

# 重复使用运载器回收技术现状与挑战

宋征宇<sup>1</sup>, 黄兵<sup>2</sup>, 汪小卫<sup>1</sup>, 张宏剑<sup>2</sup>

(1. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076; 2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

**摘要:** 讨论了重复使用运载器的不同回收方式, 分析了不同回收方式的特点, 阐述了技术挑战及发展趋势。具体为: 针对不同回收方式, 先后讨论了垂直起降、伞降回收和水平起降这三种模式的关键技术; 在垂直起降方面, 重点分析了发动机节流、多次启动和着陆缓冲机构这三类关键技术; 在伞降回收方面, 重点介绍了基于翼伞的火箭残骸落区控制和空中回收技术。对于基于火箭动力的水平起降, 从复杂气动力热环境下相关机理研究、热防护、着陆机构、制导与控制共5个方面对存在的难题进行了分析; 最后对3种模式的特点进行了总结和对比分析。

**关键词:** 重复使用运载器; 垂直起降; 伞降回收; 水平起降

**中图分类号:** V448

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2096-9287(2022)05-0457-13

**DOI:** 10.15982/j.issn.2096-9287.2022.20220021

**引用格式:** 宋征宇, 黄兵, 汪小卫, 等. 重复使用运载器回收技术现状与挑战[J]. 深空探测学报(中英文), 2022, 9(5): 457-469.

**Reference format:** SONG Z Y, HUANG B, WANG X W, et al. Status and challenges of reusable launch vehicle recovery technology[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2022, 9(5): 457-469.

## 引言

实现运载器的重复使用, 一直是航天领域众多科研机构 and 宇航公司努力的目标。美国的航天飞机曾经具备了天地往返的功能, 但因高昂的维护成本, 航天飞机最终退出了历史舞台。这一实践表明, 经济性是影响重复使用运载器未来长远发展的重要因素。

随着科技的进步, 进入太空的门槛逐渐降低, 一些商业公司在重复使用运载器方面异军突起<sup>[1-2]</sup>, 其中的典型代表是美国太空探索公司(SpaceX)。该公司的“猎鹰9号”(Falcon-9)火箭采用垂直起降技术, 其助推级采用垂直回收, 编号B1051的助推器已使用12次。该公司助推级成功回收的次数已达111次, 其中海上回收85次, 陆地回收26次。整流罩最高复用次数也达到了7次(G4-7)。Falcon-9的成功激励了更多的商业航天公司开展重复使用运载器的研制。

重复使用运载器从发射和回收的模式看, 可以采用垂直和水平两种方式实现起飞, 采取垂直、水平和伞降等3种方式进行回收, 因此可以形成多种组合的起降方式。但一般而言, 主要集中在垂直起降、垂直起飞/水平降落以及水平起降方式<sup>[3-6]</sup>。垂直起降方式采用

传统运载火箭构型, 返回过程需要发动机再次点火, 通过反推减速并消除前序飞行段积累的误差, 从而准确实现定点软着陆。其中“定点”的含义是位置误差不超过50 m, 而“软着陆”的概念一般指纵向速度不超过2 m/s, 反之则称为“硬着陆”, 有可能导致箭体结构破损。

涉及到水平起飞和水平降落的方式, 均需要设计机翼, 依靠大气提供升力; 水平着陆还要配置起落架机构和特定的机场, 这些会导致结构效率降低以及限定了着陆场所。垂直起飞、水平降落的典型代表是美国航天飞机; 维珍银河公司则采用载机空射技术实现水平起降重复使用, 在2021年已完成了两次载人亚轨道飞行。

伞降回收对小型运载火箭和回收体有吸引力, 其设想最早可追溯至V2导弹。航天飞机固体助推器(SRB)、“阿里安5号”(Ariane 5)助推器、Falcon-9火箭整流罩、“新谢泼德”(New Shepard)火箭载人太空舱等回收均采用伞降方式。此外, “电子号”(Electron)一子级也宣称将通过伞降实现回收, 中国“长征”系列火箭也开展了整流罩和助推器伞降落区控制技术。伞降回收对动力系统的要求低, 无需发动机再次点火, 因此也不存在推进剂管理等需求。但伞降较难控制着

收稿日期: 2022-03-30 修回日期: 2022-06-17

基金项目: 国家自然科学基金项目(11972076, 62173301, 52232014); 国家自然科学基金青年科学基金项目(55005514); 中国科协学科发展研究项目(2019XKFZ02); 中国科协中外优秀青年交流计划(2019293)

陆冲击,也难以做到定点着陆。

与此同时,一股新的研究热潮正在涌起。SpaceX公司投入数10亿美元研制“超重-星舰”,并研究利用其提供1 h全球极速运输服务,计划2028年实现商业运营;美国空军投入近2亿美元研究军用物资全球极速投送,德国和意大利等主要航天国家也在开展相关技术研究,计划2030年后投入运营。这一领域也存在着不同动力构型和起降方式的权衡,在一定成本约束下航程更远、运载能力更大,是评判方案优劣的主要指标。

本文选择3种典型的回收方式,即垂直起降、水平起降和伞降回收,对3种方式进行分析研究及比对,其应用场景聚焦于卫星发射和极速货运服务。每种方式均有其适用范围和优缺点,也各自面临着不同的挑战,其它组合形式的关键技术均可以被这3类方式所涵盖。

## 1 垂直起降技术

垂直起降是近年最受关注的复用模式,本节重点对发动机推力调节、发动机多次起动和着陆机构技术

进行分析。其它关键技术可参考文献[7-9]等。

### 1.1 液体火箭发动机推力调节

#### 1.1.1 各国发动机推力调节的现状

对于一次性运载火箭,推力调节具备减小飞行过载、调整落点射程、降低跨音速段动压、优化火箭性能等优点。对于可重复使用运载器,推力调节是动力反推着陆段制导控制的前提条件。文献[10]指出,发动机推力调节的范围越窄,推重比将越大,着陆的可行域越小,控制的难度就越大。在极限情况下,如果发动机推力无法调节,则“几乎”仅有一条满足约束的着陆飞行轨迹,一旦偏离将导致“硬着陆”。

国内外运载火箭推力调节技术现状见表1。

随着现代液体火箭发动机理论、设计、制造技术的持续发展,推力调节技术逐渐完善。1993年8月18日,麦道公司(McDonnell-Douglas Corporation)通过使用安装有4台推力调节范围为30%~103%的RL-10-A5液体火箭发动机的三角帆验证机,实现了垂直起飞垂直着陆,如图1所示。

表1 发动机推力调节能力

Table 1 Engine thrust adjustment capability

一级发动机	运载火箭	推力/kN	比冲/(m·s <sup>-1</sup> )	推重比	节流能力/%	备注
YF-100(双机)	新一代“长征”运载火箭	2 400	2 942	49	72	基础级
NK-33	N-1	1 505	2 910		23~115	基础级
RD-108	“联盟号”	746	2 480	72.59	30~100	基础级
RD-0110	“联盟号”	297.9(V)	3 250	—	50~100	末级
YF-115	CZ-7	180	3 322.9	34.3	83	末级
Merlin 1D 真空	SpaceX	801	3 381	150	多次,60%节流	末级
RD-171	“天顶号”	7 257	3 028	78	50~100	基础级
RD-180	“宇宙神V”	3 827	3 053	70.7	47~100	基础级
RD-191	“安加拉V”	2 096	3 310	—	38~100	基础级
Merlin 1D	SpaceX	5 885	2 765	150	60~100	基础级
SSME*	航天飞机	1 670	3 562	65.8	65~109	基础级
RS-68*	“德尔它V”	2 891	3 501	44.7	57~102	基础级
RD-0120*	“能源号”	1 517	3 518.2	44	25~106	基础级
LE-7A*	H2B	1 074(V)	4 207(V)	—	72±5	基础级
LE-5B*	H2B	137	4 393	45.6	60	末级
RL-10B-2*	“半人马座”	110	4 561.9	37.3	60~100	末级

