

第 1 章 绪 论

1.1 研究背景及意义

深空探测指的是摆脱地球引力,进入广袤宇宙空间的探测。它能够提升人类对宇宙的理解,帮助人类探究地球、太阳系及整个宇宙的起源和演变过程,推进天体物理学、空间天文学、量子物理学等领域的研究,同时有助于人类更好地利用和开发地外资源。在深空探测的过程中,还会催生许多高新技术,带动材料、能源、通信等领域的发展。开展深空探测活动,能够提升综合国力和科技实力,激发自主创新能力,推进科技教育的发展,具有关系国家和民族未来的重大战略意义。目前,深空探测的主要活动有探月工程^[1-5]、行星探测^[6-9]和小行星探测^[10-11]等。在太阳系除地球以外的所有行星中,火星轨道与地球较近,更重要的,它是与地球环境最为相似的行星。有研究表明,火星南极存在冰冻水^[12],火星探测是人类探究宇宙生命起源的第一步。苏联^[13]、美国^[14-16]和欧洲航天局^[17]都成功发射了探测器进行火星探测。

2016年1月11日,中国正式批复首次火星探测任务^[20]。图 1.1 为中国的火星探测器“天问一号”,这是我国首次开展地外行星的探测工作。它将要一次性完成“绕落巡”3个任务:①火星探测器的环绕器将围绕火星进行观测,获取火星地貌及大气数据;②火星探测器的着陆舱将软着陆于火星表面;③着陆舱内的火星车将在火星上巡视勘探,获取最直接的数据。2020年7月23日,“天问一号”被发射升空。本次任务最具挑战性的是“落”的过程,为了能够安全地着陆于星球表面,几乎所有着陆任务都采用了进入、下降与着陆(entry, decent, and landing, EDL)过程^[21-25]。图 1.2 为火星探测器 EDL 过程示意图。火星探测器从巡航阶段进入大气层,以其刚进入大气层的时刻为 0 时刻。大约 80 s 后,探测器经历了大气摩擦加热和峰值减速,为了保证着陆器在大气进入过程中的气动热环境下的安全,需利用防热大底对着陆器进行防护。在此期间,下降惯性测量单元和下降控制

系统启动,为下一步的下落阶段进行导航和控制。大约 259 s 后,探测器减速至合适速度,降落伞开始部署。之后的 20 s,探测器减速至期望速度,火工品爆炸产生的推力将防热大底抛离,位于着陆舱内部的着陆雷达、相机等传感器暴露出来,以便在下降过程中采集地形数据,提供着陆方案,为着陆过程做好准备。着陆器利用降落伞将速度从超音速减速至亚音速;大约 376 s 后,着陆器与降落伞和背罩系统分离,进入动力下降阶段;大约 420 s 后,反推火箭点火减速至 0,探测器实现软着陆。虽然我国有地球返回式卫星^[26-27]和月球着陆^[28]的经验,但火星大气环境和重力等参数与地球不同,月球表面为真空,二者的经验均不适用于火星 EDL 过程。



图 1.1 中国火星探测器“天问一号”^[18]及其深空自拍^[19]

