

Progress of Research Method on the Buffering Bags

Guo Huang, Weijie Li

Institute of Engineering Mechanics, Beijing Jiaotong University, Beijing
Email: 12115259@bjtu.edu.cn

Received: Dec. 4th, 2012; revised: Dec. 12th, 2012; accepted: Dec. 30th, 2012

Abstract: The buffering airbag is lightweight, collapsible and low cost, which is widely used in the field of transport safety of the crew, cargo airdrop, UAV recovery and deep space exploration. Firstly this article presents the various kinds of buffering airbags and summarizes the research methods of the buffering airbags, which include laboratory analysis, physical model analysis and finite element simulation. Secondly the CV method and the ALE method are compared in this article, and the advantages and the disadvantages of the two methods are pointed out.

Keywords: Buffering Airbag; Research Method; Review

缓冲气囊研究方法进展

黄 国, 李玮洁

北京交通大学工程力学研究所, 北京
Email: 12115259@bjtu.edu.cn

收稿日期: 2012年12月4日; 修回日期: 2012年12月12日; 录用日期: 2012年12月30日

摘 要: 缓冲气囊具有重量轻、可折叠和成本低廉等优点, 被广泛应用在交通工具乘员安全、货物空投、无人机回收及深空探测等领域。本文首先介绍了各类缓冲气囊并总结了缓冲气囊的研究方法, 包括实验分析、物理模型分析以及有限元仿真。然后对比分析了有限元仿真中的 CV 法和 ALE 法, 并指出了两种方法的优缺点。

关键词: 缓冲气囊; 研究方法; 综述

1. 引言

气囊具有结构简单、工作性能稳定、成本低廉、生产加工便捷等优点, 且易于折叠, 便于安装, 广泛应用于各个行业。最早的气囊装置出现在 20 世纪 40 年代, 用于飞机的安全保护, 之后被应用到汽车乘员的安全保护领域, 如今在船舶应用, 应急救援等领域也发挥了越来越重要的作用。随着航空航天技术的不断发展, 缓冲气囊在军事领域的用途不断被扩展, 比如航天器着陆和回收、无人机降落、设备空投等领域。

2. 气囊的分类

缓冲气囊按照是否具有排气能力, 分为不具有排

气孔的气囊和具有排气孔的气囊两大类, 其中具有排气孔的气囊又分为排气孔面积固定的气囊、排气孔面积可控的气囊以及增压型气囊三种。后来将不具有排气孔的气囊和具有排气孔的气囊组合在一起, 发明了组合型气囊。下面简单介绍各类气囊。

2.1. 不具有排气孔的气囊

此类气囊是使用较早、结构较简单的一种气囊, 最先成功应用于汽车的安全气囊。当汽车发生碰撞后, 气囊中的气体发生器点爆气囊并产生大量气体, 在乘员和汽车方向盘之间打开一个气囊, 使乘员“扑”在气囊上, 通过气囊缓冲并吸收碰撞能量, 从而达到保护乘员的目的。

在航天器软着陆、设备空投等领域，不具有排气孔的气囊也发挥了重要的作用。缓冲气囊折叠成较小体积，安装在返回舱底部。在返回舱下降过程中，缓冲气囊充气展开，紧贴在返回舱底部。在着陆时，通过气囊内部气体的压缩流动以及与地面的摩擦来消耗冲击的能量，来达到缓冲的目的。此类气囊对地面风和地面情况敏感，在着陆时容易反弹、倾倒，乃至翻滚，造成最终的姿态不易控制。

NASA 于 1997 年发射的全向型缓冲气囊弥补了这一缺点^[1]，如图 1 所示。不论着陆地面的情况如何，以及气囊的哪个方向受到冲击，全向型气囊均具有缓冲作用，经若干次反弹翻滚后静止。欧空局于 2003 年发射的“猎兔犬 2 号”也采用了全向型缓冲气囊^[2]。

