

引用格式：薛晓鹏，贾贺，荣伟，等. 高速柔性气动减速器关键技术研究进展[J]. 航空学报, 2025, 46(1): 631677. XUE X P, JIA H, RONG W, et al. Review of high-speed flexible aerodynamic decelerators key technologies [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2025, 46(1): 631677 (in Chinese). doi:10.7527/S1000-6893.2025.31677

柔性气动减速技术专栏

高速柔性气动减速器关键技术研究进展

薛晓鹏¹, 贾贺^{2,*}, 荣伟², 蒋伟², 包文龙², 王臻², 邹天琪²,
代雨柔², 周一苇¹



1. 中南大学自动化学院, 长沙 410083
2. 北京空间机电研究所, 北京 100094

摘要：柔性气动减速技术是航天器高速进入地外天体或再入地球大气安全着陆的关键核心技术,随着中国载人航天和深空探测等重大任务的持续推进,航天器更快的进入速度和更重的载荷对于高速柔性气动减速器的需求日益迫切。而高速柔性气动减速器的力学模型兼具强非线性和强耦合特性,且涉及研究领域极广,如需考虑钝性和多孔结构的气动特性、非线性结构动力学、可压缩湍流、结构气动热及其相互耦合等问题。因此,开展高速柔性气动减速器的基础理论和关键技术研究具有极大的难度和复杂性但意义重大。首先对高速柔性气动减速器进行分类;然后分析梳理了高速柔性气动减速技术的技术内涵,并系统地回顾和综述了其关键技术的发展历史和研究进展;最后,对高速柔性气动减速器关键技术的未来发展方向和亟需解决的关键问题进行了总结展望。

关键词：进入减速着陆; 超声速降落伞; 充气式进入减速器; 气动特性; 流固热耦合

中图分类号: V411.3 文献标识码: A 文章编号: 1000-6893(2025)01-631677-31

进入、减速、着陆(Entry, Descent, and Landing, EDL)技术是航天器高速进入地外天体或再入地球大气安全着陆的关键技术,EDL技术就是利用减速和缓冲装置通过特定的控制手段使航天器在大气层飞行阶段快速有效减速并以较低垂直速度着陆,并且EDL技术决定了航天任务的成败^[1-5]。中国载人航天、深空探测等重大专项工程,以及天地往返系统和战略战术导弹武器等对进入减速与着陆技术的需求日益迫切,如实现更大载重的进入减速与着陆,适应更快的进入速度,适应空间、高空、地外天体等更极端复杂的环

境等。因此,EDL技术是载人航天、登月返回和深空探测等重大工程的支撑技术之一,其研究具有重要的理论价值与工程意义。

EDL技术中的减速和缓冲装置通常为柔性可展开气动减速器,其力学模型具有强非线性、强耦合性的特点,其研究方法会涉及空气动力学、柔性结构动力学以及二者结合形成的流固耦合力学,在高速进入减速时还需考虑结构热力学的耦合分析^[1-8]。另外,充气式展开减速器不论主动或被动实现展开,其展开过程均是柔性结构在气动载荷下的快速大变形过程,只有通过大量的多体动力

收稿日期: 2024-12-17; 退修日期: 2025-01-04; 录用日期: 2025-01-06; 网络出版时间: 2025-01-15

网络出版地址: <https://hkxb.buaa.edu.cn/CN/Y2025/V46/I1/631677>

基金项目: 国家自然科学基金(12072377); 湖南省自然科学基金(2022JJ30678); 航天进入减速与着陆技术实验室开放基金(EDL19092309)

* 通信作者. E-mail: chinajiah@163.com

学、气动力学的耦合分析及物理实验,才能准确获取关键力学和运动特性参数。如对于典型的被动气动减速器降落伞,不仅需要根据载荷体的质量、外形特征设计或选择伞的构型,还需要分析从折叠包装状态到拉直、充气和展开过程中,伞衣、伞绳和连接部件上的载荷分布,以及舱伞组合体在这一过程中的姿态和运动轨迹。而对于主动充气式展开装置的结构设计,不仅需要考虑充气展开过程中柔性结构在内部气体压力载荷和外部气动力载荷同时作用下的受力情况,也需要考虑高速飞行过程中气动热问题^[1-17]。

随着载人航天、深空探测等重大任务的深入推進,对高速柔性气动减速器如超声速降落伞、充气式进入减速器的性能提出了更高要求。因此,开展高速柔性气动减速器的基础理论和关键技术研究将具有较强的科学价值和现实意义。本文首先基于任务需求和应用场景对高速柔性气动减速器进行分类和介绍;其后梳理高速柔性气动减速器所蕴含的技术内涵,然后系统地对高速柔性气动减速器各个关键技术的发展历史和研究进展进行综述。最后,对其关键技术的发展趋势和尚未解决的核心问题进行总结和展望。

1 典型高速柔性气动减速器

通常情况下,绝大部分航天器采用的高速气动减速器是超声速降落伞,但随着马赫数的增加,降落伞会出现显著的喘振情况。因此,当马赫数大于3时,航天器减速较少采用降落伞^[15,17]。充气式进入减速系统可适应高/超声速条件,其在跨声速及以上的气动阻力性能总体优于降落伞,但亚声速下性能不及降落伞^[15,17]。

1.1 超声速降落伞

降落伞是最常用的减速器之一,一般通过伞包进行包装,工作时通过弹伞筒弹出或射伞火箭拉出,利用空气将伞衣充满形成气动阻力面,从而进行减速。超声速降落伞需要保证超声速和亚声速条件下均能为前体稳定提供较高的阻力,探测任务中常用的超声速降落伞伞型包括:盘缝带伞、锥形带条伞、十字形伞等^[1]。

1.1.1 盘缝带伞

盘缝带伞(Disk-Gap-Band Parachute, DGB)

是一种开缝伞,伞衣由圆形“盘”、筒形“带”及二者之间的“缝”组成,结构如图1所示^[1]。盘缝带伞在超声速、低动压的开伞条件下具有较好的稳定性和阻力系数,适合在火星等低密度大气中执行超声速减速任务。国内外采用盘缝带伞进行减速的火星/深空探测任务如表1^[1,4-8]所示。

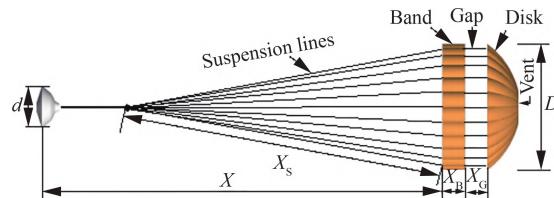


图1 火星科学实验室任务用盘缝带伞^[1]
Fig. 1 Disk-gap-band parachute for Mars science laboratory mission^[1]

1.1.2 带条伞

带条伞的伞衣面主要由纵横交错的带条构成,其结构透气量较大,能够承受较大大气动载荷,常用于超声速、高动压减速工况,例如高密度大气行星进入减速、高速武器装备减速等。早在20世纪初,Walter Kosteletzky研制出的WAKO带条伞就已经用于导弹类武器和速度达600 km/h的喷气式飞机减速^[9]。

带条伞的主要构型有2类,分别为锥形带条伞和半流带条伞,二者的主要区别是伞衣幅形式不同^[8],伞衣幅对比如图2所示^[10-11]。

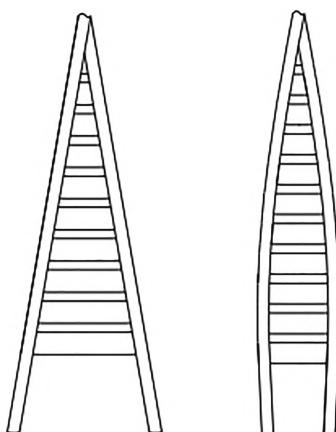
在低超声速工况下,锥形带条伞的阻力性能更优,阻力系数可达0.5以上,当马赫数超过1.5后,锥形带条伞的马赫数效应(阻力系数随马赫数上升而下降)相对更为显著,半流带条伞的阻力性能反而能维持在更高水平(0.3以上),具体阻力系数对比如图3所示^[10],且由于半流带条伞相比锥形带条伞减小了底边处带条的多余长度,伞衣充满时带条的张满度更好,伞衣底边颤振也小得多。

1.1.3 十字形伞

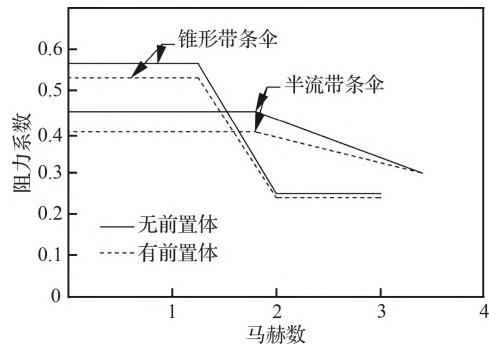
十字形伞的伞衣由2个矩形织物面彼此正交而成,如图4所示^[11]。十字形伞的稳定性好,材料利用率高,制造工艺简单,但因为不是回转

表 1 国内外使用超声速降落伞的深空探测任务^[1,4-8]Table 1 Domestic and overseas deep space exploration missions with supersonic parachutes^[1,4-8]

任务	年份	目的地	降落伞型	名义直径/m或面积/m ²	开伞马赫数	结果
Viking 1&2	1976	火星	盘缝带伞	16.2	2.1	成功
Pioneer Venus	1978	金星	无肋导向面伞	0.76	0.8	成功
			锥形带条伞	4.94	0.8	
Galileo	1995	木星	锥形带条伞	1.14	0.95	成功
			锥形带条伞	3.8	0.95	
MPF	1997	火星	盘缝带伞	12.7	1.71	成功
MPL	1999	火星	盘缝带伞	12.7	1.85	失败
Beagle 2	2003	火星	盘缝带伞	3.2	1.5	着陆器丢失
			环帆伞	10.0	0.4~0.6	
MER A&B	2004	火星	盘缝带伞	14.1	1.8, 1.9	成功
Huygens	2004	土卫六	盘缝带伞	2.6	1.47	成功
			盘缝带伞	8.3	1.36	
			盘缝带伞	3.0	0.15	
Genesis	2004	地球再入	盘缝带伞	2.03	1.8	盘缝带伞未打开
			翼伞	325	亚声速	
Stardust	2006	地球再入	盘缝带伞	0.8	1.4	成功
			三角锥形伞	7.3	0.15	
Phoenix	2008	火星	盘缝带伞	11.7	1.74	成功
MSL	2010	火星	盘缝带伞	21.5	1.75	成功
ExoMars	2016	火星	盘缝带伞	12.0	1.8~2.2	着陆器丢失
InSight	2018	火星	盘缝带伞	11.8	1.49	成功
天问一号	2021	火星	盘缝带伞	200	1.8	成功

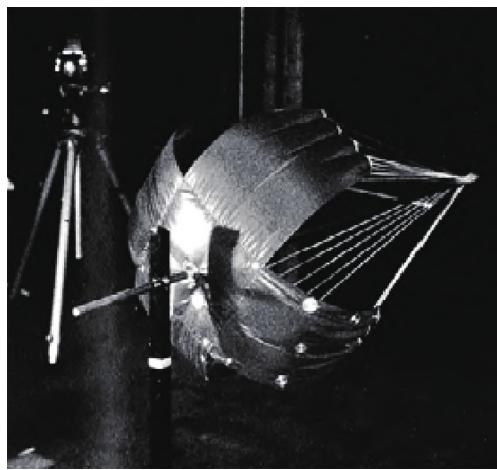
图 2 锥形带条伞(左)与半流带条伞(右)伞衣幅结构对比^[10-11]Fig. 2 Comparison of conical ribbon (left) and half-flow ribbon (right) parachutes^[10-11]

体,对加工对称性的要求较高,否则工作时易发生旋转,从而导致结构受损。早在1940年,美国海军军械实验室就已经开始了对十字形伞的风洞性能测试,并于1954年发表了相关试验报告^[9]。

图 3 锥形带条伞与半流带条伞阻力系数随马赫数变化规律^[10]Fig. 3 Variation law of drag coefficient with Mach number for conical ribbon and half-flow ribbon parachutes^[10]

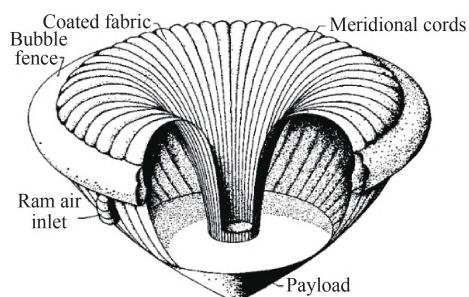
1.2 充气式进入减速器

充气式进入减速器主要包括由蒙皮组成的腔体和充气组件,通过主动充气将蒙皮撑开,利用蒙皮形成的气动外形进行减速,与降落伞不同,其气动外形完全由自身的充气组件提供的气

图 4 风洞中的十字形伞^[11]Fig. 4 Cross parachute in wind tunnel^[11]

源维持。充气式进入减速器在发射时需要折叠包装,在轨及进入过程中充气展开,并承受高速下降过程中的气动加热^[12]。目前,充气式进入减速系统已经发展出了拖曳式和附体式两类结构布局形式。拖曳式构型还可分为球型、泪珠型、等强度曲面型、圆环型和张力锥型等;而附体式构型包括等强度曲面型、张力锥型和层叠圆环型等^[13-14]。本节将简要介绍充气式进入减速技术的发展及其构型。

美国最早提出充气式减速方案。20世纪60年代,NASA的兰利研究中心提出了使用充气飞行器将宇航员送回地球的方案,并开展了附体式充气减速器(Attached Inflatable Decelerator, AID)研究。1961—1974年间,GoodYear公司对附体式等强度曲面型充气减速器开展了较为全面的研究,如图5所示^[3]。AID项目原理样机采用了内部挥发气体充气及外部冲压充气补充的方案,即首先利用挥发式气体发生器实现充气结

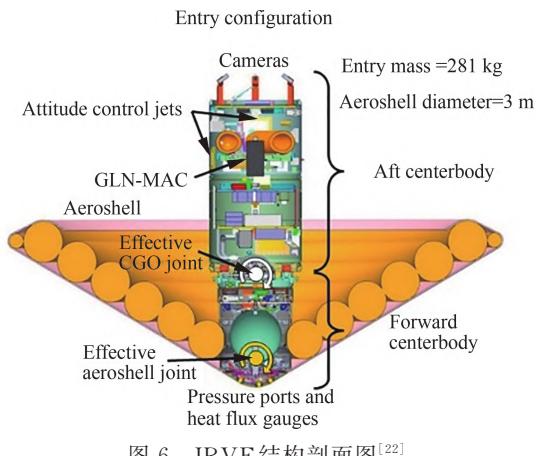
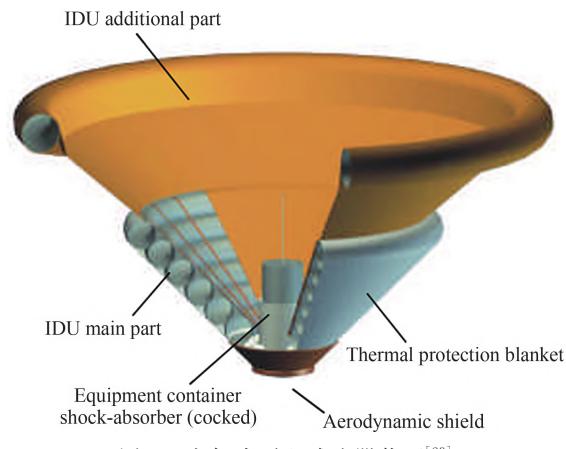
图 5 附体式充气减速器剖面^[13]Fig. 5 Profile of an attached inflatable decelerator^[13]

构的快速初步充气,使得充气结构外围的充气口能够展开,然后利用外部气流动压使大气进入而确保充气结构具备足够的内外压差^[15-16]。

在Viking、Pioneer Venus和Galileo任务规划阶段,充气式气动减速器(Inflatable Aerodynamic Decelerator, IAD)达到了技术研究和准备的顶峰^[2,17]。IAD在超声速风洞试验中未观测到DGB伞衣超过马赫数2.0时出现的充气问题和颤振、呼吸效应等加剧的现象。另外,降落伞在超声速工况下,阻力系数会随速度增加而降低,因此充气式减速器成为了马赫数3以上时的主流减速手段。然而,Viking任务由于开伞条件需求选择了DGB降落伞,Pioneer Venus任务和Galileo任务也不需要高马赫数以上的气动减速器,IAD的进一步研制工作于20世纪70年代中期停止,这导致IAD的诸多设计问题未得到解决。

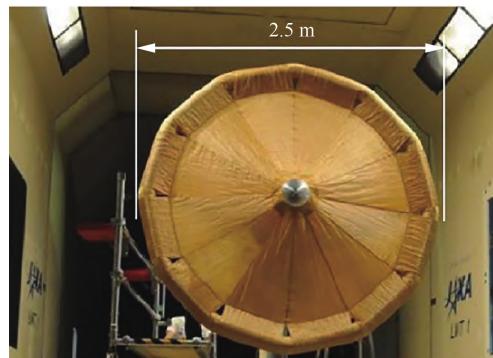
近年来,由于针对地球、火星、土卫六和海王星任务对高马赫数的气动减速器需求日益增加^[17-18],而IAD一直被认为是一种任务驱动的技术,且与现有的减速器技术相比高马赫数性能优越,因此,IAD的研究又重新获得关注。值得注意的是,2009年采用一种附体式层叠圆环充气舱构型开展的IRVE(Inflatable Reentry Vehicle Experiment)飞行试验,在该计划中,NASA研制的IRVE充气减速器由一系列不同直径的充气圆环组成,该构型结构刚度高,在较大的气动阻力作用下不易发生大变形。2012年IRVE-3飞行试验成功验证充气防热罩展开技术后,美国开始关注能实现40 t级载人着陆火星的高超声速充气式减速器。近年来,IAD系统又进一步细分了SIAD^[19]和HIAD^[20],前者用于低超声速($Ma \leq 5$)的减速工况,后者用于高超声速($Ma > 5$)的减速工况^[21],如图6所示^[22]。

