

多腔体气囊式回收系统的着陆冲击动力学建模与分析

何欢^{1,2} 孙东阳¹ 马常亮³ 陈国平¹

(1. 南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京, 210016;

2. 南京航空航天大学振动工程研究所, 南京, 210016;

3. 洪都航空工业集团飞机设计研究所, 南昌, 330024)

摘要:首先对深空探测气囊式回收系统的结构特性进行了分析, 讨论了多腔体气囊系统动力学分析模型的构造思路。然后引入一维流管理论描述子气囊之间气体流动的通气孔。最后通过气囊式回收系统着陆冲击过程的仿真分析了通气孔面积对系统着陆缓冲性能的影响, 验证了通气孔模型的有效性。分析结果表明, 本文建立的动力学分析模型能够较为全面地反映出气囊式回收系统的着陆冲击过程, 分析出回收系统的各项工作参数或环境因素对系统着陆缓冲性能的影响。

关键词:气囊; 回收系统; 动力学; 缓冲

中图分类号: V244

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2013)01-0008-06

Modeling and Simulation of Landing Procedure of Multi-cavity Airbag Cushion Recovery System

He Huan^{1,2}, Sun Dongyang¹, Ma Changliang³, Chen Guoping¹

(1. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Institute of Vibration Engineering Research, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

3. Aircraft Design and Researcher Institute, Hongdu Aviation Industry Group, Nanchang, 330024, China)

Abstract: Firstly, the structure characteristics of the deep space exploration airbag recovery system are analyzed, as well as the constitutive method of the dynamic model of the multi-cavity airbag cushion recovery system. Secondly, the model of the vent hole inside the airbag is introduced to simulate the flowing of the gas between each part of the airbag. Finally, soft landing of the multi-cavity airbag cushion recovery system is simulated to determine the influence of vent area on the landing buffer performance. Validation of the vent model is demonstrated, too. Analytical results show that the developed model is suitable for predicting the landing procedure of the multi-cavity airbag cushion recovery system. The influences of working parameters or environmental factors on the landing buffer performance can be determined by the analytical results.

Key words: airbag; recovery system; dynamics; cushion

缓冲气囊具有重量轻、可折叠、缓冲性能优越 和经济实用等优点, 在航天器与飞行器着陆、回收

基金项目:国家高技术研究发展计划(“八六三”计划)(2008AA12A205)资助项目;南京航空航天大学基本科研业务费专项科研(NJ2010009, XAA12033, XAA12015)资助项目。

收稿日期:2011-11-27; **修订日期:**2012-05-13

通信作者:何欢, 男, 副研究员, 1978 年出生, E-mail: hehuan@nuaa.edu.cn。

领域得到广泛应用^[1-4]。Poncy 等人^[5]讨论了ESA发射的“惠更斯号”土卫六探测器的成功经验,并在此基础上对ESA和NASA未来开展的非载人火星联合探测任务(ExoMars)可能会遇到的各种外部因素对着陆过程的影响进行了评估,讨论了解决这些问题的可行方案,其中气囊缓冲系统就是一项着陆关键技术。

数值仿真模拟是评价气囊式回收系统的着陆缓冲性能的有效方法。McGehee 等^[6]从理论分析角度建立了多腔式气囊着陆缓冲分析模型,引入了质量流率的影响,按不同的着陆状态和气囊参数计算出了气囊系统的初始参数和着陆状态对着陆过载和动能衰减的影响。Andrews^[7]研究了节流孔径、着陆初速度、初始压强对气囊系统缓冲性能的影响。Lampani 等^[8]采用非线性瞬态有限元分析技术模拟太空微重力状态下的气囊充气过程。邓春燕等人^[9]通过有限元分析手段对气囊系统着陆缓冲过程进行了仿真模拟。卫剑征等^[10]利用控制体积法研究了单球体气囊着陆缓冲系统的展开和着陆冲击响应。

本文采用非线性瞬态有限元分析技术模拟多腔体全向封闭气囊回收系统的着陆缓冲过程,在系统动力学模型中引入质量流率和一维流管方程构造出多腔体气囊内部的通气孔模型,重点分析多腔体封闭式气囊内部通气孔之间的气体流动对气囊着陆缓冲性能的影响。

