doi:10.11887/j.cn.201703010 http://journal.nudt.edu.cn

无限质量降落伞充气动力学数值模拟*

高兴龙[1,2],张青斌[1],高庆玉[1],唐乾刚[1]
(1. 国防科技大学 航天科学与工程学院,湖南 长沙 410073;
2. 中国空气动力研究与发展中心 设备设计及测试技术研究所,四川 绵阳 621000)

摘 要:为分析降落伞火星再入环境下的超声速开伞性能,基于任意欧拉-拉格朗日罚函数法和多介质任意拉格朗日欧拉算法,求解可压缩流场与降落伞结构的耦合动力学模型。数值模拟盘缝带伞超声速开伞过程外形变化,预测气动力作用下的伞衣织物三维结构动力学行为。结合风洞试验数据,对比分析降落伞开伞性能和前置体对伞衣充气外形的影响。最终给出超声速伞周围非稳态流场的尾流和激波分布。仿真结果表明:盘缝带伞在超声速开伞过程中被完全充满且充气效果良好,未出现塌陷情况;随着来流马赫数的增加,降落伞阻力系数逐渐减小,充气时间缩短。仿真结果与试验结果保持一致,验证了所提方法的有效性。

关键词:降落伞;超声速流动;无限质量充气;流固耦合;可压缩流
中图分类号:V441.8 **文献标志码**:A **文章编号**:1001-2486(2017)03-058-06

Numerical simulation on parachute's infinite mass inflation dynamics

GAO Xinglong[1,2], *ZHANG Qingbin*[1], *GAO Qingyu*[1], *TANG Qiangang*[1]
(1. College of Aerospace Science and Technology, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. Facility Design and Instrumentation Institute of China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: To analyze the supersonic opening performance of the parachute in Mars reentry environment, the coupling dynamic models between compressible fluid and flexible structure of parachute were solved on the basis of the arbitrary Euler-Lagrange penalty function method and the multi-material arbitrary Lagrange Euler algorithm. The evolution of 3D shape of DGB (disk gap band) parachute during supersonic inflation was simulated, and the structural dynamic behaviors of canopy fabric were predicted. The drag area and coefficients were compared with the wind tunnel data, and the inflation performance of parachute and the influence of fore-body were analyzed. Finally, the wake of unsteady fluid and distribution of shock wave around supersonic parachute were investigated. The results show that: the DGB parachute is well inflated without serious collapse; as the increase of Mach numbers, the drag coefficients gradually decrease, along with the increase of the inflation time, which brings into correspondence with the test results, and proves the validity of the proposed method.

Key words: parachute; supersonic flow; infinite mass inflation; fluid structure interaction; compressible fluid

进入、减速和着陆(Entry, Descent, and Landing, EDL)技术是深空探测实施过程的关键技术之一,而降落伞作为EDL技术的重要组成部分,是火星探测器实现软着陆的关键环节。火星表面大气稀薄,降落伞减速工作处于低密度、超音速、低动压的工作环境[1],这些特点令火星探测中的降落伞开伞过程变得更为复杂。

降落伞充气过程涉及伞衣结构与气动压力的相互作用,其流固耦合过程的求解作为降落伞研究领域的难点问题一直备受人们关注[2]。对于开缝形式的复杂伞衣结构,开伞性能更难以准确预测[3-5]。

降落伞工作过程的流固耦合性能可以借助数值模拟技术进行预测。Lingard等采用任意拉格朗日欧拉(Arbitrary Lagrangian Euler, ALE)方法数值模拟了超声速充气的过程,分析了前体尾流作用下的降落伞阻力性能,以及拖曳比和来流马赫数对伞衣阻力系数的影响[6-7],但降落伞初始构型为半张满状态,未考虑初始充气过程的影响。Karagiozis等采用大涡模拟的方法,结合自适应网格重构技术进行了可压缩流场与盘缝带(Disk Gap Band, DGB)伞的流固耦合仿真,尤其对流场的湍流特性和伞衣喘振现象进行了很好的模拟[8]。但该研究只是分析了稳态过程,即伞衣初

* **收稿日期**:2016-01-16
基金项目:国家自然科学基金资助项目(11272345,51375486);国防科技大学基金资助项目(JC13-01-04)
作者简介:高兴龙(1987—),男,吉林蛟河人,博士研究生,E-mail:18674853560@163.com;
张青斌(通信作者),男,副教授,博士,硕士生导师,E-mail:qingbinzhang@sina.com