20世纪末,俄罗斯与欧空局也联合提出了充气式再入减速技术(IRD),研制构型为双层锥形气囊型,其截面图如图7所示^[23]。IRD由上下两层充气囊组成,下层为堆叠圆环组成的主要承载结构,其表面覆有隔热层,可承受高超声速减速下的气动力与气动热;上层是由单个充气环展开的阻力面,可增大系统的迎风阻力面积,实现稳定可靠的多级减速。2000年,IRD的首次

图 6 IRVE 结构剖面图^[22]Fig. 6 IRVE structural cross-section diagram^[22]图 7 充气式再入减速器截面^[23]Fig. 7 Sectional view of inflatable re-entry decelerator^[23]

飞行测试获得圆满成功,证明了技术方案的可行性,但在后续几次亚轨道再入飞行试验中,由于织物防热结构出现问题,试验接连遭遇了失败,可见提高热防护能力和降低热流量是该项技术的关键点。日本宇宙航空研究开发机构(JAXA)联合东京大学等研究机构提出了一种大气进入舱薄膜减速器(Membrane Aeroshell for Atmospheric-entry Capsule, MAAC),其构型采用附体式张力锥型方案,但是其只包含单独的一圈充气环,锥形的薄膜与充气环相连接(图8),这不同于IRV的充气环与充气管相连的充气框架^[15]。

中国同样进行了相关技术的研究。北京空间机电研究所于2018年成功完成了充气式再入减速器的飞行演示验证试验,装置构型为附体式层叠圆环,图9为该装置正在进行功能验证试验^[15]。

图 8 风洞试验中的 MAAC 模型^[15]Fig. 8 MAAC model in a wind tunnel test^[15]图 9 试验中的充气式再入减速器^[15]Fig. 9 Inflatable re-entry decelerator in a test^[15]

2 关键技术及研究进展

高速柔性气动减速系统一般由充气展开柔性结构、气源、充气组件、刚性结构、解锁装置等组成,其中最主要和最重要的部分即为充气展开柔性结构,该结构的工作过程通常需要经历拉直、充气展开、保形产生气动力几个阶段。在发射阶段,柔性结构根据结构形式进行封闭式气囊乃至多气室结构的折叠包装,合理的折叠工艺,使包装密度足够大以满足空间要求;在进入大气或者返回过程的充气展开阶段,其虽可分为被动充气式展开和主动充气式展开,但展开过程均是柔性结构在气动载荷下的快速大变形过程,且气动外形的变化有着非线性强、随机性和变形幅度大的特点,这必然引起气动载荷的快速变化,该过程需要通过大量的多体动力学、高/超声速气动力学的耦合分析及物理实验,才能准确获取关键力学和运动特性参数。因此,通过力学分析和结构设计控制柔性结构的展开过程,是快速建立

有效气动外形的前提,也是实现气动减速功能的关键环节。另外,对于主动充气式展开的气动减速器,其充气展开过程中需要考虑其内部气体的压力载荷和外部来流产生的气动力载荷同时作用下的受力情况,以及高速飞行过程中气动加热及其对结构的影响等问题。

总之,围绕高速柔性可展开气动减速技术的研究需考虑高/超声速条件下的复杂流动物理、气动热、流固热多物理场耦合等问题,以及复杂非定常气动载荷下的柔性结构动力学分析问题,包含各种充气式展开结构在充气展开过程中复杂非定常气动和柔性透气结构快速非线性大变形耦合的力学分析,稳定减速阶段高/超声速流固热耦合效应下的非定常气动力和力矩分析以及在考虑内部高压气体和外部高速流双重作用下的力学和热力学耦合分析等。而实际工程应用中针对航天器气动减速系统的力学分析问题,按照真实物理模型建模进行仿真分析极具挑战,通常通过建立贴近物理模型的柔性结构充气展开数学模型,进而获得准确的力学和运动学特性,并与物理实验对比验证,这为高速柔性展开式气动减速器的研究带来极大促进。

2.1 气动减速性能等效验证技术

目前,面向柔性气动减速器的等效验证技术就是利用风洞试验和投放或飞行等物理实验来验证目标的气动减速性能,且这些验证试验仍是最佳手段。本节分别针对超声速降落伞和充气式进入减速器综述梳理其研究进展。

2.1.1 超声速降落伞

超声速降落伞的工作过程是将飞行器(或者探测器)从超声速减速到亚声速。目前,超声速降落伞已在不同环境中成功应用于各种速度、密度和动压^[18,24],尤以火星探测任务中的超声速降落伞最为典型。火星降落伞在探测器(前体)的尾流区内工作,此时伞衣在超声速流中形成的弓形脱体激波就会与前体的湍流尾流发生复杂的相互作用^[25],该相互作用与伞衣的非线性变形之间密切相关并相互影响(流固耦合过程),这对降落伞的性能影响极其显著。而面向超声速降落

伞的流固耦合问题研究具有极大的难度和复杂性,因为其涉及的研究领域极广,包括钝性和多孔结构的气动特性、可压缩湍流、可压缩流体(比如尾流与激波相互作用)与快速大变形结构的相互耦合作用、非线性结构动力学等诸多问题^[25]。多年来一直是国内外学者期待突破的重点和难点^[5-8,13-14,26-30]。而风洞试验和飞行试验为降落伞设计和流固耦合研究中主要的等效验证手段。

超声速降落伞的复杂流固耦合过程使其相关的理论研究和仿真计算与实际情况仍存在一定的偏差。此外,火星探测任务中低密度和低动压的开伞环境也给降落伞设计优化带来了前所未有的挑战。因此,通过设计不同类型的试验获得各种数据对于降落伞性能评估、模拟结果验证以及建立半理论和半实验模型仍然至关重要,并且在降落伞减速系统的开发和性能评估中变得更加重要。然而,降落伞的风洞试验通常依赖于各种相似性标准及准则,除了常用的相似性准则如马赫数、雷诺数、弗劳德数、斯特劳哈尔数等,还需考虑质量比(降落伞质量与参考体积下的空气质量的比值)和结构特征(包括结构形状、降落伞织物厚度、织物透气性以及伞衣伞绳的刚度等)。这是因为通过风洞试验模拟降落伞的展开过程时,缩比模型的刚度增加,风洞试验期间模型的充气时间更短,导致与飞行数据相比,开伞力更高。此外,在降落伞的实际开伞中,伞衣阻力面积逐渐增加,导致有效载荷系统的运动速度降低,这是一个“有限质量”的开伞过程。然而,风洞环境下伞衣的充气过程,来流速度保持不变,有效载荷系统的运动速度不随伞衣阻力面积的增加而变化,此时探测器的质量被认为是无限的,使其成为一个“无限质量”的开伞过程。这两种条件之间的差异会影响充气时间和开伞载荷的变化。

另外,鉴于在超声速范围内,柔性伞衣展现出的空气动力学和结构的不稳定性以及相应的阻力系数波动^[31-33],从20世纪50年代开始,美国NASA进行了许多刚性和柔性降落伞模型的超声速风洞试验,深入研究前体尾流和伞前弓形激波的气动耦合,以及探究超声速降落伞充气性能和气动特性,并最终选定适用于火星探测任务的

降落伞伞型^[32-35]。

刚性缩比模型常常被用于探究降落伞周围的流动模型，并测量它们的阻力^[36]。但由于柔性降落伞和刚性降落伞的空气动力学特性之间存在根本差异，即刚性降落伞的阻力行为更多地取决于流动条件^[37]。因此，讨论了刚性降落伞模型的实验研究，主要关注其在各种相关参数影响下的流动演变^[31]。如在Viking任务的早期计划中，使用刚性带条降落伞模型（图10^[31]）来研究多孔降落伞周围的流动模式。在充满形状的刚性带降落伞周围获得了重要的观察结果，在超声速下伞衣结构孔隙率设置为20%~45%。在20%和24%的低孔隙率值下，在伞前方可观察到不对称的弓形激波，这将导致压力分布不对称，降落伞剧烈振荡。此外，孔隙率的增加会改善激波的对称性，并减小激波脱体距离^[31]。值得注意的是，在考虑伞绳时，伞衣前的激波不稳定性显著增加（图10）。

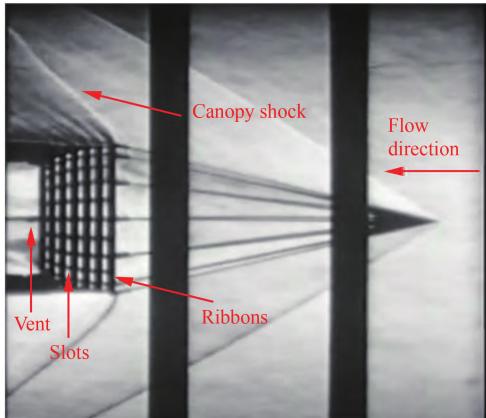


图 10 超声速带条降落伞的刚性模型流场纹影图(其几何孔隙率为45%)^[31]

Fig. 10 Schlieren image of flow fields around a rigid model of supersonic ribbon parachute with geometric porosity of 45%^[31]

在Viking任务和火星科学实验室(Mars Science Laboratory, MSL)任务以及相关系列研究中，针对有/无前体以及不同前体/伞体系统等模型开展了大量的风洞试验，研究了前体湍流尾流、伞体流场以及前体尾流和伞前激波的耦合流场及其定量数据^[32-34,38-40]，全面理解和获得了前体/降落伞系统周围流场的复杂耦合机理及其影

响因素，并同时分析了马赫数、雷诺数、前体/伞体拖曳比、前体攻角、伞体攻角以及前体与伞体直径比等重要因素的影响规律。试验还采用了粒子成像测速(PIV)系统用于以精细的空间分辨率测量3D流速^[40]。

从图11(a)可以观测到仅有伞体时，伞前形成了稳定的脱体弓形激波，当前体(探测器)被放置在伞体上游时，流场变得不稳定(图11(b))，弓形激波的位置和形状周期性地变化。此外还发现，减小前体与伞体直径比将降低伞前激波和前体尾流的不稳定性，前体和伞体对不稳定流场有显著影响，在降落伞配平攻角为5°时观察到了最严重的激波振荡，并与前体尾流相结合，加剧了流场不稳定性^[33]。

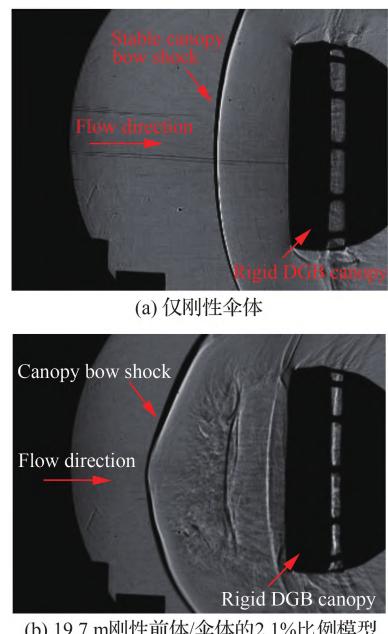


图 11 马赫数2时瞬时流场纹影图像^[33,38]

Fig. 11 Schlieren images of instantaneous flow field at Mach number 2^[33,38]

在MSL任务中对刚性DGB降落伞系统进行风洞测试后，日本JAXA和名古屋大学在超声速风洞中采用了由半球刚性伞体和锥形前体组成的刚性降落伞系统充分地理解了降落伞系统周围的非定常流场^[41-46]。在减小拖曳距离时观察到更复杂的流动模式：前体激波/伞前激波和前体尾流/伞前激波的相互作用^[41-46]，同时推动前体前形成的弓形激波及相互作用区域周期性向上

游传播和横向扩展。基于该刚性降落伞系统模型,在超声速风洞中进一步增加了伞绳,从图12^[44]可以观测到每条伞绳周围都产生了伞绳激波,破坏了伞前弓形激波形状,增加了刚性降落伞系统周围的流场不稳定性^[31,36,44,47]。

早在20世纪50年代末,就开始在超声速风

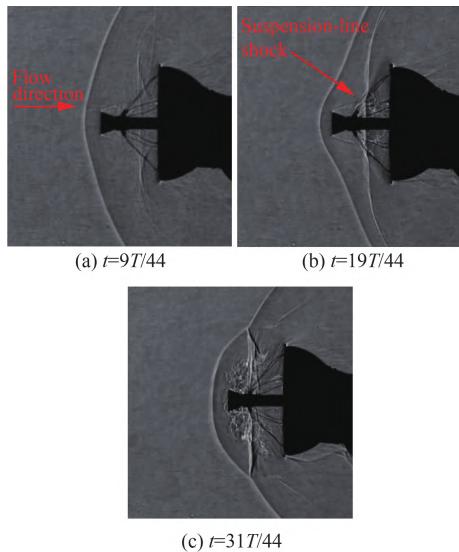


图12 JAXA超声速风洞中伞绳影响下降落伞的瞬时流场($T=0.0014\text{ s}$)^[44]

Fig. 12 Instantaneous flow fields around a parachute with suspension lines in supersonic wind tunnel of JAXA ($T=0.0014\text{ s}$)^[44]

洞中进行针对柔性降落伞(带条伞)的风洞试验研究,研究了马赫数1.6~3.0下影响柔性降落伞气动行为的参数(表2^[1,31-33,38-40,48-55])。如图13所示^[31],在较低马赫数下增加孔隙率可能会降低振荡不稳定性,因为激波形状变得对称。此外,在马赫数2.0时,孔隙率为40.5%的降落伞发生了另一种开伞不稳定,即“呼吸”运动,并伴随着伞前激波的周期性上下游运动,同时引起伞衣周期性地充气和部分坍塌,而这会导致阻力系数迅速降低。这种不稳定性可以通过在马赫数2.0时将孔隙率增加到83%来改善。因此,马赫数和孔隙率被认为是影响柔性降落伞阻力和稳定性的最重要因素。

如表2所示,在Viking探测任务的系列风洞试验中,发现当尾流效应最小化时,DGB降落伞在锥形细长前体后表现出良好的充气性能和稳定性。相比之下,在Viking的钝形进入器和着陆器尾流的影响下,发生了伞绳振动和伞衣呼吸颤振,前体和伞衣之间的相互作用流场显著降低了降落伞性能^[50]。同时发现DGB降落伞在马赫数1.2~2.0范围内充分充气并稳定(摆动小于6°)或非常稳定(摆动低于3°),在马赫数0.9~1.1和2.1~2.6范围内充气不良并经历断断续续的伞衣颤振;而减小拖曳比距离会加剧降落伞

表2 火星探测任务中超声速降落伞的代表性风洞试验^[1,31-33,38-40,48-55]

Table 2 Some important wind tunnel tests of supersonic parachute in Mars exploration missions^[1,31-33,38-40,48-55]

时期	降落伞构型	前体外形	来流马赫数	结构透气性	织物透气性/ ($\text{m}^3 \cdot \text{s}^{-1}, \text{m}^{-2}, \text{Pa}^{-1}$)	拖曳比	直径比
Pre-Viking	0.15~0.38 m 锥形带条伞	圆锥鼻柱体/Mercury探测器	1.6~3.0	1%~83%		10.7	0.15~1.05
	0.31 m 十字伞	圆锥体	1.8	41.3%		6.38~8.40	0.20
	0.25 m 盘缝带伞	圆锥体	1.8	6%~20%		5.5	0.24
Viking	10% Viking 盘缝带伞	Viking进入器/Viking着陆器	0.2~2.6	12.5%		6.50~11.02	0.22
	1.65 m 盘缝带伞	细长体圆锥底座 圆柱底座	2.0, 2.5, 3.0	10%~15%		6.50~11.02	0.21
MSL	约束4% MSL 盘缝带伞	MSL探测器	2.0, 2.2, 2.5	12.8%		4.70~9.14	0.03
	约束4% MSL 盘缝带伞, 伞衣攻角10°/未约束	MSL探测器	2.0, 2.2, 2.5	12.8%		6.7, 9.6	0.18
	4% MSL 盘缝带伞	MSL探测器	2.0, 2.2, 2.5	12.8%		13.4	0.09
	30~50 mm 半球形伞型	圆柱体	2.0		4.2×10 ⁻³	10.6	0.21
Related					8.5×10 ⁻⁷	10.6	0.21
					5.3×10 ⁻⁵	0.35	0.35~0.59

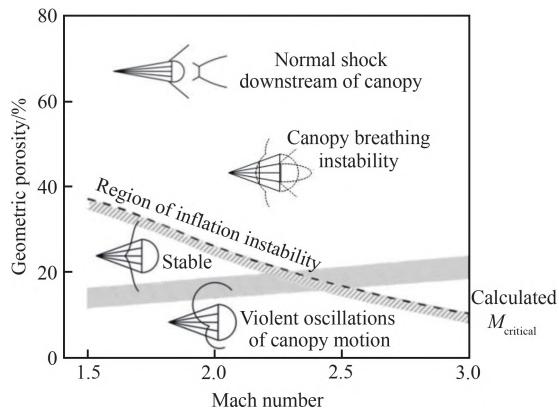
图 13 超声速带条伞的结构透气性与稳定性关系^[31]

Fig. 13 Relationship between structural porosity and stability of supersonic ribbon parachute^[31]

