月球软着陆动力学分析与仿真

罗松柏 赵永嘉

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘 要: 以4腿式月球探测器为研究对象,分析了探测器的部件结构与物理属性、月球物理环境等综合因素.在探测器动力学研究中,提出了一种基于结构的分块参数化仿真方法,分析探测器着陆时的受力,建立着陆腿与足垫等关键部件的动力学模型,利用简化探测器结构,综合各部分模型.结合虚拟现实可视化仿真技术,实现月球软着陆过程仿真.通过仿真反映出月面坡度与着陆速度、刚度系数与阻尼系数等初始条件对软着陆效果的影响,验证方法的有效性.该方法已成功应用于登月工程研究.

关 键 词: 月球软着陆; 动力学; 结构; 仿真

中图分类号: TP 391.9

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)02-0185-06

Dynamic analysis and simulation of soft-landing for lunar lander

Luo Songbai Zhao Yongjia

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Taking the four-leg lunar lander as the study object, the lander's component structure and lunar physical attribute was analyzed. When studying the lander's dynamics, a block parameter simulation method based on structure was proposed, which analyzes the lander's dynamic behavior during the landing moment, derives the buffers' and foot pads' dynamic model individually and integrates each model through simplifying lander's structure. Technology of visual simulation was introduced and simulation of lunar-landing was realized. The effects of different initial conditions, such as slop of lunar surface and lading velocity, stiffness coefficient and damping coefficient were measured through simulation. The result verifies the validity of the method. This method has already successfully applied in engineering research of lunar-landing.

Key words: lunar landing; dynamics; structure; simulation

月球软着陆技术是我国探月工程的一项关键技术.为了保障探测器上搭载的设备与人员的安全,使得探测器平缓、顺利地着陆在月球表面,防止出现着陆器过载与倾倒,必须对月球软着陆过程进行严格的动力学分析与研究.目前,国内外学者在月球软着陆技术方面进行了大量的研究[1-3].研究工作主要集中在对探测器上的缓冲装置进行整体的动力学分析,例如文献[4-5]对铝蜂窝结构进行了动力学分析,文献[3]提出了一种感应磁阻尼的新型缓冲结构,文献[6]分析了液压/气压软着陆缓冲装置.但是月球软着陆是一个复杂的过程,不仅仅依赖于缓冲装置,还受诸多因素影响,而且整体上分析得到的动力学模型复杂且不通用,不具有可扩展性和仿真实时性.

针对上述问题,本文提出了一种基于结构的分块参数化仿真方法,对月球软着陆进行仿真,提高了仿真的真实感与实时性.

1 月球软着陆综合因素分析

月球软着陆在探测器本身动力学性能以外还受多种综合因素影响.针对动力学仿真的实际需

收稿日期: 2010-11-10; **网络出版时间**: 2012-02-21 11:47; **DOI**: CNKI:11-2625/V.20120221.1147.028

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120221.1147.028.html

基金项目: 国家高技术研究发展计划资助项目(2009AA01Z333)

作者简介: 罗松柏(1986-),男,四川成都人,硕士生,ericluo95@gmail.com.

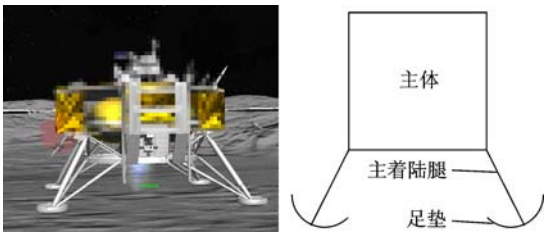
要,重点讨论了其中最为重要的两项因素:探测器的结构与月表环境.

1.1 探测器结构分析

通常的月球探测器动力学研究缺少对结构因素的单独分析,只是直接对探测器整个缓冲装置进行动力学建模仿真,有如下不足:①通用性差,只能针对特定的探测器,当探测器结构、材料改变时不可扩展;②模型复杂,仿真实现困难,且不满足仿真实时性要求.

针对上述问题,本文对动力学分析仿真方法进行了改进. 首先分析探测器结构并做简化,然后进一步分析探测器软着陆时的受力情况,对其中的关键部件建立合理的参数化模型. 提出了一种基于结构的分块参数化仿真方法. 探测器的改变只需要对模型结构和物理参数进行相应的修改,通用性增强. 从各个部件的角度建立动力学模型并考虑整体结构,更加符合实际情况,模型更加简化且真实性增强.

