不同大气条件下超声速降落伞系统气动特性分析

姜璐璐¹林明月²薛晓鹏¹贾贺³荣伟³王奇³
(1中南大学航空航天学院,长沙 410083)
(2中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室,北京 100190)
(3北京空间机电研究所,北京 100094)

摘 要 火星探测任务中,超声速降落伞对于火星探测器的减速过程起着至关重要的作用。然而, 火星探测器与超声速降落伞系统的数值模拟和风洞试验大多在地球环境中进行,不能完全复现火星用降 落伞真实的工作环境,所得气动特性也与真实环境下火星降落伞气动特性存在误差。针对这一问题,文 章开展了地球和火星大气环境下超声速降落伞系统的数值模拟研究,并分析不同大气环境、来流条件对 降落伞系统气动性能的影响机理,以及不同探测器构型对降落伞系统阻力性能的影响。研究发现:相比 于地球大气,在火星大气条件下探测器单体尾流颈部点更加靠近探测器,火星大气环境下伞体阻力略低 于地球大气环境;随着截锥数量的增加,器前激波脱体距离、激波角度及颈部点至探测器间距均缩短, 阻力系数增加;后截锥导致伞体阻力波动幅度增加,流动周期延长。随着来流马赫数的增大,伞体内压 力波动增加,以致流场需要更长时间进入稳定的周期性变化;当来流迎角增大时,伞体内表面压力波动 和流场周期性均减弱。此外,三维降落伞模型流场变化模式与二维模型一致,在周期内器前激波角度及 脱体距离变化程度更为明显。

关键词 火星大气 超声速降落伞 气动干扰 数值模拟 火星探测器
 中图分类号: V445 文献标志码: A 文章编号: 1009-8518(2020)06-0077-13
 DOI: 10.3969/j.issn.1009-8518.2020.06.008

Numerical Study on Aerodynamic Characteristic of Supersonic Parachute System under Different Atmospheric Conditions

JIANG Lulu¹ LIN Mingyue² XUE Xiaopeng¹ JIA He³ RONG Wei³ WANG Qi³

(1 School of Aeronautics and Astronautics, Central South University, Changsha 410083, China)

(2 State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences,

Beijing, 100190, China)

(3 Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100094, China)

Abstract In the Mars exploration missions, supersonic parachute is always used for the aerodynamic deceleration during the decent and landing of Mars probe. However, most recent numerical and experimental

(C)1994-2021 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

收稿日期: 2020-08-28

基金项目:国家自然科学基金(11702332);湖南省自然科学基金(2018JJ3627);湖南省研究生科研创新项目(CX20200298); 中南大学中央高校基本科研业务费专项资金(2020zzts759)

引用格式:姜璐璐,林明月,薛晓鹏,等.不同大气条件下超声速降落伞系统气动特性分析[J]. 航天返回与遥感, 2020, 41(6):77-89.

JIANG Lulu, LIN Mingyue, XUE Xiaopeng, et al. Numerical Study on Aerodynamic Characteristic of Supersonic Parachute System under Different Atmospheric Conditions[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2020, 41(6): 77-89. (in Chinese)

studies are performed in the Earth atmosphere, which can not completely provide the real working environment and Martian atmosphere for aerodynamic characteristics of supersonic parachute. In this study, the numerical simulations of capsule-canopy system are conducted in Earth and Martian atmospheres, to investigate the effect of different atmosphere on aerodynamic performance of various capsule-canopy systems. As a result, compared with the results of Earth atmosphere, the neck point of wake comes closer to the capsule in Martian atmosphere, and the canopy drag in Martian atmosphere is slightly lower than that in Earth atmosphere .With the number increment of truncated cones, the stand-off distance of capsule shock, the capsule shock angle, and the distance of wake neck point from the capsule become smaller, and the canopy drag coefficient increases. The adding of truncated cones results in an increase in the fluctuation of canopy pressure and a prolonged period. With increasing the freestream Mach number, the pressure fluctuation inside the canopy increases, subsequently, it takes a longer time for the flow field around the parachute system to develop into a pulsation flow mode. As the freestream angle of attack (α) is increased, the pressure fluctuation on the inner surface of the canopy decreases, and the periodic change of the flow field decreases. In addition, the flow mode of the three-dimensional (3D) capsule-canopy system is identical to that of the two-dimensional (2D) model, however, the angle and stand-off distance of capsule shock fluctuate more obviously within a period.