始构型为充满状态。

国内对超声速降落伞的研究起步较晚,荣伟等针对火星探测任务的可行性分析开展了一系列盘缝带伞空投试验和稀薄大气环境的降落伞减速技术研究[9-10]。彭勇和张青斌等对返回着陆的大型降落伞充气过程进行了分阶段研究,并对伞绳拉直和流固耦合特性进行了分析[11-12]。目前针对火星环境的降落伞充气过程三维数值模拟和动力学特性的研究比较缺乏。

1　盘缝带伞系统模型

盘缝带伞顶部主盘为原型伞盖,中间开有伞顶孔用于缓解气动压力。主盘与织物带之间开有一条裂缝,充当通气口,主要防止高过载情况下伞衣织物的破裂。在地球对模拟火星环境进行该伞形的测试试验难度很大,尤其对于大载荷的全尺寸伞形,花费巨大。本研究所用的降落伞采用美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)的火星科学实验室(Mars Science Laboratory, MSL)探测任务所用到的盘缝带全尺寸伞模型(如图 1 所示)。该盘缝带伞与经典的 Viking 伞类似,名义直径 D_0 = 21.35 m,是目前火星探测任务中所用到的最大的降落伞。探测器为 70°半锥角的球锥,直径 D_B = 4.5 m,载荷重量接近 900 kg。降落伞与探测器之间通过吊带连接,定义拖曳比为 x/D_B,其中 x 为伞衣底边外缘与球锥最宽处的垂直距离。为保证伞衣开伞过程相对稳定,根据文献[13]结果选取较为安全的拖曳比 x/D_B = 14。

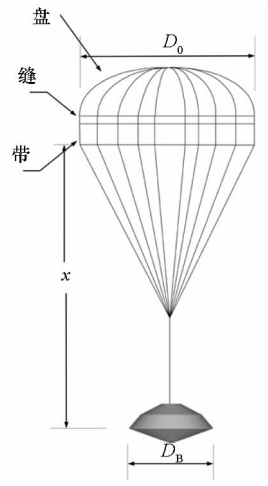


图 1　盘缝带伞 - 探测器模型

Fig. 1　Model of DGB parachute and probe

该盘缝带伞形为 Viking 型,根据降落伞名义直径可以确定伞衣幅的相关几何参数,伞衣幅及前置体的其他几何参数可以参考文献[14]。

2　控制方程

2.1　流固耦合方程

ALE 流固耦合方法可以求解自由界面流动以及典型的流固耦合问题,具有物质输运功能的单元网格可以在欧拉体系和拉格朗日体系的网格间平动,且在耦合交界面处流体节点随结构变形运动。将流体质点速度通过质量和动量守恒定律在可压流体域内进行离散,即:

$$\boldsymbol{v}_{i,i}=0 \text{ in } \boldsymbol{\Omega}_{\mathrm{F}}\times[0,t] \tag{1}$$

$$\frac{\partial \boldsymbol{v}_i}{\partial t}+(\boldsymbol{v}_j-\boldsymbol{v}_j^m)\boldsymbol{v}_{i,j}-\frac{1}{\rho_{\mathrm{F}}}\boldsymbol{\tau}_{ij}=\boldsymbol{g}_i \text{ in } \boldsymbol{\Omega}_{\mathrm{F}}\times[0,t] \tag{2}$$

其中:$\boldsymbol{v}_i$ 为流体速度;ρ_{F} 为流体密度;$\boldsymbol{v}_j^m$ 为网格移动速度;$\boldsymbol{\Omega}_{\mathrm{F}}$ 为时间域。如果 $\boldsymbol{v}_j^m=\boldsymbol{0}$,则得到欧拉算式,网格对流速度为空;如果 $\boldsymbol{v}_j^m=\boldsymbol{v}_j$,则得到拉格朗日算式,对流速度即为流体速度。$\boldsymbol{v}_j-\boldsymbol{v}_j^m$ 为相对速度,应力张量 $\boldsymbol{\tau}_{ij}$ 通常定义为:

$$\boldsymbol{\tau}_{ij}=\mu_{\mathrm{F}}(\boldsymbol{v}_{i,j}+\boldsymbol{v}_{j,i})-P\delta_{ij} \tag{3}$$