注:标\*均采用液氢/液氧为推进剂,其余采用液氧/煤油为推进剂。

2015年,SpaceX在具有深度推力调节能力的梅林发动机的支持下,实现了Falcon-9火箭基础级运载火箭的回收,并于2017年实现了Falcon重型火箭基础级的同时回收。

推力调节实际上是一个发动机系统再平衡过程,在调节过程中,往往会对发动机的性能产生影响。以

液氧煤油发动机为例,由于推力调节是通过改变预燃室燃料流量来实现的,推力调节过程对发动机混合比略有影响,推力每减小10%,混合比增加约1%,因此对于大范围的推力调节,需要考虑混合比的变化量。根据理论分析(见图2),推力调节对发动机真空比冲的影响则很小,可以忽略不计。



图1 三角帆验证  
Fig. 1 Delta Clipper flight test

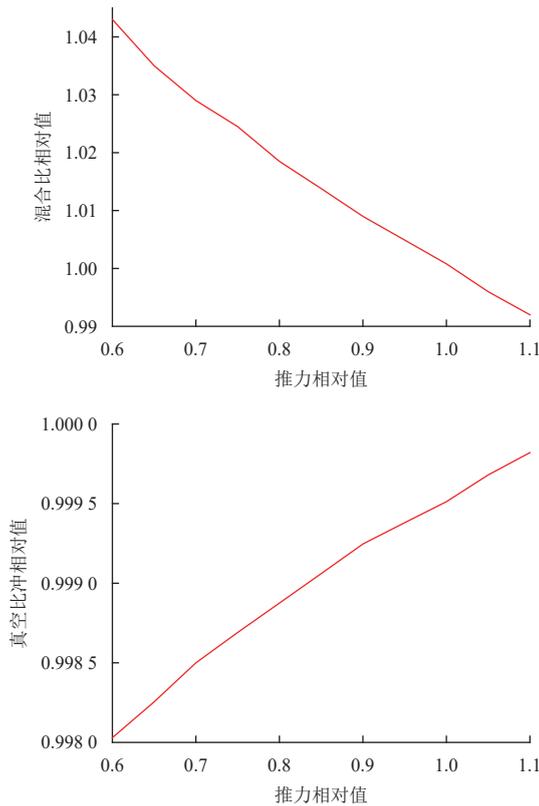


图2 液氧煤油发动机推力调节对发动机性能影响  
Fig. 2 Impact on LOX/kerosene engine performance of throttling

推力调节的技术难点主要体现在以下方面:

### 1) 喷注器技术

喷注器的前后压降宜保持在推力室压力的15%~25%范围内, 否则推进剂输送系统稳定裕度降低, 喷注器雾化性能变差, 会导致燃烧室压力和输送系统中产生不稳定性波动, 涡轮泵振动剧烈; 同时影响到燃烧过程, 形成推力上波动, 最终影响火箭飞行。低温发动机在工况大幅变化的情况下还可能面临汽蚀、或者蒸发产生的相变过程带来的系统非正常工作状态。

### 2) 推力室技术

推力室特征长度需要保证推进剂能够高效地充分燃烧。随着推力室长度的增加, 发动机的特征速度也

会增加; 但会带来较大的热损失, 并提升需要的冷却面积, 给系统设计造成困难。同时, 推力室的燃烧频率和声腔频率的管理也需特别关注。随着推力调节深度的增加, 发动机工况偏离了最佳推力室设计, 如何确保稳定燃烧和高效率工作是推力室设计需要重点关注的因素。

### 3) 涡轮泵技术

为了保证喷注器和推力室的稳定工作, 需要改变涡轮泵的工作压头。加上推进剂流量的变化, 最终会使得涡轮泵偏离额定的工作状态。由此带来包括汽蚀性能、转子动力学、结构动态频率管理以及密封性能、流场、水击等各方面的综合性能变化。推力调节范围越宽, 对涡轮泵的设计要求就越高, 难度也越大, 需要评估低工况下涡轮泵的轴向力, 平衡系统适应性。

### 4) 调节器技术

推力调节一般是通过副系统供应路上推进剂流量调节元件实现。调节器元件的调节精度、响应特性和调节速率直接影响了推力调节性能, 也是发动机推力调节的技术难点之一。推力调节速率过快将引起发动机系统参数振荡, 甚至可能造成发动机破坏, 但推力调节过慢将可能无法满足火箭总体的要求。研究表明, 存在临界推力调节速率, 当推力调节速率大于临界值, 将造成发动机参数的振荡, 而低于临界值, 可实现较为平稳的推力调节。

#### 1.1.2 推力调节的主要途径

根据液体火箭发动机推力的机理<sup>[11]</sup>, 其调节技术很大程度上取决于对发动机流量的有效控制

$$F = \dot{m}v_e + (p_a - p_e)A_e \quad (1)$$

其中:  $F$ 为推力;  $\dot{m}$ 为质量流量;  $v_e$ 为发动机喷管出口排气速度;  $p_a$ 为环境大气压力;  $p_e$ 为发动机喷管出口压力;  $A_e$ 为发动机喷管出口面积。

同时, 辅以对实现过程中具体问题的合理解决, 如喷注器与燃烧组织过程的匹配性等。当前发动机推力调节技术主要包括如下5种途径:

#### 1) 具有流量调节能力的高压降喷注器<sup>[12]</sup>

在管路上通过调节阀调节推进剂流量。对于一个固定面积的喷注器, 不可压的液体流量与压降的1/2次方成正比

$$\dot{m} = C_d A \sqrt{2\rho\Delta p} \quad (2)$$

其中:  $\dot{m}$ 为质量流量;  $C_d$ 为流量系数;  $A$ 为面积;  $\rho$ 为流体密度;  $\Delta p$ 为压降。

当调节推进剂流量时, 喷注压降低, 同时燃烧室

压力随流量降低线性降低。对于不可压的液体推进剂来说,喷注刚度会随着流量减小而不断减小,这就意味着发动机在远离设计工况的低工况极易出现不稳定燃烧。对于低温推进剂,低工况时集液腔和管路压力降低,很可能诱发低温介质的沸腾,形成不稳定流动;进而导致推进剂以两相流的形式进入燃烧室,产生不稳定燃烧。

对可压缩的气体推进剂来说,压降与室压的比值在流量调节过程中几乎不变

$$\dot{m} = K\Delta p \quad (3)$$

其中: $\dot{m}$ 为质量流量; $K$ 为流量系数; $\Delta p$ 为压降。

同样地,对于超临界流体来说,由于密度随压力变化,因此在流量大范围变化的过程中喷注压降变化也不大。对于纯液相推进剂的发动机来说,达到3:1的

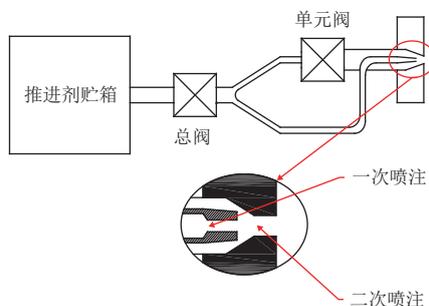


图3 多集液腔喷注器原理示意图

Fig. 3 A schematic plot of a multi-collection chamber injector

这就需增加一个集液腔和一个控制阀门,在低工况时可获得较好的燃烧稳定性和效率,并降低对供应系统过高压力的要求。关闭一个集液腔后,所有流量全都涌向另外一个集液腔,导致该集液腔喷注压降突然增加,显著改变喷注器的喷雾和混合过程以及燃烧组织模式。在关闭时,喷注器面板附近的能量分布和热流会产生阶跃变化,激发不稳定燃烧。此外,低工况时关闭的喷注通道需保持吹除以防止推进剂和燃气的回流。