Keywords Martian atmosphere; supersonic parachute; aerodynamic interaction; numerical simulation; Mars capsule

0 引言

随着火星探测任务的深入推进,探测器将面临更大质量的载荷需求,这给其进入、减速与着陆(Entry、 Descent、Landing, EDL)过程带来更大的挑战^[1]。其中,超声速减速阶段的气动减速装置——降落伞仍 发挥着极其重要的作用。然而,一直以来火星探测器与超声速降落伞系统的数值模拟和风洞试验研究大 多在地球环境中进行,这极不利于更精确的气动预测与火星降落伞设计。近年来,已有学者研究了真实 火星大气模型对进入火星大气时的"火星科学实验室"(Mars Science Laboratory, MSL)探测器气动性 能的影响^[2],发现大气模型对于探测器阻力系数和俯仰力矩系数影响较大,密度增加和温度升高导致激 波脱体距离减小。文献[3-5]针对火星大气环境对简化探测器–超声速降落伞系统周围流场结构及伞衣性能 的影响展开了初步研究,发现火星大气环境下探测器尾流/伞前激波作用模式和伞衣变形程度均与地球大 气环境下的气动特性表现出极大的不同,且同样的伞衣材料在不同的大气环境中的流固耦合表现差异巨 大,可见火星大气环境对超声速降落伞系统的气动性能影响较大。

此外,自"海盗号"(Viking)火星探测器成功软着陆以来,目前成功的火星探测器基本都沿用其 70°半锥角钝头体外形^[1],且根据每次任务载荷量对尺寸等进行修改优化。然而对于火星大气环境下探测 器-超声速降落伞系统的研究多用梯形台作为探测器简化模型,未考虑真实探测器外形对降落伞系统气动 性能的影响。此外,针对不同大气环境中降落伞系统的特殊脉动机理研究较少,因此,研究真实环境下 探测器-降落伞系统减速阶段的气动特性对火星探测任务的成败至关重要。

为此,本文在前期研究的基础上,对真实火星探测器外形及其与超声速降落伞的组成系统开展火星大气环境及地球大气环境中的气动特性模拟研究,对比分析不同大气环境对探测器--降落伞系统气动性能影响机理。

1 探测器及降落伞系统模型

针对探测器外形对降落伞系统气动性能影响研究,设置五种不同外形的探测器模型。模型如图1(a)

所示,其中A模型与日本航空航天局风洞试验模型一致,为70°半锥角梯形台模型,作为验证模型以验 证数值算法的正确性; D、E型探测器模型分别参考 Viking、MSL 外形,减少截锥和防热罩结构得到 C、 B 模型。E 型探测器模型为目前常用的火星探测器模型,本文以其为主要研究对象。降落伞系统模型如 图 1(b) 所示, 伞体取直径为 D 的半圆盘模型。超声速降落伞的两个关键设计参数为器体与伞体直径比 (*d*/*D*, *d* 为探测器最宽处直径)和拖拽距离比(*X*/*d*, *X* 为器体伞体间距),其数值大小会影响探测器/ 降落伞相互作用模式。为了研究探测器复杂尾流对于伞体内表面压力的影响以及双体结构之间流场的相 互作用规律,本文中所采用的拖拽距离比为5,器体与伞体直径比为0.2,在此条件下流场为脉动模式^[6]。



Fig.1 Different capsule and parachute models

2 数值模拟方法

2.1 计算条件

本文研究地球和火星两种大气环境下 火星探测器系统的气动性能表现。火星大 气环境与地球有着明显的区别,具体体现 在火星大气密度小、动压低,因此,火星 的进入—减速—着陆(EDL)过程将与地 球有着明显差异。数值模拟使用的来流条