的呼吸颤振不稳定性^[48,49,55]。此外,还发现前体攻角和配平攻角均对伞衣呼吸的幅度和频率影响很小。当在伞盘设置收口时,伞衣则会变得稳定^[49,55]。

值得注意的是,钝头前体尾流中的伞衣在马赫数高于 1.5 时周期性地坍塌和重新充气,这种现象通常被称为“面积振荡”(图 14)^[38,51,56]。这种现象在 Viking 任务的飞行试验中也被证实。另外,风洞试验发现降落伞的类型对伞衣呼吸的影响很小^[33,50,57],伞衣前方激波的动态行为与伞衣呼吸不稳定性密切相关^[31]。如表 2 所示,在 MSL 降落伞风洞试验中进一步探究和理解了面积振荡的性质和驱动机理^[32-34,38-40,51,58]。在试验中,观察到在马赫数范围为 2.0~2.5 的情况下,投影面积变化约为充满状态的 46%~68%。随着马赫数的增加,面积振荡的频率约从 70 Hz 增加到 90 Hz。最重要的观察结果是,面积振荡现象是随机发生的,当它发生时,会发生 3~5 次连续的振荡行为^[32]。试验还发现在超声速降落伞开伞过程中,伞衣从伞套桶弹出并以有序的方式展开。在开伞过程中没有观察到面积振荡^[32,59]。另外,值得注意的是,面积振荡发生时,面积变化频率随雷诺数的增大比随马赫数的增加更为显著^[59],这表明伞衣开伞不稳定性与湍流有关^[32,34,51,59]。

通常,稳定性和阻力系数是决定降落伞气动性能的两个主要标准^[37]。根据上述试验可知,所有超声速降落伞在超声速时都经历了伞衣呼吸不

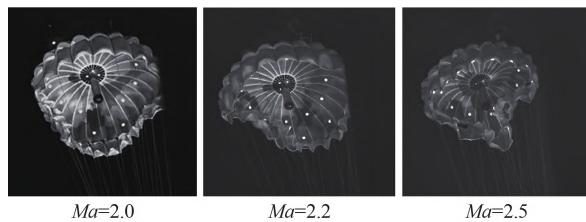


图 14 4% MSL 降落伞面积振荡现象^[51]
Fig. 14 Area oscillation phenomenon of a 4% MSL parachute^[51]

稳定(面积振荡现象),导致阻力系数相对较低或不确定^[1,31,60],且阻力系数随着伞衣入口和前体之间的拖曳距离的增加而增加^[25,32,43,47-50,55,61-65]。前体的高度不稳定性尾流特性影响了伞内压力的波动并导致降落伞阻力的减小^[25,62,63,65-66],这种影响也同时受到拖曳比距离和马赫数的显著影响^[25,65]。试验中还可观察到尾流区域的局部动压和马赫数会随着拖曳比距离的增加而降低,但由于前体湍流尾流理论模型的局限性,很难分析尾流引起的降落伞阻力损失,且难以提供准确的尾流速度分布预测^[66]。此外,对于前体攻角和伞衣配平角,可观察到在伞口前方形成不对称流动,导致相应的压力和阻力分布。然而,在研究马赫数影响的风洞试验中,改变两个攻角仅会引起平均阻力系数很小的变化^[38,64]。

此外,在超声速下对各种伞衣类型(包括带条、十字形和 DGB 伞衣)进行的试验研究了收口和几何孔隙率对阻力性能的影响^[31,49,52-55,67]。结果表明:阻力系数随着伞衣的收口比(收口入口面积与完全充气入口面积的比率)和几何孔隙率的增加而增加,而与伞衣形状类型无关^[54]。阻力系数随孔隙率和收口比的变化趋势揭示了影响阻力特性的主要因素顺序:收口率越小,孔隙率越大,充气入口直径越小,通过伞衣的流量越多,对阻力系数的影响越大,从约 0.6 降至 0.1。材料织物透气性对阻力性能的影响与几何孔隙率的影响一致(表 2);因此,阻力系数随着织物渗透性的降低而增加^[52-53]。

北京空间机电研究所等科研机构在天问一号火星探测任务的推动下开展了火星降落伞的风洞试验和飞行验证试验^[57,68-71]。在盘缝带伞(不包括前体)的亚跨声速风洞试验中分析了透

气量对阻力系数和稳定性能显著影响的原因:透气量大则压差会减小,阻力减小;伞衣内外压差变化导致外部流场变化,当阻力增大,压差也比较大,流场会更不稳定,从而导致降落伞的稳定性降低^[70-71]。天问一号盘缝带伞的超声速风洞试验从工程角度重点分析了马赫数对降落伞的阻力系数和稳定性能影响,发现马赫数1.5~2.5时,阻力系数先增大后减小,马赫数1.75时达到最大(阻力系数为0.6);而此时摆动角度先减小后增大,在马赫数2.0时达到最小(摆动角度为7.5°),如图15所示,图中Tapered为天问一号降落伞^[72]。

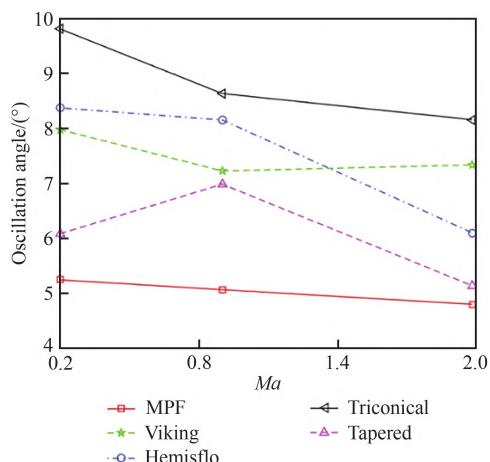


图 15 超声速降落伞随着马赫数的摆动角变化^[72]
Fig. 15 Variation of oscillation angle of supersonic parachute with Mach number^[72]

20世纪60和70年代,进行了一系列超声速飞行试验,包括PEPP(Planetary Entry Parachute Program)、SPED(Supersonic Planetary Entry Decelerator program)和SHAPE(Supersonic High Altitude Parachute Experiment program),以确认早期风洞试验的结果,并将其转化为高空和低密度的全尺寸或大型降落伞模型^[73-81]。基于这些努力,DGB和改进的环帆降落伞、十字降落伞被选为Viking任务的候选降落伞。改进的环帆和十字降落伞在马赫数1.60的速度下得到了令人满意的开伞过程,DGB降落伞在马赫数2.72的速度下得到了满意的开伞过程(表3^[4,56,73-85])。图16^[68]和图17^[68,70-71]分别描绘了超声速飞行试验中不同名义直径的改进

环帆、十字和DGB降落伞的伞衣面积增长参数的时间历程;伞衣面积增长参数定义为开伞时投影面积 S_p 与完全开伞时投影面积 $S_{p,fi}$ 之比的平方根,无量纲时间是从伞绳拉伸到总充满时间的比率。如图16所示,对于3种类型的降落伞,伞衣面积增长参数随时间延长单调增加,直到伞衣完全打开。其后的BLDT计划(Balloon Launched Decelerator Test program)(表3)进一步确认了DGB降落伞适用于即将到来的Viking火星任务,并确定名义直径为16.2 m的DGB降落伞适合在马赫数高达2.2和动压700 Pa的情况下应用^[38,70,72,82]。

最近,基于MSL降落伞,即有史以来应用的最大DGB降落伞,名义直径为21.5 m^[69],NASA进行了LDSD(Low-Density Supersonic Decelerator)超声速飞行试验,以开发新一代超声速降落伞,如超声速盘帆(Supersonic DiskSail, SSDS)和超声速环帆(Supersonic RingSail, SSRS)降落伞,用于未来更重载荷的火星探索^[69,83-85]。然而,新开发的降落伞在每次飞行试验中都宣告失败,伞衣受到了严重损坏,并出现较大的径向撕裂直至完全失效^[82-85],至今其中原因仍不清楚。此外,在地球或火星的高空环境的低雷诺数条件下,织物透气性最初被认为对降落伞性能的影响可以忽略不计^[86]。因此,对于SSDS和SSRS降落伞,采用低织物透气性材料(如F-111和菱形编织尼龙)的组合来降低整体材料的透气性^[83-85],与具有标准织物透气性和相似总孔隙率的DGB降落伞相比,SSDS或SSRS降落伞中几何孔隙率和织物透气性的不同孔隙率分布似乎对火星或地球高空环境中超声速降落伞的开伞和稳定性特性有重要影响^[69]。然而,这些影响机理仍然未知。

随后,ASPIRE(Advanced Supersonic Parachute Inflation Research Experiments Research Experiments)项目(表3)进一步测试了MSL DGB和强化DGB降落伞,马赫数范围为1.77~1.97,动压范围为542~932 Pa,试验降落伞都发生了典型的正常的超声速开伞,且充气时间都小于火星环境中MSL降落伞的0.635 s,这可能与地球动压的增加有关^[73-74]。初始峰值载荷是在投

表3 PEPP、SPED、SHAPE、BLDT、LDSD和ASPIRE飞行测试总结^[4,56,73-85]Table 3 Summary of PEPP, SPED, SHAPE, BLDT, LDSD, and ASPIRE flight tests^[4,56,73-85]

年份	项目	伞型	名义直径/m	开伞马赫数	开伞动压/Pa	开伞高度/km	发射方式	结果
1966—1971	PEPP+	环帆伞	12.2	1.64	436	26.5	火箭	失败
	SPED+	环帆伞	26.9	1.16	282	40.4	气球	成功
	SHAPE	环帆伞	9.5	1.39	527	37.3	火箭	成功
		环帆伞	16.6	1.60	555	40.2	气球	成功
		环帆伞	12.2	2.95	440	52.3	火箭	成功
		十字伞	16.6	1.65	607	39.9	气球	成功
		十字伞	9.1	1.57	464	41.5	火箭	成功
		十字伞	7.7	1.57	474	40.4	火箭	失败
		盘缝带伞	9.1	1.56	546	38.9	火箭	成功
		盘缝带伞	19.7	1.59	555	40.7	气球	成功
		盘缝带伞	12.2	2.72	464	48.3	火箭	成功
		盘缝带伞	12.2	1.91	555	42.7	火箭	成功
		盘缝带伞	12.2	3.31	508	51.4	火箭	失败
		盘缝带伞	12.2	2.58	972	43.6	火箭	成功
		盘缝带伞	12.2	2.77	958	43.6	火箭	失败
		盘缝带伞	16.8	2.69	886	44.3	火箭	失败
1972	BLDT	盘缝带伞(AV-1)	16.2	2.18	701	43.3	气球	成功
		盘缝带伞(AV-2)	16.2	1.133	239	41.3	气球	成功
		盘缝带伞(AV-3)	16.2	0.47	330	26.5	气球	成功
		盘缝带伞(AV-4)	16.2	2.126	522	44.9	气球	成功
2014—2015	LDSD	超声速盘帆伞	30.5	2.54	545	47.1	气球	降落伞失败
		超声速环帆伞	30.5	2.37	602	45.1	气球	降落伞失败
2017—2018	ASPIRE	盘缝带伞(SR01)	21.5	1.79	492	42.0	火箭	成功
		盘缝带伞(SR02)	21.5	2.00	745	40.3	火箭	成功
		盘缝带伞(SR03)	21.5	1.88	1 028	37.7	火箭	成功

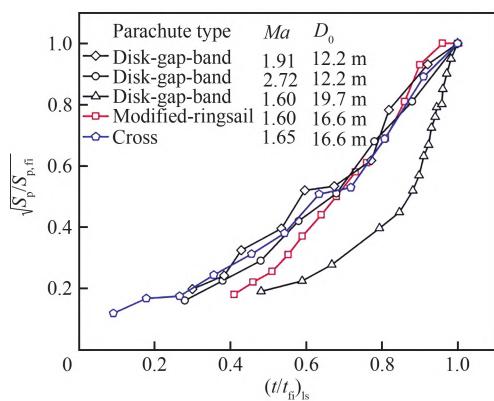
图 16 不同名义直径的改良环帆、十字和DGB降落伞的伞衣面积增长系数变化^[68]

Fig. 16 Changes in growth coefficient of canopy area for improved ringsail, cross, and DGB parachutes with different nominal diameters^[68]

影面积的初始峰值时刻测量的,荷载的下降与投影面积的减小是一致的^[73]。

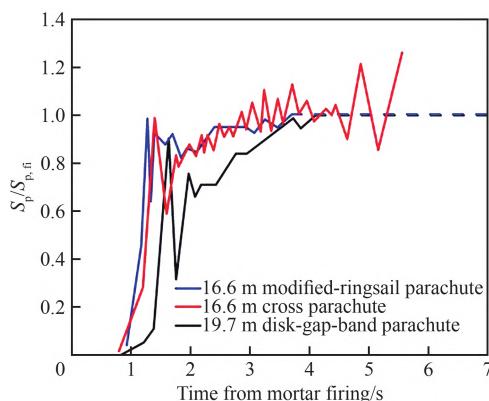
图 17 马赫数 1.6 时改良环帆、十字架和DGB 伞开伞的面积变化^[68,70-71]

Fig. 17 Area changes of improved ringsail, cross, and DGB parachutes opening at Mach number 1.6^[68,70-71]

2.1.2 充气式进入减速器

对于马赫数大于 3 的情况,由于充气式进入

减速系统阻力性能更具优势,自20世纪60年代初以来,国内外在充气式气动减速系统(IAD)的研究上已经发展出了拖曳式和附体式两类结构布局形式的多种构型。但是,由于技术难度极大,IAD系统一直未得到广泛的应用。

早在20世纪60年代美国就开始针对充气式

气动减速系统开展了相关的研究。对数十种拖曳式和附体式构型开展了系列风洞试验和飞行研究。这些构型的设计目的是应用于未来的行星探测任务。图18展示了自20世纪60年代概念提出以来,超声速和高超声速充气式气动减速器成功飞行试验中的动压和马赫数范围^[17]。

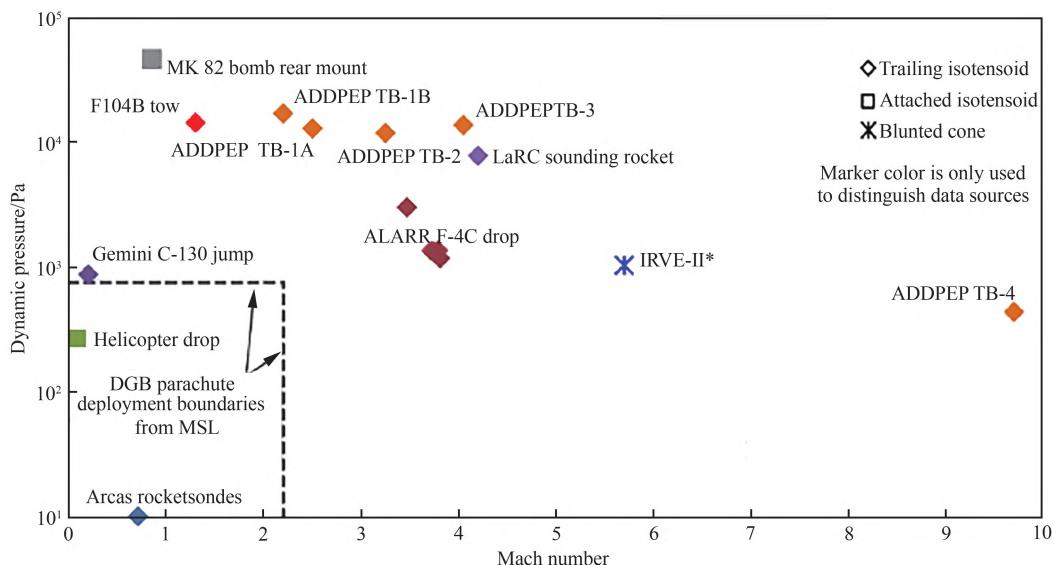


图18 成功的IAD飞行试验条件(*表示峰值条件)^[17]

Fig. 18 Successful IAD flight test deployment conditions (* indicates peak conditions)^[17]

IAD与降落伞装置实现的功能相似:气动减速和稳定性。图19^[17]展示了附体式张力锥型、附体式等强度曲面型、拖曳式等强度曲面型充气式进入减速系统与盘缝带型降落伞阻力特性的比较。由于钝化锥(球锥)气动外形数据较为广泛,

非专用于IAD技术,因此在此不作讨论。这里的阻力性能包含了刚性和柔性条件下的阻力表现,其阻力系数计算中均考虑其投影面积^[17]。下文将分析讨论这3种构型的具体性能表现。

图19中展示的拖曳式等强度曲面型IAD的阻力变化曲线,来自其在风洞试验和自由飞行试验中零度攻角下的阻力数据。这些试验中考虑了前体的几何形状如细长体和钝形体,IAD构型的圆锥半角为30°~40°,拖曳距离比(前体与IAD之间的距离与前体直径之比)变化范围为2~11。试验数据获得了阻力系数的变化趋势:阻力系数大约在马赫数1.5之前一直在增大,约在马赫数1.5时达到最大值(试验中可观测到阻力系数约1.2,拟合曲线最大值为约0.95),其后在大约在马赫数5之前一直在减小,并在高超声速状态下趋于平稳。

此外,拖曳式等强度曲面型IAD的阻力性能亦受拖曳距离比的显著影响。合理的拖曳距离比

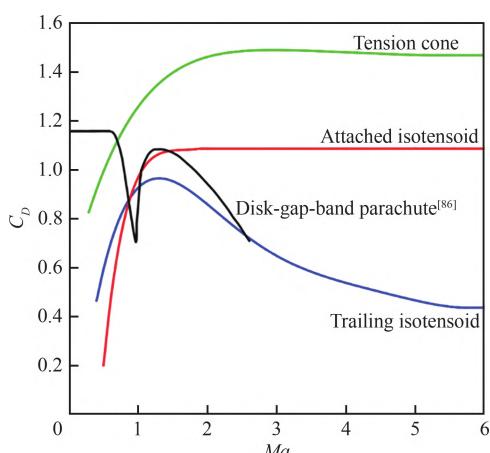


图19 IAD和DGB降落伞阻力比较^[17]

