月球着陆器模型参数修正

吴建云 王春洁 汪 翰

(北京航空航天大学 机械工程及自动化学院, 北京 100191)

摘 要: 建立了着陆器的参数化模型,把着陆碰撞过程简化为弹簧阻尼模型,将其中的刚度、阻尼、非线性指数和最大穿透深度作为修正参数;定义了判断着陆器是否翻倒的着陆稳定性平面. 基于地面稳定性试验结果,利用 ADAMS 和 Isight 软件联合仿真,采用优化拉丁方试验设计缩小修正参数范围. 基于模型修正理论,采用自适应模拟退火算法进行模型参数修正,修正效果明显,修正后的仿真模型更符合实际试验样机.

关 键 词: 月球着陆器; 模型修正; 着陆稳定性; 试验设计; 优化

中图分类号: V 11

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2013)10-1366-04

Model parameters updating of lunar lander

Wu Jianyun Wang Chunjie Wang Han

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

Abstract: The parametric model of the lander was established, and the landing collision process was simplified as a spring-damper model. Parameters including stiffness, damping, force exponent and the maximum penetration depth were set to be updated. Landing stability plane was defined to determine whether the lander was overturned. Based on the ground stability experimental results, ADAMS and Isight were used to make co-simulation, and optimized super Latin square method was adopted to narrow the range of the updated parameters. Based on the model updating theory, adaptive simulated annealing method was adopted to the model parameters updating. It is proven that the effect of collection is obvious and the updated simulation model conforms better to the actual experimental prototype.

Key words: lunar lander; model update; landing stability; design of experiments; optimization

我国当前正在进行的月球二、三期工程计划的目标是月球着陆器能够以正常姿态安全降落在月面上并保持其姿态稳定使得探测器带有效负载顺利开展工作. 国内外对月球着陆器的研究主要集中在月球着陆器软着陆缓冲机构设计、地面模拟试验和着陆器各运动状态的动力学性能仿真等方面[1-4],虚拟样机的设计和动力学仿真分析大大提高了工作效率,但仿真模型的准确性有待验证,其中着陆器碰撞过程复杂,碰撞参数难以确定,虽然有美国在“阿波罗”项目中积累的一定的月面土壤参数[5-6]以及国内外研究者在地面试验中获得的地面碰撞参数,但这类参数变动范围大,难以取得准确的值,需要通过不断的修正.

本文在着陆器设计参数基本确定的情况下,建立了着陆器的参数化仿真模型,将着陆碰撞简化为弹簧阻尼模型,基于地面稳定性试验结果,对碰撞参数进行了修正,准确的模型可为后续的地面试验提供参考.

1 模型修正理论

模型修正的目的是尽量减小理论模型和实际模型的误差,一般通过构造函数,以理论模型分析值和实际测量值的偏差为目标函数,并引入必要的约束条件,将模型修正问题转化为一个约束优

收稿日期: 2012-12-19; **网络出版时间**: 2013-04-16 11:40

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20130416.1140.004.html

作者简介: 吴建云(1988-),男,浙江温州人,硕士生,wjy@me.buaa.edu.cn.

化问题,通过求解使目标泛函取得极小值[7-8]. 带有约束条件的优化问题通常可做如下表述.

优化目标函数:

$$F = \min\{f(\boldsymbol{x})\} \qquad \boldsymbol{x} = [x_1, x_2, \cdots, x_n] \tag{1}$$

设计变量的取值范围:

$$x_i^{\text{low}} \leqslant x_i \leqslant x_i^{\text{up}} \qquad i = 1, 2, \cdots, n \tag{2}$$

状态变量的取值范围:

$$g_i(x) \leqslant g_i^{\text{up}} \qquad i = 1, 2, \cdots, m_1 \tag{3}$$

$$h_i^{\text{low}} \leqslant h_i \qquad i = 1, 2, \cdots, m_2 \tag{4}$$

$$w_i^{\text{low}} \leqslant w_i(x) \leqslant w_i^{\text{up}} \qquad i = 1, 2, \cdots, m_3 \tag{5}$$

式中,x_i 为优化设计变量;$g_i, h_i, w_i(\boldsymbol{x})$ 为状态变量.