1 深空探测气囊式回收系统结构特点

星球探测气囊着陆缓冲系统大多采用的是全向封闭式气囊,采用这一类型的缓冲气囊的好处主要有两点:首先,这类气囊在着陆过程中对负载方向不敏感;其次,人们对这类气囊系统有着较长和较多的空间探测应用经验^[5,11]。

以“火星探路者”为例,该型探测器的回收装置是一种全向封闭式的着陆缓冲气囊系统。该气囊系统由4个子气囊系统构成,包括1个底部气囊和3个相同规格的侧面气囊,各子气囊之间均开有通气孔,相互相连。这4个子气囊系统形成一个封闭的区域,将装有设备的回收装置包含在内部,能够在系统着陆时给回收舱提供充分的保护。这类气囊系统的结构形式简单,在受冲击时,通过气囊内部气体的压缩做功来吸收返回舱的着陆动能,经过多次弹跳后将冲击动能逐步耗散。虽然回收舱在

弹跳过程中会产生姿态翻滚,由于子气囊系统将整个回收舱完全包裹在内部,无论以哪种着陆姿态与着陆面接触都能使回收舱得到充分的保护。因此,这类回收系统对着陆点处的地形地貌有很强的适应性。

在着陆过程中,底部气囊首先与着陆面接触,在冲击载荷作用下,底部气囊内压增高,气体经由通气孔流入到侧气囊,一方面耗散部分着陆动能^[11],另一方面降低底部气囊织物上承受的载荷,并使得整个回收舱上的载荷——行程曲线更加平缓。

2 动力学建模

2.1 回收系统模型的组成

回收系统模型包括气囊织物、收缩绳、回收舱等部分。

气囊织物厚度很薄,在实际工作过程中,主要依靠织物承受面内张力。因此,采用膜单元描述气囊织物在外载荷作用下变形。

收缩绳是一种只受拉不受压的一维结构,这类结构比较特殊,考虑到其工作情况较为简单,采用索单元描述。

回收过程的冲击载荷中的大部分高频成分可以被气囊结构的阻尼衰减掉,传递到回收舱上的载荷仅包含低频成分。如果回收舱结构本身的固有频率很高,则可将回收舱结构作刚体处理。

2.2 气体模型

均匀压力模型是目前应用最为广泛、技术水平最成熟的气体模型,许多商业瞬态有限元分析软件都采用了该模型进行气囊模拟,其计算精度得到了大量工程实例的验证。该模型采用理想气体方程描述气囊内部气压、温度与气囊体积之间的关系。由于均匀压力气体模型不包含任何单元,因此计算效率高。本文侧重于分析气囊式回收系统的着陆冲击动力学分析,从计算精度、计算成本考虑,采用均匀压力模型描述囊内气体。

均匀压力模型假定囊内压力和温度处处相等,不存在压力和温度梯度。任意时刻的压力和温度都满足理想气体方程

$$PV = mRT \quad (1)$$

式中: P, V, T 分别表示气囊内部气压,体积和温度; m 表示气体质量; R 为气体常数。 R 的具体取值取决于 m 的定义方式和气体的种类。

气囊体积是仿真模型中的一个关键量,利用Gauss公式将体积分转化为面积分,再结合面积分

的数值算法,可按式(2)计算

$$V = \iiint_{\Omega} dv = \sum_{i=1}^N \oint_{\Gamma_i} x n dS = \sum_{i=1}^N \bar{x}_i n_i S_i \quad (2)$$

式中: Ω 表示气囊内部空间区域,由分片光滑曲面 Γ_i 围成,也就是气囊模型的第 i 号单元的空间构型; \bar{x}_i 表示第 i 号单元结点 x 坐标的平均值; n_i 为单元法向量的方向余弦; S_i 为单元面积。从式(2)中可以发现,要正确计算气囊体积,要求单元法线方向均指向囊外,并且要求全部单元构成一个封闭的区域。

