

月球着陆器软着陆半主动多态控制

汪岸柳¹ 聂 宏¹ 戴雁琴² 万峻麟¹ 李立春¹

(1. 南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016;

2. 淮海工学院机械工程学院, 连云港, 222006)

摘要: 基于磁流变阻尼器在月球着陆器上应用的可行性及其阻尼的可控性, 设计了一种磁流变缓冲装置。考虑到着陆时减速火箭的反推力影响以及着陆时地面撞击的作用, 假设着陆器的着陆初始高度多变, 建立了一种月球着陆器着陆地面冲击模型。根据着陆过程缓冲与减振的要求, 采用了软着陆半主动多态控制策略。应用加速度与速度响应进行状态切换, 并根据能量守恒原理确定出多态控制缓冲器的状态参数。3 种不同被动控制进行比较分析, 结果表明, 半主动控制缓冲器能很好地降低着陆器着陆冲击时的过载, 同时也能很好地减缓其着陆时的振动。采用半主动多态控制策略的着陆器对较高的着陆初始高度和较大的接地下沉速度的适应性很强, 其缓冲效率随着着陆初始高度的增加而增加, 在达到允许的最大加速度和允许的最大缓冲行程时, 缓冲效率达到最高, 这能很好地保障着陆器软着陆安全。

关键词: 月球软着陆; 磁流变; 缓冲器; 半主动控制; 多态控制

中图分类号: V476.3; O328 文献标识码: A 文章编号: 1005-2615(2009)06-0698-06

Semi-active Multistate Control of Soft Landing for Lunar Lander

Wang Anliu¹, Nie Hong¹, Dai Yanqin², Wan Junlin¹, Li Lichun¹

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Department of Mechanical Engineering, Huaihai Institute of Technology, Lianyungang, 222006, China)

Abstract: Based on the feasibility of Magneto-Rheological (MR) shock strut application on lunar lander and the controllability of its damping, a magnetorheology shock absorber is designed. Considering the impact of retro-rocket reverse thrust and the characteristic of the machinery-ground interaction system, the changeableness of initial landing altitude is assumed and a ground impact model of 1/4 lunar lander is established. According to the requirements of the shock absorption and the vibration reduction during the process of soft landing, a semi-active multi-state strategy control is proposed. The acceleration and the velocity response are used to switch the state, and the state parameters are determined by the energy balance law. Compared with three different passive ones, results show that the overloading of the lunar lander by semi-active control is evidently reduced. Meanwhile, the body vibration is effectively absorbed. Furthermore, its adaptability with the higher initial altitude and the touchdown sink rating is stronger and its buffer efficiency is enhanced with the increase of the initial landing altitude. When approaching the allowable peak acceleration and the maximal cushion stroke, its buffer efficiency is the highest. Thus, it can increase soft landing safety for lunar lander.

Key words: lunar landing; magnetorheology; shock absorber; semi-active control; multi-state control

基金项目: 国家高技术研究发展计划(“八六三”计划)(2006AA05078)资助项目。

收稿日期: 2009-04-07; 修订日期: 2009-09-04

作者简介: 汪岸柳, 男, 博士研究生, 1981 年 1 月生; 聂宏(联系人), 男, 教授, 博士生导师, E-mail: hnne@nuaa.edu.cn

月球着陆器软着陆目的是降低过载与减缓振动,保证舱载有效载荷安全着陆月面,并能正常工作。一般包括制动火箭系统与缓冲系统,通过制动火箭系统降低着陆器的接触月面瞬时的垂直速度及横向速度,使其达到安全着陆速度的最小值;在着陆器着陆冲击时,缓冲系统工作,吸收绝大部分的冲击能量,保证作用于机体上的加速度在允许的范围。制动火箭系统的实质是降低着陆器的着陆动能,而缓冲的实质是把着陆器的动能消耗在缓冲系统中,并使得着陆器能够平稳、安全地在月球表面着陆的软着陆方式。目前软着陆缓冲系统采用较多的是机械缓冲方式^[1-2],通过蜂窝等材料的塑性变形来被动吸能,其缓冲性能一般需事先确定好。试验研究表明^[3],蜂窝材料的缓冲效率随着下沉速度的提高而不断降低。因此,为了提高着陆器的缓冲效率,要求制动火箭尽可能降低着陆器的悬停高度,理想高度为0。但是,考虑到着陆环境,着陆器需要一定的悬停高度,这是由于当制动火箭离月面太近时,喷嘴火焰会因为月面的反作用而致使着陆器遭受高温威胁。并且制动火箭的点火指令和熄火指令存在电子延迟时间,这使得着陆触地时间与预定时间存在误差,同时制动火箭存在的残余应力受到地面增益等因素的影响,会放大这类时间误差^[4-5]。

