航天重复使用运输系统研究现状与趋势

刘继忠[1,2]，葛 平[1]，徐庆红[2]，康 焱[1,2]，耿光有[2]，李晓东[2]，马 骁[2]，刘柯言[2]
（1. 探月与航天工程中心，北京 100195；2. 深空探测实验室，北京 100195）

摘 要：系统分析了航天重复使用运输系统的发展历程和技术沿革，基于近地空间、地月（火）空间和深远空间等应用场景，提出航天重复使用运输系统的概念、技术途径及挑战，探讨了不同场景下需突破的8项关键技术，以及构建重复使用运输系统标准体系的原则和方法。

关键词：重复使用；运输系统；再入返回；地月（火）空间
中图分类号：P185.7 **文献标识码**：A **文章编号**：2096-9287(2026)04-0301-11
DOI:10.3724/j.issn.2096-9287.2026.20250016
引用格式：刘继忠，葛平，徐庆红，等. 航天重复使用运输系统研究现状与趋势[J]. 深空探测学报（中英文），2026，13（4）：301-311.
Reference format: Liu J Z，Ge P，Xu Q H，et al. Research status and trends of aerospace reusable transport systems[J]. Journal of Deep Space Exploration，2026，13（4）：301-311.

引 言

“航天可重复使用运输系统”是指依赖工质做功实现空间轨道往返或地外天体转移、在生命周期内可多次使用的系统。与传统“一次性”运载器相比，重复使用系统经回收、维护及燃料加注后可重新投入运行。其核心理念为通过重复使用提高航天运输系统使用效率并显著降低发射成本，应用场景包括近地空间、地月（火）空间和深远空间等。

重复使用作为未来航天发展的核心方向之一，是实现运输常态化、运输成本经济化的重要途径。

本文回顾了航天重复使用运输系统的发展历程和技术沿革，研究了重复使用技术发展途径和面临的挑战，梳理了重复使用运输系统的相关关键技术。

1 重复使用运输系统研究进展

长期以来受到技术的制约，为脱离地球引力的束缚，人们已习惯于“即用即抛”多级入轨的一次性航天运输系统。因缺乏经济性，航天发射运输成本高昂，最初工程研发人员考虑了重复使用，具有代表性的是美苏航天飞机。单级入轨并返回的方式是一种理想的复用运输系统，但所需关键技术当前尚未成熟，依然缺乏工程可行性。综合考量回收复用需求和技术可行性，在当前技术条件下，采用两级入轨、分段回收复用方式（包含部分复用和完全复用）是匹配目标与能力、科学合理的路径。

1.1 早期探索

二战期间德国欧根·桑格尔（Eugen Sänger）等提出 的“银鸟”（Silbervogel）液体燃料火箭动力亚轨道轰炸机方案具备重复使用的部分特征，其融合了新火箭技术和升力体原理，首先利用火箭发动机达到145 km、6 km/s，之后下降到平流层，升力体机身在密度不断增加的空气中又产生升力，类似打“水漂”，之后跨越大西洋经过美国上空并最终降落太平洋某基地。该方案因技术过于超前未能在工程中实施，但“银鸟”项目提出的升力体概念、再生冷却发动机等，对后来的航天技术发展有着深远的影响。

1957年，美国空军提出相似的动态飙升器（Dyna-Soar），即X-20项目，重约5 t、翼展6.3 m，采用低翼三角翼设计，配备翼端小翼用于控制，而不是传统尾翼形式，使用两台AJ10火箭发动机。由大力神火箭（Titan rocket）发射入轨，然后水平滑翔返回降落机场。因美国空军逐渐淡出载人航天领域，项目于1963年12月取消，X-20的技术遗产为美国航天飞机等研究提供了宝贵的借鉴经验。

苏联姆斯季斯拉夫·克尔德什（Mstislav Keldysh）研究“银鸟”方案后，于1947年提出一种采用超燃冲压

收稿日期：2025-03-13 修回日期：2025-10-30
基金项目：国家重大专项工程

发动机和火箭发动机组合执行类似任务的方法。20世纪60年代，米高扬设计局提出了“螺旋号”（Spiral）计划[1]，与X-20所采用的助推–滑翔的方式相似。Spiral系统由一架轨道飞行器、一枚将其送入轨道的两级火箭，以及一架高超音速助推飞机组成，总重约115 t。轨道飞行器外形与X-20相似度颇高，重约8.8 t，可到达1 000 km的高度轨道再改变倾角，完成任务后离轨机动并降落在机场跑道。Spiral同样没有正式立项，但轨道器缩比样机于1969—1974年由R-12导弹发射至亚轨道；70年代中期，一架全尺寸大气层原型样机开展了一系列滑行和短暂飞行试验。一款命名为BOR-4的Spiral轨道器1∶2缩比样机在1982—1984年采用改进的Kosmos-3M火箭进行了4次飞行试验，绕地球轨道一圈后再入返回，并降落在预定海域回收。BOR-4是一款平底升力体，带有垂直尾翼和可折叠机翼，长3.859 m、发射质量约1 450 kg、着陆质量约795 kg，用于测试苏联“暴风雪号”（Space Shuttle Buran）的防热材料。

1.2 航天飞机

20世纪70年代中后期，业界研究重点逐渐集中于重复使用这一前沿领域。航天飞机是世界上第一种能往返于地球和太空的可重复使用航天运载器，它由轨道器、外贮箱和固体燃料助推器组成。起飞质量约2 040 t、起飞推力3 080 tf，轨道飞行器自重加有效载荷质量超过100 t，整体可进入高度185～1 110 km的目标轨道。轨道器可载3～7人，可停留7～30天，用于执行空间任务，具备30 t入轨和14.5 t出轨的能力。1981年4月12日，第一架正式服役的航天飞机“哥伦比亚号”（STS Columbia OV-102）发射升空，在太空飞行54.5 h后安全返回地球，期间围绕地球飞行了36圈，正式开启了航天飞机时代。美国国家航空航天局（National Aeronautics and Space Administration，NASA）共制造了6架轨道飞行器，截至2011年7月8日“亚特兰蒂斯号”（Space Shuttle Atlantis）最后一次飞行，30年间一共执行135次任务，其中遭遇两次任务失败，成功率98.5%。

苏联在1976年2月发布法令“开发可重复使用的空间系统和未来空间综合体”——航天飞机（“暴风雪号”）[1]。外观方面，“暴风雪号”与美国航天飞机较相似，液体燃料均采用了基于双低温的氢氧推进剂，轨道器采用三角翼的升力体形式。但两者也有显著的差异：①最大的区别是使用液体（而非固体）燃料助推器；②将低温发动机放置在外部贮箱（而非轨道器）；③轨道器的姿态轨道控制系统使用低温（而非常温自燃）推进剂；④“暴风雪号”具有更高的自动化程度。“能源—暴风雪号”航天飞机起飞质量约2 400 t、起飞推力3 550 tf，1988年11月15日首飞发射，47 min后轨道器进入目标轨道。在绕地球两圈后“暴风雪号”成功自动返回地面，任务总时长3 h 25 min。这是苏联航天飞机第一次飞行，也是唯一的一次。