	表1 本3	文研究计算所	用来流条件	
Tab.1 Freestream flow conditions used in this study				
大气环境	声速/(m·s ⁻¹)	来流静压/Pa	密度/(kg·m ⁻³)	静温/(℃)
火星大气	246.428	638.838	0.0138	-122.38
地球大气	258.000	21000.000	0.4440	-10754

件如表1所示。地球大气环境下的来流条件来源于文献[6-7]的风洞试验条件;火星大气环境下的来流条

件仍然满足流体连续介质假设^[8],来流参数 基于美国航空航天局给出的火星大气环境参 数的经验公式计算^[9],选用距离地面高度 1km 处的环境参数,具体拟合公式为

 $T = -31 - 0.000998H_{2}$

$$P_{\infty} = 0.699 \times \exp(-0.00009H)$$
;

 $\rho = P_{\infty} / (0.1921 \times (T + 273.1))$

其中,T为静温,单位为℃;P_∞为来流静压, 单位为 kPa; ρ 为大气密度; H 为高度, 单位 为m。





型探测器--降落伞系统模型采用了三维网格,如图2所示。其他探测器及降落伞模型均采用了二维结构化 网格,模型边界附近加密处理,所设计的网格密度与文献[10]中结构相似,已进行网格无关性检验。

2.2 数值方法及其验证

本研究采用有限体积公式求解可压缩理想气体 N-S 方程,以获得模型周围超声速非定常流场。在空间离散化方面,使用 HLLC(Harten-Lax-van Leer-Contact)格式计算二阶无粘通量项^[11],同时为了避免计算流场中出现虚假的数值振荡,采用了带有连续限制器框架的二阶 TVD 多项式插值方案。时间推进采用较稳定的隐式 backward Euler格式^[12],以捕捉流场结构瞬态变化,其时间步长设定为 1.0×10⁻⁵s。另外,本文研究中采用 Improved Delaved-DES(IDDES)湍流模型来计算模拟探测器的湍流尾流。在边界

条件的设置中,入口参数设置为远场来流, 出口参数通过中心差分获得。考虑到降落 伞在稳定下降阶段织物透气性对系统流场 变化影响较小,伞衣及探测器均设置为无 滑移刚性壁面。

为了对文中使用的数值方法进行验证,采用了二维A型探测器模型分别在不同大气环境中进行模拟,该二维模型尺寸与日本航空航天局风洞试验及文献[8]所使用的三维模型截面尺寸一致。结果表明地球大气环境下探测器前表面的数值模拟压力分布结果与风洞试验结果高度吻合(见图3)^[6-7],火星环境下降落伞系统平均阻



图 3 地球大气环境下数值模拟结果与风洞试验结果对比 Fig.3 The comparison between the computational and experimental results in Earth atmosphere

力数值模拟结果与文献[8]中结果存在误差(见图 4)^[4-5]。这是因为文献[8]中采用的降落伞系统模型中探测器和伞腔中间有轴连接,另外就是文献[8]与本文研究使用的数值模拟方法不同,所以两个结果存在一定误差,但这一误差在允许范围内,对工程实用性影响较小。因此,本研究可采用二维模型进行数值模拟分析。为提高计算效率,研究过程中首先采用二维模型仿真结果进行分析,再采用三维模型仿真结果进行流场对比验证。



3 结果分析

3.1 不同大气环境中探测器单体气动特性研究

超声速来流条件下,可明确观察到探测器在超声速流场中典型的流动特征。图 5 为 E 型探测器的流 场示意图,B、C、D 型探测器的流场情况与 E 型探测器大致相同。超声速来流在器体迎风面处产生弓形 激波,波后气体被压缩,流线穿过激波改变方向,绕过肩部时由于外形的变化出现很大的外折角,产生 一系列膨胀波,在膨胀波的作用下缓慢改变方向。气流绕过肩部并逐渐膨胀加速,在肩部到外流区的部 分形成剪切层,将尾流区划分为回流区和尾迹区,尾迹发展到后驻点(也称为颈部点)处形成二次压缩 波,颈部点的前部区域通常被称为近尾,后部区域被称为远尾,颈部点到探测器背部的距离称为回流区长 度或近尾长度。超声速来流在经过激波后发生偏转,流速下降,压力升高,流经器肩后流速增快,压力骤 降,在膨胀波的作用下流动缓慢偏转回来流方向,后经二次压缩波后偏转回到来流方向和速度^[13-14]。