这些因素的共同作用,导致着陆器的最终接地的下沉速度不仅无法减小,而且无法确定。如果采用被动控制的方式,由于其工作过程不可调节,工作范围狭窄,对突发状况应对策略不足等缺点,很容易使得着陆器的最大过载响应超过允许范围,增加了着陆器的着陆风险,导致软着陆失败。

为解决被动控制存在的缺点,有关研究者,从主动、半主动控制及智能材料等方面进行研究。其中,Holnicki-Szulc J^[6]等提出了自适应缓冲(AIA)概念,将压电材料、磁流变、形状记忆合金等智能材料应用到着陆装置中,实现主动、半主动降低过载;王少纯^[7]等提出采用涡流磁阻尼来耗散月球着陆器的着陆冲击能量,通过调整线圈长度,实现主动控制,并通过试验验证其可行;李洪波^[8]理论研究了磁流变阻尼器应用到月球着陆器缓冲装置上的可行性;毛林章^[9]通过落地缓冲实验测试,验证了采用磁流变阻尼器的月球着陆器缓冲装置的可控性。他们的研究开辟了月球着陆器着陆缓冲的一个新的方向。

本文将基于已有的研究,设计出一种新型月球着陆器磁流变缓冲装置,并实施半主动控制。考虑到着陆时减速火箭的反推力影响与月面撞击的作

用,将建立起1/4着陆撞击动力学模型来分析着陆缓冲性能。为满足着陆过程同时降低过载和保证机体着陆稳定的要求,本文采用半主动多态控制策略,将着陆过程分成缓冲与减振不同状态,通过加速度与速度量测值来进行状态切换。而状态参数将根据能量守恒原理来确定,从而保证该机构能够最大地吸能和减振。

1 系统建模

1.1 磁流变缓冲装置机构设计

本文根据着陆的要求与磁流变的特性设计如图1所示缓冲机构,该设计具有如下优点:

(1)采用磁流变液作为缓冲油液,通过磁流变液的阻尼来耗散冲击能量;利用其阻尼的可控性,施加控制方式,来应对不同的接地下沉速度,确保着陆器安全着陆。

(2)采用旁通流口式结构改善线圈的磁场强度,提供较大的磁场强度调节范围,从而提供较大范围的阻尼出力。

(3)使用弹簧装置,通过存储能量方式来减缓着陆瞬时冲击,而且弹簧装置为缓冲支柱提供恢复力,确保上支柱与下支柱在着陆前成功展开,并使得着陆器具有二次、多次着陆能力。

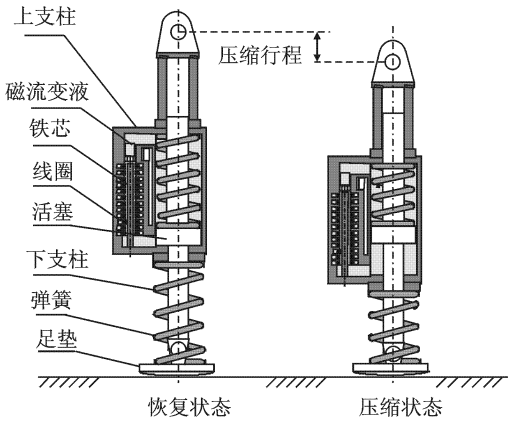


图1 月球着陆器磁流变减震器

1.2 基本假设与运动方程

为模拟月球着陆器着陆过程,建立了月球着陆器的二自由度模型,进行如下假设:

- (1)模型为1/4模型,只考虑主缓冲支柱受力;
- (2)不考虑水平速度影响。

则整个系统的运动方程如下

$$M_v \ddot{z}_1 = M_v g - F_s - F_R \tag{1}$$

$$M_F \ddot{z}_2 = M_F g + F_s - F_l \tag{2}$$

式中, M_v 为弹性/机体质量,为着陆器质量的1/4; M_F 为随动质量,其值为非弹性质量的1/10; g 为月

面重力加速度; z_1, z_2 为机体与非弹性质量装置的位移; F_t 为地面撞击力; F_S 为缓冲支柱力; F_R 为火箭作用力; 弹性质量与随动质量的初始速度 $\dot{z}_1(0)$ 和 $\dot{z}_2(0)$ 是根据着陆要求设定的。