2.3 通气孔模型

若气囊结构上带有开口,如排气孔或内部连通孔,则需在模型中建立辅助面将开口封闭,使得整个气囊构成一个闭合的区域。此时,需要考虑囊内气体与外界环境或其他相连通的气囊之间的气体交换。

以气体在子气囊 a 和子气囊 b 之间的气体交换为例,气体质量流率可表示为

$$\begin{aligned} \dot{m}_a &= \dot{m}_c + \dot{M}_a \\ \dot{m}_b &= -\dot{m}_c + \dot{M}_b \end{aligned} \quad (3)$$

式中: \dot{m}_a 和 \dot{m}_b 分别为子气囊 a 和 b 气体质量流率; \dot{m}_c 表示气体经内部连通孔从子气囊 a 流入到 b 的气体质量流率,当 \dot{m}_c 取正值时表示有气体流入,反之则表示流出; \dot{M}_a 和 \dot{M}_b 分别表示子气囊 a 和 b 经气囊织物渗透到外界的气体质量流率。气囊式回收系统着陆过程时间很短暂,并且气囊密封性很高,可以忽略囊内气体的渗漏。此时,式(3)可简化为

$$\begin{aligned} \dot{m}_a &\approx \dot{m}_c \\ \dot{m}_b &\approx -\dot{m}_c \end{aligned} \quad (4)$$

以子气囊 a 的内部气压高于子气囊 b 为例,气体从 a 流入 b ,质量流率 \dot{m}_c 可表示为^[6]

$$\dot{m}_c = \alpha p_b S \zeta \quad (5)$$

式中

$$\zeta = \sqrt{\frac{2\gamma}{(\gamma-1)RT_a} \left[\left(\frac{p_a}{p_b} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \left(\frac{p_a}{p_b} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (6)$$

式中: p_a 和 T_a 分别为子气囊 a 的囊内气压和温度; S 为连通孔面积; γ 为Gamma常数; p_b 为子气囊 b 的囊内气压; α 为面积系数。

2.4 接触分析的基本理论

回收系统的着陆过程实际上就是一个气囊与着陆面之间的接触过程。接触过程在力学上常常同时涉及3种非线性,即除大变形引起的材料非线性和几何非线性以外,还包括接触界面的非线性。

接触界面的非线性包括几个方面:(1)接触体之间不可相互侵入,又称为不可贯入性条件;(2)接触力的法向分量必须是压力;(3)接触面的摩擦条件。

在任意时刻 t ,两接触物体间的不可贯入性条件可表示为^[12]

$${}^t g_N = ({}^t x^A - {}^t x^B) \cdot {}^t n^B \geq 0 \quad (7)$$

式中: x 表示结点坐标;右上标 A 和 B 分别表示从接触物体和主接触物体; n^B 表示 B 物体接触点的法线方向; ${}^t g_N$ 实际上是一个度量值,表征了接触点对 A 和 B 当前时刻的距离。当 ${}^t g_N$ 取正值时,表示两物体表面没有相互接触;若取等号,则表示两物体开始发生接触。

由于瞬态非线性分析大多采用的是显式积分法,因此,一般将不可贯入性条件写为位移增量形式

$${}^{t+\Delta t} g_N = u_N^A - u_N^B + {}^t \bar{g}_N \geq 0 \quad (8)$$

式中: u_N^A 和 u_N^B 分别是主、接触面上的接触点对的法向位移增量;一般情况下, ${}^{t+\Delta t} n^B$ 是一个时变的向量,但在实际迭代计算中,对 ${}^{t+\Delta t} g_N$ 进行微分或变分时,假定 ${}^{t+\Delta t} n^B$ 为在当前时间步内为常量,而在迭代计算后,根据新计算出来的位移增量求解出新的 ${}^{t+\Delta t} n^B$ 替代原有数值,用于下一步计算。

若两接触物体在接触后无相对滑动,即两接触体的接触区域内位移增量的切向分量相等,接触条件可表示为

$$\bar{u}_i = u_i^A + u_i^B = 0 \quad i=1,2 \quad (9)$$

若有相对滑动,则不满足式(9),接触条件需改写为

$$\begin{aligned} {}^{t+\Delta t} F_i^A + \mu {}^{t+\Delta t} F_N^A \frac{\bar{u}_i}{u_T} &= 0 \quad i=1,2 \\ \bar{u}_T &= \sqrt{u_1^2 + u_2^2} \end{aligned} \quad (10)$$