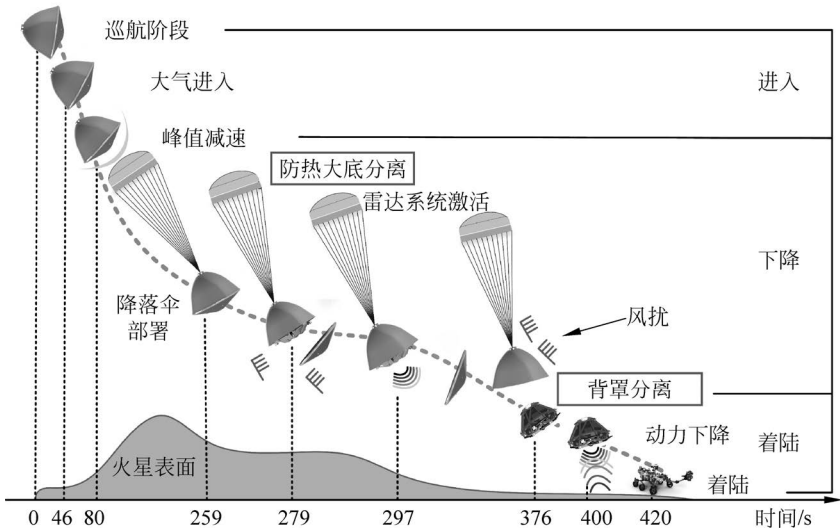


图 1.2 火星探测器 EDL 过程示意图

因为火星表面大气密度不到地球的百分之一,空气阻力非常小,整个着陆过程的持续时间仅有大约 7 min,因此只能自主控制,这个时间段被称为“黑色 7 分钟”。其中,开伞之后探测器从防热大底分离到背罩分离经历了从 4.8 km/s 降低到几十米每秒的大跨度减速过程。同时,由于在下降过程中,火星复杂的大气环境造成了随机的风扰^[21,29-32],防热大底和背罩的分离面临许多不确定性且技术动作复杂,存在与着陆器碰撞的风险。因此,火星探测器下降阶段的防热大底和背罩的可靠分离是整个 EDL 过程中最有难度、也是最具挑战性的过程。有必要在地面开展大量实验对设计方案和关键技术进行充分验证,解决仿真验证和理论计算的偏差和不确定性等问题。由此可知,开发一种能够模拟防热大底和背罩分离的地面实验装置,对于解决上述难题具有十分重要的意义。

火星探测器 EDL 过程的下降阶段涉及的防热大底和背罩分离问题可归纳为地外行星探测过程中更为普遍的技术问题,即有大气扰动情况下防热大底和背罩安全可靠分离的技术。该技术面临如下 3 个方面的挑战。①成功的背罩分离过程为,连接于背罩和着陆器之间的分离解锁装置收到分离信号后,背罩以高的加速度(20 m/s^2)与着陆器进行分离,且不发生碰撞。②成功的防热大底分离分为两个阶段:短期分离阶段和长期分离阶段,两个阶段均不允许发生碰撞。首先,防热大底与舱体连接处安装有火工品弹射装置,火工品爆炸产生的巨大推力使得防热大底以极高的速度(5 m/s)与着陆器分离,火工品爆炸的时间大约为 30 ms,该过程被称为“短期分离阶段”;其次,在短期分离结束之后,防热大底与着陆器之间必须具有足够的弹道系数差以使防热大底更快下降,防止已经分离的防热大底再次与着陆器碰撞,大约 0.3 s 后,防热大底与着陆器的距离足够远以至于不可能发生再次碰撞,此过程被称为“长期分离阶段”。③防热大底和背罩分离过程中均面临由复杂的、不确定的风扰产生的扰动力和扰动力矩,它们会使其沿其他方向产生偏移和扭转,严重时可能与着陆器发生碰撞,直接导致着陆任务失败。

本书在中国空间技术研究院的“主动式飞行器空间分离实验装置研究”(项目编号:20172000671)的支撑下,以一种 7 索驱动机器人为研究对象,针对探测器着陆过程涉及的防热大底和背罩分离问题,开展一系列研究工作,为火星探测器防热大底和背罩分离的地面模拟实验提供理论基础,实现防热大底和背罩分离实验验证。该项基础理论研究及实验验证是我国首次采用主动式航天器分离测试方案的核心内容,填补了国内关于地外行星探

测时着陆下降过程中隔热大底和背罩分离的地面模拟验证实验的空白,丰富了我国在深空探测领域的研究成果,保证探测器安全可靠着陆,对我国深空探测任务起到了积极的推动作用。

1.2 相关领域研究现状

为了研究并解决在大气扰动下隔热大底和背罩安全可靠分离时所面临的三大技术难题,本书首先从国内外现有航天器分离测试方案中展开调研,确立以绳索驱动机器人作为隔热大底和背罩分离的地面模拟实验装置。模拟实验的重点是隔热大底和背罩分离时的受力状态和运动状态。而索驱动机器人是以绳索作为力的传递媒介,由电机或弹簧等部件将力传递至末端执行器上,进而使得模型执行器产生运动。为了深入研究并揭示隔热大底和背罩分离的运动和受力,本书将对高加速度下绳索的静态力传递特性、高初速度下的绳索动态力传递特性、扰动力的配置和优化等方面展开调研,并在此基础上深入探讨和分析其中的关键理论问题,归纳需要研究和解决的重点内容和难题。