航天飞机虽然实现了运载器回收和部分重复使用，但并未达到NASA降低发射费用的初衷。1972年，开发估算预计每千克有效载荷的成本2 440美元，但即便不考虑研制费用，实际每千克有效载荷的成本也高达8万美元。从整个航天飞机计划预算来看，平均每次发射耗资约16亿美元，重复使用和经济性并非天然相关（“暴风雪号”项目耗资约164亿卢布）。

1.3 单级入轨

因不满足航天飞机部分重复使用要求，20世纪80—90年代部分航天人将目光投向更前沿的单级入轨（Single-Stage-To-Orbit，SSTO）方向。1982年，美国国防高级研究计划局（Defense Advanced Research Projects Agency，DARPA）以“铜峡谷”的名义开始工作，1986年作为国家空天飞机（National Aero-Space Plane，NASP）移交给NASA和空军。该项目旨在开发一款SSTO原型飞行器，采用涡轮喷气发动机起飞，然后在亚音速和高超音速转换为氢燃料超燃冲压发动机，一台液氢/液氧火箭发动机执行轨道再入。1986—1994年，洛克维尔公司研发的X-30是NASP计划的实际原型，用于测试超燃冲压和翼身一体设计技术，其目标为实现高超音速飞行（8～25 Ma），同时兼具飞行器和航天器的双重功能。1996—2001年，洛马X-33在继承X-30飞行器设计思想的基础上，采用翼身一体结构，并计划使用液氢/液氧发动机，专注于火箭发动机和液体推进技术的高效、低成本的航天运输系统，代替航天飞机成为下一代可重复使用运载器。其全长20 m、重129 t，采用两台新型直排气尖式、氢氧燃料火箭发动机，推力180 t。1993—1996年，麦道公司研发的实验型火箭（Delta Clipper-X，DC-X）是一款垂直起降可重复使用航天器Delta Clipper的原型[2]，高12 m、重18.9 tf，由4台RL-10A-5氢氧燃料火箭发动机提供动力。在白沙导弹发射场进行12次试验飞行，成功8次（另有3次部分成功），最大飞行高度3.14 km、时长142 s。

苏联图波列夫局的Tu-2000与NASP相似，依靠相同的发动机组合进入轨道，有垂直尾翼和小三角翼，大部分升力由机身的扁平底面提供。氢燃料箱占据了中部和后机身的大部分空间，为超燃冲压发动机和火箭发动机提供燃料。赫鲁尼切夫下属KB Salyut设计了一种垂直起飞/水平着陆系统，让人联想到美国的X-33；

马克耶夫局设计了一种称为Korona的垂直起飞/垂直着陆系统，类似美国的DC-X。

1995年，英国航天局（UK Space Agency，UKSA）提出了“云霄塔”（Skylon）单级入轨方案[3]，机体长约85 m、翼展约25 m、起飞质量为325 t，近地轨道运载能力15 t。值得一提的是它采用的“佩刀”（SABER）发动机作为主要推进系统，采用双模、协同吸气式火箭动力。低空段发动机采用类似于传统喷气发动机的空气吸入推进，通过空气压缩吸入大气中的氧气，并与液氢混合燃烧产生推力；当飞行器达到大气层外时，发动机自动切换为火箭发动机模式，从而在没有大气的环境中继续工作。佩刀发动机具备高比冲和高推力、可变推力等优点。

1.4　当前进展

俄罗斯航天局于20世纪90年代启动了“鹰”（Oryol）研究项目，为21世纪可重复使用空间运输系统的发展制定战略，项目结题时得出结论：近期最好的方式是开发部分可重复使用的两级入轨系统，使用飞返式推进器和常规火箭发动机。一款源于“能源号”后续预研项目、名为Baykal的飞返式助推器模块，配备长折叠式机翼、V形尾翼和小型喷气发动机，使其在与芯级分离后能返回发射场，2000年前后，原型机在巴黎展出。以现在视角看，Oryol研究结论已接近优解，只是受到思维惯性和路径依赖的限制，采用了带翼水平着陆的回收方式。更重要的是缺乏经费支持，无法投入工程研制。

创立于2002年的美国SpaceX民营航天公司不落窠臼、大胆创新，率先研制出部分可重复使用的“猎鹰”（Falcon）系列火箭，并成功投入商业运营[4]。Falcon火箭为传统的旋转体构型（而不是带翼升力体）两级火箭，采用垂直起飞/垂直降落即（Vertical Take-off and Vertical Landing，VTVL）方式和着陆腿回收，一子级根据不同任务可返场着陆于回收平台，还可在航区降落于海上回收船。2015年12月，Falcon 9一子级首次实现安全降落回收平台，标志着可重复使用火箭技术取得了重要突破，具有里程碑意义。2019年4月，Falcon重型首次完成芯级和助推三个模块成功回收。截至2025年初Falcon共完成424次任务，380次回收、353次复飞，重复使用占总任务近85%。

实现一子级回收复用后，2016年SpaceX宣布开发超重—星舰两级完全回收复用的重型火箭。2018年开始制造星际飞船原型机“星舰”（Starhopper），用于测试发动机和飞控系统，并于次年成功完成两次低空验证飞行。其后开展了星舰全尺寸样机的生产和飞行试验，经过几次失利后快速迭代，2021年5月星舰SN15飞行高度到达了10 km，在完成一系列动作后成功着陆。2023年4月超重—星舰组合体首次从发射场进行轨道飞行试验，尽管因故障自毁，但为后续改进提供了重要的数据；2024年6月第4次飞行试验，超重—星舰分别完成了既定的试验项目，并溅落在预定海域；10月第5次任务，在之前飞行的基础上还首次完成了超重B12塔架原位回收，成功验证了回收能力。截至投稿时间，SpaceX共实施了8次综合飞行测试，预计2025年将开展二子级星舰的原位回收试验，两级重复使用方案届时将得到闭环验证。

美国蓝色起源公司（Blue Origin）开发的新谢泼德亚轨道重复使用运输系统同样采用垂直起降方式，于2015年4月首次达到100 km（卡门线）以上轨道空间开展试验并成功回收，之后进行了多次复飞。其后公司开发了一子级可回收复用轨道级运载火箭新格伦（New Glenn），于2025年1月火箭首飞成功并将有效载荷送入轨道，一子级返回过程出现故障未能完成回收。此外蓝源公司最近启动了一项名为Jarvis的研究项目，旨在开发一款基于新格伦的完全复用二子级。

波音公司研制的X-37B为带翼升力体的重复使用小型太空飞机，重约5 t，作为运载火箭的有效载荷被发射进入轨道，带有姿轨控装置具有轨道机动能力，在轨执行一系列任务后再入大气层并自主返回地面。共生产了2架X-37B，于2010 年4月开展首次飞行试验，到至今已执行7次任务。

中国在航天重复使用运输系统的研究始于20世纪80年代开展的小型航天飞机论证[5]，“十二五”规划以来在垂直起降、升力式火箭动力、组合动力等3种重复使用技术途径取得了一定进展，为后续工程研制及应用奠定技术基础，但总体来说仍处于起步阶段。近年来完成10 t级升力式垂直起飞、水平着陆（Vertical Takeoff，Horizontal Landing，VTHL）亚轨道飞行器首飞及复飞、重复使用飞行器轨道再入飞行等试验任务。在火箭构型VTVL方面，2024年中国航天科技集团公司第八研究院和蓝箭航天先后成功实施10 km级垂直起降飞行试验，通过试验验证关键技术。此外，入轨级重复使用火箭处于立项研制阶段，组合动力单级入轨方案也在布局研究，未来形成面向不同发展阶段、不同目标轨道、不同技术路径的多方案并行发展形态。

