

月球探测器软着陆机构展开动力学仿真分析

孙 毅¹, 胡亚冰¹, 刘荣强², 邓宗全²

(1. 哈尔滨工业大学航天学院, 哈尔滨 150001; 2. 哈尔滨工业大学机电工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 可展开的软着陆机构是月球探测器的重要组成部分。以带间隙的多体系统动力学理论为基础, 针对一型采用四支撑悬臂式软着陆机构的月球探测器在 ADAMS 中建立了虚拟样机模型, 分别就主着陆腿系统结构柔性, 主着陆腿与基体连接间隙, 展开驱动力及探测器自旋等因素对软着陆机构展开过程的影响进行了仿真分析。结果表明, 在机构展开锁定瞬间由于结构柔性会产生难以衰减的振动, 而间隙在一定程度上有利于该振动衰减。展开驱动力越大, 展开越快, 锁定激振振幅越大, 但从展开进入稳定状态所需总时间可更短。探测器自旋则有助于机构的展开, 但自旋速度较高时对结构振动有明显影响。该结果可为软着陆机构展开方案的设计提供帮助。

关键词: 月球探测器; 软着陆机构; 展开; 动力学; 仿真

中图分类号: V476.3; TP391.9

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2010)02-0335-07

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2010.02.006

0 引言

软着陆机构是登月探测器的重要组成部分。从结构上看, 缓冲支撑杆组(包括构型, 相对舱体的布置), 缓冲器及展开/锁定机构是设计中三个主要部分。从国内外的研究现状看, 缓冲支撑杆组的结构形式主要有倒三角架式和悬臂梁式两大类; 在杆组数目及配置上, 主要有三支撑式和四支撑式, 并多采取绕舱体纵轴旋转周向对称分布的配置形式^[1-6]。该构型与配置为比较公认可行的方案。支撑杆组结构的较大改型目前较少见^[7]。在缓冲器的研究方面, 一方面是对以蜂窝材料为主的缓冲材料的性能, 合理选择和配置进行进一步研究^[8,9], 另一方面则试图开发新型的具有更优越性能的缓冲器^[10,11]。而受运载器空间的限制, 软着陆机构须具有可收拢展开的功能。在随运载器发射过程中, 软着陆机构处于收拢位置并锁定。在轨道飞行中的某一时刻, 机构解锁, 在驱动力作用下展开至着陆工作位置并重新锁定。直至着陆缓冲器工作前, 结构保持为一类桁架结构。针对悬臂式杆组形式, Apollo 系列提供了一种展开/锁定机构的方案^[4], 文献[12]亦提出了一种展开/锁定机构, 并论述了机构展开的工作原理。

从登月探测器的运动过程看, 登月轨道设计与

控制^[13,14]及着陆阶段的运动特性, 特别是缓冲特性^{[6][15]}是研究较为集中的部分, 探测器在发射阶段运载器内的振动特性也有研究^[16]。但对于软着陆机构展开动力学过程, 研究较少, 主要是对机构展开原理的介绍。文献[12]在所设计的展开/锁定机构的基础上, 进一步对采用该机构的一型四支撑软着陆机构的运动学特性进行了分析, 获得了主支撑杆运动参数的变化规律。而软着陆机构与其他桁架式空间展开结构或机械臂类似, 其展开及锁定过程既存在部件的大范围运动, 又存在振动, 其动力学特性不可忽视, 有必要对其进行进一步分析, 获得与软着陆机构展开过程密切相关的影响因素, 为设计快速、有效、稳定的软着陆机构展开方案提供依据。

悬臂梁式结构具有横向缓冲功能, 主支柱与地面夹角较大, 缓冲可靠性高, 环境适应性强, 并且更适合着陆质量较大的情况^[17]。因此本文将建立一型采用四腿悬臂式软着陆机构的月球探测器样机^[16]的仿真模型, 进行机构展开过程的动力学分析。

软着陆机构的主体由轻质细长圆筒状部件构成。在展开过程的动力学分析中, 机构部件的柔性是应当考虑的问题。

软着陆机构的解锁, 展开, 再锁定过程是拓扑结构变化的过程。这一过程不仅存在运动状态的突

变,而且再锁定的实现过程往往包含着碰撞。同时,由于加工误差,温度变化或出于机构灵活性的考虑等因素,构件间的连接往往存在间隙。在展开过程中,间隙导致的构件间带有摩擦的滑动和内碰撞会对系统的动力学特性造成影响^[18]。故而在软着陆机构展开过程分析中,连接间隙与碰撞都是应当注意的问题。