2 受力分析

2.1 缓冲作用力

缓冲器作用力 F_S

$$F_S = F_K + F_C + F_f \tag{3}$$

F_S 包含 3 部分, 机构弹性力 F_K , 磁流变阻尼力 F_C 和机构摩擦力 F_f 。

其中
$$F_K = K_e(z_1 - z_2) \tag{4}$$

$$F_C = C_b(z_1 - z_2) + f_y \operatorname{sgn}(\dot{z}_1 - \dot{z}_2) + f_0 \tag{5}$$

式中: K_e 为着陆器缓冲机构的等效刚度; f_0 为由磁流变缓冲器偏置力; f_y 为磁流变的屈服应力; C_b 为屈服后的粘性阻尼系数, 是关于电压 V 的函数, 通过试验参数识别可以得到^[10]。

由于机构摩擦力 F_f 包括流体产生的摩擦力, 比较复杂, 一般假设为一个常量^[11]。

2.2 火箭作用力

火箭作用力 F_R 为

$$F_R = K_R T_R \tag{6}$$

其中 T_R 为火箭推力, 如图 2 所示。

$$T_R = \begin{cases} F_1 & t_0 < t < t_2 \\ F_1 e^{-K(t-t_2)} + M_0 + M_1(t-t_2) + M_2(t-t_2)^2 + \dots & t \geq t_2 \end{cases} \tag{7}$$

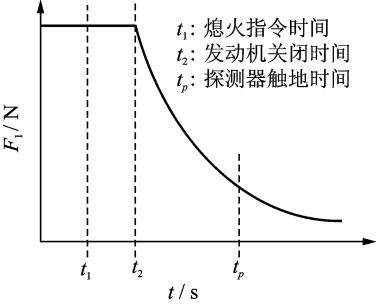


图 2 制动火箭推力随时间变化

式中: F_1, K, M_0, M_1 为常数, 其数值主要是根据制动火箭残余应力经验公式拟合而来; K_R 为地面增益系数, 可从图 3 中拟合。

2.3 地面撞击力

地面撞击力对机构的作用力 F_t , 根据文献[12]可近似写成如下

$$F_t = K_b z_2 + C_G \dot{z}_2 \tag{8}$$

其中, C_G 为地面阻尼系数, 由于其在大变形条件下

非常复杂, 通常不考虑其影响。 K_b 为地面的弹性系数, 可以由图 4 近似获得。

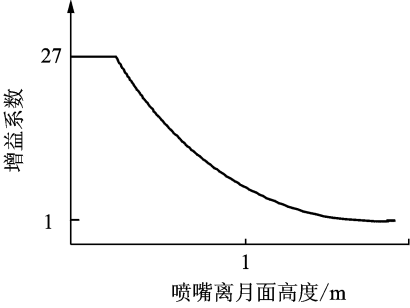


图 3 制动火箭增益系数随离地高度的变化

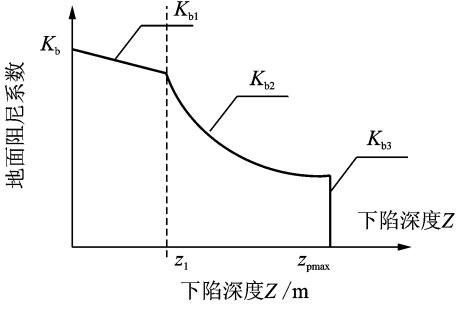


图 4 地面刚度变化曲线

3 半主动多态控制

3.1 多态控制策略

磁流变阻尼器半主动控制采用两层控制器, 外层控制器为最优控制器, 由最优控制器对阻尼器的性能进行控制, 得到最优的控制力, 即目标阻尼力。内层控制器一般为开关控制(如 Bang-Bang 控制、COC 控制), 将磁流变阻尼器产生的阻尼力与外层最优控制器得到的目标阻尼力进行比较得到控制电压, 从而实现对磁流变阻尼器控制。它是基于磁流变阻尼器的控制电流在 0 与线圈中所允许的最大电流两种状态之间相互转换, 从而使阻尼力在最大值与最小值之间切换。