1.2.1 航天器分离方案研究及应用现状

1.2.1.1 国外航天器分离方案的综述

从 20 世纪开始,特别是 20 世纪 60 年代后,以美国为代表的国家开展了一系列火星探测任务,有关隔热大底和背罩分离的地面模拟实验激发了大量学者的兴趣。1965 年美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)开始了“远航号”(Voyager)项目的研制,对火星进行着陆探测^[33]。在通过前期飞越和环绕飞行器的探测后,NASA 对火星大气有了一定的了解。为了实现软着陆开展了一系列飞行实验,采用降落伞对着陆器进行减速。由于耗资巨大,于 1967 年终止了“远航号”项目。一年后,“海盗号”(Viking)项目启动,尝试了多种高空飞行分离实验。NASA 兰利研究中心设计了 1:10 的降落伞系统模型进行了风洞实验,为地球大气飞行测试确定了最终的配置方案^[34]。如图 1.3 所示,1971 年 9 月至 1972 年 5 月,进行了 9 次飞行器坠落实验,即通过大型运输机将着陆器提升至高空,然后将其抛离^[35]。如图 1.4 所示,1972 年 7 月至 8 月,采用热气球舱体带至高空,完整地完成了从降落伞部署到隔热大底和背罩分离及着陆的实验^[36-38]。高空飞行抛离的方案风险大,费用高且实验周期

长。因此在“好奇号”之前,没有再开展过类似的飞行分离实验^[39]。

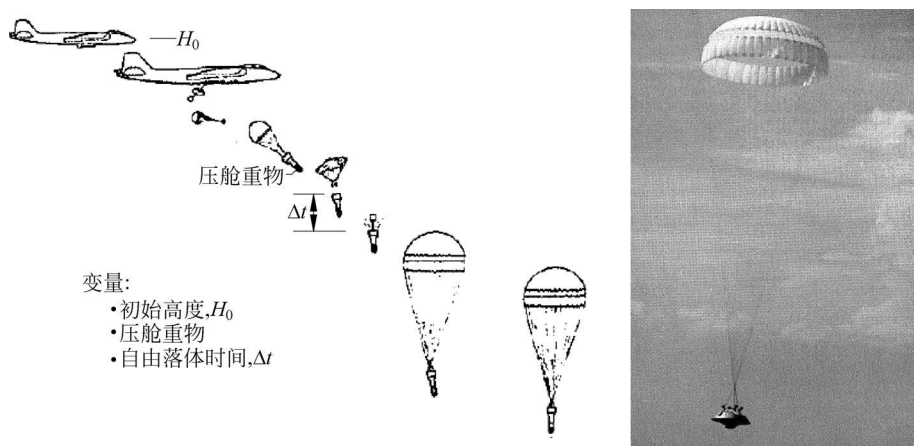


图 1.3 飞行器高空坠落测试

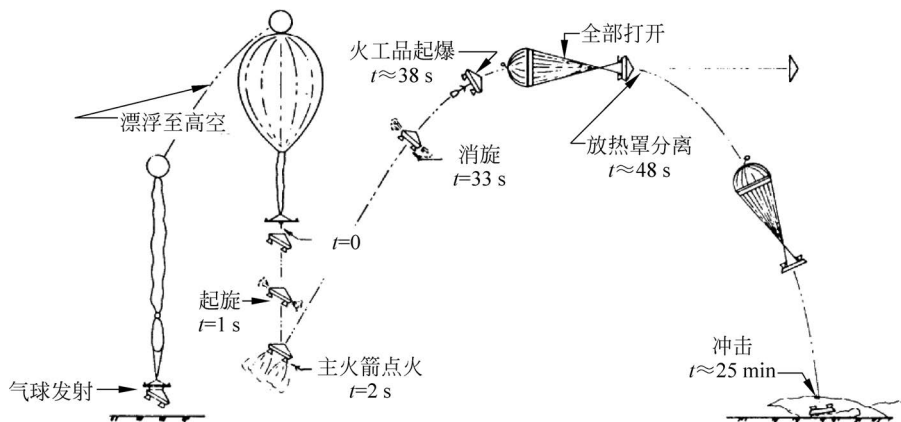


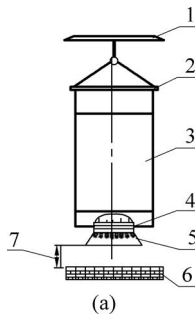
图 1.4 海盗号的气球发射减速系统分离实验

仿真分析方法也用于防热大底和背罩的分离。模拟轨迹优化程序(program to optimize simulated trajectories, POST)仿真系统最初是由 NASA 兰利研究中心在 20 世纪 70 年代开发和维护的,目的是支持航天飞机的发展^[40-41]。自那以后,该系统不断升级和修改,通过轨迹模拟、分析和系统性能评估支持各种航空航天飞行器的开发和操作。POST2 仿真系统便是其升级版,包含了许多基本模型,如大气、重力和导航系统模型等,提供了任务级的可行性、指导和控制算法的开发和分析能力^[42]。它们用于模拟各种各样的发射、绕轨飞行和大气进入任务,其中也包含“探路者”^[24](Mars Pathfinder)、