2.2. 具有排气孔的气囊

2.2.1. 排气孔面积固定的气囊

此类气囊同不具有排气孔的气囊一样，安装在返回舱的底部。在返回舱着陆前，气囊充气打开。在受到着陆冲击后，气囊被迅速压缩。当囊内气压达到预定的排气阀门值后，排气孔打开，囊内气体通过排气孔排出以消耗冲击能量，达到缓冲的目的，整个缓冲过程排气孔的开口大小不变。美国 F-111 弹射座舱采用的就是此类气囊^[3]，如图 2 所示。美国的“水星号”飞船也采用了此类气囊^[4]。

与不具有排气孔的气囊相比，此类气囊具有更多的优势。比如，气囊一次减缓，不会出现离地反弹，这有利于着陆姿态的控制；通过改变排气孔的开口面积，可以使过载值限定在合理范围内。此类气囊在应用时也有许多不足。比如，排气孔打开瞬间，囊内气囊迅速变化，最大压力维持时间短，这样要求气囊的设计冲程要大，而这在着陆时可能会造成翻倒或内



Figure 1. Mars Pathfinder lander
图 1. “火星探路者”着陆舱

陷，如图 3 所示；当囊内气压与外界平衡后，气囊不能再提供支撑力，在重力的作用下，着陆装备加速下落造成二次冲击；此类气囊对着陆情况要求高，地面崎岖或水平速度过大时，也可能会发生翻倒或内陷。

为防止翻倒或内陷的发生，可采取的办法有^[5]：将底部气囊划分为多个封闭的腔体，这样既可以提高气囊的承载能力，又可以使气囊具有传递剪应力的能力；或将底部气囊设计成由多个子气囊组成的系统。

2.2.2. 排气孔面积可控的气囊

为了弥补排气孔面积固定的气囊的不足，美国 Natick 研究中心的 Calvin K. Lee 发明了一种排气控制机构^[6]。在着陆时，先将排气孔迅速开启到最大，然后随时间线性地减小排气孔面积，并且可以减小到关闭。而且 Calvin K. Lee 研究发现，排气孔面积可控的气囊与排气孔面积固定的气囊相比，缓冲加速度的变化更加平缓，而且峰值要低 30%，如图 4 所示。

南京航空航天大学也研究了一种排气控制系统^[7]，其由压力传感器、加速度传感器、排气驱动装置、微机控制系统和传统气囊组成，如图 5 所示。通过驱动器控制挡片的运动来调节排气孔的开口面积。