由于着陆器的初始状态多变, 如何在着陆器规定的允许最大缓冲行程内降低着陆过载与减振是半主动控制的目标, 若简单地采用开关控制, 易使得着陆冲击初期、末期参数超调, 导致着陆器机体的加速度反应局部放大^[13]。

为解决这类问题, 根据着陆过程的特点, 将着陆过程分为 3 个阶段: 近似自由落体阶段, 触地撞击初期与触地撞击末期, 其中控制阶段为后两个阶段。

在控制阶段, 本文采用了多态控制策略, 即随着着陆器接地的下沉速度变化而变化的多变初始电

流状态以及线圈中所允许的最大电流状态。并通过加速度与速度响应作为状态切换参数。结合着陆冲击与减振的特点,在冲击时,以吸能、降低过载为目标,冲击结束后以减振、着陆稳定为目标。其算法为

$$f(t) = \begin{cases} f_T & z_1 > v_0 \text{ or } f(t) > f_T \\ u(t) & z_1 < v_0 \text{ \& \& } z_1 > a_{\min} \\ f_{\max} & (z_1 < v_0 \text{ \& \& } z_1 < a_{\min}) \\ \text{or} (f(t) > f_{\max}) \end{cases} \quad (9)$$

式中: f_{\max} 为缓冲器磁场强度最大时MR产生的最大阻尼力; \dot{z}_1 和 \ddot{z}_1 为机体的速度与加速度响应; v_0 为速度状态界限值; a_{\min} 为加速度状态界限值; a_{\max} 为着陆器允许的最大过载; f_T 为缓冲器初始磁场强度作用下的阻尼力; $u(t)$ 为最优控制力;其中 f_T 和 $u(t)$ 在3.2节给出计算方法。

3.2 状态参数设定

3.2.1 初始场强下的阻尼力

初始磁场强度作用下的阻尼力,是指着陆器刚触地时,MR阻尼器初始设定的磁场强度下的阻尼力,它的直接反映是MR阻尼器的初始阻尼 C_T 。

$$f_T = C_T(z_1 - z_2) \quad (10)$$

本文选取初始阻尼 C_T 为

$$C_T = C C_e \quad (11)$$

式中 C 为动载系数,是考虑其动载荷压溃力水平要比静载荷压溃力水平大10%左右^[14]。

C 为缓冲器等效阻尼。可以依据能量守恒原理求出。假定撞击过程为理想情况,一次缓冲无弹跳稳定,同时缓冲过程为匀减速运动,忽略足垫等非弹性质量的影响,有

$$\frac{1}{2} m v_T^2 + m v g l = \frac{1}{2} K_e l^2 + \frac{1}{2} v_T C d \quad (12)$$

则缓冲器等效阻尼 C_e 为

$$C_e = \frac{m v v_T^2 + 2 m v g l - K_e l^2}{v_T l} \quad (13)$$

式中 l 为缓冲器最大允许压缩行程。

v_T 为着陆器的接地下沉速度。对于一般的自由落体运动,根据能量守恒原理,当着陆器的悬停高度 h ,即着陆初始高度已知时,其接地的下沉速度为 $\sqrt{2gh}$ 。