“漫游者”^[43](Mars Exploration Rovers, MER)、极地着陆器^[44]和奥德赛轨道器^[45]的仿真模拟。其中, MER 真实在轨飞行任务的雷达测试数据也进一步验证了仿真模拟的准确性^[46]。防热大底和背罩分离的一个重要方面是模型参数(质量特性、初始条件, 弹射弹簧参数、几何数据等)的不确定性, 为了考虑与这种不确定性相关的随机性, 采用蒙特卡罗模拟(Monte Carlo simulation)为模型的不确定性定量分析和相关风险评估提供了一个统一的框架, 该技术为探测器的设计和验证提供了一种更为实用的方法^[47-48]。欧洲航天局(European Space Agency, ESA)的 Exomars 任务中对飞行前的大气参数、空气动力数据库和跟踪气体轨道器的分离扰动进行了蒙特卡罗模拟, 最后从蒙特卡罗结果集中选择了最佳的下降轨迹^[49-50]。

1.2.1.2 国内航天器分离方案的综述

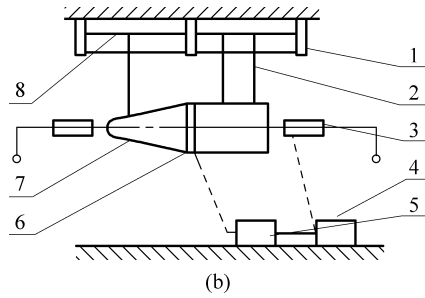
现阶段国内关于行星探测器着陆过程的研究较少。国家军用标准“航天器分离试验方法”介绍了 3 种类似的分离方案: 悬吊解锁分离试验、摆式分离试验和自由落体分离试验^[51]。其中, 悬吊解锁分离试验如图 1.5(a)所示, 航天器和适配器由包带组件连接, 整体被吊车吊起, 当分离火工品起爆时, 适配器开始与航天器分离。摆式分离试验如图 1.5(b)所示, 被分离部件水平放置, 上方用绳索吊挂, 引爆装置触发后, 进行解锁和分离。自由落体分离试验如图 1.5(c)所示, 将试验件从一定高度释放, 然后按照规定的时序进行解锁和分离。上述 3 种方案仅适用于工况比较简单的情况, 显然不适用于火星探测器防热大底和背罩的分离。图 1.5(d)为北京卫星环境工程研究所提出的基于拉伸弹簧组件和配重的火星探测器分离实验方案^[52], 该方案与自由落体分离试验类似, 通过释放滑轮另一端的配重来实现航天器的分离。



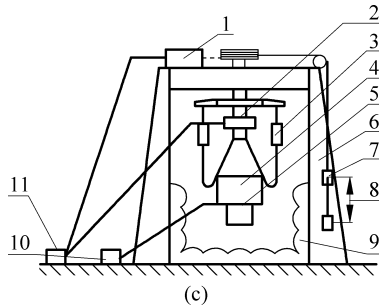
1—吊车; 2—吊具; 3—航天器; 4—包带组件; 5—适配器; 6—海绵垫; 7—适配器跌落高度。

图 1.5 国内航天器分离测试方法

(a) 悬吊解锁分离试验; (b) 摆式分离试验; (c) 自由落体分离试验; (d) 弹簧组件和配重分离试验



1—试验架；2—悬吊机构；3—保护装置；4—时序控制装置；5—引爆装置；6—分离面；7—试验件；8—制动装置。



1—旋转机构；2—释放机构；3—缓冲器；4—试验件；5—分离面；6—试验架；7—重物；8—重物跌落高度；9—保护装置；10—引爆装置；11—时序控制装置。

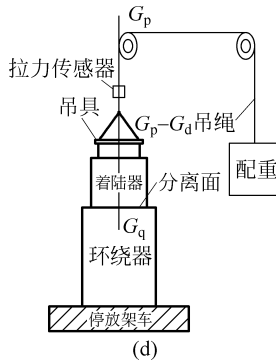


图 1.5(续)