Fig. 19 IAD and DGB parachute drag comparison^[17]

可以大大提高 IAD 的阻力性能,而拖曳距离比的影响来源于前体的尾流流场。因此,Nerem^[88]发展了一种近似方法用于计算高超声速条件下钝头前体的无黏性尾流的流动特性。Jaremenko^[89-90]还从理论和实验角度预测尾流各区域(如近流、层流、过渡流、湍流等)中的流动特性。前期研究还发现:IAD 系统正常工作时,前体尾流下扰动流的当地马赫数需低于来流马赫数,且随着来流马赫数增大,当地马赫数与来流马赫数的比值更小,但这引起的动量损失又会减弱 IAD 的弓形激波强度并导致其表面压力较低(低于附体式 IAD 构型)。

因为拖曳式 IAD 的减速性能低于附体式构型,且附体式构型质量更轻,因此,20世纪60年代末,IAD 研究从拖曳式结构逐渐转为附体式结构。NASA LaRC 启动了针对附体式等强度曲面型 IAD 的研究,该构型半锥角为 30°、60°、70°,并考虑了 Burble 栅栏的影响。图 19 展示了该构型系列风洞和自由飞行测试数据的曲线数据。由于附体式构型通常包含 Burble 栅栏使其在亚声速下诱导均匀的气流分离,但其增加了 IAD 的投影直径,反而降低了其在超声速或高超声速下阻力系数。总体来讲,附体式等强度面 IAD 构型的阻力系数在亚声速时随着马赫数增大而增大,进入超声速/高超声速后基本保持稳定,并可达到约 1.1。

附体式张力锥型 IAD 在轴对称空气动力载荷下只产生拉伸应力,其凹面几何形状由于会引起嵌入式激波和气动热问题,因此难以应用于高超声速流动状态,主要面向超声速条件下气动减速。Clark 等^[91]分别在 NASA Glenn 研究中心针对全充气和半刚性结构、NASA LaRC Unitary Plan 针对刚性结构进行了超声速风洞试验,图 19 中也显示了由风洞试验的空气阻力性能数据拟合的曲线。从图 19 可以发现,这种构型的阻力系数在马赫数 2.5 以下时一直在随着马赫数增加而增加,其后马赫数继续增大时阻力系数保持基本稳定,维持在约 1.5。值得注意的是,其亚声速阻力性能表现优异,马赫数约 0.5 时阻力系数仍可达到约 0.85。值得注意的是,对于附体式等强度曲面型 IAD 在有攻角条件下工作时,其自

身倾向于与前体的气流方向保持一致^[92](<2°)。而在张力锥构型试验中未观察到这些现象。这可能是由环的刚度和张力壳的性质决定的,其需要在子午线方向保持张力。这也避免了与来流方向一致情况下出现的环形弯曲和/或张力壳起皱^[91]。

总体来讲,在超声速和高超声速状态下,附着式张力锥具有极好的阻力性能。相比之下,DGB 降落伞的亚声速阻力性能优于所有 IAD,但 DGB 伞由于伞衣呼吸以及马赫数高于 2.5 时出现的充气问题,阻力数据仅限于马赫数 2.5 及以下^[50]。另外,所有 IAD 构型都未观测到跨声速时的阻力骤降现象。需要注意的是,IAD 构型在高超声速状态下变化趋势是基于稀少的数据或者外推获得的。

对于 IAD 构型的稳定性研究,1970 年以前从风洞试验和飞行试验中收集的动态稳定性数据仅限于目测,评判标准为“优秀、良好、合格、不合格”等定性描述。目前,附体式层叠圆环型 IAD 构型的静态稳定性数据较多^[93],美国 Eglin 空军基地针对 IRVE 的弹道测试还提供了较多的动态稳定性数据^[94]。

目前,对拖曳式等强度曲面型 IAD 只存在定性的稳定性观测,且发现受来流马赫数的影响较小。通常,此类 IAD 的稳定性受前体钝度及其尾流不稳定性影响较大。

而 Viking 时代的几次附体式等强度曲面型 IAD 风洞试验肯定了其较好的静稳定性^[16,92,95],但该构型须在亚声速配置 Burble 栅栏以诱导其流动分离,否则在马赫数 0.5 以下会出现剧烈振荡^[96]。而 PAIDAE 风洞试验和早期的风洞研究已经证明,附体式张力锥在超声速和高超声速飞行中具有优秀的静态稳定性^[91]。其附体式 IAD 构型的动态稳定性能数据极少,仍需深入研究。

2.2 高/超声速流固热耦合分析技术

2.2.1 超声速降落伞流固耦合模拟

风洞和飞行试验的数据充分表明了高速柔性气动减速器在流固/热耦合作用下的气动性能

变化趋势。当针对高速柔性气动减速器模型的超声速/高超声速流动的直接数值模拟出现时,它们为充分理解高速柔性气动减速器周围的流动现象及其相应的潜在机制提供了机会^[97-98]。尤其在火星和深空探测任务推进下超声速降落伞问题的数值模拟引起了人们的极大兴趣。

与风洞试验采用刚性降落伞模型思路一致,考虑到跨/超声速柔性降落伞数值模拟的难度和复杂性,一些学者将降落伞模型刚性化,这有效地推进了降落伞在跨/超声速条件下的非定常流动及相关机理研究。如薛晓鹏等^[45-46]研究了降落伞结构参数如拖曳比(前体至伞体进气口的距离 X 与前体最大直径 d 之比, X/d)、前体与伞体的最大直径之比(d/D)对刚性降落伞系统复杂非定常流场的影响机理。结果表明,随着 X/d 的增大,降落伞系统周围的非定常流场会经历:脉动模式、振动模式、前体窄尾流与伞前激波的相互作用模式及与振动模式的过渡模式;并且随着 d/D 的增大,这4个模式的转换变得更加敏感^[45]。数值模拟研究^[99]对比了MSL钝性前体和细长前体的尾流影响下的降落伞非定常气动表现,发现细长前体尾流中的动量损失更小,尾流与伞前激波相互作用所引起的流场不稳定性减弱,从而获得更大的阻力。同时,前体攻角或伞体攻角会造成不对称的非定常流场和表面压力分布,影响降落伞的稳定性能。特别地,伞体攻角5°时,观察到了最严重的伞前激波波动^[33,100]。

在数值模拟中,马赫数的改变会伴随雷诺数的变化,同时大气密度和黏度变化亦会引起雷诺数的变化,所以可压缩湍流对降落伞周围非定常流动的影响不容忽略^[1,101-104]。已有研究表明:前体湍流尾流中随时间变化的动量亏损不断地改变降落伞前激波的形状,两者同时发生相互作用,进而形成了降落伞系统周围的非定常流场^[102-103]。有学者针对超声速降落伞尾流,采用雷诺平均模型(Reynolds-Averaged Navier-Stokes,RANS)和分离涡模型(Detached Eddy Simulation,DES)两种湍流模型及层流模型进行了数值模拟,结果表明湍流模型能更清晰地展示尾流区涡结构周期性衍生、发展和消失的现象^[101]。

实验研究中还发现透气性是影响降落伞气

动特性的重要因素。已有数值研究表明:具有织物透气性的降落伞在超声速条件下,前体尾流与伞前激波相互作用使得伞内处于高压状态,且可观测到伞内压力呈现周期性的大幅波动,同时还伴随高频的小幅变化;跨声速条件(马赫数为1)下,前体尾流变宽,且在尾流区距离前体约3倍直径处观测到了尾激波^[105-106],伞前激波变弱,此时尾流/激波的相互作用使得伞内压力明显降低;当织物透气量增加,伞前激波愈靠近伞口,伞内压强的高压状态更持久,这使得伞衣阻力系数中的低频大幅波动有所抑制^[105,107]。然而,对于伞衣织物透气特性而言,其表征的是一种动态性能,伞衣织物透气量会随着伞衣内外压差的变化而发生显著变化。徐欣等^[107]基于刚性降落伞模型从伞衣厚度和相对透气量等角度出发设置透气性参数,进一步发现存在使伞衣性能最优的厚度与相对透气量值。Zou等^[108]在盘缝带伞开伞过程的研究中,系统探讨了织物透气性的影响机理。研究表明,透气性会显著影响伞衣的稳定性能,气动系数波动明显。同时透气性提升导致伞衣充气时间显著增长,投影面积的波动降低,充气进程趋于平缓。此外,在超声速环境下,伞衣摆动角度较小且充气速度较快,与亚声速条件相比有明显差异。另外,需要注意的是,前期研究中发现典型盘缝带伞和新型盘帆伞降落伞具有相似的总孔隙率,然而,超声速盘帆伞系统的高空飞行试验开伞失败,而距地球41 km时超声速盘缝带降落伞开伞工作正常^[73,109]。因此,织物透气量与几何孔隙率的分配比例可能严重影响低密度条件下超声速降落伞的开伞性能。Xu等^[107,110]针对刚性超声速盘帆伞的组合透气性影响规律的研究发现,过高或者过低的织物透气性贡献比均会导致稳定性的下降,伞衣织物透气性受伞内外压差影响显著,较高的织物透气性会使得压差对伞衣的稳定性影响占据主导,伞内低压时降落伞稳定性显著下降,而较低的织物透气性伞衣更加容易导致伞内出现回流,呈现伞内大涡的流场模式,同样会对降落伞的稳定造成不利影响。

近年来,本团队研究了降落伞伞绳在流场中的影响机理^[44]。研究表明:刚性和柔性伞绳上均会形成伞绳激波,均加剧了伞绳周围流场的不稳

定性和压力分布不均。与刚性伞绳相比,柔性伞绳周围的尾流明显减弱,且其对伞内压力的波动影响亦随之减弱。这为理解伞绳激波影响流场不稳定性提供了一定的参考依据。

随着计算流体力学和流固耦合方法的结合应用,降落伞的流固耦合数值模拟技术取得很大进展^[1,111]。然而,超声速降落伞的数值模拟是一个发生在跨/超声速流中快速大变形状态下的非线性动态流固耦合问题,前体在不同大气条件下会形成复杂的湍流尾流,还需考虑可压缩高速流动中的湍流模型,使得其具有极大的难度和复杂性。目前,学者多采用任意拉格朗日-欧拉法(Arbitrary Lagrangian Eulerian, ALE)、索膜单元有限元方法^[35]、浸入边界法(Immersed Boundary Method, IBM)等开展降落伞在跨/超声速条件下的流固耦合过程研究,模拟结果观测到了其流场中的前体激波、尾流与伞前激波相互作用等复杂流动现象,分析和验证了马赫数、拖曳比和直径比等参数对伞衣阻力系数的影响。

降落伞的流固耦合数值模拟一般分为稳降阶段和充气阶段。稳降阶段伞衣外形变化小,主要聚集于非定常流场作用下的伞衣呼吸现象及流固耦合工作机理研究。其中,在关于拖曳比和直径比的耦合影响数值研究中发现:较小的拖曳比会使伞衣出现严重的收缩现象,导致阻力系数变小;适当增大拖曳比可以改善伞衣的外形变

化,获得较高的阻力系数,提升降落伞的工作性能;较小的拖曳比下,通过减小伞衣的直径,获得较大的直径比时,伞衣的外形变化出现了改善,这时降落伞周围的流场模型从宽尾流/伞前激波相互作用转变为窄尾流/伞前激波相互作用,从而改善了伞衣的阻力性能表现,此时可观测到伞衣的呼吸现象,如图20所示^[41]。另外,当考虑攻角的影响时,研究发现攻角增大会加剧超声速柔性伞衣的非线性变形,并且伞衣会在不均匀流场下出现偏移,这使得伞衣与前体中心线之间形成一个新的角度,严重影响超声速柔性降落伞的流固耦合过程,进而影响气动性能表现^[100]。

降落伞充气阶段伞衣变形速度和幅度远大于稳降阶段,流固耦合数值模拟所涉及的边界守恒、网格负体积、接触等问题更难解决,所以超声速降落伞充气阶段的流固耦合研究方法很少。ALE方法较早地被尝试应用在降落伞的超声速充气过程模拟^[97,112-114]。然而,ALE方法在处理结构发生快速大变形时,需要引入匹配的网格变形算法对变形边界附近网格进行处理,否则会造成网格变形过度激烈而产生互相重叠,进而导致计算失败。因此,还需不断发展和完善适用的ALE方法和网格变形算法。近年来,IBM方法被较广泛地应用在盘缝带伞伞衣的充气过程研究^[115-119],且实现了超声速降落伞全尺寸和缩比尺寸的数值模拟,其中处理了伞衣剧烈变形过程

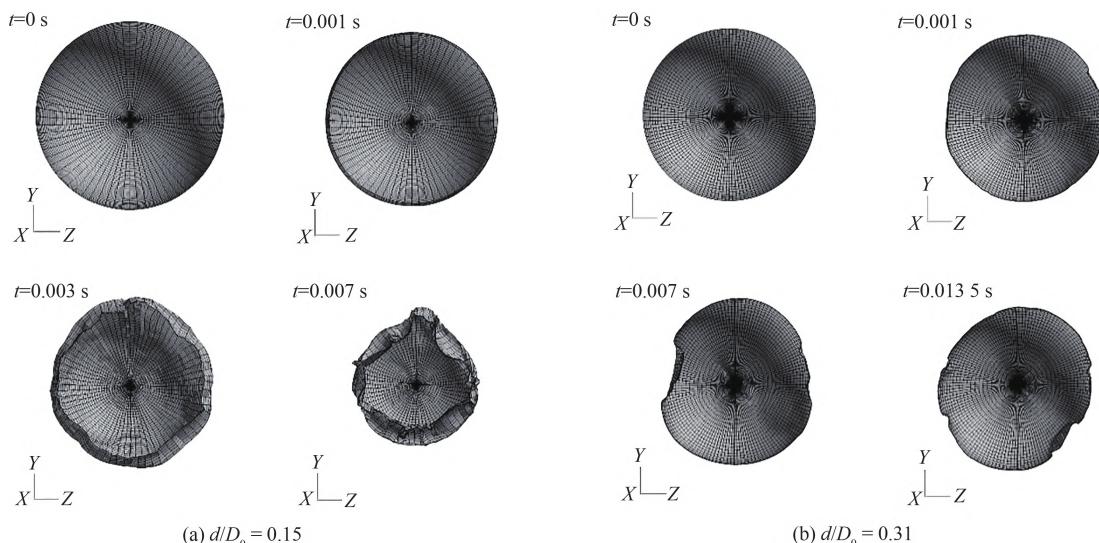


图 20 拖曳比 4.75 时不同直径比下超声速降落伞的伞衣变形^[41]

Fig. 20 Time-variations of canopy shape for a supersonic parachute with different d/D_0 at X/d of 4.75^[41]

中的伞前激波演变运动,考虑了复杂非定常可压缩流场与柔性透气伞衣结构、伞绳、前体之间的相互作用,最后获得了与飞行试验或实际探测任务数据一致的结果^[117-119]。

虽然降落伞跨/超声速开伞的数值模拟方法还在不断完善中,但其模拟结果可有助于理解降落伞的超声速开伞过程。从前期关于盘缝带伞的充气过程模拟结果看:伞衣充气从盘结构开始,盘结构在极短时间完成展开,同时,联动带结

构使其充气;当伞衣展开至最大直径时完成充气^[1,117-118,120],如图21所示^[108]。另外还观测到充气过程中,伞前激波会随着伞衣外形的变化从附着到脱体演变,在充气完成后,伞前激波才移到上游与前体尾流相互作用。另外还发现:充气过程中伞绳与流场的相互作用影响显著,且阻力变化曲线与真实飞行数据接近;还注意到伞内最大表面应力与阻力峰值时间同步,而平稳呼吸期应力小于充气阶段^[117,120]。

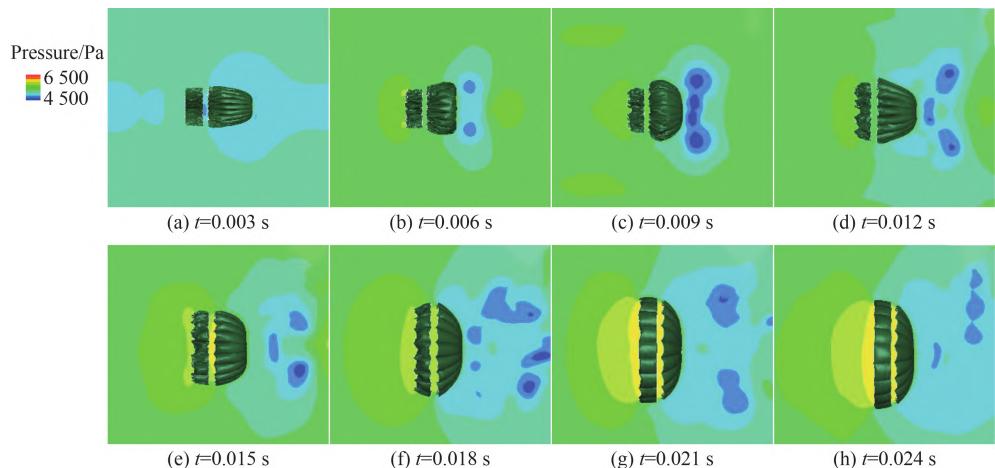


图21 盘缝带伞开伞过程伞衣外形变化^[108]