而本文中由于考虑到存在火箭反推力的影响,以及着陆初始高度的多变,使得着陆器的接地下沉速度未知,因此需要在着陆接地之前确定着陆器的接地下沉速度 v_T 。

而当火箭反推力作用时,这个阶段除了重力外,就只有火箭作用力做功,根据能量守恒原理,有

$$m v g h = \frac{1}{2} m v_T^2 + \int_0^h K_T T_R dz \quad (14)$$

则

$$v_T = \left[2gh - \frac{2}{m v} \int_0^h K_T T_R dz \right]^{1/2} \quad (15)$$

为计算方便,本文将上式改写成

$$v_T = K_T \sqrt{2gh} \quad (16)$$

式中 K_T 为考虑火箭影响的速度修正系数,反映着陆初始高度与接地下沉速度的关系,如图5所示。

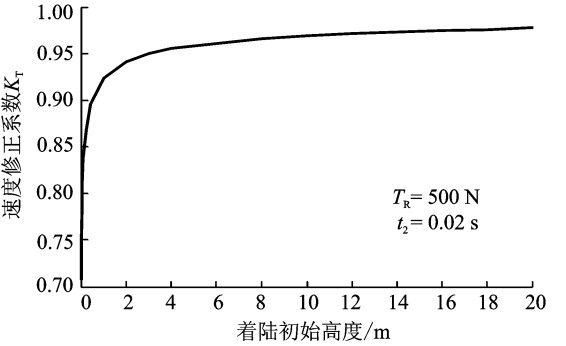


图5 速度修正系数与着陆初始高度关系

3.2.2 最优控制力

在触地撞击初期以及触地撞击末期,假设制动火箭发动机已经关闭,则整个过程的能量耗散方式主要为磁流变阻尼。通过3.1节的分析,则将式(1,2)改写成运动方程

$$\dot{x} = A x + B u + F$$

式中:状态向量 $x = [x_1, x_2, x_3, x_4] = [z_1, z_2, \dot{z}_1, \dot{z}_2]$;初始状态 $x(0) = [0, 0, v_T, v_T]^T, u = [u]$ 。

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -\frac{K_e}{M_v} & \frac{K_e}{M_v} & -\frac{C_b}{M_v} & \frac{C_b}{M_v} \\ \frac{K_e}{M_F} & -\frac{K_e + K_b}{M_F} & \frac{C_b}{M_F} & -\frac{C_b + C_G}{M_F} \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -\frac{1}{M_v} \\ -\frac{1}{M_F} \end{bmatrix} \quad F = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g + \frac{F_0 - F_f}{M_v} \\ g - \frac{F_0 - F_f}{M_F} \end{bmatrix}$$

则最优控制力为

$$u^* = -R^{-1} B^T P x(t) \quad (17)$$

式中 P 为Riccati方程

$$P A + A^T P - P B R^{-1} B^T P + Q = 0 \quad (18)$$

的解,可以通过Matlab函数lqr()来完成。 Q 和 R 为最优控制器的性能参数矩阵。由于在触地撞击初期,以最大吸能、降低过载为目标,本文取其性能参数矩阵为 $Q = \text{diag}\{1, 0, 10, 0\}, R = \text{diag}\{1\}$;而在撞击

末期,为机体振动过程,以减振为目标,其性能参数矩阵为 $Q_v=\text{diag}[10,0,1,0]$, $R_v=1$ 。

4 算例计算及分析

本文根据月球着陆器软着陆要求,选用了某型铝蜂窝着陆器进行比较分析,其性能参数为:允许的最大过载为 100 m/s^2 ,允许的最大压缩行程为 0.30 m ,等效刚度为 $60\,000\text{ N/m}$,等效阻尼为 $6\,500\text{ N}\cdot\text{s/m}$ 。

首先根据该型蜂窝缓冲器的性能参数,设计一种被动磁流变缓冲器,在电压为 5 V 时(开启状态B),其性能参数与该型铝蜂窝缓冲器相同;接着,将其电压调至 2 V 作为开启状态A,来研究电压对缓冲器的影响。最后,在被动磁流变缓冲器基础上,设计出半主动多态控制缓冲器,其中多态控制1的目标要求为:允许最大过载为 100 m/s^2 ,最大缓冲行程为 $s=0.30\text{ m}$;而多态控制2的目标要求为:允许最大过载为 100 m/s^2 ,允许的最大压缩行程为 $s=0.35\text{ m}$,来分析缓冲行程对控制的影响及其控制策略,进行仿真。

图6是在不同的初始高度下着陆器最大加速度响应变化曲线,可以看出:当达到允许的最大加速度响应 100 m/s^2 时,蜂窝着陆器着陆初始高度为 8 m ,磁流变开启状态B为 6 m ,磁流变开启状态A为 14 m ,而多态控制1为 11 m ,多态控制2为 13 m ,而且两种多态控制的曲线随着高度增加而趋于水平。