运用优化设计进行模型修正的一般步骤为:定义合适的优化变量,建立参数化模型,确定状态变量和目标函数,生成循环分析文件,选择优化方法和工具进行分析并后处理.

2　着陆器参数化模型建立

2.1　参数化模型建立

由于着陆分析所涉及的参数很多,仿真分析的工作量也很大,因此有必要建立参数化仿真分析模型. 参数化建模主要包括着陆器结构、动力学条件和着陆面的参数化[9].

着陆器主体结构在仿真中作为载荷存在,主要为其质心位置的确定;4 套着陆腿为对称结构,在完成其中一套的参数化后进行复制旋转即可. 每套着陆腿包括主支柱、辅助支柱和足垫,其结构如示意图 1 所示. 将主结构和各支柱、足垫尺寸参数化并确定其实际数值后,只需要确定图中的 a 主支柱与主结构安装点、b 辅助支柱与主结构安装点、c 主支柱与辅助支柱安装点、d 主支柱与足垫安装点,4 点坐标可根据实际安装关系得到数学表达式. 动力学条件参数化主要包括着陆速度和着陆姿态的参数化. 着陆速度分解为竖直速度和水平速度,着陆姿态通过偏航角、俯仰角和滚动角来描述,建立模型时,根据给定的偏航角、俯仰角和滚动角数值,将着陆器模型依次绕固定坐标系的 X, Y, Z 轴进行旋转,从而得到着陆器的初始着陆姿态. 着陆面的参数化主要包括坡度、凹坑与凸起的尺寸、摩擦系数等.

其中,足垫与着陆面之间的碰撞采用非线性弹簧-阻尼模型来模拟[10]. 弹簧阻尼模型的优点是参数少,函数简单,适用于描述简化的着陆器模型与着陆面的碰撞. 法向碰撞力的表达式如下:

$$F_n = K\delta^e + C\dot{\delta} \tag{6}$$

式中 K, e, C 分别为与接触变形 δ 有关的刚度、非线性指数和阻尼系数,月面各项参数可参考阿波罗工程文献给出的月壤承载特性进行确定,而地面参数的初值由工程经验给出,而这 3 个参数也正是需要进行修正的. 建立的最终参数化模型见图 2.

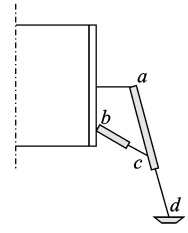


图 1　着陆腿结构

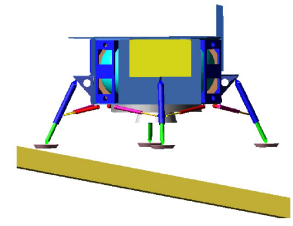
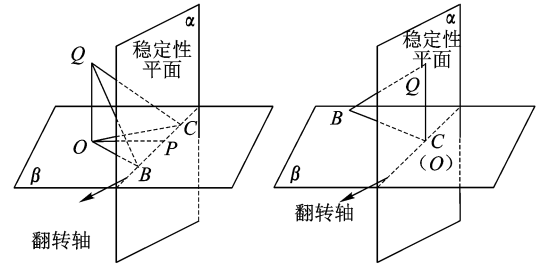


图 2　参数化模型

2.2　着陆稳定性平面

从直观概念上讲,着陆器的着陆稳定性判据为着陆器在着陆冲击过程中是否发生翻倒. 定义过翻转轴和月球重力方向的平面为稳定性平面,若着陆器发生翻转且质心越过了稳定性平面则会发生翻倒,判定为着陆不稳定. 在仿真过程中,通过测量质心到稳定性平面的距离来判断是否会发生翻倒. 着陆器翻倒的临界情况可分为双腿支撑翻倒和单腿支撑翻倒情况,如图 3 所示.



a　双腿支撑翻倒　　b　单腿支撑翻倒

图 3　稳定性平面

图 3a 中,B, C 为着陆器的两条腿,Q 为质心,α 为稳定性平面,β 垂直于稳定性平面,O 为 Q 在 β 平面上的投影,$|OP|$ 即为质心 Q 到稳定性平面 α 的距离,可通过海伦公式得到与边 BC, OC, OB 的关系式为

$$|OP| = \frac{2\sqrt{P(P-|BC|)(P-|OC|)(P-|OB|)}}{|BC|} \tag{7}$$

$$P = (|BC| + |OC| + |OB|)/2 \tag{8}$$

对于图 3b 的单腿翻倒模式,发生翻倒时,CQ 即为 BCQ 平面与稳定性平面的交线,可考虑为双腿支撑翻倒模式的一种特例情况.