采用 4 腿式月球探测器进行结构分析与建模仿真. 其外形如图 1a,由探测器主体和软着陆机构两部分组成. 探测器主体搭载有效载荷,软着陆机构连接在主体上发挥缓冲与支撑作用[7],是实现探测器软着陆的关键,由安装有缓冲器的主着陆腿、刚性辅助支撑腿、塑性足垫和展开锁定机构组成. 各部分基本功能如表 1 所示.



a 外形 b 结构简化

图 1 探测器模型及其结构简化示意图

表 1 软着陆机构基本组成与功能

结构	功能
支撑杆	保持着陆过程中的姿态稳定和着陆后的长久支撑
缓冲器	吸收着陆时产生的冲击能量,保证探测器与搭载的设备不受到损坏
足垫	增大探测器与月球表面的接触面积,减小压强;同时避免由于水平速度的存在导致探测器倾倒
展开机构	展开并锁定着陆腿,起辅助支撑作用

由表 1 可以看出,缓冲器在着陆瞬间吸收主要的纵向冲击能量;足垫吸收部分纵向冲击能量,并吸收主要的横侧向冲击能量,防止探测器发生侧滑. 这两部分是探测器软着陆的关键部件. 对于动力学分析,重要的是探测器整体着陆性能,探测器主体的内部结构,与软着陆无关的设备对探测器着陆性能影响很小,因此可将探测器模型结构进行简化,图 1b 为简化示意图.

1.2 月表环境分析

月表环境包括近月环境与月面环境,是影响月球软着陆效果的重要因素之一. 考虑到物理建模与仿真实际要求,需要着重注意以下几点:

1) 近月重力加速度为 $g_{月} = 1.63\ \mathrm{m/s^2}$;

2) 月表真空度为 2.7×10^{-10} Pa,属于高度真空;

3) 月壤平均厚度为 5 ~ 10 m,平均密度为 1 500 ~ 2 500 $\mathrm{kg/m^3}$,结合力为 0.02 ~ 0.20 $\mathrm{N/m^2}$,有效摩擦因数约为 0.4 ~ 0.8[7];

4) 月表主要由高地、月海和环形坑组成,地形斜度最大约 39°,撞击坑外侧一般都小于 25°,月表高地小于 30°,月海地区相对平坦,最大坡度为 17°.

2 探测器关键部件动力学建模

在简化探测器结构的基础上,通过对探测器软着陆时的受力情况进行分析,分别建立各关键部件的统一动力学模型,以实现简单、真实、仿真实时性与扩展性好等目标.

2.1 缓冲器的动力学模型

探测器着陆机构通常采用对称结构,各着陆腿的动力学性能一致,只需取其中一条进行分析. 目前,多腿式月球探测器软着陆机构上主要采用的缓冲器有铝蜂窝缓冲器和液压缓冲器.

1) 铝蜂窝缓冲器动力学分析. 铝蜂窝缓冲器通过压缩内筒中的铝蜂窝材料,如图 2 所示,产生变形来吸收冲击能量,具有质量轻、缓冲行程长和工作可靠等优点.

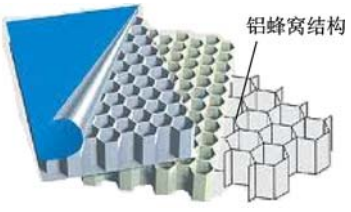


图 2 铝蜂窝材料

当铝蜂窝材料被压缩时,应力应变曲线可分为:弹性段、屈服段及致密段. 弹性段与屈服段比为小量,可先忽略其弹性,通过永久变形吸收能量实现缓冲,压缩时做的总功为

$$W = \int_0^L P_s(x)\,\mathrm{d}x \tag{1}$$

式中,$P_s(x)$为铝蜂窝静态压缩载荷;L 为总缓冲

行程;x 为压缩变形量. 如将压缩过程中垮塌载荷看作恒力,则平均载荷为

$$P_s = W/L \tag{2}$$

此 P_s 作为静垮塌载荷,对同一类型蜂窝来说是一个定值,可通过大量试验得到. 在实际情况中,铝蜂窝在不同冲击速度下,其垮塌载荷也不同,用垮塌系数 η 表示动垮塌载荷 P_d 与 P_s 的关系如下[5]:

$$\eta = P_d/P_s \tag{3}$$

η 可以采用二次多项式近似表达:

$$\eta = 1 + av_{al} + bv_{al}^2 \tag{4}$$

式中,a,b 为待定系数,不同型号的铝蜂窝具有不同数值,可由实验测得;v_{al} 为铝蜂窝的冲击速度.