### 3) 针栓喷注器

这是一种可连续调节喷注面积的变面积喷注器,因此具备深度调节的能力和固有的燃烧稳定性。图4给出了针栓喷注器的基本原理图<sup>[13]</sup>。

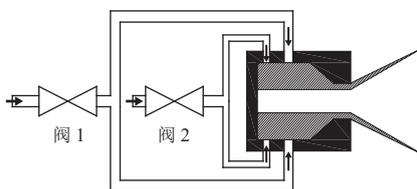
一种推进剂从环缝喷出沿着针栓外壁面往下流,另外一种推进剂则从针栓内部由周向布置的小孔或者环缝由径向喷出,两种推进剂在针栓头部撞击,往外散开破碎。针栓式喷注器可以通过移动针栓改变轴向环缝和径向环缝/喷孔的喷注面积,但由于在调节面积

变比都比较困难;但是对于达到超临界的推进剂来说变比范围可以大大拓宽。改进版RL10、SSME、RD-0120以及J-2S等发动机均采用高压降喷注器方案,其推力变比可达6:1。不同喷嘴形式均可采用高压降实现变推力。

该方案喷注器结构固定,无需额外作动和控制设备。但在高工况时将给供应系统带来高压,导致结构增重;在低工况时又面临效率下降、低频不稳定燃烧、再生冷却通道温度过高等问题。

### 2) 多集液腔喷注器

采用两个或多个集液腔通过多条路径向燃烧室喷注推进剂,如图3所示。在不同的工况下,通过选择合适的喷注路径可以实现喷注器面积的调节,因此是非连续调节。



过程中为了权衡燃烧性能和调节性能,发动机的效率通常不能达到常规多喷嘴发动机的效率。

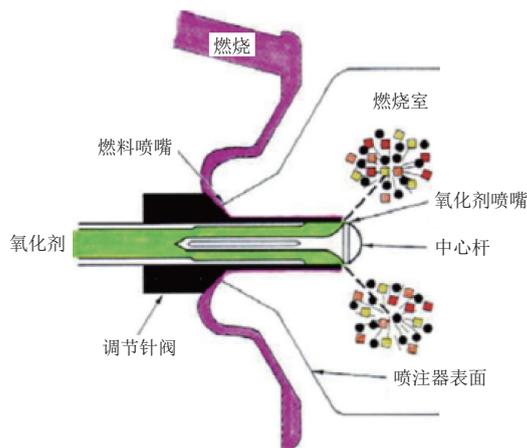


图4 针栓式喷注器原理示意图

Fig. 4 A schematic plot of pintle injector

### 4) 气体喷注

通过节流阀调节推进剂流量,但同时将低密度的

气体喷注到液体推进剂中, 从而显著减小液体推进剂的主体密度, 实现在大幅提高喷注压降情况下对流体流量几乎无影响。这种方法被证明是能够在低推力工况下仍然保持高压比的有效途径, 保证了燃烧室的雾化和混合过程。但气体的注入可能会导致高频燃烧压力波动<sup>[14]</sup>, 且引入了额外的新系统, 若使用He气, 成本也会比较高。

5) 喷管喉部调节方法

通过喷管喉部之间针栓的轴向移动或者向喷管喉部喷注气体来改变喉部面积, 从而改变燃烧室室压, 则喷注压降随之改变, 推进剂流量也因此改变。但大推力液体火箭发动机在工作期间, 其喉部承受着非常高的热流和结构载荷, 采用该方法存在较大风险。

1.2 液体火箭发动机多次起动

在一次性运载火箭研制过程中, 对于多次点火能力的需求主要集中于具有停泊轨道任务需求的火箭末级、或者去往更远深空探测的独立上面级、或者需要实施主动离轨的火箭模块。这些发动机往往具有推力较小、点火次数相对较少等特点。随着基础级火箭重复使用需求的增加, 发动机也需要具备多次点火的能力, 主要用于: 再入大气时的反推减速, 避免速度过快导致气动加热对结构的烧蚀; 动力下降段的反推减速, 并控制箭体的飞行轨迹。因此从起飞到回收, 发动机一般要具备3次点火的能力。

多次起动主要涉及到发动机自身和保障实施多次点火的外部条件两个方面的技术难点。

1) 发动机多次点火技术

如果是自燃推进剂组合, 只需对相关阀门组件进行控制, 其点火次数受限因素较少。如果推进剂组合为非自燃状态, 少量的点火可考虑使用药柱或者点火导管等方式来实现; 若需超过3次以上的点火能力, 宜考虑采用火炬点火等方式来实现。图5是典型的气氢氧火炬电点火系统原理图。

2) 发动机入口压力保障

发动机入口压力在正常飞行过程中是通过贮箱增压来实现, 是发动机正常起动的重要条件。但当火箭模块进入到回收阶段时, 贮箱气枕大, 可能占据贮箱容积的80%以上; 同时推进剂处于低重力阶段, 推进剂和贮箱气枕内气体掺混导致箱压出现较大幅度的下降。对于低温推进剂贮箱, 其下降幅度更为明显, 如图6所示。为了保证入口压力, 如果采用传统外能源方案, 系统在结构重量、安装布局、系统性能上将面临极为严峻挑战。解决途径一般通过降低发动机对入口压力的需求、增设增压泵、或者通过贮箱的特殊设计来加以解决。

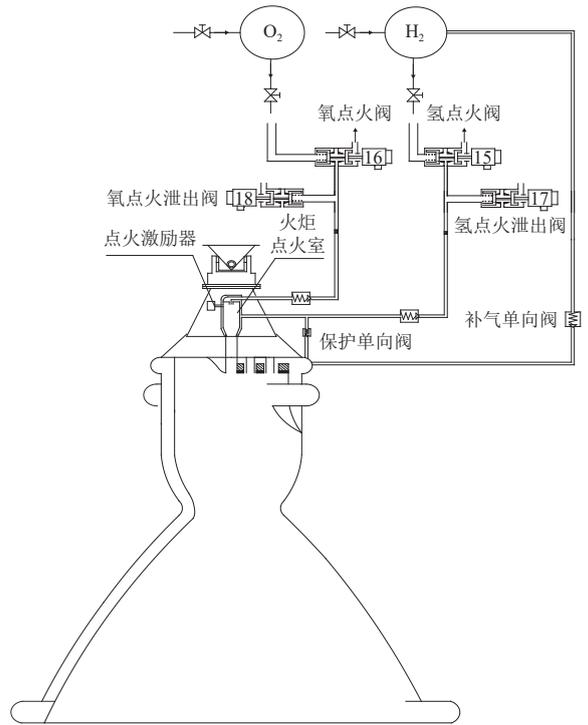


图 5 典型气氢氧火炬电点火系统原理图  
Fig. 5 A schematic plot of typical GH<sub>2</sub>/GO<sub>2</sub> torch ignition system

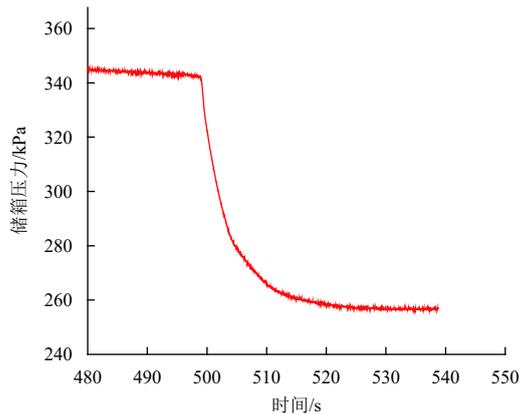


图 6 低温贮箱压力工作结束后典型下降现象  
Fig. 6 A typical pressure drop phenomenon following the end of the cryogenic tank work

3) 推进剂管理问题

为了实现基于火箭动力的重复使用, 贮箱内将预留一定量的推进剂供发动机再次起动和回收过程使用。从典型的回收剖面来讲, 回收模块会经历微重力阶段, 此时推进剂将大概率处于漂浮状态, 如图7所示。因此在需要发动机再次点火起动之前, 提前保证推进剂处于沉底状态。传统推进剂管理采用PMD装置、姿控发动机或者正推火箭实施定向沉底。这些方案具有可准备时间充分、推进剂管理量比较多、飞行姿态单一稳定等特点, 而对于回收模块, 工况相对复杂很多, 导致推进剂管理难度大幅增加。