3　着陆器模型参数修正

为了验证着陆缓冲系统方案的合理性,需要

进行相应的地面模拟验证试验. 由于着陆器的着陆稳定不翻倒是着陆过程中最重要的一步,且试验易于观察,所以在地面进行着陆稳定性分析,而若要使仿真结果为试验提供参考,前提是保证仿真模型的准确性,因此需要进行参数的修正. 为此进行了有限次数的稳定性试验,通过对模型的不断改进, 逐步减小分析结果与试验结果的偏差,最后得到满足一定精度要求的模型.

本文选择着陆器碰撞过程中在仿真软件 ADAMS 出现的 4 个参数即碰撞刚度 K,阻尼 C,非线性指数 e 以及最大穿透深度 d 作为待修正参数. 4 个参数的初始值范围大,修正效率低,所以采用优化拉丁方试验设计进行初步的修正,既能保证初步仿真模型较好地反应结构的物理特性,又缩小了待修正参数化的范围,然后用优化方法进行参数的修正优化,最后确认检验修正的准确性. 模型参数修正的流程如图 4 所示.

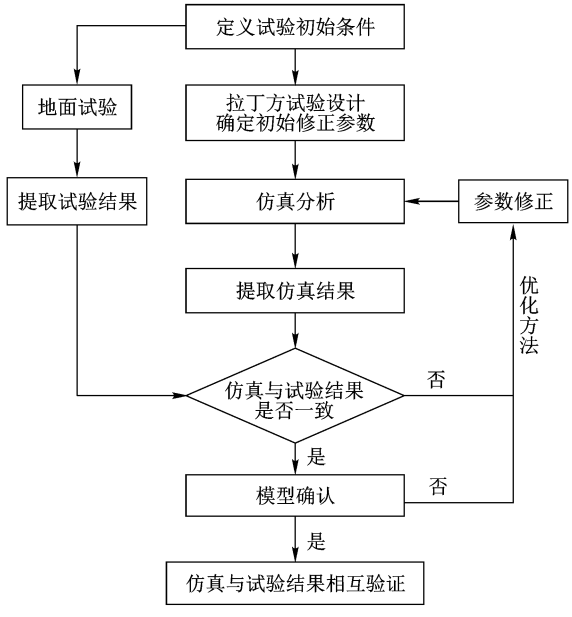


图 4 模型参数修正流程

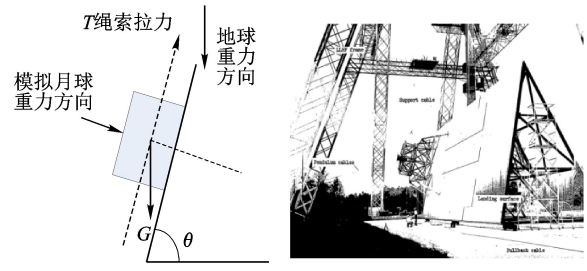
3.1 地面稳定性试验

图 5 所示为地面稳定性试验的原理示意图和试验平台图,把地球重力在斜面切向和法向上分解后,通过绳索悬挂平衡地球重力切向分量,调整斜面倾角,使得地球重力的法向分量等于月球重力,易得

$$mg\cos\theta = mg_{\text{Lunar}} \tag{9}$$

$$\theta = \arccos(g/g_{\text{Lunar}}) = 80.41^\circ \tag{10}$$

试验装置主要由框架系统、着陆斜面系统和绳索悬挂系统 3 部分组成. 着陆表面为松木板用螺栓与钢制支架固定. 绳索悬挂系统又分为悬挂支撑绳索、双线摆动绳索和回拉释放绳索,且所有绳索均过着陆器模型的质心,通过控制绳索能够为着陆器提供所需的初始水平和垂直方向速度以及着陆姿态. 着陆器的足垫为铝制,与着陆面的摩擦系数为 0.4,若在足垫安装钢针使其着陆时嵌入着陆面木板中,就可得到无穷大的摩擦系数. 试验时,由绳索悬挂系统把着陆器牵引到预定位置,首先释放回拉绳索,着陆器在固定长度的悬挂支撑绳索和双线摆动绳索作用下沿弧线运动,到达最低点时有爆炸螺栓切断摆动绳索使着陆器模型在悬挂绳索作用下与斜面发生碰撞. 着陆器上安装有各类传感器用来测量速度、加速度、缓冲行程等参数,着陆过程中质心到稳定性平面的距离通过视频捕捉法测得. 美国 NASA 和国内航天研究所均运用此装置进行测试试验[11]. 共进行 14 组试验,试验工况如表 1 所示.



