 为足垫下陷量。阻尼力是由于着陆脚与着陆面之间的相对速度引起的,方向与相对速度方向相反,大小与相对速度成正比,可表示为

$$F_V = K_VV \quad (9)$$

式中: K_V 为待定系数; V 为足垫与月壤的相对速度。

当着陆器在斜面上着陆时,可以把着陆面视为与水平面成一定夹角的平面,与水平面的几何位置关系可用方程(10)确定

$$W_X X + W_Y Y + W_Z Z + W = 0 \quad (10)$$

式中: X, Y, Z 为空间坐标; W_X, W_Y, W_Z, W 为归一化参数。以上参数确定后,着陆面模型即唯一确定,并可根据方程(10)推导出足垫在月表的下陷量

$$D = [W_X X_F + W_Y Y_F + W_Z Z_F + W] \quad (11)$$

式中: X_F, Y_F, Z_F 为足垫在整体坐标系中的坐标值。

3 月球着陆器软着陆稳定性判定

本文以2-2对称着陆模式为例对着陆器软着陆过程的动力学进行了分析,从而以此为据对着陆器软着陆稳定性进行判定。实际上着陆器在着陆时情况多种多样,可能采用非对称模式着陆。对于非

对称模式,稳定性判据和对称模式一样,但其动力学分析只能通过数值积分的方法^[10]来求解着陆过程的动力学方程,进而判定着陆器是否发生倾翻。本文以 2-2 对称着陆模式为例对月球着陆器软着陆稳定性进行研究。

一般而言,在着陆器着陆过程中出现主、辅支柱压溃现象或者着陆器在月面翻滚倾倒,即可认为着陆不稳定。不稳定判定依据具体如下:

(1)主、辅支柱最大缓冲行程超过设计上限值,即认为着陆器发生破坏失稳现象。

(2)着陆器在着陆过程中发生侧翻,且在月面重力作用下翻倒失稳。

(3)各连接点的实际载荷超过许用载荷,则认为着陆器失稳破坏。

(4)着陆时机体质心加速度大于允许值,则认为机构受冲击过大,着陆不稳定。

由式(7)可知,当 $\omega \leq \omega_{cr}$ 时,着陆器不会发生倾翻,如果 $\omega > \omega_{cr}$,则着陆器将会发生翻倒失稳。着陆时的竖直速度 V_v ,水平速度 V_h 以及俯仰角 α 和方位角 β 等均是可控的,将具体数值代入式(7)即可判定月球着陆器 2-2 着陆模式的着陆稳定性。

着陆翻滚判定也可用更一般简化的方法,由图 5 可知,在模型中令

$$\Delta = \gamma - |\alpha| \quad (12)$$

当 $\Delta \geq 0$ 时,着陆器处于稳定着陆状态;当 $\Delta < 0$ 时,此时着陆发生翻滚失稳。

着陆器着陆时除了要避免发生倾翻,还需考虑着陆过程中着陆腿的缓冲行程和连接点的强度大小,即最大缓冲行程 D_{max} 不大于最大设计值,连接处所受最大载荷 F_{max} 不超过许用值

$$D_{max} \leq D_{cr} \quad (13)$$

$$F_{max} \leq F_{cr} \quad (14)$$

4 着陆器着陆稳定性关键影响因素

基于上述月球着陆器软着陆机构及软着陆动力学研究基础,本文于 ADAMS 中建立了月球着陆器及月壤实体模型,并进行了 2-2 着陆模式的软着陆过程动力学仿真。本文参考某型月球着陆器,采用的着陆器机体质量为 1 600 kg;单腿主支柱缓冲外筒质量为 15 kg,活塞杆质量为 8 kg;单腿辅助支柱缓冲外筒质量为 7.5 kg,活塞杆质量为 4 kg;足垫质量为 6 kg。具体模型详见图 6 所示。

之前建立的整机模型均为刚性体,由于着陆器在着陆过程中,作为缓冲材料的铝蜂窝在着陆过程

中要以压溃的形式来吸收能量,达到缓冲的效果,所以铝蜂窝的模型不能作为刚性体来建立。利用 ADAMS 中的运行函数(IF 函数、STEP 函数)在主支柱以及辅助支柱的外筒和活塞杆之间建立 FORCE,用来模拟着陆过程中铝蜂窝产生的缓冲力,如图 7 所示。