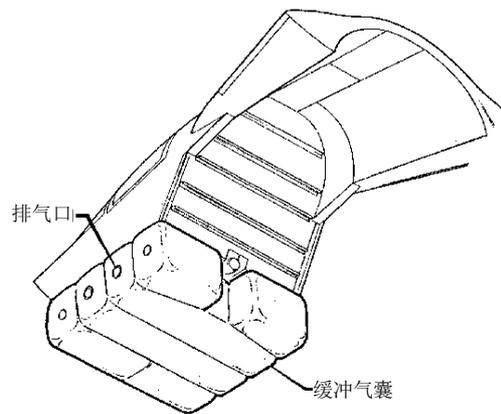


Figure 2. F-111 ejection cockpit airbags
图 2. F-111 弹射座舱缓冲气囊

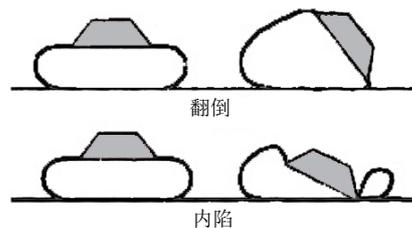


Figure 3. Tip and invagination of landing equipment
图 3. 着陆装备翻倒和内陷

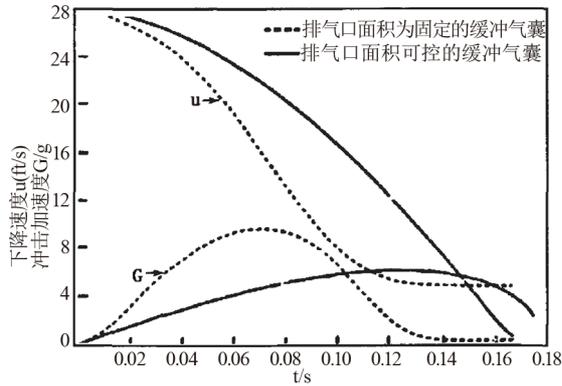


Figure 4. Comparison of performance of the two venting airbags
图 4. 两种排气气囊的性能比较

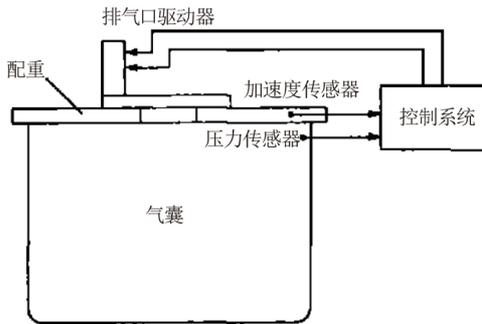


Figure 5. Controllable vent institution schematic
图 5. 可控排气孔机构示意图

2.2.3. 增压型气囊

美国 Natick 研究中心的 Calvin K. Lee 同时提出了另一种缓冲气囊方案，在排气孔面积固定的气囊上，安装一个进气口。气囊被压缩排气的同时，以一定质量流率向气囊内冲入气体，使囊内气压变化平缓，以提高缓冲性能。增压型气囊和排气孔面积可控的气囊在缓冲性能上差别不大，但实施起来较为容易。

2.3. 组合型气囊

具有排气孔的气囊和不具有排气孔的气囊各有优缺点，为了能综合二者的优点，近年来，一些研究单位设计出了组合型气囊^[8,9]。组合型气囊由具有排气孔的气囊和不具有排气孔的气囊组合而成，通常为双气室气囊。外气囊为排气孔面积固定的气囊，内气囊为不具有排气孔的气囊，如图 6 所示。

着陆缓冲时，当外气囊气压达到排气阀门值时，外气囊排气孔打开排气。内气囊一直保持密闭状态，在外气囊排气结束后起到弹性支撑的作用，避免二次冲击。组合型气囊可以有效地防止气囊的内陷，而且

压缩行程小，着陆装备重心较低，可以防止气囊的侧翻。图 7 为美国 NASA 设计的组合型气囊实验装置。

3. 主要研究问题及研究方法

缓冲气囊的工作过程主要分为两个阶段：气囊的充气展开过程和气囊的冲击缓冲过程，这两方面也是研究的主要方向。在气囊的设计过程中，要尽量减轻气囊缓冲系统的质量，气囊的缓冲性能又与其几何尺寸、初始压力、排气孔开口面积等参数有关，所以如何取得最佳的参数配置，又涉及到气囊的优化设计问题。目前气囊的缓冲性能一般可通过实验分析、物理模型分析、有限元仿真等方法获得。下面简单介绍这几种研究方法。

3.1. 实验分析

实验研究以投放实验为主，在检验气囊缓冲性能方面起着不可取代的作用，投放实验一般代价高，需要较高的实验条件，且实验时间极短，一些参数难以获取。国外的研究者在实验方面做了大量的工作^[10]，国内哈尔滨工业大学的万志敏等^[11,12]设计了两种飞行器模型用以研究着陆速度对最大过载的影响，研究发现最大过载随垂直着陆速度的增加而增加，且舱体模