假设 m_{al} 为铝蜂窝缓冲器所支撑的等效探测器质量,x_{al} 为铝蜂窝实际缓冲行程,由式(3)、式(4)可以推出铝蜂窝缓冲器的运动微分方程为

$$m_{al}\ddot{x}_{al} + P_s + P_s a\dot{x}_{al} + P_s b\dot{x}_{al}^2 = 0 \tag{5}$$

如果考虑铝蜂窝的弹性,并假设铝蜂窝的刚度系数为 K_{al},式(5)进一步演变为

$$m_{al}\ddot{x}_{al} + P_s + P_s a\dot{x}_{al} + P_s b\dot{x}_{al}^2 + K_{al}x_{al} = 0 \tag{6}$$

2) 液压缓冲器动力学分析. 液压缓冲器的结构如图 3 所示,液体密封在缓冲器的缸体内部,缓冲器吸能时向两侧流动. 探测器在月球表面着陆时,着陆腿受外力作用推动活塞运动,液体流经阻尼孔,产生缓冲阻尼力. 同时,由于弹簧和被压缩的液体反弹,推动活塞反向运动,缓冲器最后能够恢复姿态. 液压缓冲器具有缓冲平缓,吸能后能恢复等优点.

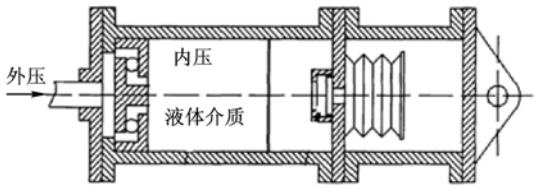


图 3　液压缓冲器结构

假设内外腔液压作用面积相等,都为 A,忽略杆与内壁的摩擦力,液压缓冲器的运动微分方程为

$$m_{hy}\ddot{x}_{hy} + K_{hy}x_{hy} + A\Delta P = 0 \tag{7}$$

式中,m_{hy} 为液压缓冲器所支撑的等效探测器质量;x_{hy} 为液压缓冲器缓冲行程;K_{hy} 为弹簧刚度系数;ΔP 为内外腔的压力差. ΔP 与液压缓冲器活塞速度 v_{hy} 之间有对应函数关系,如图 4 所示[8].

图 4 曲线可近似看作分段线性曲线,液压缓冲器的阻尼系数为 AC_i,其中,C_i 为各分段直线的斜率,式(7)转化为

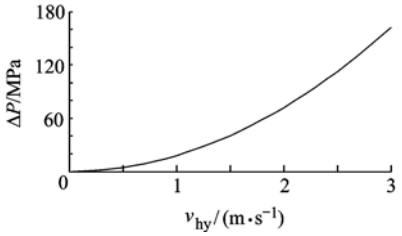
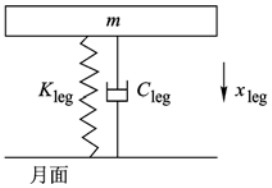


图 4　液压缓冲器的 ΔP-v_{hy} 关系曲线

$$m_{hy}\ddot{x}_{hy} + AC_i\dot{x}_{hy} + K_{hy}x_{hy} = 0 \tag{8}$$

3) 着陆腿动力学模型. 由式(6)、式(8)可以看出,铝蜂窝缓冲器和液压缓冲器的运动微分方程都可以等效为有阻尼自由振动微分方程,其中阻尼系数和刚度系数可能是一个非线性变化的量,可以通过分段线性来进行模拟. 着陆腿缓冲器动力学等效模型如图 5 所示.



m—着陆腿支撑等效探测器质量(kg);K_{leg}—着陆腿缓冲器刚度系数(N/m);C_{leg}—着陆腿缓冲器阻尼系数(N·s/m);x_{leg}—着陆腿缓冲器行程(m).

图 5　缓冲器简化模型

取平衡位置为坐标原点,振动方程中不考虑重力影响. 着陆腿缓冲器的运动微分方程为有阻尼自由振动微分方程的标准形式:

$$m\ddot{x}_{leg} + C_{leg}\dot{x}_{leg} + K_{leg}x_{leg} = 0 \tag{9}$$

式(9)是着陆腿缓冲器的统一参数化模型,K_{leg} 与 C_{leg} 反映了着陆腿缓冲器的物理属性.