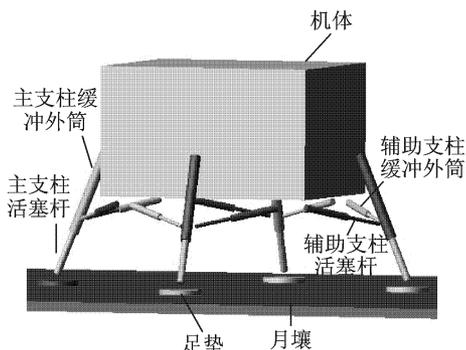


图6 月球着陆器分析模型图

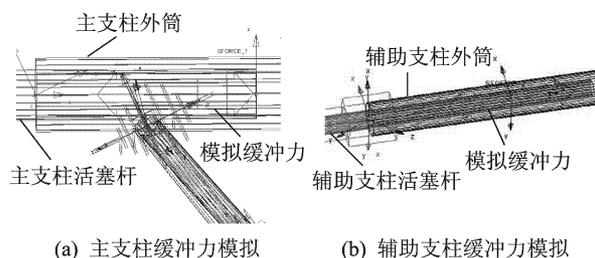


图7 缓冲力模拟图

为了考察模拟缓冲力建立得正确与否和其模拟得精确程度,将仿真模型进行工况模拟(仿真工况:着陆器以 5 m/s 的垂直速度在无倾角的月面着陆,无水平速度),得到模拟缓冲力 FORCE 的力学性能曲线,如图 8 所示。

从图 8 中可以看出,主支柱中的缓冲力在仿真时刻 $t = 0.04$ s 的时候有阶跃上升,缓冲力从 12 kN 增加到 26 kN,可见主支柱在此时刻进入二级缓冲阶段,强蜂窝开始被压溃;辅助支柱的缓冲力保持在 8.5 kN,可见辅助支柱一直处于受拉状态。以上的历程曲线图与蜂窝的力学性能曲线能够很好地吻合,表明缓冲力的模拟是正确可行的。

鉴于上述着陆不稳定判据(3)和(4)的主要影响因素由软着陆缓冲机构的缓冲效率及缓冲材料力学特性所决定,考虑本文篇幅,不在此做研究。在本文所有的着陆仿真工况中,均未发生着陆器侧翻现象,因此本文主要以着陆速度、月面倾角、偏航角等参数为主要影响因素,通过实例计算得出一系列分析结果,并以此进行稳定性研究分析。

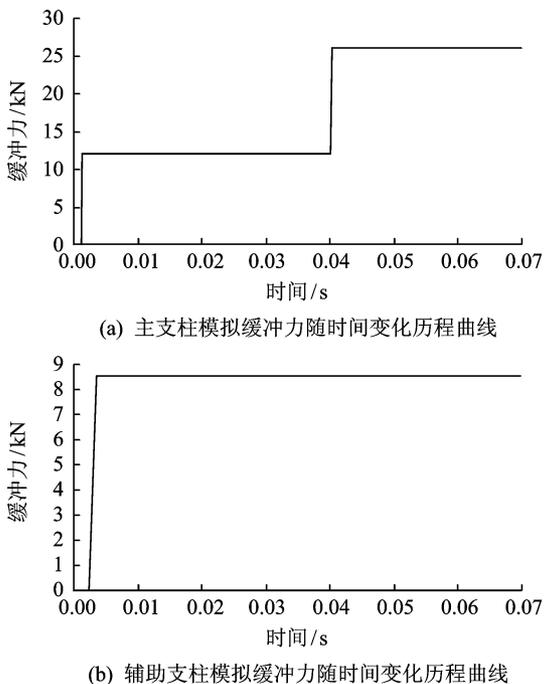


图8 模拟缓冲力随时间变化历程曲线图

4.1 着陆速度对着陆稳定性的影响

着陆器着陆时的竖直速度主要是引起着陆瞬间垂直方向的冲击载荷,当竖直速度过大时,可能会造成缓冲器超过最大缓冲行程,使着陆器整体发生破坏。而水平速度过大会使缓冲器出现受力严重不均匀的现象,特别是在辅助缓冲器上,拉压不再同步,进而导致着陆器因为受不平衡力而发生侧翻失稳。着陆方式采用2-2模式,月面视为无倾角平面,无水平着陆速度,竖直速度 V_v 的取值从6 m/s开始,每次递增0.5 m/s,直至主支柱缓冲行程超过最大值400 mm为止,分析结果如图9所示。