基于上述考虑,本文将针对软着陆机构展开过程中机构柔性、连接间隙、展开驱动力和整体自旋对系统动力学特性的影响进行仿真分析。

1 软着陆机构展开过程动力学原理

在软着陆机构的展开过程中,系统的动力学模型如下^[19]:

$$\begin{cases} M\ddot{q} + Kq + \Phi_q^T \lambda = Q \\ \Phi(q, t) = 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中: q —广义坐标列阵; M —系统广义质量阵; K —刚度阵; Φ_q^T —约束方程雅可比矩阵; λ —Lagrange 乘子列阵; Q —广义力阵; $\Phi(q, t) = 0$ 为理想连接约束方程。

系统的质量矩阵是时变的。物体随动参考系的平动及纯弹性变形运动惯性为常值。对多刚体系统,物体绕动参考系的转动和平移与转动之间的耦合皆与广义坐标有关,是时变的部分。考虑到构件柔性时,则平动与转动又进一步与变形发生耦合。

软着陆机构的展开过程是构件的转动过程,但展开角速度不高且展开角位移不大,展开至锁定时间短;而探测器可能存在的自转,相对速度也较低,动力刚化效应不明显,因而可采用线性化理论建模。

对于空间飞行中机构展开问题可以忽略重力的影响。广义力向量则主要包括展开驱动力及与速度二次项有关的广义力。采用扭转弹簧作为展开驱动方式时,展开驱动力矩的表达式如下:

$$M_\theta = k_\theta \theta + c_\theta \dot{\theta} \quad (2)$$

其中, k_θ 与 c_θ 分别为扭转刚度和扭转阻尼系数。

理想状态下,机构的解锁—展开—再锁定过程在方程中表现为由选定的测量值(时间,机构对应点位置等)识别切换点来确定的理想连接约束方程 $\Phi(q, t) = 0$ 的失效与激活。该类约束一经切换,在相对机构运动相当长的时间内不再发生变化。

而在实际机构中,锁定过程通常伴随着碰撞。

且机构间不可避免的存在间隙。当间隙连接的构件接触和分离时,同样会引起系统约束条件的变化,且这种变化是碰撞过程。在碰撞过程的处理上,主要有经典碰撞模式和接触变形模式两类。采用接触变形模式即始终保留发生碰撞的间隙处的自由度,而增加连接处的接触力,这样可将间隙造成的变拓扑问题变为无拓扑变化的系统动力学问题,使几何约束变为力约束,简化建模,便于仿真。该模式下的方程为^[20]:

$$\begin{cases} M\ddot{q} + Kq + \Phi_q^T \lambda = Q + F' \\ \Phi(q, t) = 0 \end{cases} \quad (3)$$

其中, F' 为接触力(含法向接触力和摩擦力)相对广义坐标的广义列阵。约束方程 $\Phi(q, t) = 0$ 仅反应不含间隙处的理想约束。

在接触变形模式下,通常采用非线性的弹簧阻尼模型来模拟法向接触力^[20],模型可表示为:

$$F_c = k_c \delta^e - c_c \dot{\delta} \quad (4)$$

式中, k 为等效弹簧刚度; c 为等效阻尼系数; δ 为接触物体间的相对穿入深度; e 为非线性弹性力指数, $e \geq 1$ 。通常以接触物体对应点的相对位置 $(x - x_1)$ 来判断接触的发生,当 $x - x_1 \leq 0$ 时,接触发生,用相应的表达式求得法向接触力,当 $x - x_1 \geq 0$ 时,法向接触力为 0,在相关方向构件相对自由运动。根据不同物质接触特点,还可有不同形式的接触模型。本文为金属构件间的接触,可采用式(4)的模型。

构件接触时,接触面上还存在有摩擦,包括静摩擦和滑动摩擦两种情况,运用库仑摩擦定律计算:

$$\text{切向无相对滑动,静摩擦: } F_{fs} = \mu_s F_c$$

$$\text{切向相对滑移,滑动摩擦: } F_{fd} = \mu_d F_c \quad (5)$$

其中, μ_s 为静摩擦系数, μ_d 为滑动摩擦系数。

本文在仿真过程中即采用上述接触变形模式的刚柔混合多体系统动力学模型,利用多体系统动力学软件 ADAMS 对探测器软着陆机构的展开过程进行研究。MSC. ADAMS 是一种集建模、计算、后处理为一体的动力学仿真软件。在满足一般的多刚体动力学模型分析的基础上,ADAMS/Flex 模块提供了与多种主要的有限元分析软件的接口,可通过将有限元软件生成的构件的模态中性文件(MNF, Modal Neutral File)导入 ADAMS 中建立柔性体。ADAMS/AutoFlex 模块则更加便利,可直接利用在 ADAMS/View 中构件的几何外形来生成柔性体。刚体之间