式中:μ_{F} 为流体动力黏性系数,P 为压力,δ_{ij} 为狄拉克函数。

给出流场初始和边界条件,可以对流体动量方程进行求解,即:

$$\boldsymbol{v}_i(0)=\boldsymbol{0} \text{ in } \boldsymbol{\Omega}_{\mathrm{F}} \tag{4}$$

$$\boldsymbol{v}_i=\hat{\boldsymbol{v}}_i \text{ on } \delta\boldsymbol{\Omega}_{\mathrm{DF}}\times[0,t] \tag{5}$$

式中:$\hat{\boldsymbol{v}}_i$ 为在流体边界 $\delta\boldsymbol{\Omega}_{\mathrm{DF}}$ 施加的速度集合。这里可以将流场有限元模型的底部单元设置为压力入口单元集合,并对入口单元施加速度载荷。

对于低密度气体,可以采用理想气体状态方程进行模拟,给定初始压力和初始内能,对能量控制方程进行求解,即:

$$\begin{cases} P=\rho(C_p-C_v)T \\ C_p=C_{p0}+C_LT+C_QT^2 \\ C_v=C_{v0}+C_LT+C_QT^2 \end{cases} \tag{6}$$

式中,C_p 和 C_v 分别为定压和定容下的比热容,ρ 为大气密度,C_L 和 C_Q 分别为温度对应系数,T 为温度。火星环境大气参数的比热容 γ 为 1.29,大气压强为 750 Pa。

2.2　材料本构模型

伞衣材料模型选择柔性织物材料模型,该材料可适用于薄膜单元,具有非线性动力学特性且能够承受大变形行为,可以模拟伞衣薄膜材料。伞绳采用自定义的非线性本构模型:

$$F=\begin{cases} 0 & \varepsilon\leqslant 0 \\ p(\varepsilon)+C\cdot\dot{\varepsilon} & \varepsilon>0 \end{cases} \tag{7}$$

式中:$p(\varepsilon)$ 为伞绳的非线性张力函数;C 为阻尼系数;应变 ε 为

$$\varepsilon = \frac{\Delta l}{l_0 - l_{\text{off}}} \tag{8}$$

式中,Δl 为伞绳长度变化,l_0 为伞绳初始长度,l_{off} 为初始长度偏移量。

2.3 耦合界面

选择显示动力学积分方法求解充气过程的流固耦合问题,程序在每个时间步内首先需要分别计算流场网格和伞衣结构网格的节点力,之后采用罚函数法将流体 - 结构交界面的节点力进行耦合。假设在 $t = t^n$ 时刻,主节点(结构节点)与从节点(流体节点)之间的穿透深度为 $\boldsymbol{d}^n$,$\boldsymbol{v}_{\text{rel}}$ 为主从节点相对速度,则可对 $\boldsymbol{d}^n$ 进行迭代更新,即:

$$\boldsymbol{d}^{n+1} = \boldsymbol{d}^n + \boldsymbol{v}_{\text{rel}}^{1+n/2} \cdot \Delta t \tag{9}$$

降落伞伞衣为柔性透气性织物,对于渗透介质的耦合力可以通过 Shell 单元体积的 Ergun 方程导出[15]:

$$\frac{\mathrm{d}P}{\mathrm{d}\boldsymbol{r}} = a(\mu,\varepsilon) \cdot \boldsymbol{v}_{\text{rel}} + b(\rho,\varepsilon) \cdot \boldsymbol{v}_{\text{rel}}^2 \tag{10}$$

式中:$\boldsymbol{r}$ 为壳单元的法向;$a(\mu,\varepsilon)$ 为渗透性壳单元的渗透系数;$b(\rho,\varepsilon)$ 为惯性系数,a、b 系数组合即为伞衣透气性参数。

3 数值仿真

3.1 有限元建模

本文主要模拟降落伞从伞包中拉直后并开始充气直至充满稳定的过程,因此降落伞初始状态设计为折叠状态。如图 2 所示,伞衣外形为锥形,气流自低端开口处流入。



图 2 盘缝带伞初始折叠有限元模型

Fig. 2 Finite element model of initial folded disk-gap parachute

本文是模拟风洞试验的无限质量充气情况,根据仿真经验及文献[7]给出的流场域尺寸设置参考建立圆柱形流场。流场几何外形为圆柱形,降落伞系统沿高度方向置于中轴线位置。圆柱直径为 $4D_0$,顶部距离伞衣高度为 $5D_0$,底部与再入体距离 $2D_{\text{B}}$。