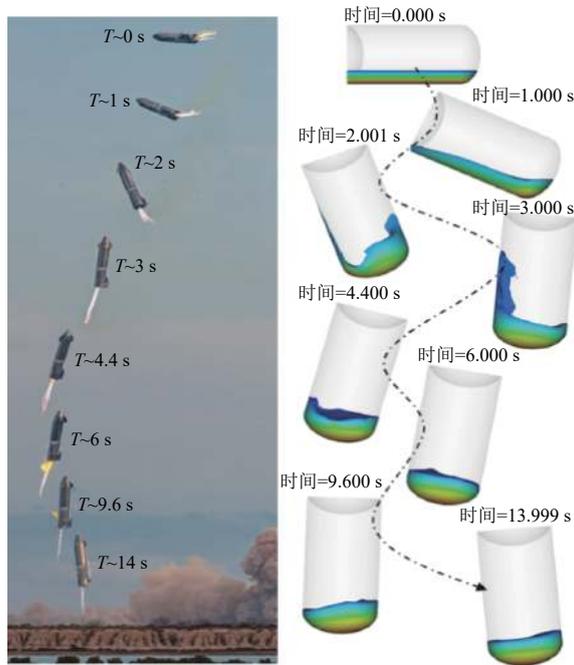


图7 回收过程中典型星舰推进剂状态

Fig. 7 Typical starship propellant state during recovery

#### 4) 推进剂温度控制

对于基础级火箭,为了减少贮箱增压气体用量,往往采用高温气体进行增压。在火箭级间分离及回收姿态调整过程中,预留回收使用的低温推进剂将难以避免和相对高温的气枕气体掺混,除了会导致箱压大幅下降外,另一个不利的结果就是将大幅增加推进剂温度,如果采用的是自生增压方案,则影响将更加显著。低温推进剂温度的增加,将会给发动机涡轮泵、喷注器等组件的正常工作带来巨大挑战,如果超出发动机设计和验证范围,将显著影响发动机的工作,甚至无法正常工作。解决途径要么大量使用过冷状态推进剂,要么采用特殊的结构或装置来控制,也可以在上升段采用较低温度的增压气体或者非冷凝的增压气体等措施。

### 1.3 着陆机构

运载火箭细长形结构形式,返回复杂环境影响因素以及发动机调节能力对着陆缓冲机构变形、缓冲、支撑与稳定等多项功能提出更高的要求。着陆机构载荷环境影响因素多,与箭体返回速度、姿态、箭体结构以及机构自身耦合性强;机构中间隙以及着陆等冲击强非线性行为多;箭体结构与机构尺寸与间隙尺寸差距大,分析精度实现难度大。着陆机构研制是典型的多专业耦合系统工程。

着陆机构可以采用展开式着陆支腿,或者拦阻索的形式。图8为着陆支腿展开试验现场的图片。

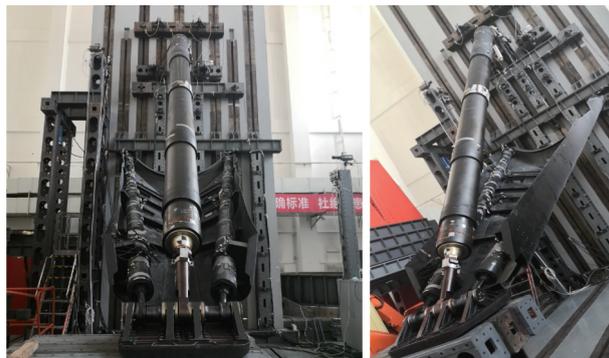


图8 支腿式着陆缓冲机构展开试验现场

Fig. 8 Outrigger landing buffer mechanism deployment test site

支腿式着陆缓冲机构由主腿、左右副腿、着陆盘和气动罩组成。其中主腿是多级腿结构,具备伸缩与缓冲功能;左右副腿具有长度调节与转向功能;着陆盘由橡胶垫与组合盘体组成,具有多向缓冲与变形功能;气动罩采用复合材料一体式结构,有良好气动外形与操纵性。该缓冲机构具备减缓纵向速度、吸收撞击地面的冲击能量,以及支撑箭体稳定避免翻到的功能。有关该着陆缓冲机构的详细讨论可参考文献[15-16]。

另一种回收机构可采用基于地面拦阻机构。运载火箭在栅格舵和发动机喷管摆动的共同控制下,以接近竖直的箭体姿态落入回收平台四根拦阻索围成的正方形范围,火箭下降穿过该正方形,并利用拦阻机构(具备阻尼功能)实现火箭的制动回收。

两种回收方式各有优缺点。对于支腿式着陆缓冲机构,其对地面系统和着陆场地的要求低,因此这种方式不仅仅用于地面的回收,还可应用于地外天体的垂直起降。对于未来人类在月面和火星的活动,垂直起降应该是最具可行性的大范围移动方式,而支腿式缓冲机构将发挥重要作用,具有普适的效果。但其不足也很明显,即增加了回收级的重量、复杂度和成本,对运载能力有损失,且支腿自身的设计和制造也相对复杂。

拦阻机构方案对回收级的改动小,成本低,运载能力影响小。但需要在地面增加相应设施,因此限制了回收场地;这套系统也很难在地外天体探测中提前架设在着陆点,因此其应用场景受限。但该方案降低了对速度控制精度的需求,在发动机节流能力受限时是个不错的选择。

根据文献[10]的研究,在节流受限、大推重情况下,基于燃料最优的bang-bang控制会在干扰影响下使火箭偏离本已非常狭窄的可行域,导致任务失败。从仿真结果看,位置偏差均得到了满足,主要是纵向速度超差(达到了35 m/s)。这就使得拦阻机构在这一

过程中可以发挥比着陆支腿更大的作用: 位置偏差小对地面固定设施有利, 而通过调整阻尼参数和缓冲距离, 可以实现对较大范围速度的减速效果。同样的速度偏差若通过支腿来缓冲, 支腿的重量和复杂度都显著提升, 对箭体结构的承载也是巨大考验。

## 2 伞降回收技术

### 2.1 落区控制

利用翼伞实施运载火箭子级、助推器和整流罩等部段的落区控制, 能够有效降低火箭残骸落区范围, 为火箭回收技术打下基础, 设计难点有: 分离体再入动力学分析与控制、大面积翼伞设计、高空开伞、低空抛伞等关键技术。通过搭载“长征三号乙”(CZ-3B)、“长征二号丙”(CZ-2C)飞行试验已突破相关关键技术。

CZ-2C火箭开展了基于伞降技术的整流罩落区控制应用研究, 通过控制与测量装置监测整流罩再入飞行状态, 选择时机向降落伞系统发出减速伞弹射启动指令, 按照时序完成减速伞弹出、减速伞打开至全张满状态; 在整流罩姿态趋于稳定后, 减速伞脱离并拉出翼伞, 完成翼伞解除收口、归航控制、着陆等一系列动作, 大幅缩小了整流罩落区范围。工作示意图见图9。

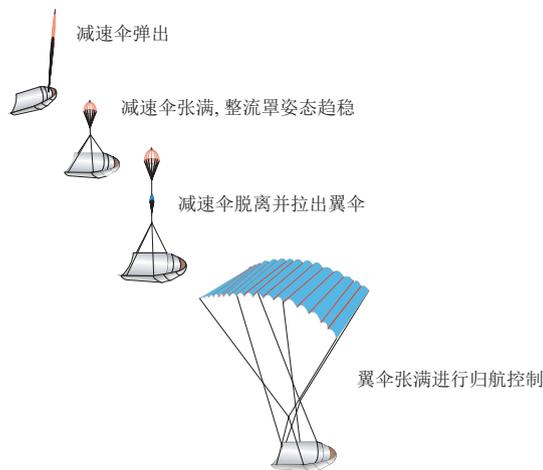


图9 整流罩伞降回收试验验证

Fig. 9 Fairing parachute drop recovery test schematics

目前, CZ-2C系列火箭已先后开展了数次整流罩伞控落区控制相关搭载飞行试验, 成功获取了整流罩再入过程的视频图像和飞行参数, 但部分整流罩结构发生了不同程度破坏。