可直接定义接触,刚体与柔性体间的接触则可通过固定在柔性体上的哑物体——具有零质量和转动惯量(或无明显影响)的刚性零件——或通过用户自定义的子程序来实现^[21]。首先在 ADAMS 中建立了不同条件下的仿真模型,在此基础上,分别针对结构柔性、连接间隙、展开驱动力变化以及系统自旋等因素对悬臂式软着陆机构展开过程的影响进行分析。

2 四腿悬臂式软着陆机构模型

在软着陆机构展开过程中,主着陆腿与辅助着陆腿的活塞段与套筒段之间,足垫与主着陆腿活塞段间的连接均视为固定连接。同一主着陆腿两侧辅助着陆腿及各级展开杆对称,同步,因此悬臂式软着陆机构平面简化后的原理见图 1。

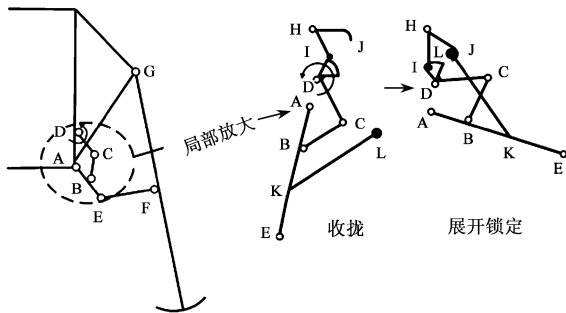


图 1 悬臂梁式软着陆机构平面简化原理
Fig.1 Sketch of softlanding gear principium

图中,DC 为展开驱动杆,在 D 处利用扭簧或电机施加力矩,驱动 DC 杆绕 D 转动,通过拉杆 CB 牵动展开杆 AE 绕 A 点转动,使辅助着陆腿 EF,主着陆腿 GF 伸展。展开驱动杆 DC 在 D 端凸轮与锁止钩下端 I 为锁定同步机构,控制锁钩 IHJ 绕 H 轴转动,当结构展开至设计工作位置后,锁钩 J 恰好钩住固定在展开杆 AE 上支杆 KL 的 L 端,使机构锁定。在锁钩 HI 段与机架间有拉簧,展开前及展开过程中使 I 端与凸轮保持接触,锁定后则提供固定锁钩所需的力。展开锁定后,四杆机构 ABCD、AEFG 固定为一类桁架结构。

本文以采用四腿悬臂式软着陆机构的某型月球着陆器样机为例进行仿真。着陆器基体为八棱柱空间桁架结构,四个位于八面体相间侧面的五面体外凸结构连接主着陆腿。辅助着陆腿套筒端与展开杆相连,活塞端以球铰与主着陆腿套筒连接。着陆器整体模型见图 2。

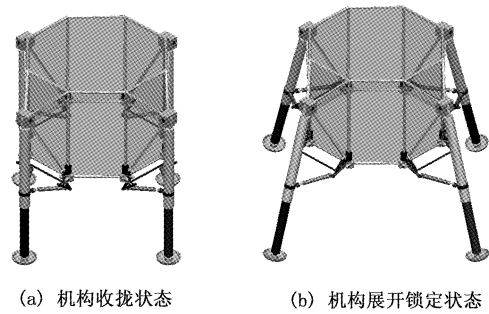


图 2 采用四腿悬臂式软着陆机构的着陆器模型
Fig.2 Softlanding gear with four groups of legs

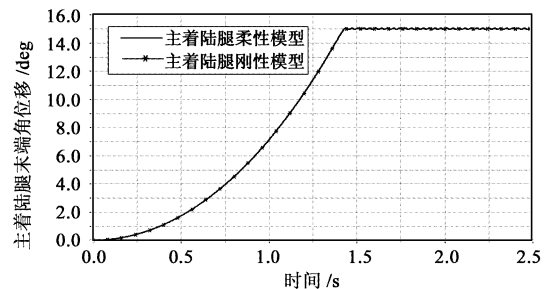
仿真分析中,除特别说明部分外,其余部分皆视为刚体,理想连接。主舱体及载荷简化为一正八棱柱刚体固定在基体桁架上,采用扭簧驱动使机构展开。由于软着陆机构的展开发生在探测器在空间飞行的过程中,因此不计重力。

3 软着陆机构展开仿真分析

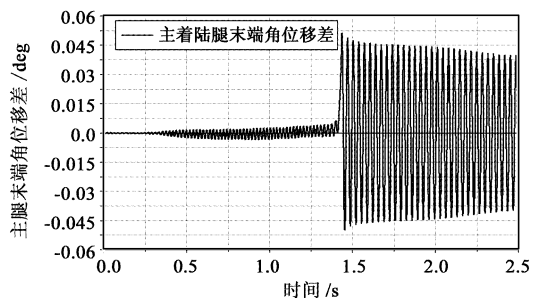
由于结构对称性,可选择一组着陆腿观察,通过考察主着陆腿活塞段末端运动状态,分析各因素对着陆腿展开特性的影响。