降落伞结构有限元模型主要分为伞衣、伞绳部件,分别采用薄膜单元和离散梁单元进行网格划分。前置体假设为刚体,直接采用实体单元进行划分。流场为空气介质,采用六面体实体单元进行网格划分,靠近伞衣附近网格进行局部加密,有限元模型统计信息见表 1。

表 1 流固耦合有限元模型统计信息

Tab. 1 Summary of finite element model information for fluid-solid coupling

名称	节点	单元	类型
伞衣	12 960	12 348	2DShell
伞绳	3659	5904	1DLink
前置体	1487	236	3DSolid
流场	645 567	625 684	3DSolid

3.2 仿真工况

暂不考虑伞绳的流固耦合效应,仅设置伞衣薄膜单元与流场单元的耦合接触。分析开伞动压对开伞充气过程的影响。雷诺数变化范围为 $7 \times 10^6 \sim 1.3 \times 10^7$。具体仿真工况参数见表 2。

表 2 仿真工况参数[16]

Tab. 2 Parameters of simulations[16]

马赫数	雷诺数 ($\times 10^6$)	开伞动压/kPa	来流速度/(m/s)
1.5	7.4	22.5	436.6
2.0	9.6	29.3	524.4
2.5	12.4	34.7	589.2

流场对流算法选择二阶精度 Van Leer MUSCL 格式,相比于程序中的一阶精度 donor cell 格式,该格式结果更稳定且计算成本较低,能够减少能量耗散,更好地模拟激波和尾流。

4 计算结果及分析

4.1 降落伞外形变化

图 3 为马赫数为 2.0 时充气过程中盘缝带伞的外形变化。从图中可以看到,伞衣首先自低端充气,并被逐渐拉直为管状,该阶段称之为“初始充气”。之后气流在伞衣顶部积聚,“主充气阶段”开始,气流自顶端沿伞衣径向展开,伞衣呈“灯泡状”,之后伞衣逐渐充满。可以看出,数值仿真得到的结果基本重现了实物伞开伞过程,外形变化符合降落伞开伞过程外形变化规律。尤其是伞衣初始充气所出现的“灯泡状”外形也得到

了较好的数值模拟,伞衣最终张满状态稳定。

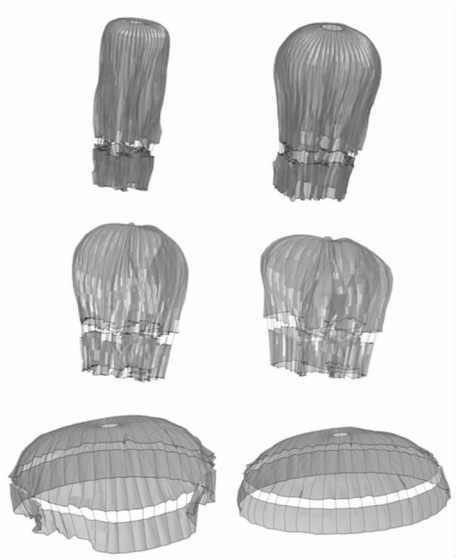


图 3　降落伞充气过程外形变化

Fig. 3　Evolution of parachute shape during inflation

图 4 为盘缝带伞充满状态的仿真结果(左图)与 MSL 试验测试伞(右图)的外形对比。单独采用绝对尺寸的伞衣投影直径和伞衣高度无法准确地对比伞衣外形大小,通常采用伞衣高与投影直径的比值进行对比分析。对于 MSL 试验的 DGB 伞,该比值接近 0.5,本文仿真计算的测量结果约为 0.48,与试验值较为接近。同时从图中可以观察到,仿真模型与试验伞在底部伞带区域略有不同,试验伞的伞带“鼓包”现象更为明显,这主要跟伞衣材料模型有关,其无法完全真实地模拟柔性织物结构的张力状态。

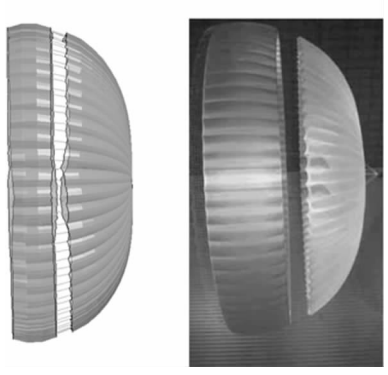


图 4　盘缝带伞充满状态模型与 MSL 试验模型侧视图对比[17]