北京理工大学自动化学院建立了火星 EDL 过程中降落伞 6 自由度数学模型,但未考虑防热大底和背罩的分离^[53]。国防科学技术大学针对火箭、导弹等飞行器的分离过程,采用蒙特卡罗方法进行了可靠性分析^[54]。哈尔滨工业大学的深空探测基础研究中心针对我国火星探测的防热大底和

背罩的分离任务,开展了数字仿真验证工作。通过建立降落伞、着陆巡视器、防热大底和背罩的动力学模型,加入环境参数、气动参数、姿态阻尼控制模型等,进行各设计参数的敏感度分析和参数优化设计,开展全误差模型的蒙特卡罗 6 自由度数值仿真对防热大底和背罩分离的安全性验证^[55]。

1.2.1.3 国内外航天器分离方案小结

要在地面环境中模拟火星探测器的防热大底和背罩分离过程,关键是要模拟防热大底和背罩的运动状态和受力状态,尤其是模拟背罩分离的运动状态和受力状态,防热大底的短期分离阶段和长期分离阶段的运动状态和受力状态,以及模拟火星大气的扰动力和扰动力矩,即克服上述分离过程中面临的三大技术难题。

表 1.1 对比了各种分离测试方案的优缺点。其中,飞行器高空测试方案虽然能够更加真实地模拟防热大底和背罩的分离过程,但每次实验都需要高空飞行,有风险高、耗资巨大、测试条件受天气影响大、测试周期过长等缺点,已不适用于现代航天测试。悬吊解锁分离试验、自由落体分离试验、弹簧组件和配重分离试验的结构简单、成本低,但其分离的最大加速度为重力加速度 g ,无法满足背罩分离的高加速度需求,不适用于火星探测器的分离。摆式分离试验虽然能够模拟防热大底和背罩轴向的分离且成本较低,但其结构无法模拟扰动力和扰动力矩,因此也不适用于火星探测器的分离。仿真分析方案在一定程度上解决了地面模拟实验耗资巨大、实验的环境条件不一致、难以全过程模拟等难题,但其涉及学科门类多、受所采用模型的影响大,还需要通过一定的地面实验验证才能更全面、深刻地掌握着陆过程的细节,确保火星探测顺利进行。因此,它可以作为一种辅助测试方案。

表 1.1 各种分离测试方案对比

分离测试方案	优点	缺点	备注
飞行器高空测试	更真实地模拟分离过程	高风险,耗资巨大,测试周期长	目前已不再适用于现代航天测试
仿真分析	成本合理,可分析火星 EDL 全过程	涉及学科门类多,模型复杂,受模型影响大	可作为分离测试方案的一种辅助手段
悬吊解锁分离	结构简单,成本低	最大分离加速度有限	不适用于火星探测器的分离
摆式分离	能够模拟轴向的分离,成本低	无法模拟扰动力和扰动力矩	不适用于火星探测器的分离

续表

分离测试方案	优点	缺点	备注
自由落体分离	结构简单,成本低	最大分离加速度有限	不适用于火星探测器的分离
弹簧组件和配重分离	结构简单,成本低	最大分离加速度有限	不适用于火星探测器的分离

要完成火星探测器的防热大底和背罩分离的地面模拟实验,实验装置需要具备如下几个特点:运动范围大、加速度高、有多个方向的扰动力和扰动力矩施加、成本合理、风险低、测试周期短等。绳索驱动机器人是由绳索代替刚性支链将运动和力传递到末端执行器的。由于绳索的质量轻、惯量小,相比传统机构没有中间转动关节的运动约束,有工作空间大、模块化程度高、可重构性好、能量效率好、负载能力大、成本较低、运动性能优良等优点,广泛地应用于现代行业的各个领域,如射电望远镜^[56-62]、吊装和搬运^[63-66]、电梯及矿井^[67-70]、风洞^[71-75]、康复训练^[76-85]、索驱动机器人救援^[86-92]、低重力模拟^[93-98]、手术机器人^[99-106]、虚拟现实研究^[107-112]等。如图 1.6 所示为索驱