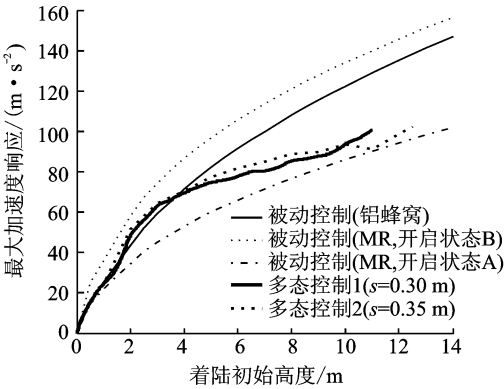


图6 不同着陆初始高度下的最大加速度响应曲线

图7是不同着陆初始高度时,各种着陆器缓冲最大缓冲行程变化曲线。由图可以看出,当着陆初始高度较低时,两种多态控制的缓冲行程最大,但随着着陆初始高度的增加,其缓冲行程的增加趋缓,尤其是在接近允许的最大压缩行程时。

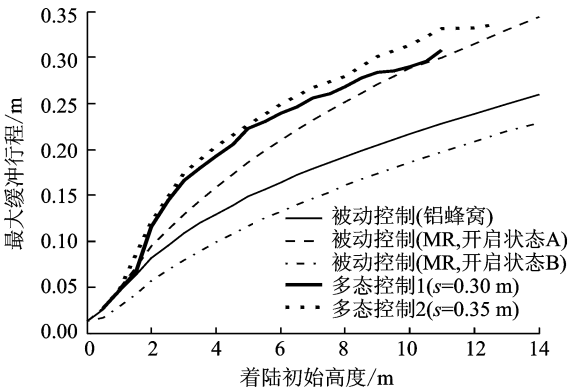


图7 不同着陆初始高度下的最大缓冲行程曲线

图8是在不同着陆初始高度下,多态控制1的机体质心位移随时间变化曲线。可以看出,在触地撞击末期,机体没有随着陆高度增加而发生较大振动,且几乎不反弹跳离地面,这能很好地保证着陆器的着陆平稳。

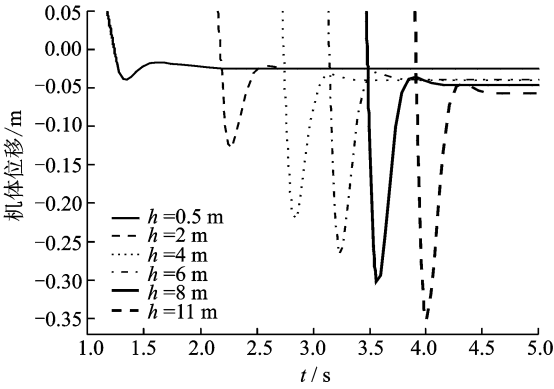


图8 多态控制月球着陆器位移随时间变化

图9是不同的着陆器,其缓冲行程与最大加速度响应关系,斜率越大,说明缓冲刚度越大。可以看出在较小的缓冲行程时,两种多态控制缓冲器的刚度中等,大于被动控制(MR,开启状态A)缓冲器的刚度,而随着缓冲行程的最大,其刚度降低,当达到最大允许缓冲行程时,其刚度达到最低。

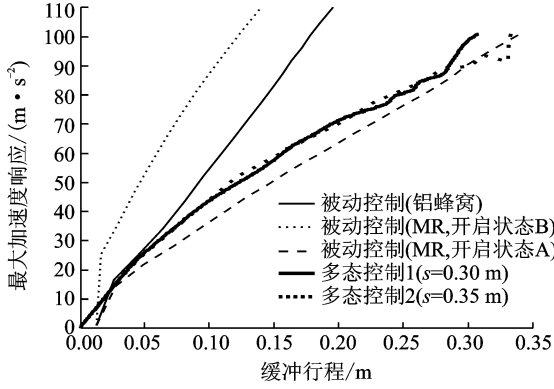


图9 最大加速度随缓冲行程变化

图10为不同的着陆器,其缓冲效率随不同初始高度变化曲线。可以看出,被动控制方式的着陆器,不论是铝蜂窝着陆器,还是MR开启状态着陆器,其缓冲效率都随着初始高度增加而降低。而采用半主动控制方式的着陆器,其缓冲效率反倒随着初始高度的增加而增加,在达到目标高度时,其缓冲效率最大。