Fig. 21 Parachute canopy shape changes during disk-gap-band parachute opening process^[108]

北京空间机电研究所和中南大学开展了基于IBM方法针对火星大气环境对降落伞气动性能的影响研究^[121],研究结果发现:相比于地球大气条件,同一柔性伞衣在火星大气条件下柔性特质表现大大减弱,观测不到明显的柔性变形,这势必会影响降落伞周围的流场结构。为了适应火星大气环境的低密度、低动压特点,对伞衣材料进行了较大的调整,测试显示降落伞在火星环境中表现出了明显的流固耦合效应和伞衣呼吸行为。

2.2.2 充气式进入减速器的流固热耦合模拟

在充气式减速器的高超声速再入过程中,高超声速气动力直接导致阻力型面发生显著变形,并伴随着巨大的结构应力生成,影响减速器结构强度和振动特性^[20-21]。而气动热载荷会使充气结构附近驻点区域温度急剧攀升,内充压气体因受热而急剧膨胀,极大地增加了柔性充气结构遭受

破坏的风险,进而威胁到飞行器再入与返回任务的顺利实施^[122-124]。这一过程构成了一个复杂的流-固-热三场耦合系统,其分析对于确保减速器的稳定再入至关重要。

20世纪60年代开始,已经有学者针对高超声速环境下的流固热耦合现象开展深入研究。Roger^[125]发现高超声速条件下的真实气动弹性模型必须考虑气动加热效应,但飞行器周围流动的气动加热会导致其热力学和输运特性的显著变化,热辐射还可能产生电离和非绝热效应。同时,气动加热引起的材料特性改变和热应力会降低受热结构的刚度和固有频率,由此,Roger较早地提出了气动热、气动力、惯性力和弹性力之间的强弱流固热耦合关系。然而,在流固热耦合模拟过程中,往往采用弱流固热耦合模式,即忽略气动压力对气动加热的影响来简化气动热弹性问题^[126]。在此模拟中,采用结构的参考几何形状计算来流条件下的气动热解,然后基于所得到的

温度分布计算流固耦合作用下结构变形并进行气动弹性分析。该气动热弹性求解方法又被称为单向耦合。但单向耦合方法往往依赖于3个重要假设:①忽略热力学发热和弹性变形之间的耦合;②气动热系统的特征时间相对于气动弹性系统自然模态的时间段较大时,认为动态的气动弹性耦合较弱;③稳态时压力和热载荷引起的气动弹性耦合不足时,可认为不影响其温度分布。在这些假设不成立的情况下,则需要考虑气动弹性到气动热求解的影响,以便根据结构变形更新气动的加热条件进而实现流固热耦合的双向作用。Culler^[127]较早地提出并发展了该双向耦合模式,这为复杂流固热耦合机制的解析提供了有力工具。尽管它具有潜在的重要性,但只有少数研究考虑了气动加热和结构变形的相互耦合(双向耦合),且仅用于高超声速流中的刚性结构,而对于充气式减速器等柔性结构的探讨极少。这是因为针对充气式减速器等的流固热耦合模拟仍面临诸多挑战,包括考虑气动热和非线性大变形的流固耦合算法、薄膜结构非线性变形如褶皱的模拟、实验验证中面临的不同尺度效应的结构变形和气动弹性分析等,这必然导致数值模拟的计算效率和准确性显著下降,使得充气式气动减速器的高保真模拟研究发展缓慢。因此,充气式进入减速器的数值模拟研究大多仍采用流固或者固热的单向耦合,即不考虑气动力或者气动热对结构变形的影响^[128-129]。另外,面向充气式进入减速器的流固双向耦合模拟研究大多集中在亚声速或者超声速速域,高超声速速域下模拟报道仍较少^[130]。下文将梳理综述相关的代表性成果。

Rohrschneider 和 Braun^[131]较早地发展了不同精度的流固耦合分析方法研究了高超声速条件下薄膜充气结构的气动弹性特征(图22),并利用材料的温度依赖特性模拟了气动热对结构变形的影响规律,最后与高超声速风洞试验数据进行了对比验证,结果表明不同精度分析方法获得峰值动压下的静态应力与阻力均吻合较好,但连接进入底面模块与充气薄膜结构的充气环轴向位移出现了70%的偏差,Wang等^[132]的模拟研究中也得到了相似的结果。Scott等^[133]进一步采用流固耦合分析方法开展了静态和动态的气动弹

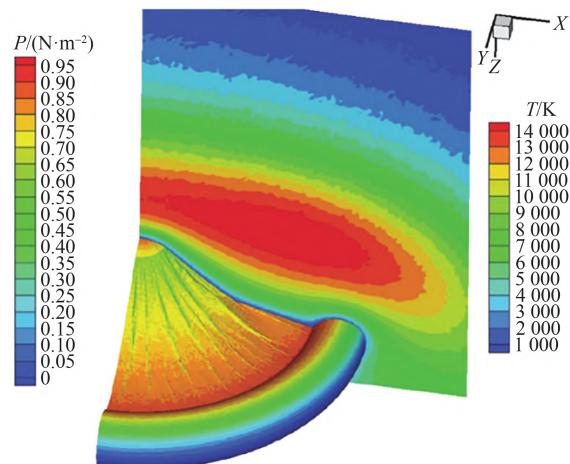


图22 高超声速充气气动减速器马赫云图^[131]

Fig. 22 Mach contour of hypersonic inflatable aerodynamic decelerator^[131]

性分析研究,发现两者模拟结果之间仍存在较大差异。Sheta等^[134]采用单向和双向流固耦合模型开展了火星大气环境中马赫数14.3条件下真实IAD模型的气动弹性分析,发现结构变形和应力分布均表现出周期性变化行为,且在几乎恒定的平均值附近波动;同时观测到充气结构的衣幅和连接环处的von Mises应力均远低于该材料的屈服极限。张章等^[135]利用流固及热固单向耦合的方法,分析了考虑高超声速流场气动压力和气动热作用下空间再入充气结构的特性变化,结果表明当飞行高度大于40 km时气动加热效应对结构热应力及热模态的影响显著,而飞行高度低于该高度时可着重考虑气动压力对结构静应力及模态特征影响。Wang等^[136]建立了极端条件下再入弹道的单向流固热三场耦合模型,进一步得到了IRDT表面的温度和结构响应分布(图23),数值结果显示热防护结构具有较好的隔热效果,且观测到应力集中出现在柔性结构和钝头之间的接触位置。Takahashi等^[137-139]针对大气进入舱薄膜减

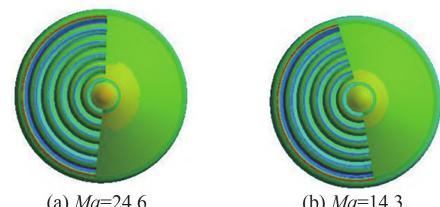


图23 IRDT表面变形云图^[136]

Fig. 23 Surface deformation contour of IRDT^[136]

速器(Membrane Aeroshell for Atmospheric-entry Capsule, MAAC)开展了系列数值模拟研究,其中采用CFD方法模拟充气膜结构周围流场,虚拟粒子方法处理变形膜结构,并与其飞行试验、风洞试验进行了对比验证,获得了在低轨道再入过程中超声速速域以下的气动力和气动热的表现,结果表明通过变形膜结构的热流要明显大于其刚性模型,且仅观测到了充气膜结构的大变形,充气环的变形相对较小。Saha等^[128]采用了一种双向流固耦合方法进一步对MAAC模型开展了亚声速条件下的膜结构变形与振动行为研究,并与风洞试验进行了对比验证,数值结果观测到了充气结构的摆动过程,同时分析了气动力作用下的非线性变形及相应的尾流特征。在上述数值模拟中仍存在着诸多简化和假设。由此可见,充气式气动减速器模型及其高/超/跨声速流固热耦合数值模拟方法还需要进一步深入发展。

2.3 柔性多体动力学分析技术

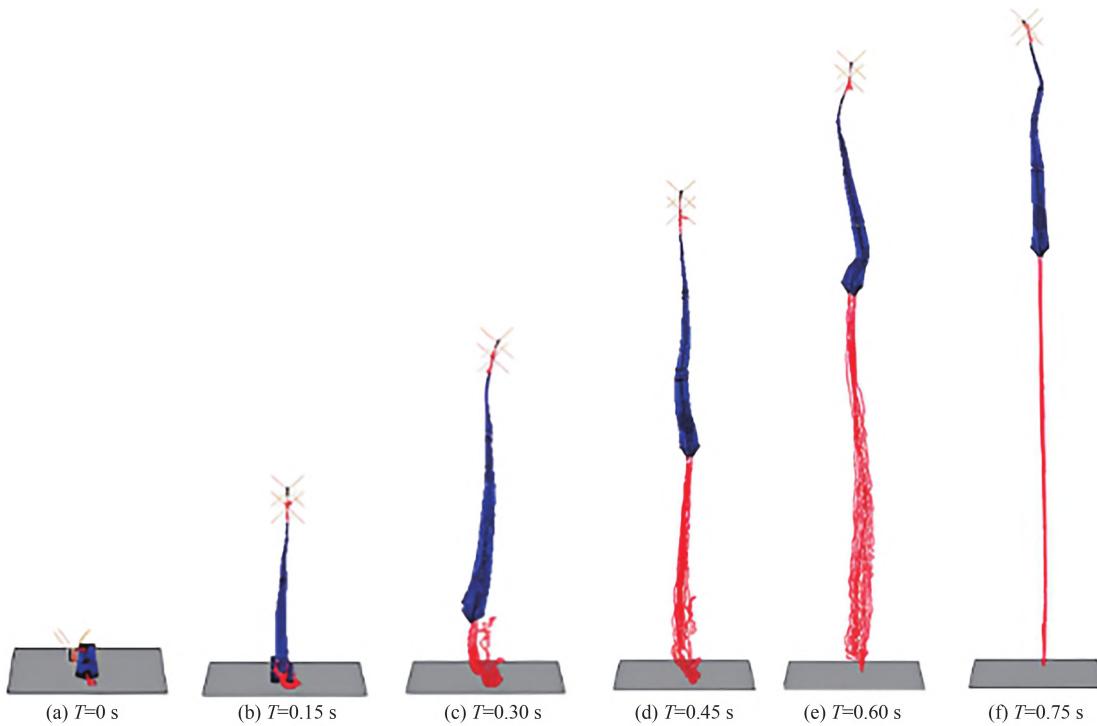
伞载系统工作的过程中,降落伞的作用至关重要,将直接决定整个减速过程的成败。降落伞的工作过程可大致分为3个阶段,即拉直、充气和稳降阶段。这就主要涉及到了弹射过程仿真分析研究现状、充气及气动性能分析研究现状和物伞组合体动力学仿真研究现状。

在降落伞工作过程中,伞绳的拉直阶段是一个瞬时但至关重要的环节,它直接关联到后续伞面展开的稳定性和效率。尽管此过程在时间上相对短暂,但其动力学特性却展现出高度的复杂性与多维性。自20世纪70年代起,就有学者开始针对伞绳拉直过程开展研究。Huckins^[140]开创性地建立了“先拉伞绳法”的动力学模型,伞绳被理想化为一个连续的弹性体,进而捕捉伞绳在拉伸过程中因材料特性而产生的非线性应力与应变关系,该模型为后续理解和预测伞绳拉直过程提供了重要的理论基础。Moog^[141]在其研究中提出了一种简化的动力学模型,旨在捕捉“绳帆”现象的基本特征,该模型将复杂的伞绳与伞衣系统抽象化为一系列相互连接的质量节点,每个节点代表系统中的一个质量单元,通过力学关系模拟伞绳与伞衣之间的相互作用。这种简化的处理

方式降低了计算难度,但其简化也导致了在预测精度上的欠缺,无法全面捕捉实际物理过程中所有细微的力学效应。为克服Moog模型在预测精度上的局限性,Purvis^[142]首次提出了多质点阻尼弹簧模型,并据此构建了名为“LINESAIL”的仿真系统。该模型在继承离散化表示思想的基础上,引入了阻尼弹簧元素,以更精确地模拟空气阻力等外部因素对系统动态行为的影响。Shen等^[143]构建了火星减速系统的6自由度数学模型,结合追踪控制率,对EDL任务中的进入段与降落伞减速段进行了全弹道仿真分析,史文辉等^[144]基于非线性有限元理论,建立了降落伞拉直过程动力学模型,探究不同温度对拉直过程的影响,伞绳拉直过程如图24所示。

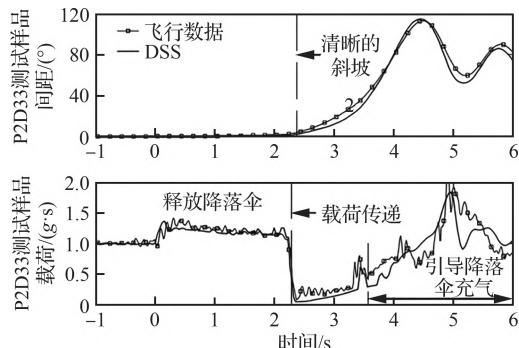
充气过程作为降落伞整个工作过程中最为复杂的过程,涉及到几何非线性和材料非线性的大变形结构动力学问题^[145-146],同时,由于伞衣本身带有透气性,使得伞衣周围流动更加复杂。20世纪90年代,国外已经开始采用动力学方法研究降落伞充气过程。Benney等^[147-148]将计算流体力学与结构动力学方法结合,基于质量-弹簧-阻尼(Mass-Spring-Damper, MSD)模型,探究分析了平面圆伞充气过程中的动力学行为。Halstrom和Schwing^[149]采用动网格技术建立降落伞双体系统的动力学模型,通过对称的流场分析以及动力学模拟,发现动态与静态流场在气动力表现上存在明显差异。高兴龙等^[150]针对火星探测任务的超声速开伞问题,采用CE/SE可压缩流算法方法与Mechanical结构求解器建立耦合平台,得到了超声速流场环境下伞衣结构动力学响应结果,并与风洞试验进行了对比验证,有效地预测了降落伞无限质量充气过程的动力学行为。

物伞组合动力学仿真对于降落伞减速系统的性能,尤其是稳降性能的评估尤为重要,国内外学者对此取得了颇为丰富的研究结果。早期的计算模型中,往往使用2自由度模型进行计算,将伞载系统视为一个质点,其质量为伞载系统的质量与附加质量之和。随后,White和Wolf^[151]则考虑了物伞系统的三维运动,假设伞载之间为刚性连接且忽略滚转运动,建立5自由度的简化刚体三维动力学模型,以此来分析物伞系统的稳定

图 24 伞绳拉直仿真过程^[144]Fig. 24 Simulation process of parachute rope straightening^[144]

性。之后,Wolf^[152]将物伞分开,分别视为有5自由度的刚体,并假设两者通过刚性吊带连接,对物伞稳定性问题进行进一步研究。Engdahl 和 Ibrahim^[153]将伞绳设置为弹性模型,建立12自由度的伞载模型,并利用此模型分析了某回收系统稳降阶段的稳定性和合理优化模型的意义。Tatlay^[154]在模型中将伞绳和吊带分开处理,分别使用无质量弹簧-阻尼模型和无质量弹簧模型来模拟,建立12自由度的物伞动力学模型。

随着计算机技术的迅速发展,仿真技术应用范围不断扩大、自身不断发展,对物伞系统的动力学研究也逐渐趋向平台化和系统化。针对不同的星际航行航天器再入任务,如火星探测、航天器返回回收和行星大气再入的目标捕获任务,美国兰利研究中心对动力学仿真软件 POST、POST II 进行优化,使其应用于不同的目标任务^[155-157]。Cuthbert^[158]制建立了 Decelerator System Simulation(DSS),并结合空投试验进行了仿真的准确性验证(图 25)。同时,国防科技大学研制了回收系统工作过程仿真软件 ARLSSS(Aerocraft Recovery and Landing Simulation

图 25 动力学仿真结果对比^[158]Fig. 25 Comparison of dynamic simulation results^[158]

Software System)^[159],通过运用基元模型和分层建模的思想以及面向对象的程序设计方法,构建了一个开放的回收系统仿真平台,并很好解决了以往仿真在系统集成、通用性、可扩充性及软件易用性等方面的问题。高兴龙^[160]针对火星探测的EDL全过程的飞行弹道进行了集成仿真,分别建立了盘缝带伞系统的进入段、拉直、充气和减速着陆段的动力学模型,并对进入和减速过程的全弹道进行关联性研究和仿真,建立多学科集成仿真框架,同时实现了三维视景显示,方便了系

统优化设计。

近年来,为了更准确地预测降落伞的回收轨迹,需对动力学系统进行参数辨识。王旭平^[161]将基于案例推理(CBR)的技术引入降落伞设计的仿真建模过程,并对系统的学习能力进行了初步探讨。Wells^[162]使用扩展卡尔曼滤波法、无迹卡尔曼滤波法对火星的进入与减速进行了复现。并论证了无迹卡尔曼滤波方法对噪声的适应能力更强。

2.4 先进柔性材料技术

高速气动减速给材料带来的挑战主要在于非线性大载荷和高气动热两方面。对于非线性大载荷,以 ASPIRE 项目的火星降落伞为例,开伞载荷可达近 300 kN^[73],将全部由伞绳及吊带等结构承担,且伞衣材料选用还会对气动特性产生影响;对于高气动热,以 IRDT-1 演示试验数据为例,其再入过程共历时 14 min,最大热流达到 313 kW/m²,表面最高温度为 1 000~1 400 K^[163-164],其组成结构须兼具耐热、隔热等功能。因此,先进柔性材料技术对高速柔性气动减速器至关重要。