3.1 结构柔性 with 连接间隙

首先分析结构柔性 with 连接间隙的影响。主要考虑主着陆腿(包括套筒段 with 活塞段)的柔性以及主着陆腿与基体连接处的间隙。



(a) 主着陆腿末端展开角位移



(b) 主着陆腿末端展开角位移差

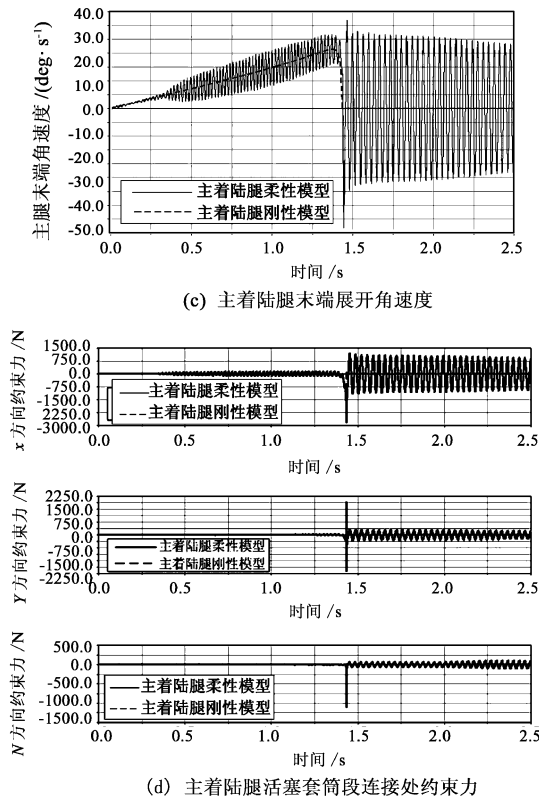


图 3 主着陆腿柔性对展开的影响

Fig.3 Effect of the flex of primary struts during deploying

如图 3(a)软着陆机构在 $t = 1.44\text{s}$ 时重新锁定。为便于观察,对图 3(a)的两条曲线作差如图 3(b)所示。由图 3(b)、(c)可以看出,结构柔性使主着陆腿在机构展开及再锁定过程中均存在明显的弹性振动。特别是在机构重新锁定的瞬间,由于速度及加速度的突变,激起的振动振幅远大于展开过程中振动的振幅,且振动衰减缓慢。这是由于锁定过程激起的主着陆腿振动是一类低频振动。在空间环境下,这种振动很难自行衰减^[22]。

主着陆腿的活塞段与套筒段的连接处是一个重要部位。在展开过程仿真分析中在该处采用固定连接。由图 3(d)可以看出,结构的柔性使连接处的相互作用力增大且呈周期性振荡,对结构局部会产生不利影响,尤其是在结构的展开方向(图中 X 向)上,作用力振荡最明显,在展开过程中既有明显振荡,锁定后振幅增大到展开过程中的 100 倍左右,且一秒后仅衰减了 20%。并且可以发现,在沿主着陆腿轴向(图中 Z 向)的约束力也存在振荡。因此,结构的柔性尤其是悬臂式的主着陆腿柔性在软着陆机构展开分析特别是主着陆腿活塞段与套筒段的连

接部分设计中是应当考虑的重要因素。

在考虑结构柔性的基础上,考察间隙的影响。设仅在主着陆腿套筒端与基体框架铰接处存在间隙。分别取间隙值为 0.2mm 、 0.3mm 和 0.5mm ,观察主着陆腿活塞段末端运动状态,如图 4 所示。