从图9可以看出,随着竖直速度的增加,主支

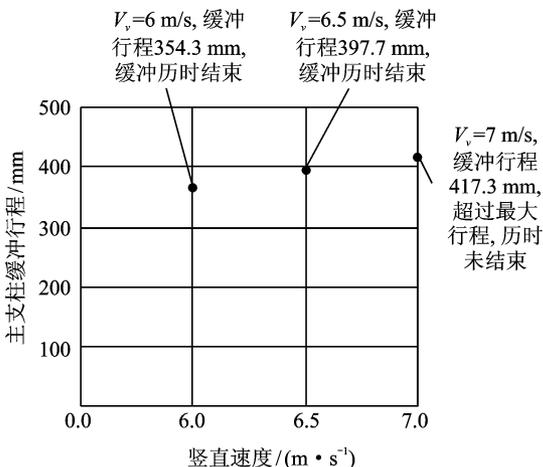


图9 不同竖直速度下的分析结果(无水平速度)

柱的压缩缓冲行程随之增加。由于没有水平着陆速度,所以4条主支柱的缓冲行程曲线是重合一致的。当竖直速度 $V_v=6.5$ m/s时,主支柱的压缩行程已达到358.767 9 mm,临近许用最大行程,竖直速度继续增大,达到7 m/s时,主支柱压缩行程为416.6 mm,超过许用值400 mm的要求,着陆器发生失稳破坏。因此,着陆器在着陆的时候,应当将竖直速度控制在6.5 m/s以下,如果考虑水平速度的加入以及月面倾角等其他因素,竖直速度的取值上限应更小,才能保证着陆稳定。

由上述图9的分析结果,着陆方式采用2-2模式,月面视为无倾角平面,竖直速度 V_v 的取值从4 m/s开始,每次递增0.5 m/s,上限为6.5 m/s。水平速度取值先定为0 m/s,然后从1 m/s开始,每次递增0.5 m/s,上限为3.5 m/s($V_v > 7$ m/s, $V_h > 4$ m/s的情况在着陆时一般不会出现)。分析结果如图10所示。

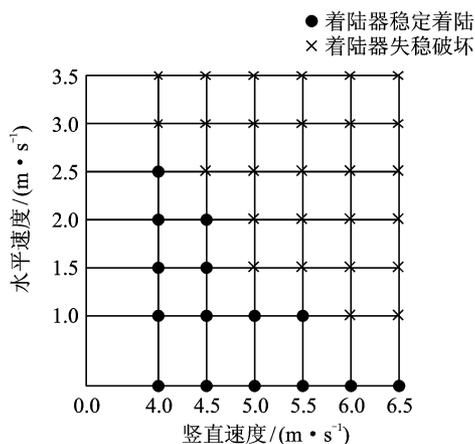


图10 不同竖直速度与水平速度下的分析结果

从图10可得出,着陆时水平速度应严格控制,在2.5 m/s以下。若竖直速度大于4.5 m/s,并且考虑其他影响因素,水平速度取值应在1 m/s以下,才能保证着陆器安全稳定着陆。

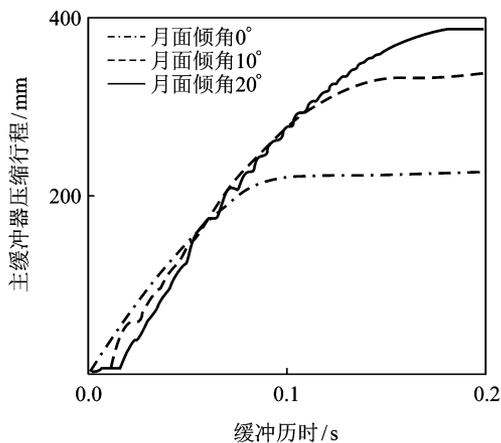
着陆器在着陆时具有水平速度会导致缓冲器受到不均匀的冲击载荷。主缓冲器不会同时进入二级缓冲行程,辅助缓冲器可能受压或者受拉,冲击加速度响应也会因此发生变化。这种不稳定情况可以通过增加最大设计缓冲行程或缓冲材料最大压溃载荷来解决。但最大缓冲行程的增加会使着陆器总重量变大,最大压溃载荷的加大则会提升着陆时的冲击加速度响应,这也可能会导致机体因冲击过大而发生破坏。综合各种因素考虑,建议着陆器着