高速飞行时展开对降落伞织物及部组件的物理、力学性能提出了很高的要求,为此国内外学者不断进行着材料体系革新与结构设计改进。对于地外天体超声速低动压减速,如美国的火星进入减速用降落伞,自 Mars Pathfinder 以来,降落伞伞衣材料一直是 2.8 g/m² 的 Mil-C-7020 尼龙织物,这种织物的透气性较高,而在 LDSD 项目中,开始改用约 3 g/m² 的 PIA-C-44378 和 4.83 g/m² 的菱形组织材料制造降落伞,二者均为低透气性的尼龙材料,透气率约为 7020 织物的 1/20;在分别用 7020 和 F-111 制造的降落伞的风洞试验中,用 7020 制造的降落伞比用 F-111 制造的降落伞阻力系数更低,稳定性更好,尽管从织物透气性角度看是理所应当的,但二者的差异性比期望值更大,这意味着降落伞透气性分布也会对阻力系数产生影响,从而会影响总气动载荷值^[69]。对于返回地球或装备减速等情况,由于空气密度相对较大,导致开伞动压更大,气动热影响也更严重,尼龙材料难以保证系统可靠性,故逐渐采用芳纶Ⅲ类材料进行替代,未来还可能应

用聚芳酯等新型材料,它们的特点都是材料强质比高且耐热性好,例如中国神舟飞船的引导伞与减速伞,均为以芳纶Ⅲ材料为主的锥形带条伞。除了材料本身性能外,部组件之间的连接也是不容忽视的薄弱环节,传统的降落伞部组件连接方式为缝合,缝线长度、密度、缝合方式等都会对强度产生影响,因此发展了诸多材料工艺手段,如空芯绳插接工艺可将连接效率从 60% 左右提升至 90% 以上^[165],再如以一体化编织技术消除部组件间连接环节以提升整体强度等。

充气式减速器的发展历程一直伴随着先进防热材料技术的进步。自 20 世纪 70 年代的 AID 项目开始,研究人员一直在关注如何通过先进材料提升充气式减速器的耐热性能,NASA 当时采用了在间位芳纶(Nomex)纤维表面包覆氟橡胶(Viton)涂层的热防护方案,成功承受了马赫数 4.2 下约 550 K 的热载荷,即便是速度提高到马赫数 6.7,也能凭借 0.034 kg/m² 的氟橡胶涂层满足热防护需求^[166]。1986—1989 年间,美国的 IRV 获得专利,它需要承受最高再入温度达到 980 °C,因此选用了 Nextel312 纤维(能承受 1 425 °C 的高温)作为表面的防热材料,而内层则为普通的双轴尼龙^[167]。到 2000 年前后,俄罗斯的 Lavochkin 公司为 IRDT 研制了超轻的防热材料,即在多层隔热材料(MLI)表面覆盖涂层,如图 26 所示^[163],隔热材料的主要成分是硅纤维,而涂层采用的是烧蚀性材料浸润硅基纤维,通过烧蚀性材料受热分解带走热量,在某气球伞项目中对该型材料进行测试,结果表明材料外表面最高温度 260 °C 时,内表面温度仅 185 °C^[163]。紧随其后,美国的 Andrews Space 公司也开始为 NASA 研制新的太空往返手段及其防热材料,它的方案

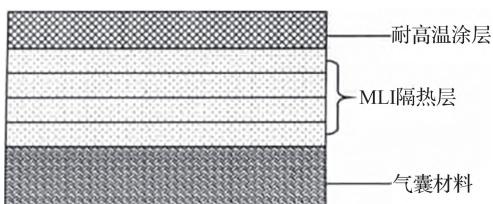


图 26 IRDT 的超轻防热结构示意图^[163]

Fig. 26 Schematic diagram of IRDT's ultralight heat-resistant structure^[163]

是以受热蒸腾的方式带走热量,并通过陶瓷前驱体和活性填料技术控制系统质量,该材料结构示意图如图27所示^[168]。2018年,北京空间机电研究所进行了针对充气式进入减速试验器的柔性热防护材料的高焓风洞试验,在15 W/cm²的热流下,持续时间300 s,试件表面温度超过1 300 °C,冷端最高温度约112 °C,对试件的热防护性能进行了有效考核,试件在高焓风洞试验前后对照情况如图28所示^[15]。由此可见,先进防热材料技术已经经历了从单一材料表面简单涂层涂覆,到发展隔热层、防热层、承力层等多层结构,再到通过烧蚀、蒸腾等方式促进散热的发展历程,中国防热材料发展迅速,性能已能基本满足充气式进入减速器的需要。

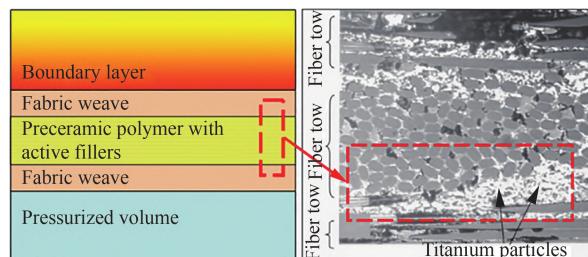


图27 Andrews Space防热材料层间结构示意图^[168]

Fig. 27 Schematic diagram of interlayer structure of Andrews Space heat-resistant material^[168]



图28 柔性防热材料试件高焓风洞试验前(左)后(右)对比^[15]

Fig. 28 Comparison of flexible thermal insulation material specimens before (left) and after (right) high enthalpy wind tunnel test^[15]

3 结论与展望

高速柔性气动减速技术是航天器高速进入地外天体或再入地球大气安全着陆的关键核心技术。本文首先对高速柔性气动减速器及其技术内涵进行了介绍,并着重地从风洞试验、飞行试验和数值模拟中收集了大量数据,系统地回顾

了与高速柔性气动减速器的非定常空气动力学相关的流动物理、气动性能表现及其差异,同时详细地综述了高速柔性气动减速器关键技术的发展历程与研究现状,最后得出结论并探讨其未来的发展方向如下:

1) 超声速降落伞一直被用作将航天器从超声速减速到亚声速的必要空气动力学减速器,特别是在火星探测或深空探测任务中。超声速降落伞系统在前体与伞体之间的拖曳距离和伞体/前体直径比的耦合影响会导致前体尾流和伞前激波的不同流动模式,导致伞内压力波动剧烈,从而产生高度非定常的阻力特性和稳定性。而马赫数和几何孔隙率已被公认为是影响阻力和稳定性性能的两个重要因素,收口比和伞衣外形也会强烈影响阻力以及稳定性行为。目前,DGB降落伞表现出了最佳阻力和稳定性。另外,在降落伞的超声速充气过程中,伞带和伞盘部分先后经历了从折叠到展开,投影面积和开伞载荷平稳增加,并且它们的曲线看起来类似于时间的三次函数。由于充气时间相当短,前体和伞体激波相互作用被认为对伞衣充气行为影响较小。当伞衣完全充气时,该区域发生伞衣呼吸行为(面积振荡)。马赫数、动压和材料特性会显著影响超声速降落伞开伞充气过程。然而,LDSD中的SSDS和SSRS降落伞的充气失败说明仍有部分依赖性参数可能影响低密度超声速降落伞充气性能,但目前对此仍不清楚。超声速降落伞都会经历伞衣的呼吸行为(面积振荡),这会造成相对较低或不确定的降落伞阻力系数。这种现象是由前体尾流和伞前弓形激波的相互作用所引起的。值得注意的是,由于伞衣呼吸行是随机发生的,如何调控或者抑制仍是超声速降落伞研究中一个极具挑战和有趣的课题。

基于FSI方法最先进的有效计算框架被应用于超声速降落伞的开伞充气研究,并通过了火星着陆数据的验证。然而,在设计下一代超声速减速器(如SSRS和SSDS降落伞)时,开展高保真模拟就需要处理更复杂的非线性柔性高透气伞衣结构的本构建模,包括破损分析、复杂的几何孔隙度模型,目前这对超声速开伞研究仍然是具有挑战性的问题。面向未来更极端的应用场景,

如木星和土卫六等行星(卫星)探测,难以开展实验研究,更亟需发展适用高保真的FSI计算方法。

2) 充气式气动减速系统集成了进入防热、减速和着陆缓冲3大功能,简化了EDL工作过程,同时具有质量轻、可折叠、所占安装空间小、节省发射费用等优点,多个国家已经设计和开发了多种构型方案及原理样机和试验验证系统,但由于先进柔性材料、柔性体流固热耦合仿真等技术难度太大,充气式减速系统至今未获得相关应用。然而,鉴于充气式气动减速系统逐渐体现出的显著优势,其将成为航天进入与减速的主要途径之一。研究已证明:附体式充气进入减速器在跨声速以上的阻力性能明显优于拖曳式,且IAD尾流中的气动热力学环境比拖曳式前体所引起的热力学环境要温和。在附体式IAD设计外形中,由于外形差异和未受到围栏的影响,张力锥在超声速和高超声速时阻力系数增加了35%,但其高超声速贴体激波的影响仍然是一个问题,同时由于缺乏结构变形数据,减速器的气动分析仍不精确。另外,面向高超声速条件下流固热耦合作用的数值模拟技术虽已有较大的发展,但对于IAD减速器的流固热耦合模拟仍停留在流固或者固热的单向耦合,且仍有诸多模型还需解决,如黏性-无黏性气动热力学模型、高超声速边界层转换激波/湍流相互作用、烧蚀、非平衡真实气体效应等。因此,未来迫切需要发展的是可靠的高保真的气动热弹性模拟技术及其降阶建模技术,以弥补实验装置系统的局限和提高计算效率。尤其流体-热-结构耦合模拟研究以及对传热问题与结构响应之间的详细处理问题、充气展开式的结构响应问题等将成为具有挑战性的课题。另外,如何精确计算气动热力学环境、是否考虑稀薄流体动力学或者从稀薄流到连续流的转变等这些不确定性影响也将阻碍充气式进入减速器的开发。

针对充气式气动减速器的流固/热多物理场耦合技术、轻质柔性耐高温材料、折叠包装与充气展开技术等关键技术亟需深入发展与掌握。随着充气式减速器的日益成熟,其可广泛应用于空间制品返回、空间站人员应急救生、天地往返飞行器回收着陆、地外天体的进入减速、空间碎

片增阻离轨清除、高超声速导弹武器气动减速等领域。

3) 降落伞的气动减速过程如弹射拉直、充气张满、稳定下降都会涉及到复杂的动力学问题,其中包含着流体力学、非线性结构动力学、飞行力学等不同学科的相互耦合,一直是国内外学者亟需攻克的技术难点和热点。通常在分析降落伞包括弹射拉直、充气展开、全张满减速阶段的动力学行为特性时都涉及到建立其相适应的物伞系统动力学模型。拉直过程是指降落伞在离开伞包后,伞绳、伞衣的全部拉直的过程,其中伞衣无充气现象,通常采用多刚体动力学(多刚体模型)和绳索动力学(阻尼弹簧模型)来建立拉直过程的动力学模型。而全张满减速阶段,伞衣经历充气后,探测器进入减速阶段,当减速达到一定程度后,系统速度基本保持稳定,伞衣充满形状较为固定,且变化幅度和速度较小,多不考虑伞衣变形的直接影响,可将降落伞假设为刚体进行处理,火星探测任务中大多采用6~9多自由度多体动力学模型分析此稳定减速的轨迹特性,其中值得注意的是,当马赫数大于1.4时,一个随时间和马赫数变化的修正系数被用来考虑伞衣呼吸行为所引起的气动力波动影响。而充气阶段,伞衣需要经历从折叠到充满的剧烈变形,此过程中无法忽略伞衣气动变形对物伞系统动力学行为的影响,且此时始终伴随着伞衣柔性织物与周围流场的相互耦合过程,所以需要考虑流固耦合作用下的动力学行为建模和求解。但降落伞在充气过程中伞衣的外形、气动力、质量特性和气体附加质量等都会发生急剧变化,该充气过程中流固耦合效应下的动力学行为特征需深入研究,以便更精确地解析物伞系统的动力学特征。而在高超声速环境下,充气式气动减速系统更包含了复杂非定常流场、气动热、柔性结构的相互耦合,系统动力学行为更为复杂多变,目前其相关工作尚未开展。

4) 高速气动减速要求材料可承受非线性大载荷和高气动热。而对于降落伞织物及部件,主要考虑非线性大载荷,特别在面对气体密度、开伞动压大等环境下,可能出现的气动热影响,尼龙材料难以保证系统可靠性,未来还需开发和

研究材料强质比高且耐热性好的新型材料。此外,替代降落伞部组件传统的缝合连接方式,发展先进材料工艺手段和一体化编织技术消除部组件间连接环节以提升整体强度和连接效率亦势在必行。

另外,在高速柔性气动减速领域,对柔性结构的挑战主要为复杂严苛的力热载荷,且随着深空探测不断发展,对结构质量的限制也越来越强,因此亟需发展柔性结构功能一体化技术。该技术的内涵主要包括以下3个方向:其一,通过纤维改性、织物表面处理等手段,在保证原本的物理、力学属性不变或略降的前提下,显著提升材料的环境耐受等功能属性;其二,通过发展智能纤维、力致变色纤维等技术,赋予柔性结构反馈自身承载响应状态的能力,获得的响应信息作为进行结构拓扑优化、提升系统强质比的基础;其三,通过三维编织技术实现柔性结构一体化成型,消除原本的缝合、胶合等部组件连接薄弱环节,提高系统整体承载效率。

参考文献

- [1] XUE X P, WEN C Y. Review of unsteady aerodynamics of supersonic parachutes[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2021, 125: 100728.
- [2] 李爽,江秀强.火星进入减速器技术综述与展望[J].航空学报,2015,36(2): 422-440.
- LI S, JIANG X Q. Review and prospect of decelerator technologies for Mars entry[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(2): 422-440 (in Chinese).
- [3] LI S, JIANG X Q. Review and prospect of guidance and control for Mars atmospheric entry[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2014, 69: 40-57.
- [4] CRUZ J, LINGARD J. Aerodynamic decelerators for planetary exploration: past, present, and future [C] // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2006.
- [5] SUBRAHMANYAM P, RASKY D. Entry, descent, and landing technological barriers and crewed MARS vehicle performance analysis[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2017, 91: 1-26.
- [6] BRAUN R D, MANNING R M. Mars exploration entry, descent, and landing challenges[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2): 310-323.
- [7] REYNIER P. Survey of aerodynamics and aerothermodynamics efforts carried out in the frame of Mars explor-
- tion projects[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2014, 70: 1-27.
- [8] WITKOWSKI A. Mars Pathfinder parachute system performance [C] //15th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Reston: AIAA, 1999.
- [9] KNACKE T W. Technical-historical development of parachutes and their applications since World War I[C] // 9th Aerodynamic Decelerator and Balloon Technology Conference. Reston: AIAA, 1986.
- [10] 韩晋阳,徐宏,高峰.超声速半流伞设计与分析[J].航天返回与遥感,2013,34(5): 20-28.
- HAN J Y, XU H, GAO F. Design and analysis of supersonic half-flow parachute[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2013, 34(5): 20-28 (in Chinese).
- [11] 韩雅慧,杨春信,肖华军,等.十字形伞的实验研究进展及展望[J].兵工自动化,2013,32(3): 3-8, 20.
- HAN Y H, YANG C X, XIAO H J, et al. Development history and expectation of cross parachute[J]. Ordnance Industry Automation, 2013, 32(3): 3-8, 20 (in Chinese).
- [12] 卫剑征,谭惠丰,王伟志,等.充气式再入减速器研究最新进展[J].宇航学报,2013,34(7): 881-890.
- WEI J Z, TAN H F, WANG W Z, et al. New trends in inflatable re-entry aeroshell[J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(7): 881-890 (in Chinese).
- [13] RAVNITZKY M, PATEL S, LAWRENCE R. To fall from space: Parachutes and the space program[C] //10th Aerodynamic Decelerator Conference. Reston: AIAA, 1989.
- [14] WITKOWSKI A, KANDIS M, ADAMS D S. Mars science laboratory parachute system performance[C] //AIAA Aerodynamic Decelerator Systems (ADS) Conference. Reston: AIAA, 2013.
- [15] 黄伟,曹旭,张章.充气式进入减速技术的发展[J].航天返回与遥感,2019,40(2): 14-24.
- HUANG W, CAO X, ZHANG Z. The development of inflatable entry decelerator technology[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2019, 40 (2) : 14-24 (in Chinese).
- [16] MIKULAS M M, BOHON H L. Development status of attached inflatable decelerators[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1969, 6(6): 654-660.
- [17] SMITH B P, TANNER C L, MAHZARI M, et al. A historical review of inflatable aerodynamic decelerator technology development [C] //2010 IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2010: 1-18.
- [18] EWING E G B, KNACKE H W. Recovery systems design guide[M]. Ohio: Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1978: 1.
- [19] GIERSCH L, CLARK I G, TANIMOTO R, et al. Su-