图 5 二维 E 型探测器马赫云图, $\alpha = 0^{\circ}$ Fig.5 Mach contours around the 2D type E capsule, $\alpha = 0^{\circ}$

回流区存在着复杂的流场现象,低压回流在探测器背面产生了一对方向相反的再循环气泡,诱导尾 流近乎垂直的撞向器体背面,使器体背面形成了一个半圆形的高压区,气流在沿着器体背面流向侧面时, 由于器体外形拐角的存在,流动分离,产生了不同数量的小尺度分离涡。分离涡的数量和大小受探测器 外形和尾迹宽度的影响,器肩侧面分离涡上侧由于流动速度较低,诱导肩侧的高压区向器体侧面延伸。 后体流场复杂的流动现象使得不同探测器呈现的气动特性有所不同。

火星大气环境下 B、C、D、E 四种探测器外型的气动力参数数值模拟结果随迎角变化如图 6 所示, 升力系数 C_L和升阻比 (C_L/C_d)的变化趋势一致,均表现为 C 型>D 型>E 型>B 型。B 型探测器的阻力系 数 C_d在迎角研究范围内均远大于其他三种探测器,可见防热罩的加入会降低阻力系数,但考虑热防护的 需求,B 型探测器外形不适于实际应用。四种类型的探测器阻力系数随迎角的增加均呈下降趋势,E 型 探测器的阻力系数波动最小。质心俯仰力矩系数 C_m的变化中,四种探测器均呈现随迎角增加而增加的 趋势,其中 B 型探测器在有迎角的来流下质心俯仰力矩系数变化较小,随着截锥数量的增加,质心俯仰 力矩系数降低,表明截锥数量的增加影响质心在探测器的分布点位置靠后,在实际应用中增加截锥数量 时也应考虑质心位置变动对整个探测器气动性能的影响。

为了更好地对比不同类型探测器的气动性能差异,结果发现,10°迎角下,四种二维探测器模型的流 线图如图 7 所示,B型探测器的平板前表面使得器前激波角度较大,且B型探测器颈部点前近尾区域略 宽于 C、D、E 三种探测器。四种探测器器肩部均存在两组较小的涡,无后截锥的 B、C 两种探测器尾流 内两个大涡涡心连线倾角较小,且靠下的涡较大。随着后截锥数量增加,涡心连线倾角增加,靠上部的 涡逐渐增大。探测器器后近尾长度随截锥数量的增加而缩短。







图 7 火星大气环境下 Ma=2, α=10° 时不同探测器马赫云图及流线图

Fig.7 Mach contours and the streamlines of different capsules in Martain atmosphere at Ma=2.0, $\alpha = 10^{\circ}$

不同大气环境对二维 E 型探测器的气动力参数影响情况如图 8 所示,再入迎角较大时,除质心俯仰 力矩系数外,火星大气环境下其他气动力系数均低于地球大气环境下的相应值。

如图 9~10 所示,在两种大气环境下,随着来流速度的增加,探测器器前激波脱体距离均缩短,激波

角度显著减小,颈部点距探测器距离缩短。地球大气环境下器后尾流近尾长度较短,颈部点两侧速度较高,器后尾流宽度较窄,探测器器前激波脱体距离较大,激波角度较大。



图 8 E 型探测器在不同大气环境下气动力系数对比

Fig.8 Comparison of aerodynamic force coefficients of type E capsule in different atmospheric environments





Fig.9 Comparison of instantaneous flow field structures of type E capsule at different Mach number