纵观航天重复使用运输系统的发展，其技术路径经历了从“带翼升力体”（航天飞机）到“单级入轨”（探索受挫），最终向“两级入轨、垂直起降”的务实

回归。当前研究现状呈现3大核心特征：VTVL为目前工程实现的最优解，打破带翼回收的思维惯性，传统的火箭构型结合VTVL技术成功兼顾了工程可行性与经济性，一子级回收已实现高度商业化；航天运输系统向“完全复用”跨越，研究前沿正从一子级部分复用向两级完全回收复用（如星舰项目）快速演进，力求实现运输成本的颠覆性降低；多技术路线并行布局，在VTVL为主导的格局下，小型太空飞机（X-37B）与组合动力技术仍在持续探索。中国同步推进 VTVL 与升力式飞行验证，体现出多技术路线并行探索、严谨求实的研究取向。

2 技术路径和挑战

航天重复使用运输系统的技术架构和发展路径深受应用场景差异化需求的影响，针对近地空间、地月（火）空间以及木星以远的深远空间等不同区域特点，需构建相应的技术实施路径。通过轨道间交接、干支线协同等方式，逐步形成覆盖多任务场景的空天运输网络，从而满足航天运输领域日益多元化的需求。

2.1 近地空间往返运输

近地空间是航天任务的枢纽站，也是奔赴深空的前哨站。地球表面覆盖有大气层，从低空段稠密大气到高空稀薄大气对运输系统发射和运行造成不同程度的影响；近地空间虽处于地球磁场保护的内辐射带下方，但仍受太阳风及次级辐射的干扰；此外近地空间最大的特点或优势在于高效的信息交互和快速响应保障。

综合国内外的发展情况和趋势，在当前技术条件下两级完全复用火箭方案在工程上具备可行性。可采用先易后难方式，先期实施一子级回收复用，在其基础上开展二子级回收复用技术研究，验证关键技术并最终实现两级完全复用。采用垂直起降方式，虽消耗的燃料量较多且需要发动机具备深度节流和多次起动能力，但比水平降落投送能力更强。Space X公司技术方案可行性经过飞行验证，借助低成本和常态化发射在经济性方面实现闭环，目前已成为国际航天领域重复使用运输系统的主流方案，各国航天机构也在紧密跟进。航天科技集团及民营航天研制的复用构型火箭，具备一子级回收和重复使用能力，在未来几年内将投入发射运营；重型火箭后续构型能够实现两级回收复用。国外欧洲航天局（European Space Agency，ESA）的下一代阿丽亚娜（Ariane NEXT）、俄罗斯联邦航天局（Roscosmos）的“阿穆尔号”（Amur）、印度空间研究组织（Indian Space Research Organisation，ISRO）的下一代运载火箭NGLV（New Generation Launch Vehicle），以及民营火箭公司Rocket Lab的“中子号”（Neutron）等，均采用一子级回收复用方案。

关于单级入轨重复使用方案，以200 km近地轨道为例，考虑重力损失，总入轨速度增量约为10 km/s，若采用火箭发动机作为单一动力需要发动机比冲不小于450 s（接近化学推进剂上限——氢氧燃料真空理论比冲）和结构系数不大于10%同时满足，就目前技术水平而言，这具有较大的挑战。采用组合动力实现单级入轨技术相对更具可行性，组合动力综合火箭发动机、冲压发动机、涡轮发动机及预冷技术等各自优势，形成火箭基组合（Rocket-Based Combined Cycle，RBCC）、涡轮基组合（Turbine-Based Combined Cycle，TBCC）、空气涡轮火箭组合（Air Turbo-Rocket，ATR）、火箭涡轮冲压三组合（Trijet）以及预冷类组合（Pre-cooled）等发动机[6]。具有大空域、宽速域、高比冲、大推重比、重复使用等特征，是近地单级入轨、实现航班化运输的理想动力，但工程实现有一定的难度，如RBCC高性能引射火箭技术、TBCC涡轮/冲压模态转换技术、预冷类组合的高效预冷等都存在不少瓶颈问题，需持续投入攻克难题。

2.2 地月（火）空间往返运输

中长期时间尺度，实现大规模、低成本的地月（火）空间往返、月（火）面可重复往返是深空探测的未来方向[7]。

月球表面几乎处于高真空状态，重力仅为地球的1/6，且受非均匀引力场的影响。因缺乏大气和磁场保护，辐射造成的危害显著。火星表面大气稀薄（约占地球海平面1%），其特点是低速时不足以提供显著的阻力或升力，高速时又足以引起显著加热。火星重力约为地球的1/3，在非球形引力位中，联合摄动项影响较大。火星大气层的CO_2吸收火星表面向外放出的长波红外辐射，但由于大气稀薄，温室效应也很弱，并缺乏全局磁场和足够大气，高能粒子容易穿透并产生辐射危害。

基于当前水平的化学能燃料和材料结构，考虑大质量运输系统整体去往目标轨道的速度增量为前提条件，简单论述可行性情况。齐奥尔科夫斯基公式及变换形式为

$$\frac{m_1}{m_0} = \mathrm{e}^{-\Delta V/g\cdot I_{\mathrm{SP}}} \tag{1}$$

其中：m_1/m_0为停火质量与起飞质量比值，理想简化为结构效率；ΔV为速度增量，I_{SP}为比冲。

以近地轨道（Low Earth Orbit，LEO）作为起始站，如采用甲烷为燃料（比冲350 s），重复使用运输

系统可以到达近月轨道后返回；如果月面着陆，则因现有动力无法提供足够的速度增量，需在轨二次加注（结构效率需求10.6%和8.2%无法满足，二次加注后为32.6%和28.6%均大于12%）。如果采用液氢为燃料（比冲450 s），则无需加注即可完成月面着陆后返回转移轨道，利用地球大气减速下降至LEO或返回地面，地月转移和地火转移结构效率需求如表1和表2所示。

表 1　地月转移Δ*V*和结构效率需求

Table 1　Earth-Moon transfer Δ*V* and structural efficiency requirements

起点	终点	Δ*V*需求/（km·s^{-1}）	结构效率需求（%）/ CH_4 [H_2]			
LEO（200 km）	转移轨道	3.2	30.3 [39.5]	17.9 [26.3]	10.6 [17.5]	8.2 [14.3]
转移轨道	LLO（100 km）	0.9				
LLO（100 km）	月面	1.8				
月面	LLO（100 km）	1.8	-	-	-	
LLO（100 km）	近地或地面	0.9				

注1：LEO-近地轨道、LLO-近月轨道、LMO-近火轨道。
注2：不同轨道设计速度增量略有差异；结构效率需求分别对应CH_4和H_2比冲，可行与否按不小于12%考虑。

表 2　地火转移Δ*V*和结构效率需求

Table 2　Earth-Mars transfer Δ*V* and structural efficiency requirements

起点	终点	Δ*V*需求/（km·s^{-1}）	结构效率需求（%）/ CH_4 [H_2]			
LEO（200 km）	转移轨道	3.8	16.0 [24.0]	16.0 [24.0]	4.8 [9.5]	2.3 [5.4]
转移轨道	LMO（250 km）	2.5				
LMO（250 km）	火面	4.1	气动减速			
火面	LMO（250 km）	4.1	-	-	-	
LMO（250 km）	近地或地面	2.5				