式中: u_i 表示接触点在切向上的位移增量; ${}^{t+\Delta t} F_i^A$ 和 ${}^{t+\Delta t} F_N^A$ 分别表示 $t+\Delta t$ 时刻接触点处的接触力的切向分量和法向分量。

这些接触条件中既有单边不等式约束,又有需要根据接触滑动状态进行判断的约束。这类约束条件可引入罚函数法构造附加泛函,并引入到系统泛函中进行求解。

3 气囊式回收系统着陆缓冲过程模拟

3.1 仿真分析模型描述

考虑类似于“火星探路者”的气囊式回收系统,其结构各组成部分的有限元模型如图1所示。4

个子气囊几何尺寸和织物材料均相同,每个子气囊由 6 个半径为 720 mm 的球形去掉相贯部分组成而成,通过法兰盘与回收舱连接,其中各子气囊之间相互连通。

整个着陆系统总质量为 150 kg,回收系统着陆冲击动力学的整体模型如图 2 所示。囊体织物材料和收缩绳的力学性能参数如表 1 所示。

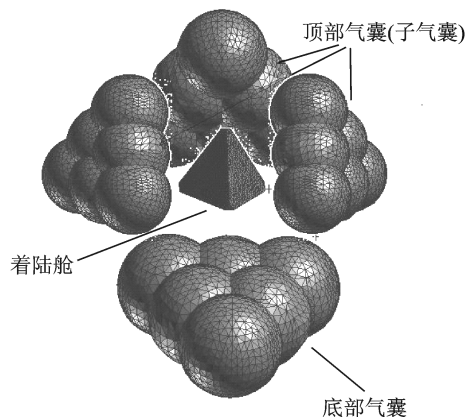


图 1 气囊式回收系统各组成部分的模型

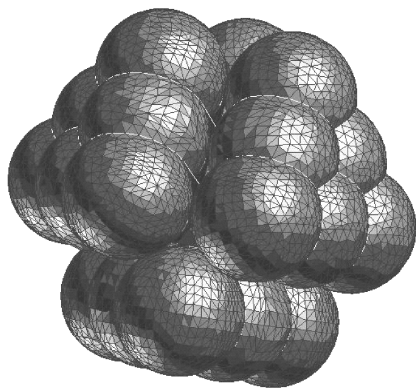


图 2 气囊式回收系统着陆缓冲动力学模型

表 1 材料力学性能参数

力学性能参数	囊体织物	收缩绳
密度	210/(g · m ⁻²)	14.4/(g · m ⁻¹)
弹性模量/GPa	6.43	6.43
厚度/mm	0.24	
泊松比	0.3	0.3

在气囊系统着陆过程中,采用主/从接触算法描述气囊系统与着陆面之间的碰撞,采用自接触算法模拟各子气囊之间的相互接触。

3.2 工况分析

考虑回收系统的着陆角度为 60°,初始速率为 20 m/s。气囊内部初始气压为 3 200 Pa,火星环境气压为 700 Pa。气囊与着陆面之间以及各子气囊

之间的静、动摩擦因数分别取为 0.2 和 0.18。取不同的通气孔面积,分析其对着陆缓冲性能的影响。分析工况如表 2 所示。其中, S_0 为 0.047 m²。

在 MSC. Dytran 非线性瞬态有限元分析平台上完成整个计算过程,采用小型图形工作站进行计算,每个分析工况耗时约 105 min。

表 2 仿真分析工况

工况号	通气孔面积系数 S/S_0
1	0.0
2	0.2
3	0.4
4	0.6
5	0.8
6	1.0

受摩擦力和气囊结构阻尼等因素影响,气囊着陆缓冲系统在着陆弹跳过程中的速度会逐步降低,着陆动能会在与地面碰撞的过程中衰减掉。显而易见,在所有弹跳过程中,第一次弹跳过程中舱体承受的过载水平最大,囊内压力最高,囊体织物承受应力最大。因此,本文算例考虑气囊式回收系统与着陆面的首次碰撞。