Fig. 4　Profile views of inflated model of simulation and MSL tested DGB parachute[17]

图 5 为不同来流动压下的伞衣阻力面积变化。从图中可以看出,伞衣充满后发生明显波动,超声速伞的呼吸现象对降落伞的稳定性会产生显著影响,甚至会出现伞衣局部塌陷情况。但最终伞衣仅出现小幅度的喘振并维持在某一频率范围内,趋于相对稳定状态。同时随着马赫数和开伞动压的增加,开伞时间缩短,伞衣充满外形并无明显变化。

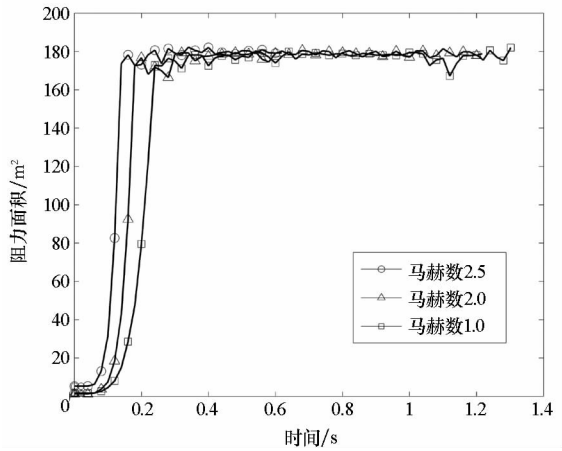


图 5　开伞过程阻力面积变化对比

Fig. 5　Evolution of drag area during inflation

4.2　开伞力与阻力系数

图 6 为开伞力变化曲线与试验数据的对比,可以看出,在充气初始时刻出现一定的伞绳回弹现象。之后开伞力逐渐增加,充气过程开始,直至首次出现开伞力峰值,此时伞衣也完全充满。之后开伞力明显回落,并保持不变。仿真结果与试验数据结果趋势一致,仿真计算的开伞力峰值为 364.7 kN,略大于试验数据的 352.6 kN。

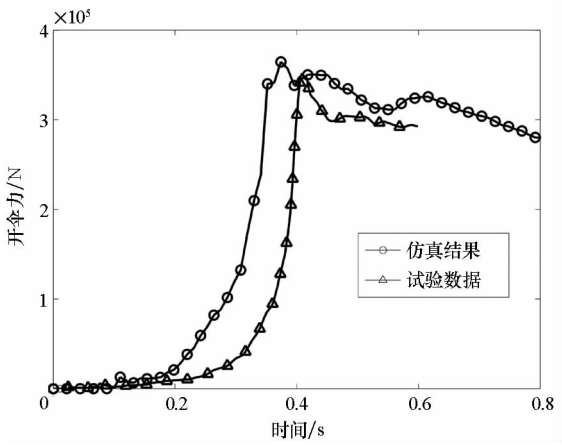


图 6　开伞力变化对比[18]

Fig. 6　Comparison of opening forces[18]

同时可以计算不同工况下的阻力系数:

$$C_d = \frac{F_D}{qS_d} \tag{11}$$

式中,C_d为阻力系数,F_D为开伞力,q 为来流动压,S_d为伞衣阻力面积。图 7 为阻力系数随马赫数的变化结果及其与试验结果的对比,可以看出数值模拟结果与试验结果趋势相符,即随着马赫数的

增加,阻力系数下降,同时数值模拟结果整体要比实际结果偏高。

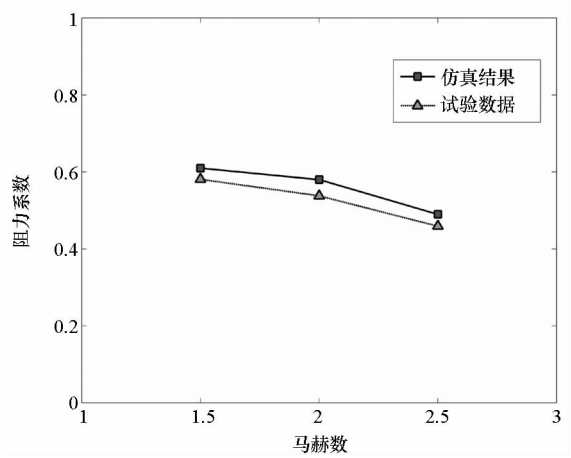
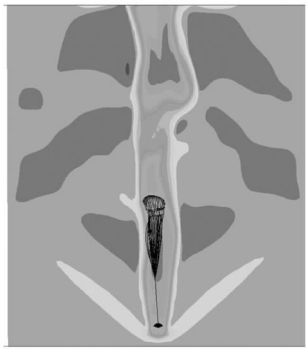