- personics flight test of the SIAD-R: Supersonic inflatable aerodynamic decelerator for robotic missions to Mars [C] //23rd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Reston: AIAA, 2015.
- [20] HUGHES S, CHEATWOOD F, DILLMAN R, et al. Hypersonic inflatable aerodynamic decelerator (HIAD) technology development overview[C]//21st AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Reston: AIAA, 2011.
- [21] HUGHES S, DILLMAN R, STARR B, et al. Inflatable re-entry vehicle experiment (IRVE) design overview [C] //18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Reston: AIAA, 2005.
- [22] DILLMAN R. Entry descent and landing workshop proceedings: Inflatable reentry vehicle experiment-3 (IRVE-3) project overview & instrumentation—Volume 1[C]//Entry Descent and Landing Workshop. Reston: AIAA, 2015.
- [23] GILBERT C, MAZOUÉ F, ORTEGA G, et al. New space application opportunities based on the inflatable re-entry & descent technology IRDT [C] //AIAA International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Years. Reston: AIAA, 2003.
- [24] COCKRELL D J, YOUNG A D. The aerodynamics of parachutes[R]. Denmark: AGARD, 1987.
- [25] CAMPBELL J, C BROWN J Jr. Evaluation of experimental flow properties in the wake of a Viking '75 entry vehicle [C] //4th Aerodynamic Deceleration Systems Conference. Reston: AIAA, 1973.
- [26] COCKRELL D. Parachute recovery systems design manual[J]. The Aeronautical Journal, 1993, 97(970): 372.
- [27] MEYER R A. Wind tunnel investigation of conventional types of parachute canopies in supersonic flow[R]. Ohio: Wright Air Development Center, 1958
- [28] WITKOWSKI A, BRUNO R. Mars exploration rover parachute decelerator system program overview [C] // 17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Reston: AIAA, 2003
- [29] WITKOWSKI A, KANDIS M, ADAMS D. Mars scout phoenix parachute system performance [C] //20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Reston: AIAA, 2009.
- [30] WITKOWSKI A, KANDIS M, KIPP D, et al. Mars Insight parachute system performance [C] //AIAA Aviation 2019 Forum. Reston: AIAA, 2019.
- [31] MAYNARD J D. Aerodynamic characteristics of parachutes at Mach numbers from 1.6 to 3[R]. Washington, D. C.: NASA, 1961.
- [32] SENGUPTA A, STELTZNER A, WITKOWSKI A, et al. Findings from the supersonic qualification program of the Mars science laboratory parachute system [C] // 20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Reston: AIAA, 2009.
- [33] SENGUPTA A, STELTZNER A, COMEAUX K, et al. Results from the Mars science laboratory parachute decelerator system supersonic qualification program [C] // 2008 IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2008: 1-15.
- [34] SENGUPTA 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] // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2008.
- [35] KARAGIOZIS K, KAMAKOTI R, CIRAK F, et al. 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.
- [36] ROBERTS B G. An experimental study of the drag of rigid models representing two parachute designs at $M=1.40$ and 2.19 [R]. Bedfordshire: AERADE, 1960.
- [37] CHARCZENKO N. Wind-tunnel investigation of drag and stability of parachutes at supersonic speeds [R]. Washington, D. C.: NASA, 1964.
- [38] SENGUPTA A, HALL L, WERNET M. Fluid structure interaction of parachutes in supersonic planetary entry [C] //21st AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Reston: AIAA, 2011.
- [39] SENGUPTA A, STELTZNER A, COMEAUX K, et al. Supersonic delta qualification by analysis program for the Mars science laboratory parachute decelerator system [C] //19th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Reston: AIAA, 2007.
- [40] WERNET M, LOCKE R, WROBLEWSKI A, et al. Application of stereo PIV on a supersonic parachute model[C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston: AIAA, 2009.
- [41] XUE X P, KOYAMA H, NAKAMURA Y. Numerical simulation on supersonic aerodynamic interference for rigid and flexible parachutes[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Science, 2013, 11: 99-108.
- [42] XUE X P, KOYAMA H, NAKAMURA Y. Numerical simulation of supersonic aerodynamic interaction of a

- parachute system [J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2013, 11: 33-42.
- [43] NISHIYAMA Y. Aerodynamic characteristics of the supersonic parachute with its opening process[D]. Nagoya: Nagoya University, 2013.
- [44] XUE X P, KOYAMA H, NAKAMURA Y, et al. Effects of suspension line on flow field around a supersonic parachute [J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 43: 63-70.
- [45] XUE X P, NISHIYAMA Y, NAKAMURA Y, et al. Parametric study on aerodynamic interaction of supersonic parachute system[J]. AIAA Journal, 2015, 53(9): 2796-2801.
- [46] XUE X P, YUSUKE N, YOSHIAKI N, et al. High-speed unsteady flows past two-body configurations [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2018, 31(1): 54-64.
- [47] DAHAL N, FUKIBA K, ITOU Y, et al. Pressure mode classification of the supersonic flow over a rigid parachute model with suspension lines[C]//22nd AIAA International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. Reston: AIAA, 2018.
- [48] REICHENAU D E A. Aerodynamic characteristics of disk-gap-band parachutes in the wake of Viking entry forebodies at Mach numbers from 0.2 to 2.6[R]. Washington, D. C.: NASA, 1972.
- [49] MAYHUE R J, BOBBITT P J. Drag characteristics of a disk-gap-band parachute with a nominal diameter of 1.65 meters at mach numbers from 2.0 to 3.0[R]. Washington, D. C.: NASA, 1972.
- [50] STEINBERG S, SIEMERS P, SLAYMAN R. Development of the Viking parachute configuration by wind tunnel investigation[C]//4th Aerodynamic Deceleration Systems Conference. Reston: AIAA, 1973.
- [51] SENGUPTA A, KELSCH R, ROEDER J, et al. Supersonic performance of disk-gap-band parachutes constrained to a 0-degree trim angle [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, 46(6): 1155-1163.
- [52] TAGUCHI M, SEMBA N, MORI K. Effects of flexibility and gas permeability of fabric to supersonic performance of flexible parachute [C] //23rd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Reston: AIAA, 2015.
- [53] TAGUCHI M, SEMBA N, OKADA M, et al. Experimental investigations on flexible parachutes in supersonic flow [J]. Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2015, 63(6): 241-247.
- [54] COUCH L M. Drag and stability characteristics of a variety of reefed and unreefed parachute configurations at mach 1.80 with an empirical correlation for supersonic mach numbers[R]. Washington, D. C.: NASA, 1975.
- [55] MAYHUE R, BOBBITT P, FAUROTE G. Supersonic and subsonic wind-tunnel tests of reefed and unreefed disk-gap-band parachutes[C]//3rd Aerodynamic Deceleration Systems Conference. Reston: AIAA, 1970.
- [56] DICKINSON D, SCHLEMMER J, HICKS F, et al. Balloon launched decelerator test program: Post-test test report[R]. Washington, D. C.: NASA, 1972.
- [57] 黄明星, 王文强, 李健, 等. 火星盘缝带伞超声速风洞试验结果分析[J]. 宇航学报, 2021, 42(9): 1178-1186.
- HUANG M X, WANG W Q, LI J, et al. Analysis of supersonic wind tunnel test results of Mars disk-gap-band parachute [J]. Journal of Astronautics, 2021, 42 (9) : 1178-1186 (in Chinese).
- [58] CRUZ J R, WAY D, SHIDNER J, et al. Parachute models used in the Mars science laboratory entry, descent, and landing simulation[C]//AIAA Aerodynamic Decelerator Systems (ADS) Conference. Reston: AIAA, 2013.
- [59] SENGUPTA A. Dynamic characteristics of a disk gap band parachute from Mach 2 to 2.5[C]//AIAA Aerodynamic Decelerator Systems (ADS) Conference. Reston: AIAA, 2013.
- [60] HEINRICH H G. Aerodynamics of the supersonic guide surface parachute [J]. Journal of Aircraft, 1966, 3 (2) : 105-111.
- [61] LOWRY J F. Aerodynamic characteristics of various types of full scale parachutes at mach numbers from 1.8 to 3.0[R]. Washington, D. C.: NASA, 1964.
- [62] HENKE D, NEREM R. Theoretical and experimental studies of supersonic turbulent wakes and parachute performance [C] //2nd Aerodynamic Deceleration Systems Conference. Reston: AIAA, 1968.
- [63] PEPPER W, BUFFINGTON R, PETERSON C. Exploratory testing of supersonic ribbon parachutes in the NASA 9-ft by 7-ft wind tunnel[C]//9th Aerodynamic Decelerator and Balloon Technology Conference. Reston: AIAA, 1986.
- [64] SENGUPTA A, WERNET M, ROEDER J, et al. Supersonic testing of 0.8 m disk gap band parachutes in the wake of a 70 deg sphere cone entry vehicle [C] //20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Reston: AIAA, 2009.
- [65] MYERS A W. Drag and performance characteristics of flexible aerodynamic decelerators in the wakes of double-strut mounted forebodies at Mach numbers from 2 to 5 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1967.
- [66] PETERSON C W, JOHNSON D W. Reductions in parachute drag due to forebody wake effects[J]. Journal

- of Aircraft, 1983, 20(1): 42-49.
- [67] HINADA M, INATANI Y, NAKAJIMA T, et al. Parachute deployment experiment in transonic and supersonic wind tunnels [C] // 11th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Reston: AIAA, 1991.
- [68] 张宇. 火星降落伞的结构设计与初步性能试验研究 [J]. 航天返回与遥感, 2011, 32(3): 16-22.
ZHANG Y. Structure design and elementary performance tests study on Mars parachute [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2011, 32(3): 16-22 (in Chinese).
- [69] 王立武, 房冠辉, 李健, 等. 降落伞超声速低动压高空开伞试验 [J]. 航天返回与遥感, 2020, 41(3): 1-9.
WANG L W, FANG G H, LI J, et al. The experiments of parachute deployment at supersonic and low dynamic pressure condition [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2020, 41(3): 1-9 (in Chinese).
- [70] 高树义, 戈嗣诚, 梁艳. 火星盘缝带伞跨声速风洞试验研究 [J]. 中国空间科学技术, 2015, 35(4): 69-75.
GAO S Y, GE S C, LIANG Y. Research on transonic wind tunnel tests of Mars disk-gap-band parachutes [J]. Chinese Space Science and Technology, 2015, 35(4): 69-75 (in Chinese).
- [71] 杨贤文, 郝东, 易国庆, 等. 火星探测降落伞模型高速风洞变迎角试验技术 [J]. 宇航学报, 2019, 40(12): 1461-1467.
YANG X W, HAO D, YI G Q, et al. Variable angle of attack test technique of Mars exploration parachute model in high speed wind tunnel [J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(12): 1461-1467 (in Chinese).
- [72] HUANG M X, WANG W Q, LI J. Analysis and verification of aerodynamic characteristics of Tianwen-1 Mars parachute [J]. Space: Science and Technology, 2022, 2022: 9805457.
- [73] BENDURA R J, WHITLOCK C H. Inflation and performance of three parachute configurations from supersonic flight tests in a low-density environment [R]. Washington, D. C.: NASA, 1969.
- [74] GALLON J, WITKOWSKI A, CLARK I G, et al. Low density supersonic decelerator parachute decelerator system [C] // AIAA Aerodynamic Decelerator Systems (ADS) Conference. Reston: AIAA, 2013.
- [75] MURROW H N, MCFALL J C. Some test results from the NASA planetary entry parachute program [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1969, 6(5): 621-623.
- [76] MCFALL, MURROW H N. Summary of experimental results obtained from the NASA planetary entry parachute program [C] // Aerodynamic Deceleration Systems Conference. Reston: AIAA, 1968.
- [77] MOOG R D, BENDURA R J, TLMMONS J D, et al. Qualification flight tests of the Viking decelerator system [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1974, 11(3): 188-195.
- [78] SONNEVELDT B S, CLARK I G, O'FARRELL C. Summary of the advanced supersonic parachute inflation research experiments (ASPIRE) sounding rocket tests with a disk-gap-band parachute [C] // AIAA Aviation 2019 Forum. Reston: AIAA, 2019.
- [79] RABINOVITCH J, GRIFFIN G S, SETO W, et al. ASPIRE supersonic parachute shape reconstruction [C] // AIAA Scitech 2019 Forum. Reston: AIAA, 2019.
- [80] SAUNDERS A, UNDERWOOD J C, LINGARD J S, et al. Supersonic parachute aerodynamic testing [C] // AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference 2013. Reston: AIAA, 2013.
- [81] GILLIS C. The Viking decelerator system—An overview [C] // 4th Aerodynamic Deceleration Systems Conference. Reston: AIAA, 1973.
- [82] MOOG R D, MICHEL F C. Balloon launched Viking decelerator test program [R]. Washington, D. C.: NASA, 1973.
- [83] CLARK I, ADLER M. Summary of the second high-altitude, supersonic flight dynamics test for the LDSD project [C] // 2016 IEEE Aerospace Conference. Piscataway: IEEE Press, 2016: 1-24.
- [84] CLARK I G, MANNING R, ADLER M. Summary of the first high-altitude, supersonic flight dynamics test for the low-density supersonic decelerator project [C] // 23rd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Reston: AIAA, 2015.
- [85] CLARK I G, GALLON J C, WITKOWSKI A. Parachute decelerator system performance during the low density supersonic decelerator program's first supersonic flight dynamics test [C] // 23rd AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Reston: AIAA, 2015.
- [86] LINGARD J, UNDERWOOD J. The effects of low density atmospheres on the aerodynamic coefficients of parachutes [C] // 13th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Reston: AIAA, 1995.
- [87] MUPPIDI S, O'FARRELL C, VAN NORMAN J W, et al. ASPIRE aerodynamic models and flight performance [C] // AIAA Aviation 2019 Forum. Reston: AIAA, 2019.
- [88] NEREM R M. An approximate method for including the effect of the inviscid wake on the pressure distribution on a ballute-type decelerator [C] // Goodyear Aerospace Corporation Engineering Procedure, 1964.

- [89] JAREMENKO I M. Wakes, their structure and influence upon aerodynamic decelerators[R]. Washington, D. C.: NASA, 1967.
- [90] JAREMENKO I M. Ballute characteristics in the 0.1 to 10 Mach number speed regime[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1967, 4(8): 1058-1063.
- [91] CLARK I, CRUZ J, HUGHES M, et al. Aerodynamic and aeroelastic characteristics of a tension cone inflatable aerodynamic decelerator[C]//20th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Reston: AIAA, 2009.
- [92] DEVEIKIS W D, SAWYER J W. Static aerodynamic characteristics, pressure distributions, and ram-air inflation of attached inflatable decelerator models at Mach 3.0 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1970.
- [93] KYRISS C L, RIE H. Theoretical investigation of entry vehicle stability in the Mars atmosphere [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1967, 4(2): 272-275.
- [94] YATES L A, CHAPMAN G T. Analysis of data from ballistic range tests of PAIDAE vehicles[R]. Washington, D. C.: NASA, 2007.
- [95] DAVENPORT E E. Static longitudinal aerodynamic characteristics of some supersonic decelerator models at Mach numbers of 2.30 and 4.63[R]. Washington, D. C.: NASA, 1969.
- [96] SAWYER J W, WHITCOMB C F. Subsonic and transonic pressure distributions around a bluff afterbody in the wake of a 120 deg cone for various separation distances[R]. Washington, D. C.: NASA, 1971.
- [97] LINGARD J, DARLEY M. Simulation of parachute fluid structure interaction in supersonic flow[C]//18th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Reston: AIAA, 2005.
- [98] LINGARD J, BARNARD S, KEARNEY P. Comparative study of the performance of parachutes at Mach 0.5 to Mach 4.35 with reference to suitability for use with the Hermes crew escape capsule[C]//10th Aerodynamic Decelerator Conference. Reston: AIAA, 1989.
- [99] MUPPIDI S, O' FARRELL C, TANNER C, et al. Modeling and flight performance of supersonic disk-gap-band parachutes in slender body wakes[C]//2018 Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston: AIAA, 2018.
- [100] XUE X P, NAKAMURA Y, MORI K, et al. Numerical investigation of effects of angle-of-attack on a parachute-like two-body system[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 69: 370-386.
- [101] FAN J H, HAO J A, WEN C Y, et al. Numerical investigation of supersonic flow over a parachute-like configuration including turbulent flow effects[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 121: 107330.
- [102] BARNHARDT M, DRAYNA T, NOMPELIS I, et al. Detached eddy simulations of the MSL parachute at supersonic conditions[C]//19th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Reston: AIAA, 2007.
- [103] GIDZAK V, BARNHARDT M, DRAYNA T, et al. Simulation of fluid-structure interaction of the Mars science laboratory parachute[C]//26th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston: AIAA, 2008.
- [104] 龚升, 吴锤结. 探测器对超音速刚性盘-缝-带型降落伞系统的影响[J]. 力学学报, 2021, 53(3): 890-901.
- GONG S, WU C J. Influence of the capsule on the supersonic rigid disk-gap-band parachute system[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2021, 53(3): 890-901 (in Chinese).
- [105] 陈雅倩, 贾贺, 徐欣, 等. 火星探测用透气降落伞气动干扰的数值模拟研究[J]. 航天返回与遥感, 2022, 43(1): 12-25.
- CHEN Y Q, JIA H, XU X, et al. Numerical simulation of aerodynamic interaction of porosity parachutes for Mars exploration [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2022, 43(1): 12-25 (in Chinese).
- [106] 郑之初, 汪锡琦, 韩忠. 跨声速圆球阻力和流场[J]. 力学学报, 1984, 16(3): 234-240, 321-322.
- ZHENG Z C, WANG X Q, HAN Z. Sphere drags and flow fields at transonic speeds[J]. Acta Mechanica Sinica, 1984, 16(3): 234-240, 321-322 (in Chinese).
- [107] 徐欣, 贾贺, 陈雅倩, 等. 织物透气性对火星用降落伞气动特性影响机理[J]. 航空学报, 2022, 43(12): 126289.
- XU X, JIA H, CHEN Y Q, et al. Influence mechanism of fabric permeability of canopy on aerodynamic performance of Mars parachute[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(12): 126289 (in Chinese).
- [108] ZOU T Q, JIA H, RONG W, et al. Numerical study on the influence of fabric permeability on the inflation process and aerodynamic characteristics of disk-gap-band parachute[J]. Aerospace Science and Technology, 2024, 150: 108856.
- [109] KANDIS M, WITKOWSKI A. Comparison of Mars and earth high altitude supersonic disk-gap-band parachute system performance[C]//AIAA Aviation 2019 Forum. Reston: AIAA, 2019.
- [110] XU X, CHEN G H, ZOU T Q, et al. Numerical study on aerodynamic characteristics of Mars parachute system with different combinations of fabric permeability and structural porosity[J]. Aerospace Science and Technology, 2024, 153: 109449.