时水平速度不大于 1 m/s, 竖直速度不大于 4 m/s。

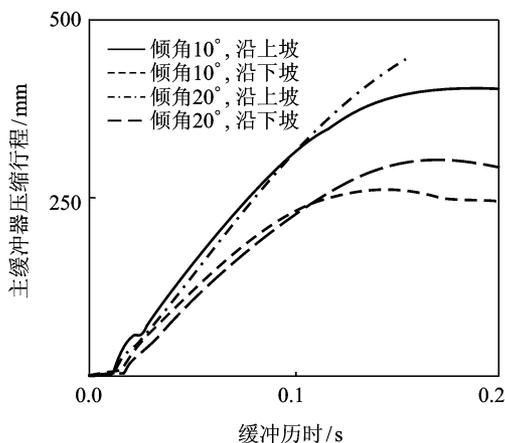
4.2 月面倾角对着陆稳定性的影响

着陆器在着陆时可能因种种因素而选择在斜面上着陆, 设着陆时月面倾角为 θ 。月面倾角的存在使着陆器不能四腿同时着陆, 先触地腿上的缓冲器将承受巨大的冲击载荷。仿真时月面倾角 θ 分别定为 0, 10 和 20°。着陆时速度给定两组数值: $V_v=4$ m/s, $V_h=0$ 和 $V_v=4$ m/s, $V_h=1$ m/s。着陆器在斜面上着陆时若具有水平速度, 还需考虑沿斜面上、下坡的问题。不考虑其他影响因素, 分析结果如图 9 所示。

由图 11 可知, 月面倾角对着陆时缓冲器的缓冲行程有很大影响。倾角度数越大, 先触地的着陆腿的压缩行程将变大, 从开始着陆到着陆结束的时间也将变长。当着陆器具有水平速度时, 沿上坡着陆会使压缩行程继续增大, 分析结果表明, 在 $V_v=4$ m/s, $V_h=1$ m/s, $\theta=20^\circ$ 工况下, 主缓冲器在仿真历时未结束 ($t=0.15$ s) 就已超过最大行程。而沿下坡着陆情况刚好相反。但沿下坡着陆时月面对



(a) $V_v=4$ m/s, $V_h=0$ 时主缓冲器压缩曲线图



(b) $V_v=4$ m/s, $V_h=1$ m/s 时主缓冲器压缩曲线图

图 11 不同月面倾角下的分析结果

陆器质心的转动转矩要大于沿上坡着陆, 在月球重力作用下, 着陆器沿下坡方向运动, 更容易出现侧翻的情况。综上考虑, 若着陆器在斜面着陆, 倾斜角度不宜大于 10°, 若具有水平速度, 方向应沿上坡。

4.3 偏航角对着陆稳定性的影响

以上对着陆器的稳定性分析中, 着陆器水平速度的方向都与两只相对足垫中心连线的方向相同, 即偏航角度为 0°。着陆时偏航角的不同将会影响主/辅缓冲器受力情况。分析时月面视为无倾角平面, 竖直速度 $V_v=4$ m/s 不变, 水平速度取 $V_h=1$ m/s 和 $V_h=2$ m/s 两组值, 偏航角设为 φ , 取值分别定为 0, 15, 22.5, 30 和 45°。分析结果如表 1 所示。

表 1 不同偏航角下的分析结果

偏航角/ (°)	主缓冲器最大压缩行程(水平速度 1 m/s)/mm	主缓冲器最大压缩行程(水平速度 2 m/s)/mm
0.0	263.1	288.9
15.0	253.8	283.4
22.5	252.1	280.3
30.0	251.8	269.1
45.0	237.6	257.4

从分析结果可看出, 当偏航角为 45° 时, 主缓冲器最大压缩行程的数值最小。这是因为主/辅缓冲器沿水平速度方向受力情况两两对称, 共同承担受压或者受拉。偏航角为 0° 时压缩行程最大是由于这种情况下会导致沿速度方向的一条着陆腿承受较大的冲击载荷。另外, 偏航角对缓冲行程的影响效果和水平速度的大小有关。从表中可看出, 水平速度为 1 m/s 时, 偏航角在 15 和 30° 范围内最大压缩行程的改变量非常微小。