注1：LEO-近地轨道、LLO-近月轨道、LMO-近火轨道。
注2：不同轨道设计速度增量略有差异；结构效率需求分别对应CH_4和H_2比冲，可行与否按不小于12%考虑。

地火空间运输，可利用火星表面大气减速，但从火面返回，如果使用甲烷或液氢燃料，飞行器都无法完成返回甚至上升到近火轨道。二次加注是必要措施（受到结构效率需求限制，甲烷二次加注后为21.9%和15.3%），如采用在轨加注会涉及大质量火面着陆的难题，采用火星原位资源利用（In-Situ Resource Utilization，ISRU）通常更为可行。利用火星原位资源、结合萨巴蒂尔/电解等技术，生产供运输系统使用的燃料，使用甲烷一次火面加注后返回转移轨道，同样可利用气动减速下降至LEO或返回地面。

从月球轨道实现奔火，发射窗口更为灵活，未来若结合月球原位资源利用提供燃料，运输的总能量需求大为降低，月球轨道中转奔火具备其优势。如果先进动力技术有所突破，运输系统能够提供更高效的进出月（火）空间能力。

2.3　深远空间往返运输

随着先进动力、高度自主导航控制等技术的发展，人类探寻和开发太空的脚步将加快，去往木星以远等深远空间探索对于人类研究太阳系的起源和演化极具价值[8]，航天重复使用运输系统将成为重要的空间基础设施。

逃逸太阳引力的地球第三宇宙速度为16.7 km/s，如果从近地轨道出发，即使不考虑地外天体着陆的情况，航天运输系统整体去往外太阳系的速度增量需求大于10 km/s，采用常规化学能燃料在中途无补加推进剂条件下技术上不可行，即使考虑中途补加但因往返任务周期过长（以世纪计），可操作性低。空间核动力技术可为运输系统提供多种新型推进方式[9-10]，包括核热、核电以及与化学能组合动力推进等。核热推进（Nuclear Thermal Propulsion，NTP）是指利用核裂变/聚变产生的热能加热推进工质，并由推力室喷管加速喷射而产生推力的方式，具有大推力和高比冲的特点（比冲为化学推进剂的2倍以上，约900～1 000 s）。核电推进（Nuclear-Electric Propulsion，NEP）是指将核反应堆的核裂变/聚变或者放射性同位素衰变产生的热能通过热电转换产生电能，再利用电推进系统产生推力的方式，比NTP推力小，但比冲更高，约1 800～4 000 s，未来如投入使用，将极大提高运输系统进出深远空间的能力。

深远空间的往返运输可借助行星引力加速提高飞行速度[7]、缩短任务时间。通过行星捕获并借助其公转轨道速度，结合速度矢量相加原则能改变运输系统在空间的速度和方向。关键是精确计算行星位置、引力作用时间窗口以及运输系统轨道参数。此外，还需考虑近距离飞越行星时的极端环境，如金星的高温、木星的强辐射带等。未来往返运输任务涉及多目标接力，会面临更多的挑战。

综上所述，航天重复使用运输系统正由“部分复用”向“完全复用”，“近地轨道运输”向“地月空间运输”乃至“深远空间运输”拓展。未来发展将以降低发射成本、提高任务频次、增强空间运输能力为核心目标，逐步构建覆盖近地、地月和地火等深空探测的综合运输体系。

当前技术发展的主要难点集中在以下几个方面：一是高性能的先进动力系统，兼顾大推重比和高比冲的火箭发动机是先决条件之一，同时需满足多次起动、深度节流、低维护和高可靠等要求；二是智能回

收与自主控制技术，面对复杂气动环境和不确定扰动，需实现高精度导航制导与自主着陆控制；三是轻量化与长寿命结构技术，飞行器需在反复热载荷、力载荷及空间环境作用下保持结构完整性和可靠性；四是热防护系统的快速复用能力，如何实现低维护、可快速周转的再入防热技术仍是关键瓶颈；五是在轨推进剂补加与空间基础设施建设，其直接关系到月球、火星及更远深空运输体系的经济可行性。

未来突破方向主要体现在三个层面：在近地空间，以两级完全复用火箭为主线，进一步提升回收成功率和复飞频次，实现航班化运营；在地月与地火空间，重点发展在轨加注、原位资源利用和可重复使用着陆器，构建闭环运输链；在深远空间，则需突破核热推进、核电推进及先进组合动力等高比冲推进技术，大幅提升运输系统速度增量能力。同时数字孪生、人工智能健康管理、自主任务规划等智能化技术将贯穿运输系统全寿命周期。未来航天重复使用运输系统将逐步从单一运载工具演变为支撑大规模空间开发与深空探索的重要基础设施。

3 主要关键技术

航天重复使用运输系统作为实现低成本、高频次进出空间的核心载体，其技术跨度大、系统集成度高，是当代航天工程的前沿领域。从“单次使用”走向“重复使用”，不仅需要颠覆传统的设计范式，更依赖于总体及各专业多维度的关键技术突破。为梳理技术脉络，本节聚焦并剖析其中较为迫切的8项关键技术。

3.1 总体优化

轨道级再入返回经历数百千米级大空域、0～30 Ma宽速域的飞行剖面，与此同时作为入轨系统，其设计要求和约束区别于再入返回：对于入轨飞行段，为提高运载能力对结构效率要求较高，相应地动力系统也需具备高比冲性能，对控制系统和防热等其它系统的要求与一般运载火箭入轨级相当；对于再入返回飞行段，为应对大攻角高速再入复杂严酷的力、热环境对结构和防热有较高的要求，动力系统则要求具备多次起动和深度、快响应的推力调节能力，同时控制系统则要求满足大攻角稳定飞行、着陆前大姿态翻转机动、高精度着陆等工况。综上所述，重复使用运输系统开展总体多学科协同设计将是研制过程中的关键难点[11]。针对大空域和宽速域的特点，需突破包含总体、弹道、姿控、制导、结构、载荷、热防护等在内的多专业协同优化总体设计技术，抽象并构建大尺度多变量设计空间的优化问题，制定明确的多专业迭代优化设计流程，攻克有翼飞行器多维度的参数化建模、前后舵气动布局设计、复杂返回飞行剖面下控制、载荷、防热、动力、气动布局等多专业综合分析评估等关键问题，确保在高维设计空间内多专业快速迭代优化，保证总体方案合理可行。

总体多专业耦合特点同时结合回收复用需求带来了很多复杂课题。与传统发射围绕目标轨道投送/交付不同，复用运输需考虑运载能力大小、返回代价、翻新维修、复用次数等多种因素，达到综合评价指标最优。复用运输系统其回收子级重量相对运载能力的偏导数不同于一次性火箭，在确保合理安全余量的前提下减少剩余推进剂量[12]，优化回收子级重量，直接关系总体性能。文献[13]针对一子级回收系统，就分离后航向调整、动力减速和垂直着陆，提出调整推力大小、方向和切换时间以实现燃料最少的优化目标。垂直着陆段优化过程由神经网络预测器替代，用于获取垂直着陆初始状态与该阶段燃料消耗之间的映射关系。通过凸优化与神经网络的结合将多阶段最优控制问题转化为参数优化问题，使用遗传算法求解优化，结果表明燃料加注节省可观。此外，控制策略、载荷设计、动力布局等很大程度影响了总体规模和性能，总体方案优化与否直接决定了系统的性能上限。