- [111] CAO Y H, NIE S, WU Z L. Numerical simulation of parachute inflation: A methodological review [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(2): 736-766.
- [112] GAO X L, ZHANG Q B, TANG Q G. Numerical modelling of Mars supersonic disk-gap-band parachute inflation [J]. Advances in Space Research, 2016, 57(11): 2259-2272.
- [113] 贾贺, 荣伟, 陈国良. 基于LS-DYNA软件的降落伞充气过程仿真研究[J]. 航天器环境工程, 2010, 27(3): 367-373, 266.
- JIA H, RONG W, CHEN G L. The simulation of parachute inflation process based on LS-DYNA software[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2010, 27(3): 367-373, 266 (in Chinese).
- [114] TOKUNAGA K, TAKAYANAGI H, SUZUKI T, et al. Computational study of supersonic parachute on opening dynamics [J]. Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 2017, 65(5): 208-214.
- [115] YU H, PANTANO C, CIRAK F. Large-eddy simulation of flow over deformable parachutes using immersed boundary and adaptive mesh [C] // AIAA Scitech 2019 Forum. Reston: AIAA, 2019.
- [116] HUANG D Z, AVERY P, FARHAT C, et al. Modeling, simulation and validation of supersonic parachute inflation dynamics during Mars landing [C] // AIAA Scitech 2020 Forum. Reston: AIAA, 2020.
- [117] BOUSTANI J, KENWAY G, CADIEUX F, et al. Fluid-structure interaction simulations of the ASPIRE SR01 supersonic parachute [C] // AIAA Scitech 2022 Forum. Reston: AIAA, 2022.
- [118] DUTTA S. ASPIRE parachute modeling and comparison to post-flight reconstruction [C] // AIAA Scitech 2020 Forum. Reston: AIAA, 2020.
- [119] 代雨柔, 李健, 薛晓鹏, 等. 超声速下盘缝带伞不同收口方式的气动特性[J]. 航空学报, 2024, 45(7): 128811.
- DAI Y R, LI J, XUE X P, et al. Aerodynamic characteristics of supersonic disk-gap-band parachute with different reefing ways [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(7): 128811 (in Chinese).
- [120] 杨雪. 超声速降落伞流场——结构数值仿真关键技术问题研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
Yang X. Research on key issues of supersonic parachute flow field—Structure numerical simulation [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019 (in Chinese).
- [121] XUE X P, JIA H, RONG W, et al. Effect of Martian atmosphere on aerodynamic performance of supersonic parachute two-body systems [J]. Chinese Journal of Aero-nautics, 2022, 35(4): 45-54.
- [122] 李伟杰, 武洁, 叶正寅. 再入系统的热流分析[J]. 计算机辅助工程, 2013, 22(4): 46-50.
- LI W J, WU J, YE Z Y. Heat flow analysis for reentry system [J]. Computer Aided Engineering, 2013, 22(4): 46-50 (in Chinese).
- [123] L M, F M, PH R, et al. Some aerothermodynamic aspects of ESA entry probes [J]. Chinese Journal of Aero-nautics, 2006, 19(2): 126-133.
- [124] 黄明星, 王伟志. 充气式再入柔性热防护系统热流及结构研究[J]. 航天器工程, 2016, 25(1): 52-59.
- HUANG M X, WANG W Z. A study on heat flux and structure of inflatable reentry thermal protection system [J]. Spacecraft Engineering, 2016, 25(1): 52-59 (in Chinese).
- [125] ROGER M. Aerothermoelasticity [J]. Aero/Space Engi-neering, 2014, 17(10): 34-43.
- [126] CULLER A, MCNAMARA J. Fluid-thermal-structural modeling and analysis of hypersonic structures under com-bined loading [C] // 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Con-fference. Reston: AIAA, 2011.
- [127] CULLER A J. Coupled fluid-thermal-structural model-ing and analysis of hypersonic flight vehicle structures [D]. Columbus: The Ohio State University, 2010.
- [128] SAHA S K, TOBARI J, TAKAHASHI Y, et al. Fluid-structure interaction characteristics of inflatable reentry aeroshell at subsonic speed [J]. Aerospace Science and Technology, 2023, 133: 108112.
- [129] MCNAMARA J J, FRIEDMANN P P. Aeroelastic and aerothermoelastic analysis in hypersonic flow: Past, pres-ent, and future [J]. AIAA Journal, 2011, 49(6): 1089-1122.
- [130] TAKIZAWA K, SPIELMAN T, MOORMAN C, et al. Fluid-structure interaction modeling of spacecraft para-chutes for simulation-based design [J]. Journal of Ap-plied Mechanics, 2012, 79(1): 010907.
- [131] ROHRSCHNEIDER R R, BRAUN R D. Static aero-elastic analysis of thin-film clamped ballute for titan aero-capture [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 45(4): 785-801.
- [132] WANG Z C, YANG S C, LIU D, et al. Nonlinear aero-elastic analysis for A wrinkling aeroshell/ballute system [C] // 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2010.
- [133] SCOTT R, BARTELS R, KANDIL O. An aeroelastic analysis of a thin flexible membrane [C] // 48th AIAA/

- ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston: AIAA, 2007.
- [134] SHETA E, VENUGOPALAN V, TAN X, et al. Aero-structural assessment of an inflatable aerodynamic decelerator [R]. Washington, D. C.: NASA, 2010.
- [135] 张章, 吴杰, 侯安平, 等. 空间再入充气结构的流固及热固单向耦合研究 [J]. 空气动力学学报, 2018, 36(6): 1061-1070.
- ZHANG Z, WU J, HOU A P, et al. One way fluid-structure and thermo-structure interaction on an inflatable space re-entry aeroshell [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(6): 1061-1070 (in Chinese).
- [136] WANG J J, YU L, YANG X, et al. Study on the performance of inflatable decelerator under hypersonic aerodynamic load [J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2020, 715(1): 012073.
- [137] TAKAHASHI Y, YAMADA K, ABE T, et al. Aerodynamic heating around flare-type membrane inflatable vehicle in suborbital reentry demonstration flight [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2015, 52(6): 1530-1541.
- [138] TAKAHASHI Y, HA D, OSHIMA N, et al. Aerodecelerator performance of flare-type membrane inflatable vehicle in suborbital reentry [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2017, 54(5): 993-1004.
- [139] HA D. Aerodynamic simulation around flare-type membrane inflatable vehicle in suborbital reentry demonstration [D]. Hokkaido: Hokkaido University, 2016.
- [140] HUCKINS E K. Snatch force during lines-first parachute deployments [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1971, 8(3): 298-299.
- [141] MOOG R. Aerodynamic line bowing during parachute deployment [C] // 5th Aerodynamic Deceleration Systems Conference. Reston: AIAA, 1975.
- [142] PURVIS J. Improved prediction of parachute line sail during lines-first deployment [C] // 8th Aerodynamic Decelerator and Balloon Technology Conference. Reston: AIAA, 1984.
- [143] SHEN G H, XIA Y Q, SUN H R. A 6DOF mathematical model of parachute in Mars EDL [J]. Advances in Space Research, 2015, 55(7): 1823-1831.
- [144] 史文辉, 陈曦, 陈允浩, 等. 降落伞拉直过程的动力学仿真与试验 [J]. 科学技术与工程, 2021, 21(8): 3379-3386.
- SHI W H, CHEN X, CHEN Y H, et al. Dynamic simulation and test of parachute deployment [J]. Science Technology and Engineering, 2021, 21(8): 3379-3386 (in Chinese).
- [145] 简相辉, 金哲岩. 降落伞工作过程数值模拟研究综述 [J]. 航空科学技术, 2016, 27(10): 1-7.
- JIAN X H, JIN Z Y. Review on the development of numerical simulations on parachutes [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27(10): 1-7 (in Chinese).
- [146] 邹忻, 李明磊, 朱岱寅, 等. 火星降落伞开伞过程形态参数辨识与应用 [J]. 航空学报, 2023, 44(6): 227007.
- ZOU X, LI M L, ZHU D Y, et al. Application of morphological parameter identification for Mars parachute during opening process [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(6): 227007 (in Chinese).
- [147] STEIN K, BENNEY R, TEZDUYAR T, et al. 3-D computation of parachute fluid-structure interactions—Performance and control [C] // 15th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Reston: AIAA, 1999.
- [148] BENNEY R, LEONARD J. A 3-D finite element structural parachute model [C] // 13th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Reston: AIAA, 1995.
- [149] HALSTROM L D, SCHWING A M. Dynamic mesh CFD simulations of orion parachute pendulum motion during atmospheric entry [R]. Washington, D. C.: NASA, 2019.
- [150] 高兴龙, 张青斌, 高庆玉, 等. 有限质量降落伞充气动力学数值模拟 [J]. 国防科技大学学报, 2016, 38(4): 185-190.
- GAO X L, ZHANG Q B, GAO Q Y, et al. Numerical simulation on finite mass inflation dynamics of parachute [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2016, 38(4): 185-190 (in Chinese).
- [151] WHITE F M, WOLF D F. A theory of three-dimensional parachute dynamic stability [J]. Journal of Aircraft, 1968, 5(1): 86-92.
- [152] WOLF D. Dynamic stability of a nonrigid parachute and payload system [J]. Journal of Aircraft, 1971, 8(8): 603-609.
- [153] ENGDAHL R, IBRAHIM S K. Parachute dynamics and stability analysis: NASA-CR-120326 [R]. Washington, D.C.: NASA, 1974.
- [154] TALAY T A. Parachute-deployment-parameter identification based on an analytical simulation of Viking BLDT AV-4 [R]. Washington, D. C.: NASA, 1974.
- [155] RAISZADEH B, QUEEN E. Mars exploration rover terminal descent mission modeling and simulation [C] // 14th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. Reston: AIAA, 2004.
- [156] PAMADI B, TARTABINI P, TONIOLO M, et al. Application of CFE/POST II for simulation of launch vehicle stage separation [C] // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston: AIAA, 2009.
- [157] MEDLOCK K G, LYNE J, NOCK K. Hypersonic plan-

- etary aeroassist simulation system validation [C] //46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston: AIAA, 2008.
- [158] CUTHBERT P. A software simulation of cargo drop tests[C]//17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. Reston: AIAA, 2003.
- [159] 宋旭民, 秦子增, 程文科, 等. 航天器回收着陆仿真软件系统(ARLSSS)简介[J]. 航天返回与遥感, 2004, 25(3): 7-10.
- SONG X M, QIN Z Z, CHENG W K, et al. Aerocraft recovery and landing simulation software system [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2004, 25(3): 7-10 (in Chinese).
- [160] 高兴龙. 物伞流固耦合及多体系统动力学研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2016.
- GAO X L. Research on multibody dynamics and fluid-structure interaction of parachute-body system [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2016 (in Chinese).
- [161] 王旭平. CBR系统在降落伞仿真建模中的应用与研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.
- WANG X P. Application and research of CBR system in parachute simulation modeling [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005 (in Chinese).
- [162] WELLS G. A comparison of multiple techniques for the reconstruction of entry, descent, and landing trajectories and atmospheres[D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 2001.
- nology, 2011.
- [163] 夏刚, 程文科, 秦子增. 充气式再入飞行器柔性热防护系统的发展状况[J]. 宇航材料工艺, 2003, 33(6): 1-6.
- XIA G, CHENG W K, QIN Z Z. Development of flexible thermal protection for system inflatable re-entry vehicles[J]. Aerospace Materials & Technology, 2003, 33(6): 1-6 (in Chinese).
- [164] MARRAFFA L, KASSING D, BAGLIONI P, et al. Inflatable re-entry technologies: Flight demonstration and future prospects[J]. ESA bulletin Bulletin ASE European Space Agency, 2000 (103): 78-85.
- [165] 李甜, 宋炳涛, 李少腾, 等. 降落伞用新型伞绳与伞带连接方式的试验研究[J]. 纺织导报, 2024(4): 61-63.
- LI T, SONG B T, LI S T, et al. Experimental study on the new connection mode of parachute cord and parachute strap [J]. China Textile Leader, 2024 (4): 61-63 (in Chinese).
- [166] BURGESS J L, FAUROTE G L. Thermal and stress analysis of an attached inflatable decelerator (AID) deployed in the Mars and Earth atmospheres[R]. Washington, D. C.: NASA, 1971.
- [167] ROBERT KENDALL T, R KENDALL R. Advanced unmanned/manned space payload inflatable decelerator/delivery systems[C]//Space Programs and Technologies Conference. Reston: AIAA, 1995.
- [168] BOULWARE J, ANDREWS D, BLOUDEK B. Thermally protecting a reentry ballute with transient porosity [C] //AIAA SPACE 2007 Conference & Exposition. Reston: AIAA, 2007.

(责任编辑: 李明敏)

Review of high-speed flexible aerodynamic decelerators key technologies

XUE Xiaopeng¹, JIA He^{2,*}, RONG Wei², JIANG Wei², BAO Wenlong², WANG Zhen², ZOU Tianqi², DAI Yurou², ZHOU Yiwei¹

1. School of Automation, Central South University, Changsha 410083, China

2. Beijing Institute of Space Mechanics and Electricity, Beijing 100094, China

Abstract: Flexible aerodynamic deceleration technology is extremely key for spacecraft to safely land in extraterrestrial objects or re-enter the Earth's atmosphere at high speeds. With the continuous advancement of major missions such as Chinese manned spaceflight and deep space exploration, the demand for high-speed flexible aerodynamic decelerator for spacecraft with faster entry speeds and heavier loads is becoming increasingly urgent. However, the mechanical model of high-speed flexible aerodynamic decelerator combines strong nonlinearity and strong coupling characteristics, and involves a wide range of research fields, such as the aerodynamic characteristics of blunt and porous structures, nonlinear structural dynamics, compressible turbulence, structural aerodynamic heat and their mutual coupling issues. Therefore, conducting research on the fundamental theory and key technologies of flexible aerodynamic decelerators is of great difficulty and complexity, but of great significance. This paper, first, classifies the high-speed flexible aerodynamic decelerators. Then, the technical content of high-speed flexible aerodynamic decelerator technology is analyzed and sorted out, and the development history and research progress of its key technologies are systematically reviewed and summarized. Finally, a summary and outlook are provided on the future development directions and key issues that urgently need to be addressed for the key technologies of high-speed flexible aerodynamic decelerators.

Keywords: entry, descent and landing; supersonic parachute; inflatable entry decelerator; aerodynamic characteristic; fluid solid thermal coupling

Received: 2024-12-17; **Revised:** 2025-01-04; **Accepted:** 2025-01-06; **Published online:** 2025-01-15

URL: <https://hkxb.buaa.edu.cn/CN/Y2025/V46/I1/631677>

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (12072377); Natural Science Foundation of Hunan Province (2022JJ30678); Open Funds of Laboratory of Aerospace Entry, Descent and Landing Technology Foundation (EDL19092309)

* **Corresponding author.** E-mail: chinajiah@163.com

柔性气动减速技术专栏

柔性气动减速技术是指在飞行器离开运行轨道进入地球或者地外天体大气后，利用以降落伞为代表的柔性结构形成阻力面来改变飞行器气动特性使飞行器减速并增加稳定性。技术，是载人航天与深空探测航天器进入、下降与着陆和各类飞行器速域功能转换过程中的核心技术。

为加强柔性气动减速技术领域的学术创新、技术创新及应用创新，促进柔性气动减速技术前沿探索、领域合作、交流与协同，服务国家战略发展需求，《航空学报》联动北京空间机电研究所、中南大学、航天进入减速与着陆技术实验室，策划出版“柔性气动减速技术专栏”，展示柔性气动减速技术在航天、航空领域的最新研究成果。

执行主编



荣伟

北京空间机电研究所研究员，博士生导师。中国航天科技集团有限公司航天进入减速与着陆技术实验室学术带头人。长期从事航天器进入、下降与着陆技术的研究，荣获中国载人航天工程突出贡献奖、曾宪梓载人航天基金奖突出贡献奖、探月工程嫦娥五号任务先进个人，国防科学技术进步奖一等奖1项、二等奖2项，军队科学技术进步奖二等奖4项，中国航天科技集团有限公司十大技术突破奖1项，出版学术专著3部。



贾贺

北京空间机电研究所研究员，航天器回收着陆技术研究室主任，中国空间技术研究院航天器进入减速与着陆技术学术带头人，中国宇航学会返回与再入专业委员会委员。长期从事航天器进入减速与着陆技术、空间柔性展开系统技术研究，负责完成了空间站关键技术验证和建造阶段神舟飞船回收着陆分系统的研制，荣获探月工程嫦娥五号任务先进个人、宇航领域最美科技工作者，国防科学技术进步奖二等奖1项，军队科学技术进步奖二等奖2项，甘肃省科技进步奖二等奖1项，中国航天科技集团有限公司十大技术突破奖1项。



薛晓鹏

中南大学自动化学院副教授，博士生导师。中国宇航学会返回与再入专业委员会委员。长期从事深空探测航天器气动减速技术、先进柔性结构数智仿真与流动控制、可压缩流固耦合技术等研究，荣获中国航天科技集团有限公司十大技术突破奖1项。发表学术论文50余篇，授权及受理专利10余项。