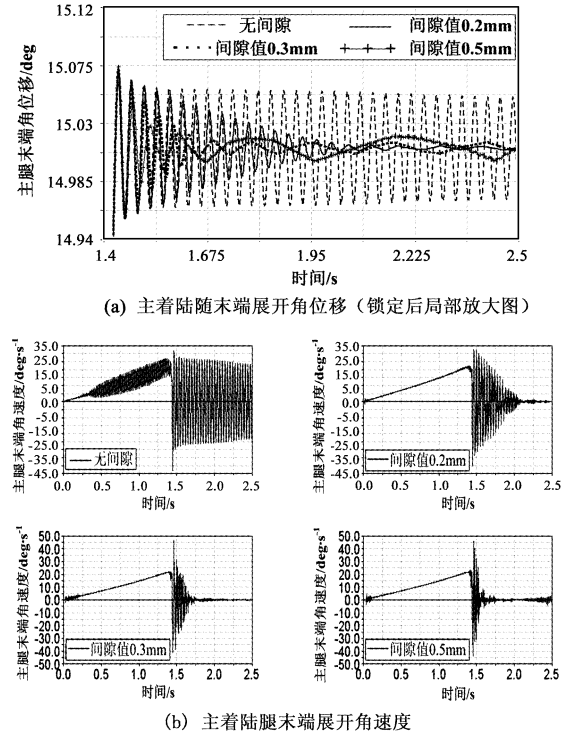


图 4 结构间隙对主着陆腿末端运动的影响

Fig.4 Effect of clearance during deploying

由图中可以看出,当存在间隙时,展开过程结构振动振幅减小,锁定激起的振动衰减明显,且一定范围内间隙越大,衰减越快。由图 4(b)可知,相对间隙值 0.2mm ,间隙增大到 0.3mm 时,角速度衰减率增大了约 2.5 倍;至 0.5mm 时,角速度衰减率则增大了约 4 倍。这是由于间隙存在导致构件间的碰撞产生能量损失造成的。由于存在间隙,主着陆腿具有平动位移和速度,随着间隙的增大,平动时间增加,碰撞力增大,阻尼作用时间增加,相应的能量损失增大,使振动衰减加快。由图中还可以看出,随着间隙的增大,由间隙造成的着陆腿整体结构相对低频摆动的影响增强。

由以上分析可以看出,结构柔性和连接间隙对软着陆机构的展开都有不可忽视的影响,在分析与设计中应当充分考虑。

3.2 展开驱动力的影响

展开驱动力的变化直接关系到展开加速度与速度,进而影响展开时结构的动力学特性。样机模型采用扭簧驱动,仿真中通过改变扭簧的刚度调节展开驱动力,考察其变化对展开过程的影响。分析中采用上述模型中计入主着陆腿柔性,主着陆腿套筒端与基体框架铰接间隙 0.2 mm 的设置。

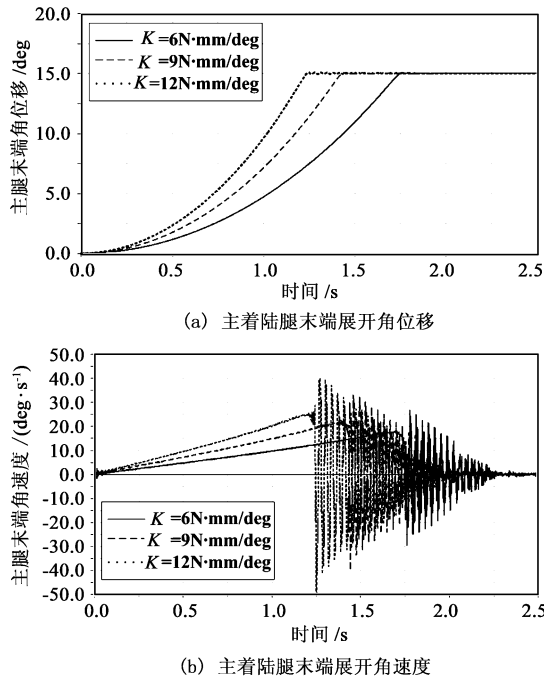


图 5 展开驱动力对展开过程的影响

Fig.5 Effect of deploying drive force

如图 5 所示,扭簧刚度比 1:1.5:2 时,展开到锁定所用时间比约为 1:0.8:0.7,锁定后,最大振幅比约为 1:1.4:1.8。可见,随着扭簧刚度的增加,亦即展开驱动力的增大,展开加速度增大,结构展开更快,但在锁定时会激起更大幅度的振动。而对同样的结构参数,振动的衰减率无变化,可看出振动的衰减率是由软着陆机构本身结构特性所决定。同时由图 5(b)中可以看出,对本文的模型和参量选取,扭簧刚度 K 取 $9 \text{ N}\cdot\text{mm}/\text{deg}$ 和 $12 \text{ N}\cdot\text{mm}/\text{deg}$ 时由解锁至展开再锁定后进入稳定状态所用时间接近,分别约为 2.14 s 和 2.15 s,且都明显短于 K 取 $6 \text{ N}\cdot\text{mm}/\text{deg}$ 时的 2.26 s。由此可知,虽然大的展开驱动力激起振幅较大而衰减率不变,意味着从机构锁定到主着陆腿振幅将至相同可接受小量,进入稳定状态所需要的时间更长,但若从机构初始解锁起算,则系统进入稳定状态所需要的总时间可能更短。可根据具体结构,合理设计展开驱动力,在控制结构振幅的同