3.2 空间智能航行

传统航天运输器通常采用地面或在轨装订轨道诸元生成飞行轨迹，修正能力有限。重复使用运输系统因其特殊场景，如再入返回段高精度制导控制需求和高动态外界环境的矛盾、深远空间精确导航需求与通信时延大的矛盾、重新设定探测目标等，面临诸多难题，需具备在线轨道规划和控制重构[14]、自主导航和智能探测航行能力[15]。

智能航行是将智能技术应用于火箭控制系统设计的各个环节，主要技术指标得到显著提升或具备以往所不具备的能力，并能通过学习和训练，使火箭能力得到持续提升，从而适应来自本体、环境和目标的不确定性，完成复杂任务[16]。其主要包括自主导航制导、故障感知辨识、先进通信测控、学习与演进等。星舰基于深度强化学习，利用积累子样产生训练样本并进行离线训练，通过定制化神经网络芯片在飞行过程中实时运行，0.5 s内完成轨迹规划，第3次飞行试验中系统多次主动调整轨迹剖面以节省燃料。提高火箭控制系统对动力故障的适应能力，是提升火箭可靠性与安全性的发展趋势[17]。目前已有的发动机故障智能检测算法包括基于模糊理论、遗传算法、决策树、神经网络、主成分分析、支持向量机等故障诊断方法[18]。

在感知到故障后，要对飞行轨迹进行在线规划与控制，保障火箭在非致命故障下完成预定的任务。文献[19]提出了BP神经网络对PID控制参数进行自主调节，以实现飞行器的自适应姿态控制，从而提高了姿态控制算法的智能化水平。此外针对单台发动机不同故障模式，可采用径向基神经网络（Radial Basis Function Neural Network，RBFNN）、自适应动态规划（Adaptive Dynamic Programming，ADP）等容错控制策略[20-21]。星舰第7次飞行试验中，超重B33助推器的一台中环猛禽发动机未能成功在高空二次起动，系统识别故障后重新规划飞行轨迹、提高其余发动机推力，并成功回收。远距离光通信、量子纠缠对分发等技术可用于解决深空探测测控通信时延、深空测角及测控弧段限制等问题，未来投入应用可进一步提升运输系统智能化水平。

国内基于智能算法的在线规划与控制技术已开展算法研究，并进入工程原理性研究阶段。算法对箭载计算机性能要求高，需具有高性能异构计算模块、高速信息传输等功能，实现并行计算、软硬件资源动态调配。

3.3　高速再入返回

航天器高速再入大气层将遭受严酷的高温、大热流环境，这是重复使用运输系统所面临的共性问题。“暴风雪号”采用TZMK-10和TZMK-25两种隔热瓦[1]，以应对700 ～ 1 250 ℃。对于机翼前缘等局部区域使用增强碳–碳复合材料（Reinforced Carbon-Carbon，RCC）以防护约1 650 ℃极端高温。航天飞机采用类似的Li-900和Li-2200隔热瓦和RCC抵御上千摄氏度高温。星舰箭体使用的不锈钢材料比铝合金有着更高的耐热性能，但再入过程中高达约1 400 ℃、600 KW/m^{2}的热流，也需在迎风面安装隔热瓦。星舰隔热瓦采用的新型增韧单体纤维抗氧化陶瓷材料（二氧化硅 + 气凝胶），与航天飞机隔热瓦相似但密度仅为其1/4，且热膨胀系数低、抗冲击性好。星舰V2版本测试包括主动冷却技术，进一步提高防热性能。火星大气密度较小，但高速再入过程同样会导致显著的气动热效应。“好奇号”（Curiosity）任务气动减速罩使用厚22.86 mm的SLA-561防热材料，可承受近2 100 KW/m^{2}热流[22]。

中国通过神舟飞船、升力式运载器、“天问一号”等项目在轨道级再入防热方面有一定的实践基础，但重复使用运输系统无论在规模、再入轨迹剖面都有较大的差异，其再入热流规律与前者也显著不同，只有通过系统仿真、充分试验、结合先进轻质防热材料应用，设计出高效的热防护系统，从根本上克服其带来的挑战。

着陆回收是重复使用的关键和前提，一般可分为垂直回收、水平回收、伞降回收等方式。垂直回收因其结构效率高、地面保障要求小等原因近年来备受关注，但再入阶段末期的位置和速度散布范围大，发动机反推产生的复杂气流，以及燃料消耗最省和定点软着陆的约束，给着陆制导控制带来了难题。同时火箭剩余质量低，维持较小推力以保持合理推重比，需在发动机点火前的微重力环境下实现推力深度调节和推进剂管理。此外为满足姿态和速度非严格条件下的着陆过载约束，还需研究着陆缓冲机构的设计。这些因素共同决定了垂直着陆成为制约可重复使用任务成败的关键[15]。

凸优化因其高效可行、全局最优、对数据扰动容忍性高等特点，可用于着陆段制导，其核心是通过无损松弛、序列凸规则等将非凸问题凸化，实现高精度定点着陆[23-24]。发动机深度变推是实现动力减速回收的硬件基础[25]，Falcon 9的Merlin发动机采用针栓喷注器，实现了40%～100%的变推能力；文献[26]针对国内200 t级全流量补燃循环液氧甲烷发动机，在两泵后主流路、发生器供应路设置四路调节，既保持预燃室混合比不变又可维持其温度稳定，基本上实现了发动机25%～110%推力范围的深度调节。回收着陆的最后环节由着陆缓冲机构实施，目前主流方案采用着陆支腿，针对箭体冲击过载、箭体离地间隙、机构缓冲行程、稳定域等参数协同优化，关键是安全可靠、箭上/地面代价小。此外还有网系式、双杠桥式，以及星舰原位回收采用的“筷子夹”捕捉方式。

3.4　先进动力推进

先进动力研制为运输系统提供强大支撑，洛克达因计划为洛马X-33提供一款新型的气塞式（aerospike）氢氧发动机RS-2200，特殊排气设计可适应外界气压变化，避免出现“钟形”喷管因过膨胀或欠膨胀所导致的速度损失，能有效提升性能。SpaceX为其星舰系统打造的Raptor发动机[27]，采用先进的全流量补燃循环方式，效率接近燃料理论比冲。此外还有研究采用氢浆、氟等高能燃料进一步提高动力性能[28]。

客观上化学推进剂的比冲提升空间不大，难以支撑大规模的行星际空间往返任务，而普通的电推动力虽然比冲高，但受电源功率限制推力过小（目前最大仅5 N左右），对于大质量的运输系统同样不适用。空间核动力在大大提高推进系统比冲的同时，还能提供适当的推力，是行星际航行的理想动力。尤其是核电推进技术，结合了电推进和核能优势，通过热电转换

将核反应堆热能转换为电能，目前在热电转换中布雷顿循环动态转换和磁流体转换能够提供兆瓦功率，相对来说是更具前景的技术路线，热光伏、碱金属热电转换等其它方式在深空也可能是合适的选择。美俄等国将空间核动力（包括核热与核电）视为前沿核心技术，并投入大量资源开发，已具备相应的工程基础。先进核动力推进对于重复使用运输系统开展行星际探索不可或缺[29]，建议在该领域继续加大投入研究。