3.2 火星大气环境中的二维探测器--降落伞系统气动特性研究

与单体探测器的稳态流场不同,探测器--降落伞双体系统产生了明显的时变特性,并可观察出流场的周期

变化。通过对探测器单体结构超声速流场的分析, 探测器流场结构包括脱体激波、膨胀波、剪切层、 涡这些典型的流动结构,而加入了伞体后,双体 的流动结构之间相互发生干扰,产生了新的次生 结构^[8],如激波反射、激波/尾流相互作用、激波/ 激波相互作用,这使得流场结构更加复杂。分析 图 11 所示的探测器及伞体随时间变化关系可知, 各部分压力均呈现周期变化规律。已有研究^[8]指 出,不同的拖拽距离比对应着双体系统的流场结 构将呈现完全不同的类型,根据拖拽距离比的增 加依次分为脉动模式、震荡模式和尾流/激波相互 作用模式,本研究中设计的拖拽距离比为 5,根 据文献[6]中的划分标准均属于脉动模式。

通过降落伞体压力变化(见图 11,图中 *P* 为伞体压力, *P*。为来流静压)和降落伞系统周围



图 11 二维 E 型降落伞系统伞体内表面的压力随时间变化关系 Fig.11 The time history of the pressure on the inner surface of the canopy for the 2D type E parachute system

脉动模式下的流场结构演变可发现,在流场的周期脉动模式形成之前,伞腔内的压力为整个双体动力学相互 作用过程的峰值,当伞腔内压力下降时,探测器背风面的压力上升,当伞腔内压力降至极小值时,探测器背 风面的压力达到峰值,此阶段为探测器--降落伞系统流场脉动周期开始形成的过程,将其定义为周期前。根 据高压区域的位置以及降落伞系统流场的流动特征,将整个脉动周期分为14帧四个阶段,取其中7帧典型 流场结构(见图12)进行分析:第一阶段为高压区域由伞体向探测器移动的激波反射/汇聚阶段(图12(a) ~(b));第二阶段为伞前激波/尾流相互作用阶段(图12(c)~(d)),在此阶段中存在伞前激波/尾流 相互作用区域的流向扩张;第三阶段为伞前激波/尾流相互作用区域的侧向发展以及伞前激波/器前激波的相 互作用阶段(图12(e)~(f));第四阶段为高压区域由探测器返回伞体(图12(g))。不同周期之间 的流场情况有所不同:随着时间的推进,流场及伞内压力变得上下很不对称,呈现高度的非定常特征,伞内 和器体对称点处的压力分布不再同步变化,将造成很大的伞体摆动。在实际应用中,伞衣为柔性结构,将对 系统的稳定性产生更大的影响,因此在实际应用中多采用开缝和开顶孔的方式来改善伞体的稳定性。



(a)第1帧:高压区域向伞体扩散(a) Frame 1: the high pressure region diffuses to the canopy





(c)第5帧: 伞体激波前推, 伞前激波/探测器尾流相互作用
 (c) Frame 5: the canopy shock wave front push, the interaction between the canopy shock and the capsule wake



(e)第9帧: 伞体激波展向扩散
(e) Frame 9: the canopy shock diffuses away from the symmetry axis



(b)第3帧: 伞内激波反射(b) Frame 3: the reflection of the canopy shock



(d)第7帧: 伞体激波扩散至探测器(d) Frame 7: the canopy shock diffuses to the capsule



(f)第11帧: 伞体激波/器前激波相互作用
(f) Frame 11: the interaction between the canopy shock and the capsule shock



(g)第13帧:高压区域重新向伞体扩散
 (g)Frame 13: the high pressure region diffuses to the canopy again
 图 12 二维E型降落伞系统脉动周期的流场结构(左为压力云图,右为马赫数云图及流线图)
 Fig.12 Schematic diagram of pulsating mode of 2D type E parachute system (left is pressure contours, right is Mach contours and the corresponding streamlines)