CZ-3B采用可控翼伞进行助推器落区控制。伞系统安装于助推器头锥现有的内部空间, 避免对火箭外形产生影响; 同时利用助推器的头锥保护伞控系统,

使其能承受助推器上升段和再入过程严酷的力热环境。助推器整个飞行过程并不是全程受控, 在助推器分离后至开伞前, 其一直处于无控状态; 并且在初始状态和外界干扰的影响下, 一直在作无序翻滚运动。这给全程导航定位和低空头锥分离开伞造成较大困难。为了实现将无控的助推器转换为受控状态并减速, 满足翼伞的工作条件, 伞系统由三级伞组成: ①一具稳定伞, 将助推器从无控状态纠回姿态受控状态, 并将助推器速度减小至满足减速伞的开伞要求; ②两具减速伞构成的减速群伞, 作用是对助推器进一步减速, 使其满足翼伞的开伞要求; ③一具300 m<sup>2</sup>大型翼伞, 其主要作用是根据系统指令携带助推器向目标点滑翔飞行。

### 2.2 伞降回收

伞降回收包括陆上、海上和空中回收3种类型。陆地回收一般采用大型群伞实施减速, 再利用大型缓冲气囊保护子级安全缓冲着陆, 美国K-1火箭采用了这种方式。海上回收也采用大型群伞对火箭子级进行减速, 直接降落于海中, 美国航天飞机助推器采用了这种方式。上述2种方式均采用了大型群伞回收, 着陆精度不高。空中回收采用大型翼伞减速后, 利用直升机等航空器实施空中精确挂取回收; 由于受限于直升机的能力, 一般回收重量有限, 但回收精度高, 美国“火神号”(Vulcan)火箭动力舱段和“电子号”(Electron)火箭一子级计划采用这种方式。

陆地和海上伞降回收的技术难点主要有: 大型群伞设计、大型缓冲气囊设计、垂挂转化设计、着陆冲击适应性设计等方面; 空中回收的技术难点主要有大型翼伞设计、回收体与直升机协同、智能挂取系统设计、动力舱段与子级分离、动力舱段再入返回姿态控制等方面。

基于“长征”系列运载火箭, 开展了一子级伞降陆地回收技术和一子级动力舱段空中回收技术研究<sup>[6,17]</sup>。关于陆地回收技术的介绍可参考文献<sup>[7]</sup>。一子级动力舱段空中回收技术方面, 典型流程如图10所示。

当运载火箭到达一子级分离时刻, 一子级关机并分离, 利用RCS调节一子级箭体姿态使其保持稳定; 随后动力舱段与一子级分离。利用RCS调节动力舱段姿态, 使其分离面指向速度方向, 并与地面建立无线链路通信。通过外弹道测量系统获取分离位置和速度, 将遥测数据和外弹道测量数据实时传送给回收指挥中心。回收指挥中心根据上述参数、导航数据等快速确定预定落点区域, 并通知直升机前往落区。回收舱段再入大气层前, 充气式装置打开并充气展开, 利

用RCS使动力舱段绕其纵轴旋转达到一定旋转速度,充气罩带着动力舱段保持自旋稳定状态再入飞行。当动力舱段下降到约50~40 km时,RCS再度打开对动力舱段进行消旋处理,在10 km左右打开降落伞系统实施减速。其主伞采用翼伞,翼伞顶端设计一个牵顶伞,具有稳定方向和提供可靠挂取的功能,小型牵顶伞与翼伞之间利用绳索联接。当下降到一定高度(2~4 km)时,由直升机进行空中挂取回收。

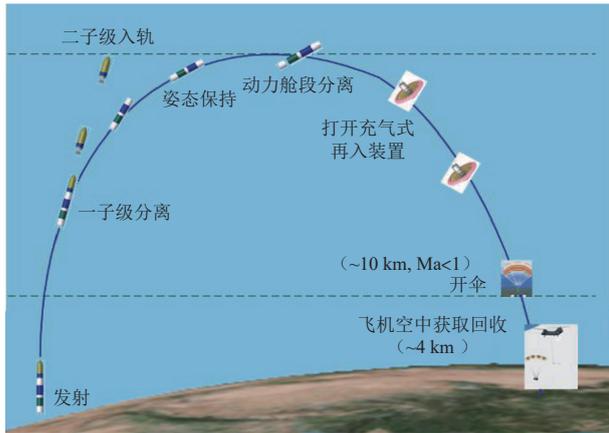


图10 运载火箭一子级动力舱段空中回收典型流程示意

Fig. 10 Typical processes of aerial recovery of the first sub-stage propulsion module of the launch vehicle

空中回收智能挂取系统的组成如图11所示,由上至下依次为拉力传感器、过载保护装置、减载装置以及挂钩四部分。智能挂取系统具备自动触发及防误触、单向锁紧、开闭状态自主判断、过载保护、过载测量与信号传输等功能。



图11 空中回收智能挂取系统的组成

Fig. 11 The structure of the aerial recovery intelligent hooking system

### 3 水平起降技术

动力系统的选型对水平起降飞行器的影响很大,限于篇幅,本节仅讨论采用火箭动力的运载器,暂不涉及组合动力。水平起降航天运输系统采用升力起飞、滑翔着陆方式,具有升力式外形设计,并需设计起落架等机构。整个飞行过程力热环境复杂、多场域耦合严重、环境与运动学模型参数不确定性大,给设计带来新的难点。

#### 3.1 升力式构型复杂环境下相关机理研究

水平起降面临跨空天多域、高超声速、大热流密度和时空非线性的气动力热问题,边界不稳定、表面气流分离的气动力问题以及复杂的力、热、结构耦合问题。另外,大面积薄壁结构变形和气动弹性会引起流固边界失稳问题,热防护结构具有耐高温极限和防热效率双高的需求,可动部件在高温高压气流环境中存在热侵入风险,结构在交变力热耦合作用下存在疲劳损伤风险,严重影响结构和系统的服役寿命。

Sziroczak等<sup>[18]</sup>将空气热力学、推进系统和结构问题描述为高超声速飞行器相关的3个主要挑战领域,而三者之间耦合关系更是关键问题之一。Yang等<sup>[19]</sup>采用恒定和自适应耦合时间步长的松耦合分析策略,证实了多物理场间的相互作用。周印佳等<sup>[20]</sup>采用分区求解方法,实现了超高温陶瓷材料的流-热-固耦合计算。李杰等<sup>[21]</sup>采用统一的控制方程求解流场与结构温度场,避开了传统方法的大量数据交换。但是尚缺乏针对跨空天多速域飞行器复杂气动力-热-结构的研究。

John等<sup>[22]</sup>开发了共轭传热分析工具,实现了热防护系统的流、固、热耦合分析。Deierling等<sup>[23]</sup>基于高超声速热载荷与结构耦合进行研究,分析该形态下的热载荷与疲劳特性;王晨等<sup>[24]</sup>计算了壁板的高频疲劳寿命,揭示了热效应与疲劳效应间的关系;阎彬<sup>[25]</sup>考虑热-结构耦合关系下,进行了薄壁圆管空间结构的热疲劳可靠性分析。但针对多物理场耦合作用下结构疲劳损伤机理,还需要深入开展相关研究。

#### 3.2 升力式再入返回可靠热防护技术

升力式飞行器再入返回阶段面临高热流密度、高温度、非均匀分布等极端严苛气动热环境,需通过主被动方式对再入过程飞行器表面的气动热进行输运及耗散,保护飞行器内部结构。这涉及再入返回段气动热环境精确预示技术、先进高温热防护涂层技术、关键部件动静密封技术、防热/承载一体化结构技术、飞行器前缘热输运技术、大面积区域热输运技术、冷热源综合利用与集成式热管理技术、热防护系统可靠性及重复使用特性评估技术等。