组合动力均借助超燃冲压技术[30]，在稀薄大气中提供5～15 Ma推进动力。斜爆震发动机（Oblique Detonation Engine，ODE）是一种新型超高音速推进动力，通过爆震波的高效燃烧释放能量，推力比冲等性能相比超燃冲压大幅提升，可作为未来单级入轨跨大气层飞行的动力选项。

3.5 先进材料和结构工艺

先进材料结构应用是衡量技术发展水平的重要标志之一[31]，先进材料、工艺和结构设计对于航天运输系统优化结构效率、 提升速度增量并最终提高运载系数至关重要，材料的每一次革新都在重构航天运输系统的可行性边界。当前国内外航天运载器结构材料主要涉及轻质高温金属材料（高强度铝合金、先进不锈钢、镁合金、钛合金、高温合金等）和轻质复合材料（结构复合材料、功能复合材料等），同时开展智能变形材料探索[32]。对于重复使用系统，其失效机理与一次性使用有所差异，所经历的环境也更复杂。基于损伤（疲劳）容限的重复使用轻质材料，可分析复用系统经多次飞行剖面的损伤程度，评估剩余使用寿命、复用次数，保障主体结构安全可靠。轨道空间存在的高低温热循环及温度冲击、辐射等极端环境，提出了高强度耐高低温一体化轻质结构和抗辐射、抗微陨石等空间先进复合材料的应用需求。

大尺度高承载结构/机构设计为未来航天运输系统发展的重要方向，金属材料超大型结构制造工艺研究如超大结构焊接、在线塞补焊、原位快速无损检测等为装备使用奠定基础。对于整体高精度结构，需要进一步发展整体舱段制造技术，重点解决大尺寸构件制造缺陷抑制、整体机加应力应变预测与控制[32]等问题。此外，加强复合材料结构制造技术、增材制造技术应用研究。

3.6 低温推进剂蒸发控制和在轨加注

推进剂长期在轨贮存是开展深空任务的前提，对于重复使用运输系统普遍采用的高能、低温推进剂，因其沸点低、易蒸发等特点，在空间复杂环境中易造成损耗，开展蒸发量控制是关键。国内外学者及研究机构就低温推进剂的长期在轨贮存进行了多种技术路径尝试，主要分为热防护技术及压力控制技术，其中热防护可分为被动热防护与主动热转移技术，通常将两者结合使用，以实现推进剂在轨无损贮存。格伦研究中心通过内置冷凝器和铜冷屏方案，成功实现液氢地面零蒸发贮存[33-34]。针对内置冷凝器导致的寄生漏热大等问题，NASA在保留热管的基础上，引入换热器与混流器加强换热器与低温推进剂之间的对流换热，有效减小了两者的温差，减弱了贮箱内低温流体的热分层。此外为优化制冷机功率和体积，提出了大面积冷屏＋循环气泵方案，Plachta等采用该方案[35]，以液氮为工质，成功实现了长达19天的无排放贮存。但解决长时间在轨、零蒸发、少代价的蒸发量控制方案仍有待探索。

推进剂在轨加注可有效减少地面发射负荷，拓展任务的规模和范围，实现大规模、长周期、远距离的深空探测目标。NASA将低温推进剂在轨加注与管理技术列入未来技术发展规划，先后开展多功能液氢试验平台、低温推进剂在轨试验台、低温推进剂贮存与传输项目等研究[36]。星舰第三次飞行试验完成头部小贮箱与主贮箱间液氧在轨转移演示，首次实现飞行状态低温推进剂在轨加注技术验证[37]。中国首次为北斗高轨卫星提供常温推进剂在轨加注，具备部分基础，但低温推进剂在空间面临严酷的热环境，管路、贮箱空间预冷、贮箱无排放加注等均应加强研究，尽快实施低温推进剂在轨转移、在轨加注演示验证。

3.7 健康管理与检测维修

健康管理技术则是实现各类航天飞行器安全运行与便捷维护的关键支撑，它贯穿航天飞行器的全寿命周期[38]，对任务的成功与否起着决定性作用。相关研究对可重复使用运载器健康管理系统架构进行研究，分析关键技术，给出系统方案设计。有研究表明，一种采用“箭上–地面”辅助决策的系统设计方案，能够实现重复使用运载器在线健康监测与诊断[39]。

为满足重复使用航天运输系统的高频次使用需求，需要在短时间内完成检测任务，这对检测的准确性、可靠性、全面性等方面提出了更为严格的要求，需要做到自动化与智能化，检测设备要能在不同的环境和条件下进行检测，检测过程和结果可追溯。无损检测技术如超声检测、涡流检测、数字图像测量、光学检测等技术在重复使用液体火箭发动机中有一定的应用前景[40]。可借鉴航空领域某些最新方法，采用高速频闪法采集旋转状态下发动机涡轮叶片表面图像，利用KBlur模糊系数对图像的像质进行评价[41]等。根据

设备产品检测状态，进行恢复、翻新、大修或更换，确保飞行安全。

3.8 复用系统试验及测试

航天产品的试验和测试是考核产品功能和性能，检验其设计闭合与否的重要措施，是技术风险管控的重要手段，为系统可靠稳定运行提供保障。传统航天运输系统为单次发射使用，箭上产品试验的核心在于考核其在真实环境并考虑一定裕度条件下的动强度问题。对于重复使用运载器，其一产品失效机理不仅仅在于首次强度穿越，也需考虑疲劳损伤；其二所经历的剖面环境不仅包含地面和发射阶段，还需考虑在轨、再入着陆（含地外天体）阶段。航天飞机的试验主要思路是研制阶段在常规试验基础上增加耐久性试验和损伤容限试验，再辅以服役期间的无损检测手段，目的是保证产品的复用性能。SpaceX针对基于疲劳累积损伤的问题，根据Miner准则提出了一种复用火箭振动试验时间设计方法[42]。此外在制定合理科学的试验条件的同时，需考虑试验考核方法的限制或不足，如天地不一致性等，因此在建设地面试验能力基础上，还需发展先进试验仿真技术。

针对运载火箭当前测试技术自动化水平不高、依赖地面测试设备、存在较多切换操作等问题，未来可将地面测试项目转移至箭上进行闭环自动检测，同时利用箭载系统的智能处理能力，依托模式识别、人工智能等实现电气设备状态的实时监测、综合判断和快速自感知[19]，同时结合远程联合辅助测试等，提高重复使用运输系统测试效率，满足未来空间在轨，以及地外天体的测试需求。

4 建立标准体系

当前世界范围仅SpaceX完成面向重复使用运输系统的闭环研制，Falcon 9一子级经过300余次回收，形成了相对比较成熟的回收复用流程，规范化的工作不仅赋能其高频次运营发射，也有力支撑星舰的开发，带来诸多有益启示。

重复使用运输系统应用场景多、工作剖面复杂，以及特有的关键技术等，使得其研制规律和研制方法有别于传统方式。由于缺乏成熟的参照标准和研制经验，传统一次性火箭向重复使用转变面临一系列关键技术攻关和研制风险控制等多项因素制约。需从系统层面开展标准体系梳理与建设，及时总结固化共性和特性关键技术研制成果，促进重复使用运输系统规范化研制，保障系统研制可靠及高效。