为了探究探测器防热罩及截锥对探测器-降落伞双体系统气动性能的影响,选取无防热罩及后截锥结构 的 B 型梯形台探测器系统及无后截锥的 C 型探测器系统进行对比,分析 *Ma*=2,以及 0°、5°、10°三种迎角 来流下降落伞系统 B、C、E 型探测器前体的气动性能,图 13 是探测器系统气动力参数随迎角变化的情况。 使用标准差结果分析力系数的波动,结果表明:由于伞体的加入,导致在 0°迎角的条件下探测器前体也存在 升力波动及俯仰方向的力变化;在 5°迎角来流下,三种探测器均具有较低的俯仰力矩系数和阻力系数。来流 迎角的变化对 E 型探测器的俯仰力矩系数均值影响较小,但若存在来流迎角,E 型探测器的俯仰力矩系数及 升力系数的波动都比较明显,尤其是迎角的增加导致探测器的升力系数均显著降低;小迎角情况下迎风面为 平板的 B 型探测器阻力系数较高,但由于 B 型探测器缺少防热罩结构,较大迎角的来流导致探测器阻力系 数降低,而多截锥结构则会导致 E 型探测器阻力系数在较大迎角来流下增加。



Fig.13 Comparison of aerodynamic force coefficients of different types of capsule

图 14 为改变探测器--降落伞系统构型和来流条件对降落伞系统阻力性能影响示意。探究发现: B、 C、E 三种探测器系统伞体压力变化较一致;防热罩的加入对降落伞伞体压力变化影响较小;随着后截 锥的加入,伞体内表面压力波动较大,E 型探测器系统降落伞伞体内表面压力变化周期略长于 B、C 型探测器系统。大气环境对探测器--降落伞系统的研究结果显示,火星大气环境中伞体阻力略低于地球 大气环境下的结果。随着来流马赫数的增大,伞体压力及波动幅度增加,以致流场需要更长时间进入 稳定的周期性变化。另外,随来流迎角的增加,伞体内表面压力波动降低,流场周期性减弱,但不同 来流迎角下伞体压力幅值较为接近。5°来流迎角下系统流场在周期形成前伞体压力存在较大波动,且 进入稳定周期性变化耗时较短。其余来流迎角周期形成前伞内压力值较为接近,随迎角增加进入稳定 周期耗时缩短。

3.3 火星大气环境中的三维探测器--降落伞系统气动特性研究

针对火星大气环境下三维 E 型探测器--降落伞系统气动特性的研究表明,三维降落伞系统流场仍表 现出明显的周期特性(图15),整个流场变化机理与二维降落伞系统(如图11)一致。三维效应使得探 测器器前激波脱体距离缩短,激波的锥度明显提高(如图15(a)所示),与二维模型流场结果相比, 三维模型在周期内器前激波角度及脱体距离变化程度明显,探测器前表面压力增加,器后尾流较窄。三 维模型的器前激波/伞前激波相互作用产生的时间提前,伞体内部压力更高。实际应用中采用开顶孔的方 式来改善伞体的稳定性,对比有无顶孔伞型系统流场发现,顶孔对于降落伞/探测器流场相互作用模式无 明显影响。无顶孔时伞内驻点处的高压无法耗散,趋使高压区域呈一定的锥度向上游扩散,顶孔使伞内 驻点高压部分耗散,流场开放程度提高,器后尾流/伞前激波作用区域的宽度增加,尾流呈开放状态,降 落伞系统的阻力降低,但稳定性提高。











4 结束语

本文主要分析了地球和火星大气环境中钝头体火星探测器不同外形在超声速条件下的气动特征,以及加入半圆形降落伞后降落伞系统的流场周期变化规律,探究了不同来流环境和探测器构型对火星探测

器--降落伞系统性能的影响。结果表明,探测器单体的超声速流场为定常场,随着来流速度的增加,激波 脱体距离、激波角度及颈部点距离减小,阻力系数增加。随着截锥数量的增加,超声速来流将在截锥侧 面发生多次流动分离与再附,截锥带来的侧向力在水平方向的分量将使探测器阻力系数下降;火星大气 条件下探测器尾流颈部点位置减小。再入迎角是影响探测器气动性能的重要因素,随着迎角的增加,探 测器升力系数和升阻比均降低。