2.2　足垫的动力学模型

足垫是探测器与月面直接接触的部件,在着陆腿末端用球铰链与着陆腿相连,有一定的缓冲能力. 足垫与月壤的接触作用力包括法向接触力和切向摩擦力两部分. 法向接触力可以等效为弹簧阻尼模型,接触力方程为

$$\boldsymbol{F}_n = K_{pad}x_{pad} + C_{pad}\dot{x}_{pad} \tag{10}$$

式中,K_{pad},C_{pad} 为与接触变形 x_{pad} 和变形率 $\dot{x}_{pad}$ 相关的足垫的刚度和阻尼系数.

切向摩擦力可以等效为库仑摩擦模型,假设 μ 为足垫与月面的摩擦系数,则接触力方程为

$$\boldsymbol{F}_f = \mu\boldsymbol{F}_n \tag{11}$$

式(10)、式(11)是足垫的统一参数化模型,K_{pad} 和 C_{pad} 以及 μ 反映了足垫的物理属性.

3　月球软着陆仿真实现

在前文月球软着陆各因素分析的基础上,与

虚拟现实可视化仿真技术结合,解决仿真中物理模型构建的问题,实现基于本文动力学分析的月球软着陆过程仿真.

3.1 月球环境参数设置

由前文月表环境分析,将月球物理环境的重力加速度参数设置为 1.63 m/s^2. 同时,由于月表环境为高度真空,忽略探测器着陆时空气阻力.

月壤对于着陆效果有重要影响,它的密度决定了着陆时足垫下陷深度、缓冲力大小以及缓冲时间长短;月壤与足垫的横向相互作用摩擦系数决定了探测器能以多大的水平速度着陆而不倾覆. 根据前文分析,将密度设置为 2 000 kg/m^3;摩擦系数设置为 $\mu = 0.45$(近似认为静摩擦系数与动摩擦系数一致).

月面地形特点也是影响着陆效果的关键性因素. 为了模拟月球上不同着陆地点的地形特点,本文将仿真中地形的坡度设为可调的,能够全面的模拟高地、月海和环形坑.

3.2 探测器整体模型实现

在 3dsmax 中构造探测器模型(图 6),将模型整体拆分为探测器主体、4 条着陆腿与 4 只足垫,共 9 部分,分别对各部分建立物理实体模型,如图 6 中被框包围的是经过简化的探测器各部分物理实体.

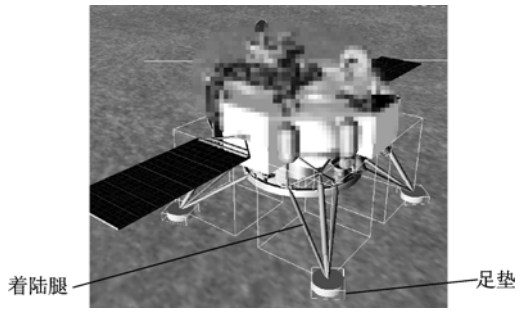


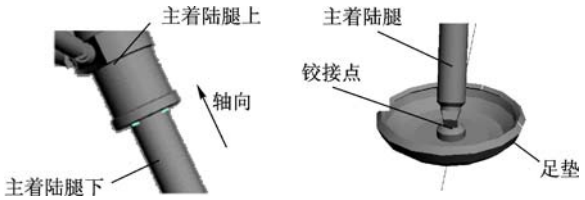
图 6 探测器模型与简化

依据某探测器实际情况,各部件基本参数设置如下:主体质量为 1 200 kg,主体尺寸为 2 m × 1.5 m × 2 m;着陆腿质量为 100 kg,着陆腿尺寸为 0.30 m × 1.55 m × 0.30 m;足垫质量为 15 kg,足垫尺寸为 0.46 m × 0.16 m × 0.46 m.

3.3 着陆腿与足垫模型实现

足垫是着陆时首先触月的部件,与主着陆腿以球铰链方式连接,具有 2 个方向上的转动自由度. 当其受到月表作用力时,会通过铰接关节传给主着陆腿一个沿着陆腿轴向上的力. 着陆腿分为着陆腿上部与下部,通过滑动关节连接,具有轴向的滑动自由度,作用力经过缓冲器模型最后传至主体. 根据上述分析,建立着陆腿与足垫的模型如图 7 所示.