时,使结构尽快展开。

3.3 探测器自旋的影响

软着陆机构的展开发生在探测器飞行过程中。探测器飞行中可能存在着自旋运动。这种运动对于软着陆机构的展开会产生什么样的影响是本小节研究的内容。计入主着陆腿系统柔性,主着陆腿与基体连接间隙取 0.2 mm。仿真中,在基体上施加绕着陆器对称轴的均匀角速度驱动,分别取自旋角速度为 $3^\circ/\text{s}$, $8^\circ/\text{s}$, $15^\circ/\text{s}$, $30^\circ/\text{s}$ 的结果如图 6 及表 1 所示。

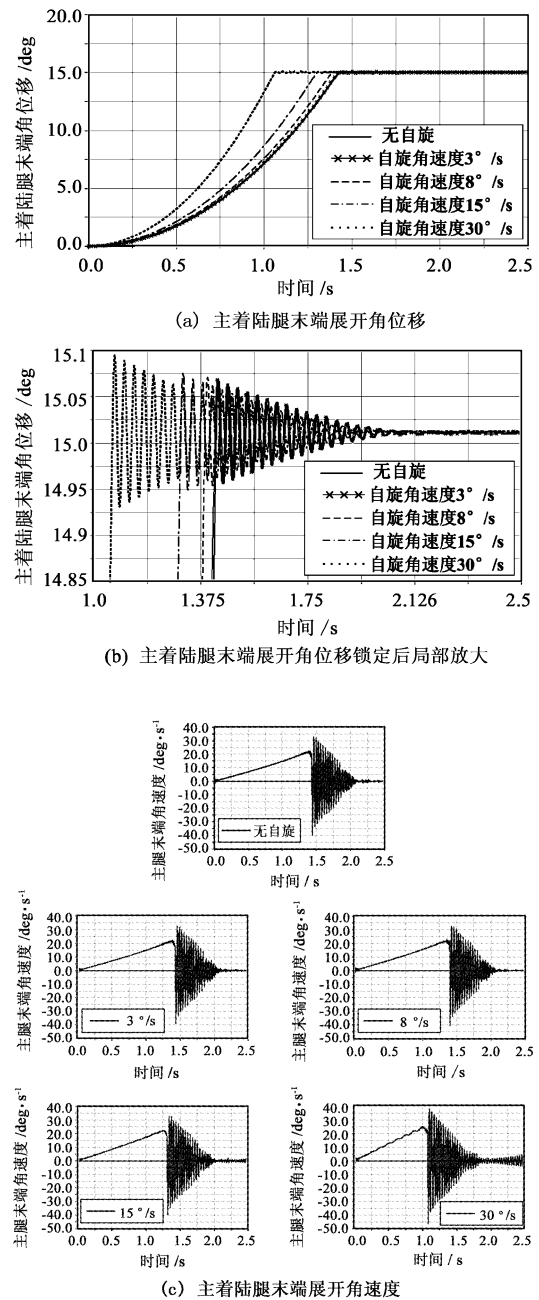


图 6 探测器自旋对展开过程的影响

Fig.6 Effect of mainbody spin

由图 6 及表 1 可知,受离心力作用的影响,探测器自旋角速度越高,软着陆机构展开越快,锁定时激振振幅越大。同时可发现展开运动与旋转运动耦合,对展开过程中及锁定后主着陆腿的振动有一定的影响。探测器主体自旋角速度较小时,机构展开速率提高,但振动所受影响不明显;自旋角速度较大时,对结构振动的影响明显增大,尤其是在结构的展

开过程中和由锁定激起的振动已衰减至极小后,主体的自旋成为了一个重要的影响因素。由图表中还可看出,随着自旋角速度增大,振幅衰减速率有所提高,而由于初始振幅的增大,振幅衰减至相同较小值所需时间占总展开时间比例增加。但展开所需总时间有下降趋势。

表 1 探测器自旋对展开过程的影响

Table 1 Effect of mainbody spin

	无自旋	3°/s	8°/s	15°/s	30°/s
锁定时刻(s)	1.438	1.432	1.399	1.313	1.073
锁定时刻角位移振幅(deg)	0.0577	0.0577	0.0597	0.0642	0.0831
角位移振幅小于 0.002°时刻(s)	2.108	2.100	2.056	2.011	1.859
振幅衰减占总展开时间%	31.78	31.81	31.96	34.71	42.28
角位移振幅衰减率	0.0831	0.0835	0.0881	0.0894	0.1037

由上述分析可知,当探测器主体自旋角速度较低时,可使展开速率有所提高,而对振动影响不大,因而不作考虑。当主体自旋角速度较高时,则有必要在软着陆机构的展开分析与设计中计入其影响。

4 结论

在带间隙的多体系统动力学理论基础上,通过对一型采用四支撑悬臂式软着陆机构的月球探测器虚拟样机模型的分析,可以得到以下结论:

(1) 在着陆腿展开锁定的整个过程中,尤其是锁定瞬间,由于结构柔性会产生难以衰减的振动,间隙的存在一定程度上有利于该振动的衰减,对本文结构,间隙 0.2 mm 时衰减速度约为无间隙的 4 倍。并且随着间隙的增大,衰减率会有较明显提高。但间隙的增大同时会使着陆腿结构的整体摆动幅度加大。因此在月球探测器软着陆机构的设计与分析中,结构柔性与连接处的间隙是不可忽视的部分。

(2) 软着陆机构展开驱动力越大,展开越快,相应的展开末速度越大,锁定激振振幅越大。相同结构条件(材料,几何参数,间隙值)下,由于振动衰减率相同,锁定后振动振幅衰减至相同值需要更长的时间。但由开始展开到锁定后进入稳定状态所需总时间则可能更短。因此设计合理的展开驱动力,以在控制主着陆腿振动振幅的同时,缩短从展开到锁定后稳定的时间也是有意义的。

(3) 探测器自旋有助于提高机构的展开速度,但自旋运动与展开运动的耦合增加了问题的复杂性。自旋角速度较小时,可提高展开速度而对结构

振动影响不大,总体看对软着陆机构的展开过程有利,设计与分析中也可不考虑。而随着自旋角速度的增大,对结构振动的影响亦明显增大,并且在展开过程中和由锁定激起的振动消减后成为主要的影响因素之一,有必要对相应的振动抑制进行研究。

参考文献:

- [1] Novara D, Kassing D. The leda mission: exploration opportunities prompted by a return to the moon[J]. *Adv. Space Res.*, 1997, 19(10):1629 - 1635.
- [2] Parkinson R C. The use of system models in the euroMoon spacecraft design[J]. *Acta Astronautica*, 44(7-12):437 - 443.
- [3] WANG Shao-chun, DENG Zong-quan, HU Ming, GAO Hai-bo. Dynamic model building and simulation for mechanical main body of lunar lander[J]. *J. CENT. South Univ. Technol.*, 2005, 12(3):329 - 334.
- [4] Rogers W F. Apollo Experience Report:Lunar Module Landing Gear Subsystem[R]. NASA Technical Note D - 6850, 1972.6:1 - 52.
- [5] Lafontaine J D, Kassing D. Technologies and concepts for lunar surface exploration[J]. *Acta Astronautica*, 1996, 38(2):125 - 129.
- [6] Masahiro Nohim, Akira Miyahala. Modeling for lunar lander by mechanical dynamics software [C]. *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit*, 2005.8, San Francisco, California. AIAA 2005 - 6416:1 - 9.
- [7] Farmer D A, Heimerman K E, Weiss A H. Status of the development of a low-cost miniature planetary lander[C]. *Acta Astronautica*, 1995, 35:709 - 716.
- [8] 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):1723 - 1728. [ZHU Wang, YANG Jian-zhong. Modeling and simulation of landing leg for the lunar landing gear system[J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(6):1723 - 1728(in Chinese).]
- [9] 陈金宝,聂宏,赵金才,等. 月球探测器软着陆缓冲机构着陆性能分析[J]. *宇航学报*, 2008, 29(6):1729 - 1732. [CHEN Jin-bao, NIE Hong, ZHAO Jin-cai, et al. Research of the factors of