二维探测器-超声速降落伞系统在火星大气条件下超声速来流中流场呈周期性变化,器后尾流与伞前 激波的相互作用会导致伞前激波径向膨胀并向远离对称轴方向运动,进而导致伞前激波与器前激波的相 互作用。火星大气环境下伞体阻力幅值及波动均低于地球大气环境。不同探测器--降落伞系统伞体压力变 化较一致,防热罩对降落伞伞体压力变化影响较小,后截锥导致伞体阻力波动幅度增加、周期延长。随 着来流马赫数的增大,伞体压力及波动幅度增加,流场进入稳定的周期性变化所需时间延长。来流攻角 增加时,伞体内表面压力波动降低,流场周期性减弱。三维模型流场变化模式与二维模型相似,但探测 器前表面压力增加明显,器后尾流较窄,在周期内器前激波角度及脱体距离变化较二维明显。三维模型 器前激波/伞前激波作用的三重点距离伞体更近,降落伞内压力更高。伞体顶孔使伞内驻点处高压部分耗 散,伞内高压区域围绕伞端口呈现"凹"字形,同时器前压力降低,器前激波锥度增加,器后尾流呈开 放状态。

参考文献(References)

- PALASZEWSKI B. Entry, Descent, and Landing with Propulsive Deceleration[C]//AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum & Aerospace Exposition. 2013.
- [2] 吕俊明, 苗文博, 程晓丽, 等. 火星大气模型参数对 MSL 气动特性的影响[J]. 空间科学学报, 2014, 34(4): 377-383.
 LYU Junming, MIAO Wenbo, CHENG Xiaoli, et al. Impact of Martian Atmosphere Model Parameters on Aerodynamic Characteristics of Mars Science Laboratory[J]. Chinese Journal of Space Science, 2014, 34(4): 377-383. (in Chinese)
- [3] 程晓丽,李俊红,王强.空间飞行器在火星再入环境下的气动力特性[J]. 宇航学报, 2010(4): 967-972.
 CHENG Xiaoli, LI Junhong, WANG Qiang. Aerodynamic Characteristics of Space Vehicles in Mars Re-entry Environment[J].
 Acta Astronautica Sinica, 2010(4): 967-972. (in Chinese)
- [4] 薛晓鹏. 火星大气环境对超声速降落伞系统气动干扰的影响研究[C]//第18届全国激波与激波管学术会议论文. 北京, 2018. XUE Xiaopeng. Research on the Impact of Martian Atmospheric Environment on Aerodynamic Interference of Supersonic Parachute System[C]//Proceedings of the 18th National Shock Wave and Shock Tube Academic Conference. Beijing, 2018.
- [5] XUE Xiaopeng, DAI Gang. Effect of Martian Atmosphere on Aerodynamic Interaction of Parachute System[C]//The 9th Across Strait Symposium on Shock Waves/Complex Flows, April 14-18, Yanzhou, 2018.
- [6] XUE Xiaopeng, YUSUKE N, YOSHIAKI N, et al. High-speed Unsteady Flows Past Two-body Configurations[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018(1): 54-64.
- [7] XUE Xiaopeng, KOYAMA H, NAKAMURA Y. Numerical Simulation of Supersonic Aerodynamic Interaction of a Parachute System[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Science, Aerospace Technology Japan, 2013(3): 9-18.
- [8] 马洋,张青斌,丰志伟.大气环境对火星探测器气动特性影响分析[J]. 航天返回与遥感, 2016, 37(2): 18-25.
 MA Yang, ZHANG Qingbin, FENG Zhiwei. Impact Analysis of Atmospheric Environment on Aerodynamic Characteristics of Mars Rover[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2016, 37(2): 18-25. (in Chinese)
- [9] Glenn Research Center. Mars Atmosphere Model[EB/OL]. (2015-05-05)[2020-08-28]. https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/ airplane/atmosmrm.html.
- [10] HRUSCHKA R, O'BYRNE S, CLEINE H. Comparison of Velocity and Temperature Measurements with Simulations in a Hypersonic Wake Flow[J]. Experiments in Fluids, 2011, 51(2): 407-421.
- [11] 徐丽, 张开军. 基于 HLLC Riemann 求解器和重叠网格的三维可压缩粘性流场的计算[J]. 应用力学学报, 2015(6):

1025-1030.