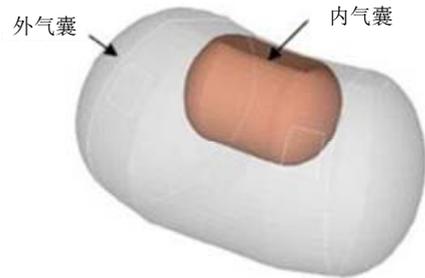


Figure 6. Bag within a bag configuration
图 6. 双气室气囊



Figure 7. Airbag system installed on test article designed by NASA
图 7. 美国 NASA 设计的组合型气囊实验装置

型的加速度高于弹体模型的加速度，着陆姿态和水平速度对稳定性有显著的影响。

3.2. 物理模型分析

通过建立物理模型，利用解析的方法分析气囊的缓冲过程是研究气囊最初的方法，尤其在有限元技术未成功应用到冲击领域之前，解析方法在气囊的优化设计上起到非常重要的作用。

解析分析法利用热力学方程和运动学方程建立气囊的数学模型，来求得着陆装备的速度和加速度，该方法计算简便，速度快，但难以描述气囊的变形，所以不便于研究气囊的展开过程。1960年 J. B. Es-gar^[13]建立了第一个缓冲气囊物理模型，如图8所示。该模型忽略了气囊织物的弹性，讨论了气囊参数之间的相互影响关系，并指出圆柱形气囊的缓冲性能最好。

Cole J. K.等人^[14]建立了形状较为复杂的“火星探路者”号登陆舱缓冲气囊的物理模型，计算结果与实验结果较一致。Raiszadeh B.等人^[15]模拟了降落伞打开到气囊缓冲的整个过程，并分析了影响降落伞-气囊缓冲系统稳定性的因素。温金鹏等人^[16]考虑了织物弹性对气囊缓冲性能的影响，对水平圆柱式气囊的缓冲性能进行了研究，得出织物的弹性模量小于 0.2 GPa 时，织物弹性对缓冲性能的影响显著，并且最大过载值要比不考虑织物弹性时高。戈嗣诚等人^[17,18]研究了排气孔面积固定的气囊，分析了影响缓冲性能的主要因素。认为气囊的质量体积比和排气孔开口面积是决定缓冲效果的主要因素，在理论上给出了最优值。并针对某型号无人机的回收气囊提出一种优化计算模型，对工程应用具有一定的指导意义。西北工业大学

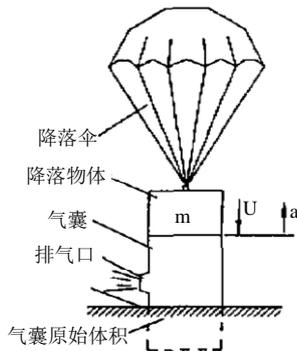


Figure 8. Parachute-borne vehicle fitted with landing bag
图 8. 伞降-气囊模型示意图

的张忠伟^[19]利用遗传算法搜索和优化设计参数，获取可行参数组合和优化的参数组合，极大地减小了研制成本和实验工作量。

3.3. 有限元仿真

3.3.1. 控制体积法(CV法)

1972年 D. J. Nefske^[20]研究了控制体积法在气囊上的应用，1988年 J. T. Wang 和 D. J. Nefske^[21]改进了控制体积法，并被大多数学者采用，一直沿用至今。CV法基于热力学理论，假设气囊内的气体是理想气体并且各处的压强和温度相等，将气囊看作一个不断扩大的控制体积，模型如图9所示。

此模型考虑了气囊的进排气和织物的气体泄漏，通过质量流和温度来描述气囊内气体的变化。气囊在碰撞缓冲过程中绝热，与外界无热量交换，满足方程组：

$$\begin{cases} PV = \frac{m}{M} RT \\ P = (k-1) \frac{U}{V} \\ U = \frac{m}{M} C_v T \end{cases}$$