着陆腿(缓冲器)缓冲过程简化模型为式(9),该模型由连接着陆腿上部与下部的滑动关节模拟. 图 7a 为着陆腿滑动关节结构. 滑动轴向设置为探测器主体中心与着陆腿中心的连线.



a 腿关节 b 足垫关节

图 7 着陆腿与足垫结构示意图

足垫的动力学模型为式(10)、式(11),该模型由足垫与着陆腿之间的球铰链关节模拟. 图 7b 为足垫关节结构. 铰接点设置在着陆腿的末端.

关节的参数主要有错误消减参数 P_{ERP} 与柔约束和约束力混合 P_{CFM},其设置依据[9]为

$$\left.\begin{aligned} P_{\mathrm{ERP}} &= hK/(hK+C) \\ P_{\mathrm{CFM}} &= 1/(hK+C) \end{aligned}\right\} \tag{12}$$

式中,K 和 C 可以是着陆腿的 K_{leg} 和 C_{leg},也可以是足垫的 K_{pad} 和 C_{pad}. 通过式(12),缓冲器与足垫的动力学参数化模型转化为仿真中参数化模型.

对于足垫模型,其 μ 已在月球环境参数设置中设定为 0.45.

3.4 仿真流程

仿真流程图如图 8 所示.

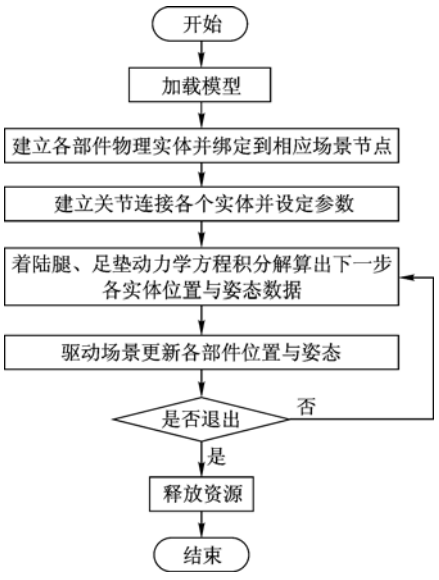


图 8 仿真流程图

4 仿真结果分析

本文设计 2 组实验:①不同月面坡度 θ 下的最大着陆速度;②缓冲器刚度系数与阻尼系数改

变对着陆效果的影响,以此验证本文方法.

1) θ 与着陆速度 v 对着陆效果的影响. 设置着陆腿 K_{leg} = 50 kN/m, C_{leg} = 6 kN · s/m; 足垫 K_{pad} = 40 kN/m, C_{pad} = 2 kN · s/m. 假设探测器以水平姿态着陆,在仿真平台中测出各种 θ 下允许着陆的最大高度 h_{max},然后根据能量守恒原理,求出允许着陆的最大速度 v_{max}.

测试结果如表 2 所示.

表 2　θ 与 h_{max}, v_{max} 关系

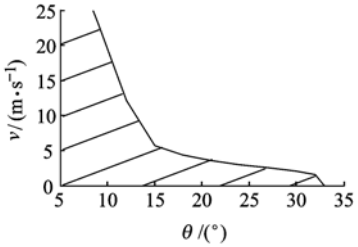
θ/(°)	h_{max}/m	v_{max}/(m · s^{-1})
9	164	23.12
12	45	12.11
15	10	5.71
18	6	4.42
21	4	3.61
24	2.8	3.02
27	2	2.55
30	1.3	2.05
32	0.8	1.61
33	0	0

θ 与 v 关系如图 9a 所示,斜线部分为允许着陆区域. 可以看出,随着 θ 的增加,允许着陆速度的最大值 v_{max} 越来越小,当 θ 增加到某一临界值,探测器便不能稳定的静立在月面上,v_{max} 降至 0.

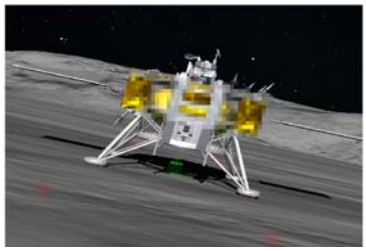
例如,θ = 15°,当 v = 4.42 m/s 时,探测器状态位于图中的允许着陆区域,其着陆时的状态截图如图 9b 所示,图中的探测器稳定的着陆在月面之上. 当 v = 6.25 m/s 时,探测器状态不在图中的允许着陆区域,图 9c 为此时的软着陆状态截图,图中的探测器由于过大的冲击力而弹起倾覆.