以上几种分析结果都显示着陆器均能稳定着陆, 主/辅缓冲器均未超过最大缓冲行程。需要说明的是, 当着陆情况变得恶劣时, 如着陆速度增大, 或着陆器在斜面上着陆, 偏航角的选择就尤为关键。当偏航角为 0 或 45° 时, 着陆器以对称着陆模式在斜面上着陆, 能够减少着陆腿的触地次数, 降低了单腿承担冲击载荷的时间, 从而提高了着陆的稳定性。

5 结 论

本文以铝蜂窝塌陷变形吸能为主的四腿对称分布悬架式的月球着陆器为研究对象, 建立了 2-2

着陆模式下的软着陆过程动力学模型,由此推导出着陆时各参数确定的临界公式,从而得到了稳定性判定依据。在上述研究基础之上,重点分析了着陆器以2-2着陆模式下的着陆速度、月面倾角以及偏航角对着陆器软着陆稳定性的影响,研究结果如下:

(1)为了保证着陆器安全稳定地着陆,水平速度应严格控制在2.5 m/s以下,竖直速度应控制在4 m/s以下,水平速度取值应在1 m/s以下。

(2)着陆器沿下坡方向运动,更容易出现侧翻的情况,因此着陆时若具有水平速度,着陆方向尽量选择沿上坡着陆,则较为安全。相对水平月面,沿斜面着陆会导致缓冲行程增大,斜面倾角过大会使着陆器失稳破坏,因此建议倾斜角度不宜大于 10° 。

(3)当着陆情况变得恶劣时,如着陆速度增大、或着陆器在斜面上着陆时,建议偏航角为 0 或 45° ,着陆器以对称着陆模式在斜面上着陆,能够减少着陆腿的触地次数,降低了单腿承担冲击载荷的时间,从而提高了着陆的稳定性。

参考文献:

- [1] 罗昌杰,邓宗全,刘荣强,等.基于零力矩理论的腿式着陆器着陆稳定性研究[J].机械工程学报,2010,46(9):38-45.
Luo Changjie, Deng Zongquan, Liu Rongqiang, et al. Landing stability investigation of legged-type spacecraft lander based on zero moment point theory [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2010, 46(9):38-45.
- [2] 林轻,聂宏,陈金宝,等.一种新型软着陆展开锁定机构设计与展开运动学分析[J].宇航学报,2011,32(5):975-981.
Lin Qing, Nie Hong, Chen Jinbao, et al. Design and deploying kinematic analysis of a new deployable and lockable soft-landing mechanism[J]. Journal of Astronautics, 2011,32(5):975-981.
- [3] 朱汪,杨建中.月球着陆器软着陆机构着陆稳定性分

析[J].宇航学报,2009,30(5):1792-1796.

Zhu Wang, Yang Jianzhong. Touchdown stability simulation of landing gear system for lunar lander [J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(5):1792-1796.

- [4] Lin Qing, Nie Hong, Chen Jinbao, et al. Research on stability of lunar lander soft landing based on flexible models [C]//2010 International Conference on Computer Application and System Modeling. Taiyuan, China: IEEE, 2010:439-443.
- [5] 陈金宝,万峻麟,李立春,等.月球探测器着陆性能若干影响因素分析[J].宇航学报,2010,31(3):669-673.
Chen Jinbao, Wan Junlin, Li Lichun, et al. Analysis on the influencing factors of performance in lunar lander [J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(3):669-673.
- [6] Harold D S. Apollo experience report guidance and control system[R]. NASA TN D-8086, 1975.
- [7] Masahiro N. Modeling for lunar lander by mechanical dynamics [C]//AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit. New Jersey: AIAA, 2005:1-9.
- [8] 胡亚冰,孙毅.腿式月球着陆器静态稳定性研究[J].中国空间科学技术,2009,29(2):17-23.
Hu Yabin, Sun Yi. Research on static stability of lunar lander with legs [J]. Chinese Space Science and Technology, 2009,29(2):17-23.
- [9] 龙铝波,卿启湘,文桂林,等.基于ADAMS的着陆器软着陆稳定性仿真分析[J].工程设计学报,2010,17(5):334-338.
Long Lübo, Qing Qixiang, Wen Guilin, et al. Simulation analysis of lander soft landing's stability based on ADAMS [J]. Journal of Engineering Design, 2010,17(5):334-338.
- [10] Lavender R E. Equations for two-dimensional analysis of touchdown dynamics of spacecraft with hinged legs including elastic, damping, and crushing effects [R]. NASA-N66-23668, 1960.