在热防护技术方面,龚春林等<sup>[26-28]</sup>的研究表明,宽域高超声速飞行器应寻求主/被动结合、承载/隔热一体化以及耗散、输运和再利用综合管理的新型热防护技术。Martinez等<sup>[29]</sup>开发了一种防热/承载一体化热防护系统,具有良好的防隔热效果,同时可以较好地传递气动载荷,结构效率更高。王一凡<sup>[30]</sup>开展了热环境对ITPS结构响应特性的研究,发展基于ITPS的热防护系统设计。Glass等<sup>[31]</sup>针对飞行器尖锐前缘,设计了对流冷却方案,将尖锐前缘处集中的热量快速传递至低温区域。此外,利用热管技术可以通过工质的相变循环将热量从蒸发段传递到冷凝段<sup>[32-33]</sup>。

### 3.3 水平滑翔着陆机构设计技术

水平滑翔着陆机构是消耗和吸收飞行器着陆能量的部件,用于承受飞行器水平着陆撞击、水平滑跑以及刹车、转弯等操作时产生的地面动态反作用力。一般由承载结构、减振器、收拢展开机构、锁紧机构、转弯操作机构和刹车系统等组成。飞行器飞行阶段,着陆机构呈收拢状态,飞行器停放和着陆阶段,着陆机构呈展开状态。在保证水平滑翔着陆机构的强度、刚度和使用寿命前提下,要求其轻质、易维护、易检修和易更换,同时应满足空气动力学和工艺性要求。

选用高强材料,确保水平滑翔着陆机构满足安全寿命指标,通过总体参数、结构布局、缓存减振和刹车性能的多学科多目标优化设计<sup>[34]</sup>,使其达到稳定性、易操作性和风干扰适应性等地面运动要求。通过多连杆收拢展开机构,使得着陆机构能快速定位、定向和锁紧,能无缝收入飞行器机体和快速展开,以减小飞行阻力。油气式流体“弹簧”减振器可实现飞行器垂直于地面的动能快速耗散;耐超高温刹车系统可实现飞行器水平着陆动能快速转换为热能,缩短刹车距离。低阻力连杆优化<sup>[35]</sup>、起落架着陆载荷分析<sup>[36]</sup>、三维机织复合材料板簧式起落架结构设计<sup>[37]</sup>等均是备受瞩目的水平着陆机构前沿技术。

### 3.4 长时气动作用下在线轨迹规划技术

大规模水平起降航天运输系统受长时大气作用,轨迹规划模型非线性显著,“小包络”模型处理手段不再适用;同时,运输系统升力式外形与高动压、大特征面积的共同作用,使得过程约束易达到容许边界,轨迹控制量受材料、结构及环境限制严重,规划可行域狭窄。

针对大规模升力式外形及高速跨域特点、长时气动作用下再入轨迹在线规划、天地不一致性导致全飞行剖面各工况真实气动模型参数不准确等问题,现有方法<sup>[38]</sup>对强非线性模型适应性差,难以动态平衡计算

精度与效率之间的矛盾。考虑到末段能量及终端精度要求高,传统方法<sup>[39]</sup>纵侧向轨迹分开设计,但气动不确定性强时会导致误差累积。GA算法、直接法、PSO算法<sup>[40-42]</sup>等优化手段解算耗时长,无法满足在线实时性要求。如何在飞行中段进行精确、合理的模型凸化及快速高精度离散求解,以及末段规划兼具强抗扰性和实时性等,是难点所在。

### 3.5 弹振弱模型依赖控制技术

大翼展结构下运输系统低阶振动频率密集且与刚体振动频率相近,加之推进剂时变导致其振动频率呈现显著的时变特性。同时跨空域的气动表征机理不同且气动参数存在显著的天地不一致性,难以满足高精度控制需求。

目前,针对线性模型提出的传统方法<sup>[43]</sup>计算量大,难以实现参数在线准确辨识。智能技术为飞行器参数辨识提供了有效的方法<sup>[44]</sup>,Sinha等<sup>[45]</sup>提出基于Delta网络与神经偏微分法的高精度气动参数辨识方法,但该方法需要大量样本进行训练,且对在线突发状况适应性不足。

在弹振频率在线辨识方面,弹性模态产生的耦合会影响飞行器性能,严重时会导致失稳<sup>[46]</sup>,通常采用增强系统鲁棒性<sup>[47]</sup>,利用观测器补偿振动扰动<sup>[48]</sup>和校正网络<sup>[49]</sup>等方法提高飞行器飞行稳定性。然而上述方法大多在弹振频率变化范围小、各阶振动频率分离明显的前提下开展的,无法应对飞行器弹振频率与刚体频率接近且各阶频率密集的状态。

在干扰抑制方面,张健松等<sup>[50]</sup>提出通过补偿器实现对非线性与未建模动态等干扰的抑制。然而运输系统结构、气动等特性复杂,加之快速收敛需求使其相比于传统飞行器更易到达饱和状态,需要在解决控制器抗饱和方面取得突破。

## 4 3种回收方式对比分析

表2给出了不同回收方式的对比分析情况。

### 4.1 垂直起降

垂直起降方式与现有运载火箭的构型更为匹配,其更适合中大型运载火箭。

1) 对发动机多次起动和节流能力有要求

发动机多次起动是最基础的前提条件,一般需要具备3次点火的能力。但如果采用多台发动机并联构型,在进入大气层以及在最后着陆前的两次点火,可分摊到不同的发动机上,这样两次点火也是可接受的。但具备多次点火能力将给火箭的飞行带来更大的适应性,与此同时,如何满足飞行末端发动机起动的

入口压力是值得关注的重点。发动机节流可降低着陆控制的难度,当推重比为1时,可以做到空中悬停和匀速下降,这也是大部分地外天体着陆所采取的工作剖面。但发动机节流的深度取决于制导方法的能力,采用先进的制导方法可缓解对节流深度的需求。

## 2) 支腿和拦阻索式着陆缓冲机构各有优缺点

前者增加了箭上系统的重量和复杂度,对运载能力有损失,但适应性强,对着陆场地要求较小,且适应在地外天体着陆;后者增加了地面系统的复杂度,且只能适应具备提前架设拦阻系统的场合。但是拦阻索方案可以放宽对着陆速度的需求,这对节流能力受限的火箭是有利的。

表2 不同回收方式对比

Table 2 Comparison of different recovery methods

类别	垂直起降		伞降回收		水平起降
	着陆支腿式	拦阻索式	陆地/海上回收	空中回收	
适应火箭规模	中大型	中大型	各型	小型	中小型
技术成熟度	中	中	高	中	低
运载能力损失	大	中	小	小	大
机动性	一般	较弱	较弱	一般	强
对发动机技术要求	高	中	低	低	中
落点精度	高	高	低	高	高
对着陆地点的适应性	强,可用于地外天体着陆	弱,需要相关地面设施	强,陆地回收可用于地外天体着陆	强,但需要其它航空器等设施	弱,需要建设跑道等设施

## 4.2 伞降回收

伞降回收的突出优点是对运载火箭影响小,回收中无需发动机再次点火,技术成熟度高。

陆地和海上回收适用于各型火箭,技术成熟度高;空中回收由于需要其它航空器进行空中挂取回收,因此一般适应于小型火箭。

陆地和海上回收难以做到“定点软着陆”;其着陆的范围广、着陆速度大,需要回收体具备一定的抗冲击能力。空中回收方式回收体并不直接坠落在地面,而是有其它航空器在空中捕获后携飞至着陆场,可一定程度上降低对着陆场范围的要求,也可减小着陆冲击。

## 4.3 水平起降

水平回收的技术成熟度相对较低,尤其是对具有较大运载能力的飞行器。由于存在较大的机翼以利用气动力,其效率受到了影响,即运载能力比不上垂直回收,成本相对于伞降回收也大幅增加;水平降落需要建设跑道等设施,其对地面设施要求较多,着陆适应性较差。