a 原理示意图 b 试验平台

图 5 地面稳定性试验

表 1 试验工况表

试验序号	垂直速度/(m·s^{-1})	水平速度/(m·s^{-1})	俯仰角/(°)	偏航角/(°)	摩擦系数	坡度/(°)
1	3.58	1.33	12.73	0	0.4	0
2	3.58	1	7.77	45	0.4	0
3	3.63	1.29	4.2	0	0.4	10.7
4	3.65	1.3	4.12	0	∞	10.7
5	3.67	0.79	0.29	0	∞	10.7
6	3.71	1.29	12.74	0	∞	10.7
7	3.58	1.42	15.72	0	∞	10.7
8	3.8	1.29	7.36	45	∞	11.8
9	3.8	1.16	4.49	45	∞	11.8
10	3.83	1.24	8.24	45	∞	11.8
11	3.78	1.23	7.5	45	∞	11.8
12	3.8	1.4	7.2	45	∞	11.8
13	3.96	1.53	7.43	45	∞	11.8
14	4.19	1.63	7.24	45	∞	11.8

3.2 试验设计

试验设计是一种有计划的设定参数值来进行一系列试验的方法[12]. 模型中需要修正的参数虽然有一定的工程经验,但是参数范围过大,甚至跨越几个数量级,这就需要通过试验设计减小变量的范围,提高优化修正的效率. 本模型最初的设计参数范围初定为碰撞刚度 K 取值 $10^5 \sim 10^9$ N/m,阻尼 C 取值 100 ~ 10 000 N·s/m,非线性指数 e 取值 1 ~ 3.5 以及最大穿透深度 d 取值 $10^{-4} \sim 5\times$

10^{-2}. 通过优化拉丁方试验设计,取 1 ~ 2 组试验结果进行预修正,将每个待修正的变量分为相同的水平数,均匀分布于空间中,随机组合水平来指定试验点数,其中每个水平都只被包含 1 次,通过优化输入采样点的空间分布,保证设计点在空间尽可能的均匀分布. 采用这种方法的优点是以较高的效率在整个大范围设计空间中均匀全面取点,兼顾了数据的正交性和均匀性,仿真次数大大减少. 经试验设计得到的最佳 K,C,e,d 取值分别为 10^7 N/m,5 000 N · s/m,2,0.005 m,由此确定优化设计中 4 个设计变量的取值范围分别为 $3\times10^6 \sim 3\times10^7$ N/m,1 000 ~ 8 000 N · s/m,1.5 ~ 2.5, 0.001 ~ 0.01 m.

3.3　参数修正

将模型修正问题转化为一个约束非线性最优化问题,表示为

$$F = \min f(x_1,x_2,x_3,x_4) = \sum_{j=1}^{14}\left(\frac{f_j^{\exp}-f_j^{\sin}}{f_j^{\exp}}\right)^2 \tag{11}$$

$$x_{\text{low}}^i \leqslant x^i \leqslant x_{\text{high}}^i \qquad i = 1,2,3,4 \tag{12}$$

式中,$f_j^{\exp}$和$f_j^{\sin}$分别表示试验和仿真得到的质心至稳定性平面的距离;x^i 为待修正参数;$f(x_1,x_2,x_3,x_4)$为试验实测距离与仿真值相对误差的平方和,每次优化仿真包含 4 个设计变量和 14 组试验值. 约束条件为另外 5 个着陆稳定性判据[13]:着陆器主体质心加速度的峰值不大于允许值;主/辅缓冲器的缓冲行程最大值不超过最大设计值;各个关节点计入安全系数后的载荷不超过实际选用材料的许用载荷;足垫绕球铰的翻转角度小于允许值;着陆器主体底面与模拟月面的最小间距小于设计值.