3.3 计算结果与分析

计算结果表明,当通气孔面积系数为 0.0 时,子气囊之间无气体交换。但在碰撞的过程中,底部气囊受压膨胀,并伴随气囊结构的变形与侧气囊发生接触,使侧气囊受到挤压。

当通气孔面积系数不为零时,底部气囊内压和温度的最大值随通气孔面积的增加而减小,体积和囊内气体质量变化量则随通气孔面积的增加而增加;侧气囊内压和温度的最大值则随通气孔面积的增加而增加,而体积和囊内气体质量变化量刚好相反。

图 3 给出了不同通气孔面积情况下的底部气囊气体质量变化时间历程。图 4 所示为通气孔面积系数为 1.0 时,4 个子气囊内部气体质量变化过程。

从图 3,4 中可以看出,在回收系统与地面接触后,底部气囊在冲击载荷作用下,内压迅速增高。由于底部气囊内压在这一阶段中高于 3 个侧气囊,气体经由通气孔流入侧气囊,使得侧气囊的内压增高。当回收系统发生反弹时,囊内压力减小,侧气囊与底部气囊之间的压力差也降低,气体从侧气囊回流到底部气囊。

表 3 给出了底部气囊内压、体积、气体温度及

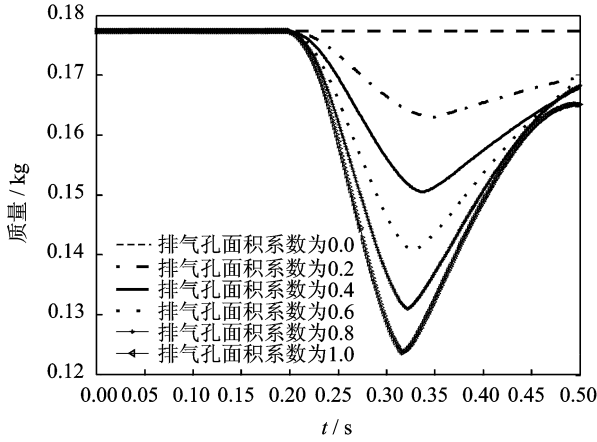


图3 底部气囊内部气体质量

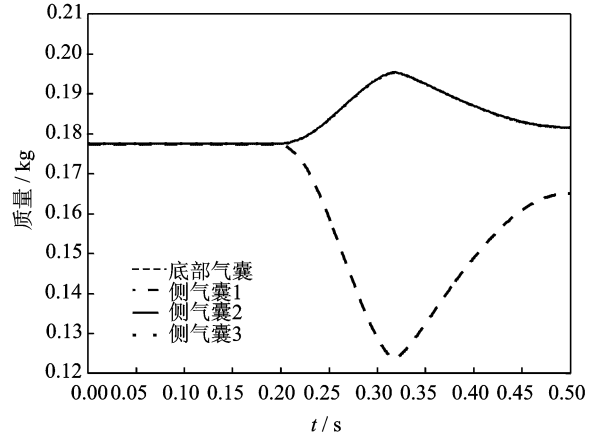


图4 各子气囊内部气体质量变化

表3 回收系统各项物理参数与通气孔面积系数的关系

面积系数	P_{\max}/P_0	体积变化/%	温度变化/%	质量变化/%	过载/g	反弹速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)
0.0	2.436 8	-47.128 8	28.837 5	0.0	38.096	12.216 0
0.2	2.374 5	-48.193 4	27.892 5	-8.128 5	36.521	11.437 0
0.4	2.311 1	-49.157 8	26.912 5	-15.186 0	34.304	11.159 0
0.6	2.202 0	-49.457 0	25.177 5	-20.682 1	33.913	10.719 0
0.8	2.148 8	-50.687 2	24.310 0	-26.127 4	33.593	9.953 9
1.0	2.078 0	-51.294 7	23.130 0	-30.270 6	32.869	9.675 9