但水平回收的机动性更强,可以实现较大范围的自主机动,在特殊场合能发挥更大的作用。

## 5 结束语

本文讨论了重复使用运载器的不同回收方式,阐述了技术挑战,分析了不同回收方式的特点。回收也仅是火箭重复使用的第一步;尽管回收方式不同,但

各类重复使用运载器也存在共性的关键技术。这主要体现在:

1) 重复使用航天运输系统总体设计优化技术,包括总体参数化设计与优化建模、保精度降阶与高效解耦技术、多目标近似优化与评估方法等,总体设计是重复使用运载器开发的源头。

2) 复杂系统在复杂飞行环境下的寿命与可靠性判据研究,包括再次发射评估方法、重复使用可靠性判据、寿命分析方法等,这些是航天运载器复用所面临的新问题。

不同的回收方式提供了多样化的选择,也满足了不同的应用需求。随着各项技术成熟度的不断提升,重复使用运载器将在推动太空经济的发展中扮演重要角色。

## 参 考 文 献

- [1] BONHOMME C, IANNETTI A, GIRARD N, et al. Prometheus: European next generation liquid rocket engine[C]//The 68th International Astronautical Congress. Adelaide, Australia: [s. n.], 2017.
- [2] RICHARDSON M P, HARDY W F. Economic benefits of reusable launch vehicles for space debris removal[C]//The 68th International Astronautical Congress. Adelaide, Australia: [s. n.], 2017.
- [3] HELLMAN B M, BRADFORD J E, BRAD D, et al. Two stage to orbit conceptual vehicle designs using the SABRE engine[C]//AIAA Space 2016. Long Beach, Virginia: AIAA, 2016.
- [4] METHA U B, AFTOSMIS M J, BOWLES J V, et al. Skylon aerodynamics and SABRE plumes[C]//The 20th AIAA International

- Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Glasgow, Scotland: AIAA, 2015.
- [5] 张楠,孙慧娟.低温液体火箭发动机重复使用技术分析[J].火箭推进,2020,46(6):1-12.
- ZHANG N, SUN H J. Analysis on the reusable cryogenic liquid rocket engine technology[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2020, 46(6): 1-12.
- [6] WANG X W, WU S B, GAO Z H, et al. Recovery technology of launch vehicle stage[C]//The 67th International Astronautical Congress. Guadalajara, Mexico: AIAA, 2016.
- [7] 宋征宇,黄兵,汪小卫,等.重复使用运载器的发展及其关键技术[J].前瞻科技,2022,1(1):63-75.
- SONG Z Y, HUANG B, WANG X W, et al. Development and key technologies of reusable launch vehicle[J]. Science and Technology Foresight, 2022, 1(1): 63-75.
- [8] 宋征宇,蔡巧言,韩鹏鑫,等.重复使用运载器制导与控制技术综述[J].航空学报,2021,42(11):525050.
- SONG Z Y, CAI Q Y, HANP X, et al. Review of guidance and control technologies for reusable launch vehicles[J]. Acta Astronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(11): 525050.
- [9] 赵海斌,潘豪,王聪,等.运载火箭垂直回收着陆段制导与控制技术研究[J].导弹与航天运载技术,2021,378(1):76-81.
- ZHAO H B, PAN H, WANG C, et al. Vertical landing guidance navigation and control of reusable launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2021, 378(1): 76-81.
- [10] SONG Z, WANG C. Powered Soft landing guidance method for launchers with non-cluster configured engines[J]. Acta Astronautica, 2021, 189: 379-390.
- [11] 容易,王俊峰,祁峰等.推力调节需求优化设计研究[J].导弹与航天运载技术,2020,375(4):1-5.
- RONG Y, WANG J F, QI F, et al. Research on optimal design of thrust regulation requirements[J]. Missiles and Space Vehicles, 375(4): 1-5.
- [12] 成鹏.变推力火箭发动机喷雾燃烧动态过程研究[D].长沙:国防科技大学,2018.
- CHENG P. The dynamics of spray combustion in variable thrust rocket engines[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018.
- [13] DRESSLER G A. Summary of deep throttling rocket engines with emphasis on Apollo LMDE: AIAA Paper 2006-5220[R]. [S. l.]: AIAA, 2006.
- [14] ERIN M B, ROBERT A F. A historical systems study of liquid rocket engine: throttling capabilities: AIAA 2010-6541[R]. [S. l.]: AIAA, 2010.
- [15] 宋征宇.航天运载器及机构技术研究展望[C]//第三届中国航天大会航天运载器机构技术助力产业发展论坛.福州:[s. n.],2020.
- SONG Z Y. Research on Technology development of launch vehicle mechanism[C]//China Space Conference, Fuzhou: [s. n. ], 2020.
- [16] 袁晗,王小军,张宏剑,等.重复使用火箭着陆结构稳定性分析[J].力学学报,2020,52(4):1007-1023.
- YUAN H, WANG X J, ZHANG H J, et al. Stability analysis of reusable launch vehicle landing structure[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2020, 52(4): 1007-1023.
- [17] WANG X W, WANG T S, DONG X L. Aerial recovery technology of launch vehicle[C]//The 71st International Astronautical Congress, IAC 2020. [S. l.]: IAC, 2020.
- [18] SZIROCZAK D, SMITH H. A review of design issues specific to hypersonic flight vehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2016, 84: 1-28.
- [19] YANG Z, LI J, ZHANG L, et al. Behaviors of hypersonic wing under aerodynamic heating[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2021, 34(5): 04021058.
- [20] 周印佳,张志贤,付新卫,等.高超声速飞行器热防护一体化计算方法[J].航空学报,2021,42(7):1-10.
- ZHOU Y J, ZHANG Z X, FU X W, et al. Integrated computing method for ablative thermal protection system of reentry vehicles[J]. 2021, 42(7): 1-10.
- [21] 李佳伟,王江峰,杨天鹏,等.高超声速飞行器前缘流-热-固一体化计算[J].国防科技大学学报,2018,40(6):9-16.
- LI J W, WANG J F, YANG T P, et al. Fluid-thermal study of integrated algorithm for aerodynamically hypersonic heated leading edges[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2018, 40(6): 9-16.
- [22] JOHN B, CHANDRASHEKHARA S, PANNEERSELVAM V. Conjugate heat transfer study of hypersonic flow past a cylindrical leading edge composed of functionally graded materials[J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 2021, 236(8): 4394-4411.
- [23] DEIERLING P, ZHUPANSKA O, PASILIAO C. Thermo-mechanical behavior of spatially tailored functionally graded materials in a high temperature environment[C]//Proceedings of the American Society for Composites: Thirtieth Technical Conference. USA: American Society for Composites, 2015.
- [24] 王晨,陈海波,王用岩,等.温度效应对铝合金壁板高频声疲劳寿命的影响研究[J].应用力学学报,2018,35(4):701-708.
- WANG C, CHEN H B, WANG Y Y, et al. Research on the dynamic response of highway crash cushion computational model[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2018, 35(4): 701-708.
- [25] 阎彬.结构-热耦合问题及结构疲劳的可靠性分析方法研究[D].西安:西安电子科技大学,2013.
- YAN B. Research on reliability analysis methods of structural-thermal coupling and structural fatigue[D]. Xian: Xidian University, 2013.
- [26] GONG C, WANG Y GU L. An approach for stress analysis of corrugated-core integrated thermal protection system under thermal and mechanical environment[J]. Composite Structures, 2018, 185: 1-26.
- [27] GOU J, YAN Z, HU J, et al. The heat dissipation, transport and reuse management for hypersonic vehicles based on regenerative cooling and thermoelectric conversion[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 108: 106373.
- [28] 龚春林,苟建军,唐硕.高超声速飞行器气动热耗散、输运和再利用管理技术[M].北京:科学出版社,2021.
- [29] MARTINEZ O A, SHARMA A, SANKAR B V, et al. Thermal force and moment determination of an integrated thermal protection system[J]. AIAA Journal, 2010, 48(1): 119-128.
- [30] 王-凡.面向高速飞行器的波纹夹芯型一体化热防护设计及热力耦合分析方法研究[D].西安:西北工业大学,2017.
- WANG Y F. Design and Thermal-Mechanical analysis of corrugated-core integrated thermal protection system for hypersonic vehicle[J]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2017.
- [31] GLASS D E. Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection System (TPS) and hot structures for hypersonic vehicles[C]//The 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Dayton, Ohio, USA: AIAA, 2008.