2) 刚度系数与阻尼系数对着陆效果的影响. 选用不同材质和型号的缓冲器,其刚度系数和阻尼系数各不相同,会对探测器的着陆效果产生影响. 当缓冲器的刚度系数过小时,着陆腿的支撑能力变弱可能导致探测器主体直接触地,刚度系数过大时,探测器软着陆过程的缓冲行程变小,缓冲效果向“硬着陆”靠近. 当缓冲器阻尼系数过小时,探测器震荡加剧,稳态时间变长;当阻尼系数过大时,缓冲时间变短,着陆器缓冲效果变差.

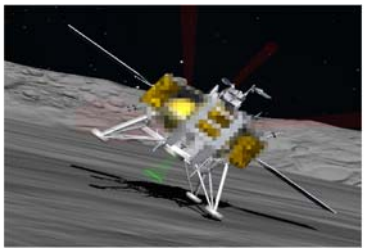
例如,v = 4.42 m/s, θ = 5° 时,如果着陆腿 K_{leg} = 50 kN/m, C_{leg} = 6 kN · s/m,探测器软着陆时的位置变化曲线如图 10a 中的实线所示,探测器着陆后反弹较小,能够迅速稳定;如果着陆腿 K_{leg} = 50 kN/m, C_{leg} = 0.6 kN · s/m,探测器软着陆时的位置变化曲线如图 10a 中的虚线所示,探测器着陆后反弹过大,振荡加剧,稳定时间较长. 过大的反弹和稳定时间会对设备产生不利影响,



a　允许着陆区

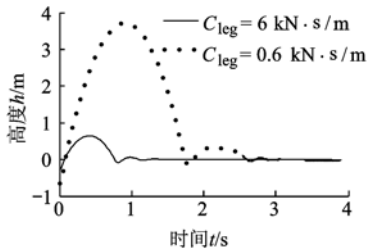


b　θ = 15°, v = 4.2 m/s

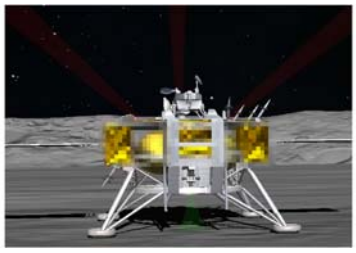


c　θ = 15°, v = 6.25 m/s

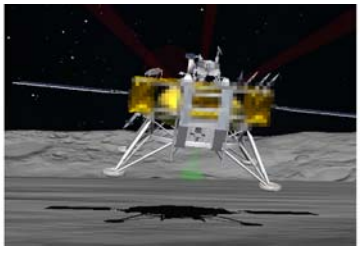
图 9　仿真测试结果 1



a　着陆位置变化曲线



b　K_{leg} = 50 kN/m, C_{leg} = 6 N · s/m



c　K_{leg} = 50 kN/m, C_{leg} = 600 N · s/m

图 10　仿真测试结果 2

且有可能造成探测器倾覆.

图 10b 和图 10c 是以上两种情况探测器着陆后第 1 次弹起至最大高度时的截图. 由图可以看出,第 1 种情况反弹小,探测器姿态稳定;第 2 种情况反弹大,探测器姿态变化大,容易失去平衡.

5 结 论

仿真结果表明:本文方法能够直观、真实地反应出着陆情况,对月面坡度与着陆速度、刚度系数与阻尼系数等初始条件对着陆效果的影响能够准确地做出响应,具有良好的真实感与实时性. 同时参数化的设计使得仿真的扩展性增强. 仿真结果验证了本文方法的有效性.