- buffering performance in lunar lander[J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(6):1729 - 1732(in Chinese).]
- [10] 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. [WANG Shao-chun, DENG Zong-quan. A novel lunar lander with magnetic damping of eddy current[J]. Journal of Shan Hai Jiao Tong University, 2006, 40(12): 2151 - 2154.]
- [11] 张莹, 聂宏, 陈金宝. 用于月球登陆器软着陆的磁流变缓冲器设计与分析[J]. 上海航天, 2009, 1: 48 - 52. [ZHANG Ying, NI Hong, CHEN Jin-bao. Design and analysis of MR bumper about lunar damper soft landing[J]. Aerospace Shanghai, 2009, 1: 48 - 52(in Chinese).]
- [12] 黄传平, 刘志全. 月球探测器软着陆机构展开过程的运动学分析[J]. 中国空间科学技术, 2007, 4(2): 10 - 16. [HUANG Chuan-ping, LIU Zhi-quan. Kinematic analysis of softlanding mechanism for a lunar probe in the deployment process[J]. Chinese Space Science and Technology, 2007, 4(2): 10 - 16(in Chinese).]
- [13] 王^①, 李俊峰, 崔乃刚, 刘曦. 登月飞行器软着陆轨道的遗传算法优化[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2003, 43(8): 1056 - 1059. [WANG Jie, LI Jun-feng, CUI Nai-gang, LIU Dun. Genetic algorithm optimization of lunar probe soft-landing trajectories[J]. J T singhua Univ (Sci & Tech), 2003, 43(8): 1056 - 1059(in Chinese).]
- [14] SHI Dele, YE Pei-jian. Lunar lander precise location and safely landing technology[J]. Spacecraft Engineering, 2007, 16(3): 9 - 16.
- [15] 王闯, 刘荣强, 邓宗全. 高海波月球着陆器着陆过程动力学分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(4): 381 - 385. [WANG Chuang, LIU Rong-qiang, DENG Zong-quan, GAO Hai-bo. Dynamics analysis of lunar lander's landing process[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(4): 381 - 385(in Chinese).]
- [16] 邓宗全, 王闯, 刘荣强, 高海波. 空间桁架式着陆器的动力学分析[J]. 振动与冲击, 2007, 26(10): 169 - 173. [DENG Zong-quan, WANG Chuang, LIU Rong-qiang, GAO Hai-bo. Dynamic analysis of spatial trussed lunar lander[J]. Journal of Vibration And Shock, 2007, 26(10): 169 - 173(in Chinese).]
- [17] 杨建中, 曾福明, 张^②. 月球探测器软着陆机构综述[C]. 中国宇航学会深空探测技术专业委员会第一届学术会议论文集, 哈尔滨, 2005: 135 - 139. [YANG Jian-zhong, ZENG Fu-ming, ZHANG He. Review of landing gear system for the lunar lander[C]. Harbin: 1st Proceeding for Committee of Deep Space Exploration Technology CSA (Chinses Society of Astronautics), 2005: 135 - 139 (in Chinese).]
- [18] 吴德隆, 王毅, 文荣. 空间站大型伸展机构动力学研究的若干问题[J]. 中国空间科学技术, 1999, 12(6): 29 - 38. [WU De-long, WANG Yi, WEN Rong. Some problems on the dynamics of large deployable mechanisms for space station[J]. Chinese Space Science and Technology, 1999, 12(6): 29 - 38(Chinese).]
- [19] 阎绍泽, 陈鹿民, 季林红, 等. 含间隙铰的机械多体系统动力学模型[J]. 振动工程学报, 2003, 16(3): 290 - 294. [YAN Shao-ze, CHEN Lu-min, JI Lin-hong, et al. Dynamic modeling of multi-body system with clearance joints[J]. Journal of Vibration Engineering, 2003, 16(3): 290 - 294(in Chinese).]
- [20] 阎绍泽, 申永胜, 陈洪彬. 考虑杆件柔性及铰间隙的可展结构动力学数值模拟[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2003, 43(2): 145 - 148. [YAN Shao-ze, SHEN Yong-sheng, CHEN Hong-bin. Dynamic performance of deployable structures with flexible members and clearance connections[J]. Tsinghua Univ (Sci & Tech), 2003, 43(2): 145 - 148(in Chinese).]
- [21] 邢俊文, 主编. MSC. ADAMS/Flex 与 AutoFlex 培训教程[M]. 第一版. 北京: 科学出版社, 2006. [XING Jun-wen. editor in chief. The Train tutorial of MSC. ADAMS/Flex and AutoFlex[M]. Science Press, Beijing, China, 2006(in Chinese).]
- [22] 黄文虎, 邵成勋, 等. 多柔体系统动力学[M]. 第一版. 北京: 科学出版社, 1996. [HUANG Wen-hu, SHAO Cheng-xun. Dynamics of Flexible Multibody systems[M]. Science Press, Beijing: China, 1996(in Chinese).]

作者简介: 孙毅(1961 -), 男, 教授, 博士生导师, 研究方向为航天器动力学。
通信地址: 哈尔滨市南岗区西大直街 92 号哈尔滨工业大学 344 信箱(150001)
电话: (0451)86418100
E-mail: sunyi@hit.edu.cn

Simulation Analysis of the Deploying Process of Deployable Landing Gear Based on ADAMS

SUN Yi¹, HU Ya-bing¹, LIU Rong-qiang², DENG Zong-quan²

(1. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. School of Mechatronics Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Deployable landing gear is an important part of Lunar lander. The ADAMS model of a Lunar lander with four strut groups was built in this paper. The effects of the flexibility of primary strut, joint clearance, deploying driver force and the spin of mainbody on the dynamic character of landing gear during deploying were analyzed. The simulation results show that the vibration excited on the lock instantaneousness is difficult to be attenuated because of the flexibility of primary strut. And joint clearance is helpful to attenuation this vibration in a certain extent. The deploy velocity of landing gear increase with the augment of deploying driver force, and the swing of the vibration excited on the lock instantaneousness also increase. But the whole time of deploying can be shorter. If the mainbody spins, the landing gear will deploy faster. The effects of spin on the vibration will increase with the angle velocity increasing. These results are useful to the design of deploy projects.

Key words: Lunar lander; Landing gear; Deploy; Dynamics; Simulation