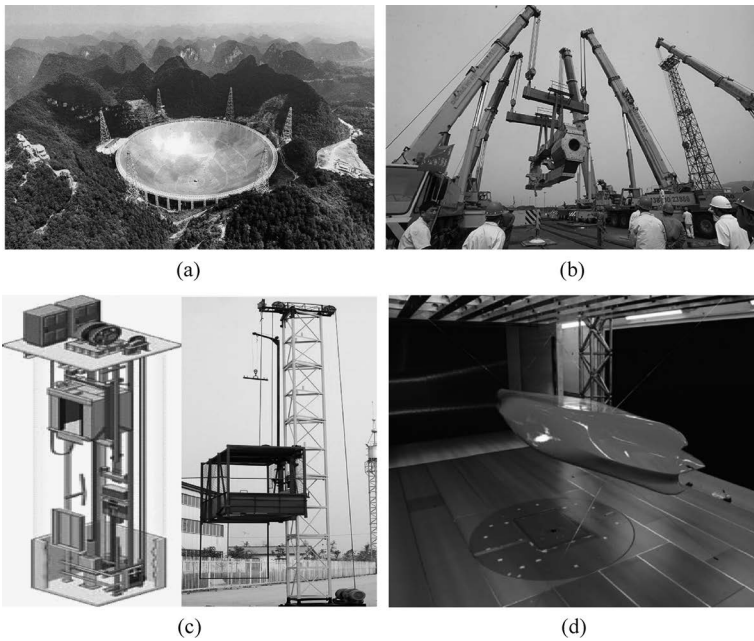


图 1.6 索驱动机器人在各领域的应用

(a) 球面射电望远镜; (b) 吊装搬运; (c) 电梯和矿井提升机; (d) 风洞试验; (e) 康复训练;
(f) 腰部康复; (g) 索驱动救援装置; (h) 低重力模拟; (i) 手术机器人; (j) 虚拟现实研究

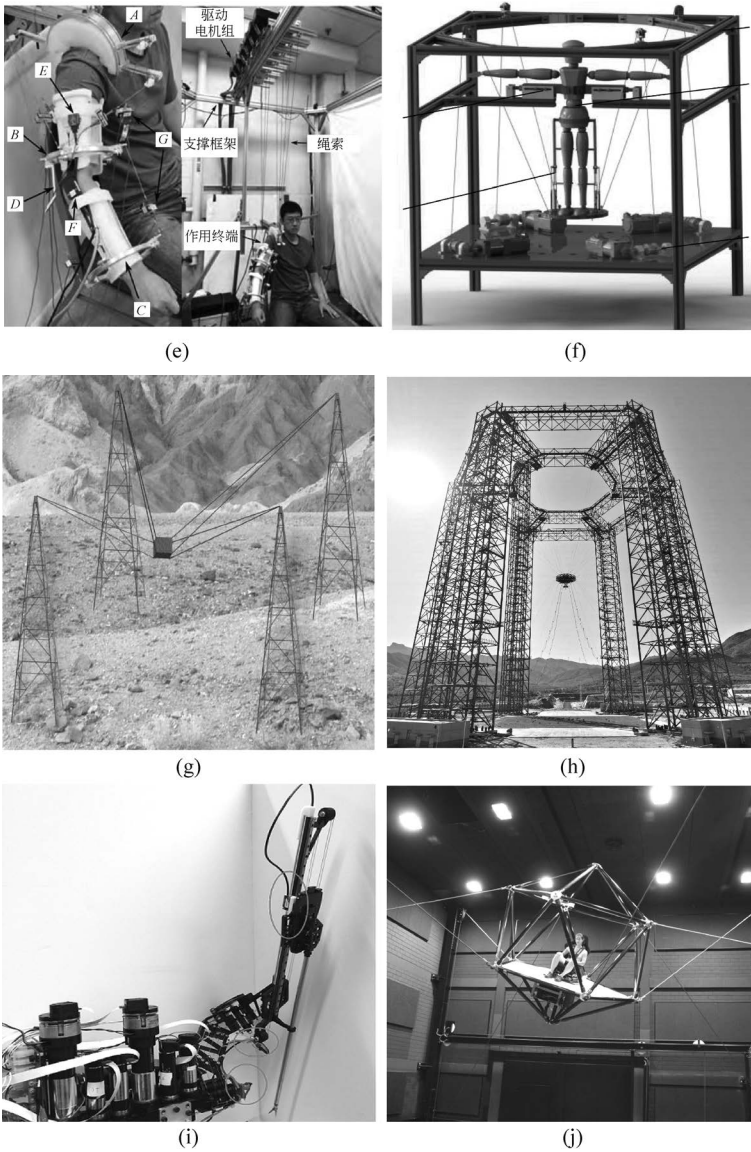


图 1.6(续)

动机器人在各领域的应用。由此可知,索驱动机器人的特征刚好契合火星探测器的隔热大底和背罩的地面模拟实验装置的需求,因此利用索驱动机器人来实现隔热大底和背罩分离的模拟实验具有良好的应用前景。