其中， P 为气体的压强； V 气体的体积； m 为气体的质量； M 气体的摩尔质量； R 为气体常数； T 为气体的温度； k 为气体的绝热系数 ($k = C_p / C_v$)； U 为气体的内能； C_v 为气体的定容比热容； C_p 为气体的定压比热容。当囊内气体的质量发生变化时，满足下列方程：

$$\dot{m} = \dot{m}_i - \dot{m}_{out}$$

$$\dot{m}_{out} = \mu \sqrt{2P\rho k (Q^{2/k} - Q^{k+1/k}) / (k-1)}$$

式中， \dot{m} 为气囊内气体质量的变化率； \dot{m}_i 为当前气囊

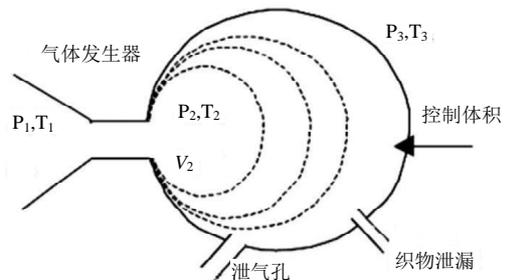


Figure 9. CV airbag model
图 9. 控制体积法气囊模型

内原有的气体质量; \dot{m}_{out} 为气囊排出气体的质量流量;
 ρ 为气囊内气体的密度; $Q = P/P_0$,
 $Q_{crit} = [2/(k+1)]^{k/(k-1)}$, 如果 $Q < Q_{crit}$, 则
 $Q = Q_{crit}$; P_0 为外界空气的压强;
 $\mu = \sqrt{g_c (C_{23} + C'_{23} A'_{23})}$, 这里, C_{23} 为气囊排气口特性
 系数, 取 0~1; A_{23} 为气囊排气孔开口面积; C'_{23} 为气
 囊泄露特性系数, 取 0~1; A'_{23} 为气囊泄露面积; $\sqrt{g_c}$
 为重力转换常数, 一般取为 1.0。

CV 算法其主要优点是计算速度快, 能够准确地
 模拟气囊展开后期的作用, 不足之处是无法准确描述
 气囊外形和囊内流场的准确变化。

目前, CV 模型已经成功应用到交通工具乘员安
 全、货物空投、无人机回收及深空探测等领域, 其中,
 在汽车安全领域应用已经成熟^[22]。在深空探测方面,
 D. Cadogan 等人^[23]对“火星探路者号”登陆舱的缓冲
 气囊系统进行了有限元仿真。近年来, 货物空投的军
 事用途也越来越明显^[24]。洪焯杰等人^[25]研究了空降车
 - 气囊缓冲系统, 得到了空降车缓冲着陆的临界速
 度。目前, 基于 CV 算法的商业软件主要有 LS-DYNA、
 DYTRAN 和 MADYMO 三种。其中 LS-DYNA 有多
 种气囊模型, 定义气囊模型较方便; MADYMA 主要
 用于汽车安全气囊的模拟, 可以对乘员安全系统进行
 快速有效的设计和优化。

3.3.2. 计算流体力学方法(CFD 方法)

由于 CV 方法无法描述气囊内流场的准确变化,
 越来越多的研究者开始利用基于 CFD 的 ALE 方法来
 模拟气囊的展开过程, 基于 ALE 方法的气囊模拟也
 已经被许多实验验证其可行性^[26]。ALE 方法, 即任
 意拉格朗日-欧拉法, 兼具 Lagrange 方法和 Euler 方
 法二者的特长。其在结构边界运动的处理上引进
 Lagrange 方法的特点, 能够有效地跟踪物质结构边
 界的运动; 其次在内部网格的划分上, 吸收 Euler 的
 特点, 内部网格单元独立于物质实体而存在, 又不
 和 Euler 网格相同, 网格可以适当调整位置, 使网
 格不致出现严重的畸变。A. Chawla 等人^[27]在折
 叠气囊的网格划分上提出了新的算法, 保持气囊在
 展开过程中几何构造和表面积不变。