参考文献 (References)

[1] Hilderman R A, Mantus M, Lerner E. Landing dynamics of the lunar excursion module (method of analysis) [R]. AIAA-66A-42771, 1966

[2] 王少纯,邓宗全,高海波,等. 微小型月球着陆器冲击隔离着陆腿研究[J]. 哈尔滨工业大学学报,2004,36(2):180 - 182
Wang Shaochun, Deng Zongquan, Gao Haibo, et al. Design of impact isolating landing legs for micro-miniature lunar lander[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2004, 36(2): 180 - 182(in Chinese)

[3] Thompson W C. Dynamic model investigation of the rough-water landing characteristics of a spacecraft [R]. AIAA Paper-67-23281, 1967

[4] 蒋万松,黄伟,王海涛. ADAMS 用户子程序在软着陆动力学仿真中的应用[J]. 航天返回与遥感,2009,30(4):11 - 18
Jiang Wansong, Huang Wei, Wang Haitao. Application of DAMS user-written subroutine to simulation of soft-landing dynamics [J]. Spacecraft Recovery and Remote Sensing, 2009, 30(4): 11 - 18(in Chinese)

[5] Jooahn L, John C. Lunar lander conceptual design [M]. US: NASA, 1989

[6] 陈金宝,聂宏,赵金才. 月球探测器软着陆缓冲机构关键技术研究进展[J]. 宇航学报,2008,29(3):731 - 735
Chen Jinbao, Nie Hong, Zhao Jincai. Review of the development of soft-landing buffer for lunar explorations [J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(3): 731 - 735 (in Chinese)

[7] 胡亚冰,孙毅. 月球探测器软着陆机构[J]. 上海航天,2010(1):43 - 50
Hu Yabing, Sun yi. Soft lander of lunar lander[J]. Aerospace Shanghai, 2010(1): 43 - 50(in Chinese)

[8] 张文斌,周晓军. 液压缓冲器特性计算与仿真分析[J]. 农业机械学报,2008,39(7):164 - 168
Zhang Wenbin, Zhou Xiaojun. Simulation and characteristic analysis of hydraulic bumper[J]. Transactions of the Chinese Society of Agricultural Machinery, 2008, 39(7): 164 - 168(in Chinese)

[9] Russell Smith. Open dynamics engine [EB/OL]. http://www.ode.org/ode-docs.html

(编 辑:刘登敏)

(上接第 179 页)

2) 对于激波/边界层干扰、分离、再附区域,原始的 BL 模型不能正确捕捉涡粘性,会造成预测分离点提前,分离区过大甚至导致流场计算发散的问题;

3) 采用熵限制后的 BL 模型能够获得符合物理意义的涡粘性分布,在再附点区域涡粘性偏小,需要进一步改进;

4) 本文提出的新型熵限制方式保持了 BL-origin 模型的简单、效率高的优势,其思想可以推广到其他与超声速边界层相关的模型当中.

参考文献 (References)

[1] Baldwin B S, Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for seperated turbulent flows[R]. AIAA-78-257, 1978

[2] Degani D, Schiff L B. Computation of supersonic viscous flows around pointed bodies at large incidence [R]. AIAA-83-0034, 1983

[3] Panaras A G, Steger J L. A thin-layer solution of the flow about a prolate spheroid [J]. Z Flugwiss, 1988(12): 173 - 180

[4] Panaras A G. Algebraic turbulence modeling for swept shock-wave/turbulent boundary-layer interactions [J]. AIAA Journal, 1997, 35(2): 456 - 463

[5] Shang J S, Hankey W L, Jr. Numerical solution for supersonic turbulent flow over a compression ramp [J]. AIAA Journal, 1975, 13(10): 1368 - 1374

[6] Wilcox D C. Reassessment of the scale determining equation for advanced turbulence models[J]. AIAA Journal, 1988, 26(11): 1299 - 1310

[7] Gao H, Fu D X, Ma Y W, et al. Direct numerical simulation of supersonic turbulent boundary layer flow[J]. Chinese Physics Letters, 2005, 22(7): 1709 - 1712

[8] Settles G S, Dodson L J. Hypersonic shock/boundary-layer interaction database[R]. NASA-CR-177577, 1991

[9] Visbal M, Knight D. The Baldwin-Lomax turbulence model for two-dimensional shock-wave/boundary-layer Interactions [J]. AIAA Journal, 1984, 22(7): 921 - 928

[10] Forsythe R, Hoffmann A, Damevin M. An assessment of several turbulence models for supersonic compression ramp flow[R]. AIAA 98-2648, 1998

[11] Knight D. RTO WG 10: test cases for CFD validation of hypersonic flight[R]. AIAA 2002-0433, 2002

[12] Knight D, ran H, Panaras A, et al. RTO WG 10: CFD validation for shock wave turbulent boundary layer interactions[R]. AIAA 2002-0437, 2002

(编 辑:李 晶)