XU Li, ZHANG Kaijun. Three Dimensional Compressible Viscous Flow Computation Based on HLLC Riemann Solver and Overset Grids[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2015(6): 1025-1030. (in Chinese)

- [12] Metacomp Technologies. CFD++ User Manual[EB/OL]. [2020-08-28]. METACOMP\mlib\mcfd.14.1\html\index3.html.
- [13] LIN T, SPROUL L, KIM M, et al. Hypersonic Reentry Vehicle Wake Flow Fields at Angle of Attack[C]//AIAA 44th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2006-582. Reno, Nevada, January 2006.
- [14] MEHTA R C. Numerical Simulation of Supersonic Flow Past Reentry Capsules[J]. Shock Waves, 2006, 15(1): 31-41.
- [15] KARL T E, STEPHEN J A, Computational Aeroheating Predictions for Mars Lander Configurations[C]//The 36th AIAA Thermophysics Conference, AIAA 2003-3639. Orlando, Florida, 2003.
- [16] PHILIP O J, RICHARD H A. The Aerodynamic Characteristics of Large Angled Cones with Retrorockets: NAS7-576[R] NASA, 1970.
- [17] 王志坚. 侧向喷流单、双喷管气动特性研究[J]. 实验流体力学, 2008, 22(3): 23-26.
 WANG Zhijian. Study on Aerodynamic Characteristics of Single and Double Lateral Jets[J]. Experimental Fluid Mechanics, 2008, 22(3): 23-26. (in Chinese)
- [18] 贾贺, 荣伟. 火星探测器减速着陆技术分析[J]. 航天返回与遥感, 2010, 31(3): 6-14.
 JIA He, RONG Wei. Mars Exploration Deceleration Landing Technology Analysis[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2010, 31(3): 6-14. (in Chinese)
- [19] CLARK I G, ALDER M, RIVELLINI T P. Development and Testing of a New Family of Supersonic Decelerators[C]//22nd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, AIAA 2013-1252. Daytona Beach, Florida, United States, 2013.
- [20] ZUMWALT C H, CRUZ J R, KELLER D F, et al. Wind Tunnel Test of Subscale Ringsail and Disk-Gap-Band Parachute[C]//34th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2016-3882. Washington, D C, United States, 2016.
- [21] CRUZ J R, FARRELL C O, HENNINGS E, et al. Permeability of Two Parachute Fabrics-Measurements, Modeling, and Application[C]//24th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, AIAA 2017-3725. Denver, Colorado, United States, 2017.
- [22] CRUZ R C, SNYDER M L. Estimates for the Aerodynamic Coefficients of Ringsail and Disk-Gap-Band Parachutes Operating on Mars[C]//24th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, AIAA 2017-4055. Denver, Colorado, United States, 2017.
- [23] GREATHOUSE J S, SCHWING A M. Study of Geometric Porosity on Static Stability and Drag Using Computational Fluid Dynamics for Rigid Parachute Shapes[C]//23rd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, AIAA 2015-2131. Daytona Beach, FL, United States, 2015.

作者简介

姜璐璐, 女, 1996年生, 现在中南大学航空航天学院航空宇航科学与技术专业攻读硕士学位, 研究方向为空气动力学。 E-mail: 397477033@qq.com。

通讯作者

薛晓鹏,男,1982年生,2013年获名古屋大学航空航天工程专业博士学位,现为中南大学航空航天学院副教授。研究 方向为高速空气动力学,超声速流固耦合数值方法研究。E-mail: xuexiaopeng@csu.edu.cn。

(编辑:夏淑密)