秉持“统筹规划、协同实施”，“急用先行、型号带动”，“成块开发、填补空白”，“传承创新、建用结合”的标准体系建设原则，加快构建推动高质量发展的重复使用运输系统标准体系。探索建立航天重复使用运输系统研制与标准化工作联动机制，及时将先进科技创新成果融入标准，推动标准化与科技创新互动发展。重复使用运输系统标准体系建立将形成切实可行的正向设计方法，起到锚定原型基线、引领技术方向、协同产业发展作用，对复杂大型工程研制提供顶层指导，有效降低研制风险，缩短研制周期，节省研制成本，促进中国在重复使用运输系统关键技术领域的稳步发展，有力保障国家重大任务成功实施，将具有良好的社会和经济效益。

5 结束语

本文系统分析航天重复使用运输系统的发展历程，梳理了重复使用所需要解决的关键技术。因水平制约，当前工程可行的重复使用技术方案迭代收敛至两级完全复用构型。从带翼升力体水平降落到旋转体火箭垂直降落、从单级入轨返回到两级入轨分段返回，这是两次认识和观念上的嬗变。未来随着先进动力、先进材料及具身智能等技术发展和工程应用，重复使用运输系统也将重构工程范式，提供更强的自由进出空间能力。

可重复使用火箭是近年来航天运输领域的重大突破，标志着航天运输成本的显著降低和技术创新的进步。随着国际航天合作的加强[43]，重复使用运输系统在拓展深空探测、太空旅游和其它航天应用领域中将发挥更大作用，推动全球航天技术的共享与合作。长远来看，航天重复使用运输系统将成为实现人类持续太空探索的核心基础，服务大航天时代。

参考文献

[1] Hendrickx B，Vis B. Energiya-Buran：the Soviet space shuttle[M]. Chichester，UK：Praxis Publishing Ltd.，2007.

[2] Dumbacher D，Klevatt P. DC-XA-fist step to reusable launch vehicle[C]//Proceedings of Space Programs and Technologies Conference and Exhibit. Huntsville，AL：AIAA，1994.

[3] 龙乐豪，蔡巧言，王飞，等. 重复使用航天运输系统发展与展望[J]. 科技导报，2018，36(10)：84-92.
Long L H，Cai Q Y，Wang F，et al. Development of reusable space transportation technologies[J]. Science & Technology Review，2018，36(10)：84-92.

[4] Shreya M. Overview on reusable space launch system[J]. International Journal of All Research Education and Scientific Methods，2024，12(8)：1346-1353.

[5] 龙乐豪，王国庆，吴胜宝，等. 中国重复使用航天运输系统发展现状及展望[J]. 国际太空，2019(9)：4-10.

[6] 侯晓. 组合循环发动机技术研究进展[J]. 航空学报，2023，44(21)：1-13.
Hou X. Research progress in combined cycle engines[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2023，44(21)：1-13.

[7] 吴伟仁，于登云. 深空探测发展与未来关键技术[J]. 深空探测学报(中英文)，2014，1(1)：5-17.
Wu W R，Yu D Y. Development of deep space exploration and its future key technologies[J]. Journal of Deep Space Exploration，2014，1(1)：5-17.

[8] 刘继忠，胡朝斌，庞涪川，等. 深空探测发展战略研究[J]. 中国科学(技术科学)，2020，50(9)：1125-1139.
Liu J Z，Hu C B，Pang F C，et al. Strategy of deep space exploration[J]. Scientia Sinica Technologica，2020，50(9)：1125-1139.

[9] 薛翔，王浩明，王园丁. 国外空间核动力技术发展现状及启示[J]. 中国航天，2023(11)：23-32.

[10] 胡健，宿吉强，李言瑞，等. 国外空间核动力技术发展现状及对中国的启示[J]. 产业与科技论坛，2022，21(6)：33-35.

[11] 包为民. 可重复使用运载火箭技术发展综述[J]. 航空学报，2023，44(23)：1-26.
Bao W M. A review of reusable launch vehicle technology development[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2023，44(23)：1-26.

[12] Jacopo G，Gabriele D Z，Michèle L. Mission performance assessment of the recovery and vertical landing of a reusable launch vehicle[J]. Aerospace，2024，11(1)：1-16.

[13] Tang D F，Gong S P. Trajectory optimization of rocket recovery based on neural network and genetic algorithm[J]. Advances in Space Research，2023，72：3344-3356.

[14] 包为民. 航天飞行器控制技术研究现状与发展趋势[J]. 自动化学报，2013，39(6)：697-702.
Bao W M. Present situation and development tendency of aerospace control techniques[J]. Acta Automatica Sinica，2013，39(6)：697-702.

[15] 何巍，牟宇，朱海洋，等. 下一代主力运载火箭发展思考[J]. 宇航总体技术，2023，7(2)：1-12.
He W，Mou Y，Zhu H Y，et al. Reflections on the development of next generation main launch vehicle[J]. Astronautical Systems Engineering Technology，2023，7(2)：1-12.

[16] 马卫华，包为民，禹春梅，等. 关于“航天智能控制系统”的认识[J]. 航天控制，2019，37(5)：3-8.
Ma W H，Bao W M，Yu C M，et al. Understanding of ‘aerospace intelligent control system’[J]. Aerospace Control，2019，37(5)：3-8.

[17] Xue D，Li J F，Baoying H X，et al. Reachable domain for spacecraft with a single impulse[J]. Journal of Guidance，Control，and Dynamics，2010，33(3)：934-942.

[18] 胡海峰. 液体火箭发动机智能故障诊断的研究现状[J]. 航天控制，2023，41(1)：3-14.
Hu H F. Research status of fault diagnosis for liquid rocket engine[J]. Aerospace Control，2023，41(1)：3-14.

[19] 刘晓东，马飞，张玉，等. 基于BP神经网络的模型参数自适应姿态控制[J]. 航天控制，2019，37(6)：3-7.
Liu X D，Ma F，Zhang Y，et al. Model reference adaptive attitude control technology based on BP natural network[J]. Aerospace Control，2019，37(6)：3-7.

[20] 朱海洋，吴燕生，陈宇，等. 适应运载火箭推力下降故障的神经网络容错控制方法[J]. 航天控制，2019，37(4)：3-9.
Zhu H Y，Wu Y S，Chen Y，et al. A neural network fault-tolerant control method for launch vehicles with thrust decline[J]. Aerospace Control，2019，37(4)：3-9.

[21] 梁小辉，胡昌华，周志杰，等. 基于自适应动态规划的运载火箭智能姿态容错控制[J]. 航天控制，2021，42(4)：511-524.
Liang X H，Hu C H，Zhou Z J，et al. ADP-based intelligent attitude fault-tolerant control for launch vehicles[J]. Aerospace Control，2021，42(4)：511-524.

[22] Braun R D，Rpbert M M. Mars Exploration entry，descent，and landing challenges[J]. Journal of Spaceraft and Rockets，2012，44(2)：310-323.

[23] Blackmore L. Autonomous precision landing of space rockets[J]. The Bridge，2016，4(46)：15-20.

[24] Mattingley J，Boyd S. CVXGEN：a code generator for embedded convex optimization[J]. Optimization and Engineering，13(1)：1-27.