图 7　稳态阻力系数对比[19]

Fig. 7　Comparison of steady drag coefficients[19]

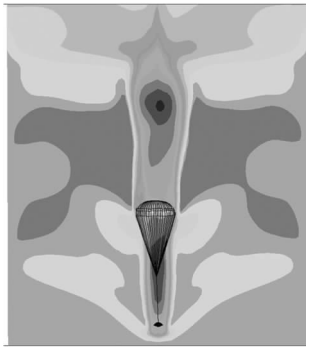
4.3　流固耦合结果

图 8 为充气过程伞衣周围流场速度矢量云图。EDL 过程中,降落伞在超声速流中运动开伞,伞衣形成半球状阻流体,会在稀薄大气中压缩周围气流形成激波。前置体的存在会明显改变降落伞周围流场分布,球锥外形会在超声速流中形成前体激波,而前体尾流则会形成低速非稳态紊流区域,与伞衣前体弓波发生耦合,会在来流方向呈现极不稳定的流场分布。从图中可以看出,伞衣充气过程来流速度非对称分布,伞衣在尾流处摆动,且出现局部塌陷情况,但最终伞衣张满,流场速度实现对称分布。



(a) 充气过程来流速度分布

(a) Velocity distribution during inflation



(b) 伞衣张满时流场速度分布

(b) Velocity distribution of inflated parachute

图 8　充气过程流场速度矢量云图

Fig. 8　Velocity contour of fluid during inflation

通过流固耦合计算,可以同时得出超声速流中伞衣的结构动力学响应,图 9 为开伞后伞衣充满状态的 Von Mises 应力分布。从图中可以明显看出伞顶孔附近区域应力较为集中,且结构变形的平均水平要高于其他区域,因此在对伞衣进行强度校核时应选取该处区域的应力应变水平作为参考。

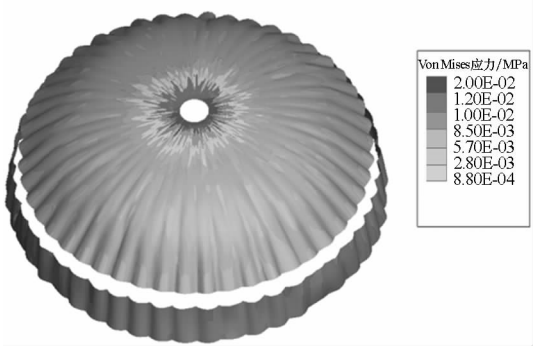


图 9　伞衣表面应力分布云图

Fig. 9　Stress distribution contour on canopy

5　结论

基于 ALE 罚函数耦合方法对盘缝带伞火星环境的无限质量充气过程进行了数值模拟。流场采用可压缩流进行求解,边界条件选取为常值压力入口边界以模拟风洞吹风的效果。结果表明:充气过程伞衣在短暂时间内呈“灯泡状”,之后伞衣被拉为柱形,在伞顶内部气流扩散作用下伞衣底边迅速膨胀并充满,伞衣幅呈明显的“鼓包”现象。同时随着来流动压的增加,开伞时间减少,阻力系数减小。前置体对降落伞开伞效果影响明显,尾流容易与降落伞前体激波产生耦合效应,使得流场在来流方向不对称分布,影响降落伞稳定性。最终仿真结果与试验数据一致,验证了本文方法的有效性。

参考文献(References)

[1]　荣伟, 陈国良. 火星探测器减速着陆技术特点[J]. 航天返回与遥感, 2010, 31(4): 1-6.
RONG Wei, CHEN Guoliang. The characters of deceleration and landing technology on Mars explorer[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2010, 31(4): 1-6. (in Chinese)

[2] 王利荣. 降落伞理论与应用[M]. 北京: 宇航出版社, 1997.
WANG Lirong. Parachute theory and application[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1997. (in Chinese)