应用 Isight 软件集成 ADAMS 进行优化,选用高效快速的全局优化自适应模拟退火算法(ASA),得到 4 个修正参数在修正前后的值以及优化目标 F 的值如表 2 所示. 用修正后的最优参数进行仿真,得到 14 种初始条件下质心至稳定性平面的距离,与试验值和修正前值做曲线比较如图 6 所示.

表 2　修正结果

修正状态	K/(N · m^{-1})	C/(N · S · m^{-1})	e	d/mm	F/%
修正前	10^7	5 000	2	0.005	27.83
修正后	1.2×10^7	1 640	1.8	0.002	13.40

注:K—刚度;C—阻尼系数;e—非线性指数;d—最大穿透深度;F—误差.

结果表明,误差由修正前的 27.83% 降低到 13.40%,效果较好. 为进一步提高精度,可减少试验中测量误差、模型中其他不确定参数的修正等.

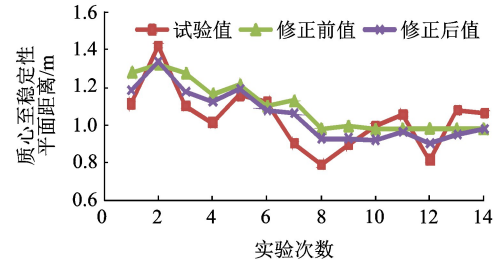


图 6　修正结果曲线

4　结　论

1) 给出了着陆器参数化模型,将着陆器与着陆面的碰撞简化为弹簧-阻尼模型,为试验设计和模型优化修正作基础.

2) 利用优化拉丁方试验法可快速均匀布点,缩小待修正参数可行域范围,提高参数修正的效率.

3) 将模型参数修正问题转化为优化问题,把试验值与仿真值相对误差的平方和作为目标函数进行优化取最小值,修正效果明显,修正后的模型可更准确的为后续试验提供参考.

参考文献 (References)

[1] 罗松柏,赵永嘉. 月球软着陆动力学分析与仿真[J]. 北京航空航天大学学报,2012,38(2):185-190
Luo Songbai, Zhao Yongjia. Dynamic analysis and simulation of soft-landing for lunar lander[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 38(2): 185-190(in Chinese)

[2] 赵俊锋,刘莉,周思达,等. 月球探测器软着陆冲击力学环境研究[J]. 振动与冲击,2012,31(3):37-42
Zhao Junfeng, Liu Li, Zhou Sida, et al. Dynamic environment research for soft landing for lunar lander[J]. Journal of Vibration and Shock, 2012, 31(3): 37-42(in Chinese)

[3] Hilderman R A. Landing dynamics of the lunar excursion module [J]. Spacecraft, 2005, 8(3): 1484-1489

[4] Doiron H H. Apollo lunar module landing dynamics[R]. AIAA-2000-1678, 2010

[5] Durling B J, Walton W C Jr. A procedure for computing the motion of a lunar-landing vehicle during the landing impact[R]. NASA-TN-D-4216, 1967

[6] NASA. Lunar surface models[R]. NASA-SP-8023, 1969

[7] 王博,吕正勋,何伟. 结构动力模型修正方法研究与进展[J]. 水利与建筑工程学报,2009,7(1):16-19
Wang Bo, Lü Zhengxun, He Wei. Research and progress on updating method for dynamic model of structure[J]. Journal of Water Resources and Architectural Engineering, 2009, 7(1): 16-19(in Chinese)

(下转第 1375 页)

Xu Chengquan. The algorithm research and software development of single frequency precise point positioning[D]. Wuhan:Wuhan University,2008(in Chinese)

[4] 李征航,黄劲松. GPS 测量与数据处理[M]. 武汉:武汉大学出版社,2010
Li Zhenghang,Huang Jinsong. GPS surveying and data processing[M]. Wuhan:Wuhan University Press,2010(in Chinese)

[5] 孟泱,安家春,王泽民,等. 基于 GPS 的南极电离层电子总含量空间分布特征研究[J]. 测绘学报,2011,40(1):37-40
Meng Yang,An Jiachun,Wang Zemin,et al. Spatial distribution of Antarctic ionosphere TEC based on GPS[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica,2011,40(1):37-40(in Chinese)