[25] Song Z Y，Wang C，Theil S，et al. Survey of autonomous guidance methods for powered planetary landing[J]. Front of Technology & Electron Engineering，2022，21(5)：652-674.

[26] 邢理想，苏展，张航，等. 全流量补燃循环液氧甲烷发动机推力调节方案研究[J]. 宇航总体技术，2023，7(4)：33-40.
Xing L X，Su Z，Zhang H，et al. Study on the control scheme of full-flow staged combustion cycle liquid oxygen/liquid methane engine[J]. Aerospace Control，2023，7(4)：33-40.

[27] 李斌，李程，高玉闪，等. 重复使用运载火箭液体动力技术发展[J]. 火箭推进，2024，50(1)：1-11.
Li B，Li C，Gao Y S，et al. Development of liquid prolusion technology for reusable launch vehicle[J]. Journal of Rocket Propulsion，2024，50(1)：1-11.

[28] Deluca L T，Shimada T，Sinditskii V P，et al. An introduction to energetic materials for propulsion[M]. Switzerland：Springer，2017.

[29] 刘继忠，唐玉华，龙杰，等. 关于建立中国空间核动力源应用安全机制的建议[J]. 科学通报，2020，65(10)：875-881.
Liu J Z，Tang Y H，Long J，et al. Suggestions for China on establishing safety mechanisms for space nuclear power source applications[J]. Chinese Science Bulletin，2020，65(10)：875-881.

[30] Lissen S，Idithsaj P T，Nair P P，et al. Prospects for scramjet engines in reusable launch applications：a review[J]. International Journal of Hydrogen Energy，2023，48(92)：36094-36111.

[31] 刘竹生，孙伶俐. 航天运输系统发展及展望[J]. 中国科学：技术科学，2012，42：493-504.

[32] 刘观日，吴迪，姚重阳，等. 航天运载器结构先进材料及工艺技术应用与发展展望[J]. 宇航材料工艺，2021，51(4)：1-9.
Liu G R，Wu D，Yao C Y，et al. Application and development of advanced materials and processing technology in aerospace vehicle structure[J]. Aerospace Materials & Technology，2021，51(4)：1-9.

[33] Placha D W. Hybid thermal control testing of a cryogenic propellant tank[C]//Proceedings of Cryogenic Engineering and International Cryogenic Materials Conference. Montreal，Quebec，Canada：NASA，1999.

[34] 刘展，厉彦忠，王磊，等. 低温推进剂蒸发量控制试验研究进展与展望[J]. 低温工程，2013，42(5)：57-64.
Liu Z，Li Y Z，Wang L，et al. Progress of study and prospect on experiments of boil-off losses control of cryogenic propellant[J]. Cryogenics，2013，42(5)：57-64.

[35] Placha D W，Johnson W L，et al. Zero boil-off system test[J]. Cryogenics，2016，74：88-94.

[36] 王昊，王浩苏，陈士强，等. 低温推进剂在轨加注关键技术研究进展

与展望[J]. 导弹与航天运载技术(中英文)，2024(5)：21-27.
Wang H，Wang H S，Chen S Q，et al. Review and development on key techniques of cryogenic propellants on-orbit refueling progress[J]. Missiles and Space Vehicles，2024(5)：21-27.

[37] 龙雪丹，杨开，王林，等. “超重—星舰”第三次综合飞行试验情况简报[J]. 中国航天，2024(3)：60-65.

[38] 王珏，蔡巧言，王飞，等. 重复使用航天运输系统发射运维需求分析[J]. 导弹与航天运载技术，2022(3)：1-7.
Wang J，Cai Q Y，Wang F，et al. Requirements of operation and maintenance for reusable launch vehicles[J]. Missiles and Space Vehicles，2022(3)：1-7.

[39] 詹景坤，代京，彭小波，等. 重复使用运载器预测与健康管理(PHM)技术研究[J]. 计算机测量与控制，2015，23(6)：1848-1862.
Zhan J K，Dai J，Peng X B，et al. Research on architecture of prognostics and health management of reusable launch vehicle[J]. Computer Measurement & Control，2015，23(6)：1848-1862.

[40] 武晓欣，贾洁羽，邢理想，等. 重复使用液体火箭发动机原位无损检测技术应用及展望[J]. 火箭推进，2024，50(1)：46-56.
Wu X X，Jia J Y，Xing L X，et al. Application and prospect of in-situ nondestructive testing of reusable liquid rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion，2024，50(1)：46-56.

[41] 余镇江. 基于数字图像相关法的航空发动机叶片三维变形测量技术研究[D]. 黑龙江：哈尔滨工业大学，2021.
Yu Z J. Research on 3d-deformationmearmrnt techlnology of aeroengine blade based on digital imagecorrelation [D]. Harbin：Harbin Institute of Technology，2021.

[42] 王俊峰，韩增尧，张玉梅，等. 可重复使用航天器力学试验方法及试验条件设计综述[J]. 航天器环境工程，2020，37(5)：464-472.
Wang J F，Han Z Y，Zhang Y M，et al. Dynamic test method and design of test specifications for reusable spacecraft[J]. Spacecraft Environment Engineering，2020，37(5)：464-472.

[43] 关锋，葛平，周国栋，等. MBSE发展趋势与中国探月工程并行协同论证[J]. 空间科学学报，2022，42(2)：183-190.
Guan F，Ge P，Zhou G D，et al. Development trend of mbse and investigation of concurrent collaborative demonstration for Chinese lunar exploration program[J]. Chinese Journal of Space Science，2022，42(2)：183-190.

作者简介：
刘继忠(1966–)，男，研究员，国际宇航科学院院士，“天问三号”任务总设计师，主要研究方向：飞行器设计、运载火箭总体及控制、月球与火星探测总体设计及关键技术。**本文通信作者**。
通信地址：北京市海淀区东冉北街9号(100195)
电话：(010)88432018
E-mail：jizhong2024@163.com

Research Status and Trends of Aerospace Reusable Transport Systems

Liu Jizhong[1,2]，Ge Ping[1]，Xu Qinghong[2]，Kang Yan[1,2]，Geng Guangyou[2]，
Li Xiaodong[2]，Ma Xiao[2]，Liu Keyan[2]

（1. Lunar Exploration and Space Engineering Center，Beijing 100195，China；
2. Deep Space Exploration Laboratory，Beijing 100195，China）

Abstract：The development history and technological evolution of aerospace reusable transportation systems were systematically analyzed. Based on application scenarios including near-Earth space，Earth-Moon（Mars）space，and deep space，the conceptual framework，technical pathways，and associated challenges of reusable transportation systems were proposed. Eight critical technologies requiring breakthroughs in various scenarios were explored，along with principles and methodologies for establishing a standardized system for reusable transportation systems.

Keywords：reuse；transportation systems；re-entry and return；Earth-Moon（Mars）space

Highlights：

- This paper systematically analyzes and sorts out the development process and technological evolution of aerospace reusable transportation systems from a historical practice perspective.
- It provides a relatively comprehensive overview of the concepts，technical approaches，and challenges related to the aerospace reusable transportation system，which is currently a hot topic in this field.
- Eight key technologies were discussed related to the core of reusable transportation systems in aerospace，pointing out research directions for technological breakthroughs.

[责任编辑：杨晓燕，英文审校：宋利辉]