- [32] GLASS D E. Heat-Pipe-Cooled leading edges for hypersonic vehicles[C]//Workshop on Materials and Structures for hypersonic vehicles. California, USA: [s. n. ], 2006.
- [33] 艾邦成,陈思员,韩海涛. 复杂构型前缘疏导式热防护技术[J]. 气体物理, 2019, 4(1): 1-7.  
AI B C, CHEN S Y, HAN H T, et al. Complex dredging thermal protection structure for leading edge[J]. *Physics of Gases*, 2019, 4(1): 1-7.
- [34] 唐钰栋. 新型号大型客机起落架结构设计及优化[D]. 兰州: 兰州理工大学, 2021.  
TANG Y D. Structural design and optimization of landing gear of new type large airliner[D]. Lanzhou: University of Technology, 2021.
- [35] FEI C W, LIU H T, ZHU Z Z. Whole-process design and experimental validation of landing gear lower drag stay with global/local linked driven optimization strategy[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2021, 34(2): 318-328.
- [36] 张沈瞳. 基于虚拟样机技术的起落架着陆载荷分析[J]. 工程设计学报, 2021, 28(6): 759-761.  
ZHANG S T. Analysis of landing load of aircraft landing gear based on virtual prototype technology[J]. *Chinese Journal of Engineering Design*, 2021, 28(6): 759-761.
- [37] 王翔华,成玲,张一帆. 三维机织复合材料板簧式起落架结构设计及其有限元分析[J]. 纺织学报, 2020, 41(3): 69-75.  
WANG X H, CHENG L, ZHANG Y F. Structural design and finite element analysis of landing gear with leaf spring made of 3-D woven composite[J]. *Journal of Textile Research*, 2020, 41(3): 69-75.
- [38] YU C M, ZHAO D J, YANG Y. Efficient convex optimization of reentry trajectory via the chebyshev pseudospectral method[J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019, 2: 1-9.
- [39] MOORE T. Space shuttle entry terminal area energy management[R]. USA: NASA Technical Memorandum, 1991.
- [40] RIDDER S D, MOOI J E. Optimal longitudinal trajectories for reusable space vehicles in the terminal area[J]. *Journal of Spacecraft & Rockets*, 2011, 48(4): 642-653.
- [41] BAEK J, LEE D, KIM J, et al. Trajectory optimization and the control of a re-entry vehicle in TAEM phase[J]. *Journal of Mechanical Science & Technology*, 2008, 22(6): 1099-1110.
- [42] 周敏,周军,郭建国. RLV末端能量管理段轨迹在线规划与制导[J]. 宇航学报, 2015, 36(2): 151-157.  
ZHOU M, ZHOU J, GUO J G. On line trajectory planning and guidance for terminal area energy management of reusable launch vehicle[J]. *Journal of Astronautics*, 2015, 36(2): 151-157.
- [43] 颜楚雄,童轶男,宋加洪,等. 基于贝叶斯估计理论的再入飞行器气动辨识方法[J]. 中国科学:物理学力学天文学, 2021, 51(10): 55-64.  
YAN C X, TONG Y N, SONG J H, et al. Aerodynamic identification method of maneuverable vehicles based on the Bayes estimation theorem[J]. *SCIENTIA SINICA Physica Mechanica & Astronomica*, 2021, 51(10): 55-64.
- [44] 吕吉星. 高超声速飞行器气动参数在线辨识及自适应抗扰控制[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.  
LV J X. On-line identification of aerodynamic parameters and adaptive disturbance rejection control for hypersonic aircraft[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021.
- [45] SINHA M, KUTTIERI R, CHATTERJEE S. Nonlinear and linear unstable aircraft parameter estimations using neural partial differentiation[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2015, 36(4): 1162-1176.
- [46] 孟中杰,闫杰. 高超声速弹性飞行器振动模态自适应抑制技术[J]. 宇航学报, 2011, 32(10): 2164-2168.  
MENG Z J, YAN J. Adaptive modal suppression for hypersonic aeroelastic vehicle [J]. *Journal of Astronautics*, 2011, 32(10): 2164-2168.
- [47] ZHANG Z, LI S. Two-degree controller design for flexible missile based on H-inf interference suppression[C]//International Conference on Instrumentation, Measurement, Computer, Communication and Control. Harbin, China: [s. n. ], 2012.
- [48] WANG Z, WU Z, LI L, et al. A composite anti-disturbance control scheme for attitude stabilization and vibration suppression of flexible spacecrafts[J]. *Journal of vibration and control: JVC*, 2017, 23(15): 2470-2477.
- [49] 韦常柱, 琚啸哲, 何飞毅, 等. 运载火箭主动段自适应增广控制[J]. 宇航学报, 2019, 40(8): 918-927.  
WEI C Z, JU X Z, HE F Y, et al. Ascent flight adaptive augmenting control for launch vehicles[J]. *Journal of Astronautics*, 2019, 40(8): 918-927.
- [50] 张健松,马清华,黎海青,等. 高超声速飞行器鲁棒纵向控制技术研究[J]. 弹箭与制导学报, 2020, 40(2): 19-22.

作者简介:

**宋征宇**(1970-),男,研究员,教授,博士生导师,主要研究方向:运载器总体设计技术,导航、制导与控制,动态轨迹优化,重复使用运载器技术。

通讯地址:北京 9200 信箱 1 分(100076)

电话:(010)68282360

E-mail: song.zhengyu@spacechina.com

## Status and Challenges of Reusable Launch Vehicle Recovery Technology

SONG Zhengyu<sup>1</sup>, HUANG Bing<sup>2</sup>, WANG Xiaowei<sup>1</sup>, ZHANG Hongjian<sup>2</sup>

(1. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

2. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

**Abstract:** A reusable launch vehicle can take off vertically and horizontally, and then land vertically, horizontally, or by parachute, so as to form various combinations of takeoff and landing schemes. Aiming at the different recovery modes of reusable launch vehicle, this paper discusses the key technologies of Vertical Takeoff and Vertical Landing (VTVL), parachute recovery, and Horizontal Takeoff and Horizontal Landing (HTHL), covering key technologies for other combinations. For VTVL mode, three key technologies, such as engine throttling, multiple start-up, and landing mechanism, are analyzed in detail. For parachute recovery, the technologies relating to the landing area control of rocket jettisons and aerial recovery are introduced. For the HTHL mode based on the rocket propulsion system, five challenges including the coupling mechanism under complex aerodynamic thermal environment, thermal protection, landing mechanisms, guidance and control, are discussed. The characteristics of the three recovery modes are briefly summarized and compared.

**Keywords:** reusable launch vehicle; vertical takeoff and vertical landing; parachute recovery; horizontal takeoff and horizontal landing

### Highlights:

- Key technologies of vertical takeoff and vertical landing, parachute landing, and horizontal takeoff and horizontal landing are discussed.
- Key technologies including Engine throttling, multiple start-up, and landing mechanism are analyzed in detail for VTVL mode.
- Key technologies related to the landing area control using large parafoils (300 m<sup>2</sup>) are solved through the flight-test demonstrations with CZ-3B and CZ-2C.
- Key technologies of parachute land recovery and aerial recovery have achieved preliminary breakthroughs through sub-scale test.
- Five challenges are discussed for HTHL mode based on rocket propulsion.
- The characteristics of the three recovery modes are summarized and compared.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 刘勇]