[6] 孟泱,安家春,王泽民,等. 基于 GPS 的南极中山站电离层 TEC 特征研究[J]. 大地测量与地球动力学,2010,30(1):43-47
Meng Yang,An Jiachun,Wang Zemin,et al. Research based on characteristics of TEC at Antarctic Zhongshan station based on GPS[J]. Journal of Geodesy and Geodynamics,2010,30(1):43-47 (in Chinese)

[7] Brunner F K,Gu M. An improved model for the dual frequency ionospheric correction of GPS observations[J]. Manuscr Geod,1991,16:205-214

[8] 刘西凤,袁运斌,霍星亮,等. 电离层二阶项延迟对 GPS 定位影响的分析模型与方法[J]. 科学通报,2010,55(12):1162-1167
Liu Xifeng,Yuan Yunbin,Huo Xingliang,et al. Model analysis method on the effect of the second-order ionospheric delay on GPS positioning solution[J]. Chinese Sci Bull,2010,55(12):1162-1167(in Chinese)

[9] Kedar S,Hajj A,Wilson B D,et al. The effect of the second order GPS ionospheric correction on receiver positions[J]. Geophys Res Lett,2003,30(16):1829-1832

[10] 张双成,涂锐,张勤,等. 电离层二阶项模型的构建及其变化规律分析研究[J]. 测绘学报,2011,40(增刊):105-110
Zhang Shuangcheng,Tu Rui,Zhang Qin,et al. The establishment of ionospheric second-order model and the analysis of ionospheric variation[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica,2011,40(Supplement):105-110(in Chinese)

[11] 蔡昌盛,高井祥,李征航. 利用 GPS 监测电离层总电子含量的季节性变化[J]. 武汉大学学报:信息科学版,2006,31(5):451-453
Cai Changsheng,Gao Jingxiang,Li Zhenghang. Monitoring seasonal variations of ionospheric TEC using GPS measurements[J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University,2006,31(5):451-453(in Chinese)

[12] Elsobeiey M,EI-Rabbany A. GPS precise point positioning:some recent developments[R]. S4-01,2011

[13] Lutz S,Schaer S,Meindl M,et al. Higher-order ionosphere modeling for CODE's next reprocessing activities[R]. P71,2010

[14] Dach R,Hugentobler U,Fridez P,et al. Bernese GPS software Version5.0[M]. Switzerland:Astronomical Institute,University of Berne,2007

(编　辑:文丽芳)

(上接第 1369 页)

[8] 朱宏平,徐斌. 结构动力模型修正方法的比较研究及评估[J]. 力学进展,2002,32(4):512-524
Zhu Hongping,Xu Bin. Comparison and evaluation of structural dynamic model updating methods[J]. Advances in Mechanics,2002,32(4):512-524(in Chinese)

[9] 曾福明,杨建中,满剑锋,等. 月球着陆器着陆缓冲机构设计方法研究[J]. 航天器工程,2011,20(2):46-51
Zeng Fuming,Yang Jianzhong,Man Jianfeng,et al. Study of design method of landing gear for lunar lander[J]. Spacecraft Engineering,2011,20(2):46-51(in Chinese)

[10] MSC Corporation. ADAMS/Solver online help version[EB/OL]. USA:Santa Ana,2010[2012-12-01]. http://simcompanion.mscsoftware.com/infocenter/index? page=home

[11] Blanchard Ulysse J. Evaluation of a full-scale lunar-gravity simution by comparison of landing-impact tests of a full-scale and 1/6-scale model[R]. NASA-TN-D-4474,1968

[12] 刘晓路,陈英武,荆显荣,等. 优化拉丁方试验设计方法及其应用[J]. 国防科技大学学报,2011,33(5):73-77
Liu Xiaolu,Chen Yingwu,Jing Xianrong,et al. Optimized Latin hypercube sampling method and its application[J]. Journal of National University of Defence Technology,2011,33(5):73-77(in Chinese)

[13] 朱汪,杨建中. 月球着陆器软着陆机构着陆稳定性仿真分析[J]. 宇航学报,2009,30(5):1792-1795
Zhu Wang,Yang Jianzhong. Touchdown stability siulation of landing gear system for lunar lander[J]. Journal of Astronautics,2009,30(5):1792-1795(in Chinese)

(编　辑:文丽芳)