P. O. Marklund 等人^[28]采用 ALE 法模拟了气囊
 的展开过程, D. Fokin 等人^[29]分别采用 CV 法和
 ALE 法模拟气囊与物体的碰撞过程, 发现 ALE 法
 与实验结

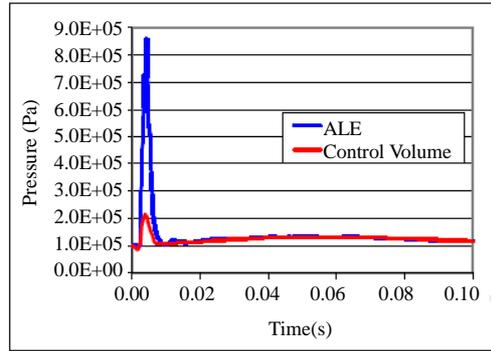


Figure 10. Airbag pressure using ALE and control volume methods
 图 10. ALE 法、CV 法计算所得气囊内压

果更相近。邓文彬等人^[30]分别利用 CV 法和 ALE 法
 模拟汽车安全气囊的展开过程, 发现气囊展开初期的形
 状是不同的, 而到气囊展开末期, 两种方法模拟的结
 果是一致的。C. Ruff 等人^[31,32]在研究气囊展开时, 也
 得到了类似的结论: 在气囊展开初期, CV 法计算结
 果不准确, 气囊压力值偏低, ALE 法模拟的结果更接
 近实验情况, 如图 10 所示。

ALE 方法可以较准确地模拟气囊展开初期内部
 气体的流动情况, 并可以得到任意位置的压力状况,
 不足之处是计算所耗机时远多于 CV 方法。

4. 总结

本文介绍了各类缓冲气囊并总结了缓冲气囊的
 研究方法, 包括实验分析、物理模型分析以及有限元
 仿真。对比分析了有限元仿真中的 CV 法和 ALE 法,
 指出两种方法的优缺点。未来研究缓冲气囊会更多地
 依靠有限元仿真, 如何获得高精度、高效率的仿真方
 法是研究的重要方向。

参考文献 (References)

- [1] D. E. Wayne, J. K. Cole. Mars pathfinder airbag impact attenuation system. 13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, Clearwater Beach, May 1995, AIAA-1995-1552-CP: 109-119.
- [2] C. S. Huxley-Reynard. An airbag landing system for beagle2 mars probe. Boston: 16th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, May 2001, AIAA 2001-2046: 1-10.
- [3] D. Northey, C. Morgan. Improved inflatable landing systems for low cost planetary landers. Acta Astronautica, 2006, 59(8-11): 726-733.
- [4] 林华宝. 着陆缓冲技术综述[J]. 航天返回与遥感, 1966, 17(3): 1-16.
- [5] 马常亮. 缓冲气囊建模和试验仿真技术研究[D]. 南京航空航天大学, 2008.