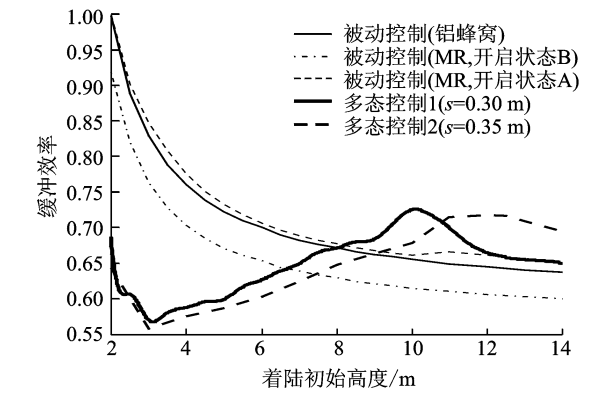


图10 不同着陆初始高度下着陆器的缓冲效率

5 结 论

本文分析研究了着陆器在着陆初始高度不定以及存在制动火箭反推力的影响下的软着陆过程。基于磁流变的阻尼可控的特性,采用了磁流变缓冲器,并根据着陆过程缓冲、减振的不同要求的特点,确定基于磁流变缓冲器的月球着陆器软着陆的多态控制。并与某型铝蜂窝着陆器试验数据进行比较分析,得出如下结论:

- (1) 对于已设计好的被动控制的缓冲器,由于其固定的缓冲性能,其最大允许行程的大小的改变对缓冲性能影响不大;但是,对半主动控制的缓冲器,其最大允许行程的大小改变对其缓冲性能影响很大,最大允许行程增大,其过载降低更多,其着陆初始高度可以更高,下沉速度可以更大。
- (2) 在允许的最大过载要求和最大缓冲行程内,半主动多态控制的磁流变月球着陆器满足安全软着陆的最大着陆初始高度最高,即允许的着陆下沉速度最大。
- (3) 由于半主动多态控制的磁流变缓冲器的缓冲效率随着着陆初始高度的增加而增加,且在达到目标高度时,其缓冲效率最大,超过被动控制的效率,因此,其对较高的着陆高度,和较大的着陆下沉

速度的适应性强,提高了高速着陆时的安全性。

(4) 半主动多态控制的磁流变缓冲器在着陆冲击后机体振动减缓,且不跳离月面,保证了着陆器的着陆平稳。

参考文献:

[1] 林华宝. 着陆缓冲技术综述[J]. 航天返回与遥感, 1996, 17(3): 1-16.

[2] 刘志全, 黄传平. 球着陆器软着陆机构发展综述[J]. 中国空间科学技术, 2006, 2(1): 33-39.

[3] Hex Web. Hex web honeycomb energy absorption systems design date[M]. Hexcel. 2002: 9-10.

[4] Walthers C R, Bell B O, Piat W J. "Fire until touch-down," a demonstration of the effects of impacting the LM descent engine upon the lunar surface [R]. AIAA Paper No 69-1020, 1969.

[5] George A Z, Harold H D. A mathematical procedure for predicting the touchdown dynamics of a soft-landing vehicle[R]. NASA TN D-7045, 1971.

[6] Holnicki-Szulc J, Pawlowski P, Mikulowski M, et al. Adaptive impact absorption and applications to landing device [J]. Advances in Science and Technology, 2008, 56: 609-613.

[7] 王少纯, 邓宗全. 新型涡流磁阻尼月球着陆器[J]. 上海交通大学学报, 2006, 40(12): 2151-2154.

[8] 李洪波. 磁流变缓冲阻尼器在月球着陆车软着陆过程中的理论与应用研究[D]. 西安: 西北工业大学土木工程学院, 2003.

[9] 毛林章. 基于磁流变技术的登月缓冲装置研究[D]. 重庆: 重庆大学光电工程学院, 2007.

[10] 翁建生, 胡海岩, 张庙康. 磁流变阻尼器的实验建模[J]. 振动工程学报, 2000, 13(4): 616-622.

[11] 侯宝林, Mehdi A. 冲击载荷作用下磁流变阻尼器的建模与分析[J]. 机械工程学报, 2006, 42(4): 173-178.

[12] 叶民镇. 地面撞击模型建模及相关参数确定[J]. 工程力学, 2006, 23(10): 107-110.

[13] Jann N Y, Kim J H, Anil K A. Resetting semi-active stiffness damper for seismic response control [J]. ASCE Journal of Structural Engineering, 2000, 126(12): 1427-1433.

[14] Rogers W F. Apollo experience report-lunar module landing gear subsystem [R]. NASA TN D-6850, 1972.