质量的最大变化量、回收舱最大过载及系统反弹速度等物理参数与通气孔面积系数的关系。从表3中可以看出,回收舱过载最大值和反弹速度均随通气孔面积的增加而减小。

以上分析表明,气囊式回收系统各子气囊之间的通气孔对系统着陆缓冲性能有较为明显的影响。在系统着陆过程中,气体经由通气孔从内压较大的气囊流入其他气囊,一方面能够适当降低着陆过载,另一方面能够降低与着陆面接触的侧气囊的内压,降低囊体织物上承受的应力水平。

除了可以通过仿真研究通气孔面积与系统着陆缓冲性能的影响外,还可以借助该模型研究,如织物材料力学性能、气囊初始内压、温度等参数对系统性能的影响,受篇幅限制本文在此不再赘述。

4 结束语

上述分析内容表明,本文建立的通气孔分析模型能够有效地反映出囊内气体从压力较高的子气囊经通气孔流入至压力较低侧气囊的过程。

论文建立的多腔体动力学分析模型能够全面地模拟出气囊式回收系统的着陆冲击过程。通过

仿真能够系统地分析各项工作参数对气囊式回收系统着陆缓冲性能的影响,评价现有设计方案的合理性,并根据计算结果有针对性地提出设计修改建议。

参考文献:

- [1] Anthony P T. Investigation of the application of air-bag technology to provide a soft landing capability for military heavy airdrop[R]. AIAA-2001-2045,2001.
- [2] Stein J, Sandy C. Recent developments in inflatable airbag impact attenuation systems for Mars exploration[R]. AIAA-2003-1900,2003.
- [3] Nicholas W B, Matthew G D. Advanced airbag landing systems for planetary landers[R]. AIAA-2005-1615,2005.
- [4] 戈嗣诚,施允涛,徐庆华. 无人机回收气囊的优化设计初探[J]. 振动、测试与诊断, 2002, 22(1):34-36.
Ge Sicheng, Shi Yuntao, Xu Qinghua. Optimum design of recovery air bag for unmanned aircraft[J]. Journal of Vibration, Measurement and Diagnosis, 2002, 22(1):34-36.
- [5] Poney J, Lebleu D, Arfi P, et al. Entry descent and landing systems for future missions[J]. Acta Astro-

- nautica, 2010, 67: 173-179.
- [6] McGehee J R, Hathaway M E, Dexter C B. Analytical investigation of an inflatable landing system having omni-directional and multiple-impact capabilities [R]. NASA TN D-5236, 1969.
- [7] Andrews S. Airbag impact attenuation and deflation modeling [D]. Queensland: The University of Queensland, 2004.
- [8] Lampani L, Gaudenzi P. Numerical simulation of the behavior of inflatable structures for space[J]. Acta Astronautica, 2010, 67: 362-368.
- [9] 邓春燕, 裴锦华. 全向式气囊着陆装置缓冲过程的仿真研究[J]. 中国空间科学技术, 2010, 30(1): 78-83.
- Deng Chunyan, Pei Jinhua. Simulation about buffer process of omni-directional-type airbag landing device [J]. Chinese Space Science and Technology, 2010, 30(1): 78-83.
- [10] 卫剑征, 谭惠丰, 万志敏, 等. 缓冲气囊展开与缓冲着陆过程的仿真分析[J]. 航天返回与遥感, 2010, 31(5): 1-8.
- Wei Jianzheng, Tan Huifeng, Wan Zhimin, et al. Simulation for airbag deployment and landing process of inflatable landing vehicles [J]. Spacecraft Recovery and Remote Sensing, 2010, 31(5): 1-8.
- [11] 赵秋艳. 火星探路者的可膨胀气囊着陆系统综述 [J]. 航天返回与遥感, 2001, 22(4): 6-12.
- Zhao Qiuyan. Inflatable airbag landing system of Mars pathfinder [J]. Spacecraft Recovery and Remote Sensing, 2001, 22(4): 6-12.
- [12] 王勖成. 有限单元法[M]. 北京: 清华大学出版社, 2003.
- Wang Xucheng. Finite element method [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2003.