- [6] C. K. Lee. Methods for improved airbag performance for airdrop, Technical Report Natick/TR-93/002. Natick: US Army Natick Research Development and Engineering Center, 1992.
- [7] 戈嗣诚, 陈斐. 缓冲特性可控的智能气囊装置实验研究[J]. 振动工程学报, 2004, 18(4): 377-381.
- [8] L. S. Shook, R. B. Timmers and J. Hinkle. Second generation airbag landing system for the orion crew module. Seattle, Washington: 20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar
, May 2009, AIAA 2009-2989: 1-8.
- [9] B. Tutt, S. Gill and A. Wilson. A summary of the development of a nominal land landing airbag impact attenuation system for the orion crew module. Seattle, Washington: 20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar
, May 2009, AIAA 2009-2922: 1-18.
- [10] R. P. Kozar, G. A. Carek and D. E. Beach. Risk reduction testing of the airbag landing system for the successful NASA mars pathfinder mission, and European missions to mars pathfinder mission, and for upcoming NASA and European missions to Mars. Liege: Proceedings 4th International Symposium on Environmental Testing for Space Programmes, 12-14 June 2001, ESA SP-467: 61-67.
- [11] 万志敏, 谢志民. 气囊缓冲飞行器模型着陆特性的试验研究[J]. 试验技术与试验, 2003, 43(1): 9-12.
- [12] 万志敏, 陈立平. 飞行器模型着陆特性的试验研究[J]. 物理测试, 2002, 1: 16-19.
- [13] J. B. Esgar, W. C. Morgan. Analytical study of soft landings on gas-filled bags, Technical Report R-75. Cleveland: NASA, 1960.
- [14] J. K. Cole, D. E. Wayne. BAG: A code for predicting the performance of a gas bag impact attenuation system for the pathfinder lander. Livermore: Sandia National Laboratories, 1993: SAND93-2133.
- [15] B. Raiszadeh, E. M. Queen. Mars exploration rover terminal descent mission modeling and simulation. Spaceflight Mechanics, 2005, 119: 2661-2676.
- [16] 温金鹏, 李斌, 谭德伟等. 考虑织布弹性的软着陆气囊缓冲特性研究[J]. 振动与冲击, 2010, 29(2): 79-83.
- [17] 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.
- [18] 戈嗣诚, 施允涛. 无人机回收气囊缓冲特性研究[J]. 南京航空航天大学学报, 1999, 31(4): 458-463.
- [19] 张忠伟. 无人机回收气囊减震性能的计算分析[J]. 液压与气动, 2004, 2: 28-31.
- [20] D. J. Nefske. A basic airbag model. Detroit: 2nd International Conference on Passive Restraints, 1972: SAE720426.
- [21] J. T. Wang, D. J. Nefske. A new CAL3D airbag inflation model. Detroit: SAE International, 1988: SAE880654.
- [22] 王晓冬, 张金换, 黄世霖. 气囊模拟计算技术综述[J]. 汽车技术, 2000, 9: 4-7.
- [23] D. Cadogan, C. Sandy and M. Grahne. Development and evaluation of the mars pathfinder inflatable airbag landing system. Acta Astronautica, 2002, 50(10): 633-640.
- [24] A. P. Taylor, R. Benney and B. Bagdonovich. Investigation of the application of airbag technology to provide a soft landing capability for military heavy airdrop. AIAA, 2001: 2001-2045.
- [25] 洪煌杰, 王红岩, 郝贵祥. 空降车 - 气囊系统着地缓冲过程仿真分析[J]. 装甲兵工程学院学报, 2010, 24(4): 33-36.
- [26] I. Yeh, R. Zhou, et al. Development and validation of an ale-based airbag simulation methodology. San Diego: 5th Joint Asme/Jsme Fluids Engineering Summer Conference, 2007, 2: 1223-1230.
- [27] A. Chawla, S. Mukherjee and A. Sharma. An algorithm for optimized generation of a finite element mesh for folded airbags. International Journal of Crashworthiness, 2007, 12(2): 197-209.
- [28] P. O. Marklund, L. Nilsson. Simulation of airbag deployment using a coupled fluid-structure approach. Michigan: 7th International LS-DYNA Users Conference, 2002, 10: 1-8.
- [29] D. Fokin, N. Lokhande and L. Fredrikssen. On airbag simulation in LS-DYNA with the use of the arbitrary lagrangian-eulerian method. Ulm: 4th European LS-DYNA Users Conference, 2002, C-III: 11-22.
- [30] 邓文彬, 彭冰元, 马亮. 基于有限元方法的气囊展开模拟及对乘员安全性的影响[J]. 汽车技术, 2006, S1: 29-31.
- [31] C. Ruff, T. Jost and A. Eichberger. Simulation of an airbag deployment in out-of-position situations. Vehicle System Dynamics, 2007, 45(10): 953-967.
- [32] A. Chawla, S. Mukherjee, J. Jangra and T. Nakatani. Issue in ALE simulation of airbags. International Journal of Crashworthiness, 2007, 12(5): 559-566.