[3] 高兴龙, 唐乾刚, 张青斌, 等. 开缝伞充气过程流固耦合数值研究[J]. 航空学报, 2013, 34(10): 2265-2276.
GAO Xinglong, TANG Qiangang, ZHANG Qingbin, et al. Numerical study on fluid-structure interaction of slot parachute's inflation process[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(10): 2265-2276. (in Chinese)

[4] Gao X L, Zhang Q B, Tang Q G, et al. Fluid-structure interaction simulation of parachute in low speed airdrop[C]// Proceedings of the World Congress on Engineering & Computer Science, 2013.

[5] Gao X L, Zhang Q B, Tang Q G. Transient dynamic modeling and analysis of complex parachute inflation with fixed payload[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2014: 04014097.

[6] Lingard J S, Darley M G. Simulation of parachute fluid structure interaction in supersonic flow[C]//Proceedings of 18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, AIAA-2005-1607, 2005.

[7] Lingard J S, Darley M, Underwood J C. Simulation of Mars supersonic parachute performance and dynamics[C]// Proceedings of 19th AIAA Aerodynamic Decelerator Technology Conference and Seminar, AIAA-2007-2507, 2007.

[8] Karagiozis K, Kamakoti R, Cirak F. A computational study of supersonic disk-gap-band parachutes using large-eddy simulation coupled to a structural membrane[J]. Journal of Fluids and Structures, 2011, 27(2): 175-192.

[9] 荣伟, 陈旭, 陈国良. 大气密度对降落伞充气性能的影响[J]. 航天返回与遥感, 2006, 27(3): 11-16.
RONG Wei, CHEN Xu, CHEN Guoliang. The effect of atmospheric density on parachute inflation performances[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2006, 27(3): 11-16. (in Chinese)

[10] 荣伟, 陈旭, 陈国良. 低密度大气中降落伞开伞动载的研究[J]. 航天返回与遥感, 2006, 27(4): 7-11.
RONG Wei, CHEN Xu, CHEN Guoliang. The study of the parachute opening load in low atmospheric density[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2006, 27(4): 7-11. (in Chinese)

[11] 张青斌, 程文科, 彭勇, 等. 降落伞拉直过程的多刚体模型[J]. 中国空间科学技术, 2003, V23(2): 45-50.
ZHANG Qingbin, CHENG Wenke, PENG Yong, et al. A multi-rigid-body model of parachute deployment[J]. Chinese Space Science and Technology, 2003, V23(2): 45-50. (in Chinese)

[12] 彭勇, 张青斌, 秦子增. 降落伞主充气阶段数值模拟[J]. 国防科技大学学报, 2004, 26(2): 13-16.
PENG Yong, ZHANG Qingbin, QIN Zizeng. Simulation of parachute final inflation phase[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2004, 26(2): 13-16. (in Chinese)

[13] Cruz J R, Mineck R E, Keller D F, et al. Wind tunnel testing of various disk-gap-band parachutes[C]// Proceedings of 17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, AIAA-200-2129, 2003.

[14] Cruz J R, David W, Jeremy S, et al. Parachute models used in the Mars science laboratory entry, descent, and landing simulation[C]//Proceedings of AIAA Aerodynamic Decelerator Systems (ADS) Conference, AIAA-2013-1276, 2013.

[15] Ergun S. Fluid flow through packed beds[J]. Chemical Engineering Progress, 1952, 48(2): 89-94.

[16] engupta A, Roeder J, Kelsch R, et al. Supersonic disk gap band parachute performance in the wake of a Viking-type entry vehicle from Mach 2 to 2.5[C]//Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, AIAA-2008-6217, 2008.

[17] Witkowski A, Kandis M, Sengupta A, et al. Comparison of subscale versus full-scale wind tunnel tests of MSL disk gap band parachutes[C]//Proceedings of 20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, AIAA-2009-2914, 2009.

[18] Witkowski A, Kandis M, Adams D S. Inflation characteristics of the MSL disk gap band parachute[C]//Proceedings of 20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, AIAA-2009-2915, 2009.

[19] Sengupta A, Steltzner A, Comeaux K. Results from the Mars science laboratory parachute decelerator system supersonic qualification program[C]//Proceedings of 2008 IEEE Aerospace Conference, 2008: 1-15.