

运载火箭助推器回收技术与启示

陈志会, 宁 雷, 王 鹏

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘 要: 可重复使用运载火箭对于实现低成本、高可靠、自由进出空间具有重要作用, 是提高我国进入空间能力, 提升我国综合国力的重要途径之一, 实现助推器回收是运载火箭进行重复使用的核心技术。以运载火箭可重复使用技术为背景, 从运载火箭助推器伞降回收、垂直返回和带翼飞回3种回收方式着手, 充分调研了美国、俄罗斯、欧洲在运载火箭助推器回收技术领域开展的几个典型项目的方案特点和研制情况, 以及我国相关技术的发展状况, 分析比较其技术难点和应用前景, 提出我国发展助推器回收技术的相关建议, 为我国发展可重复使用运载火箭提供研究发展思路和参考。

关键词: 可重复使用运载火箭; 助推器回收; 伞降回收; 垂直回收; 带翼飞回

中图分类号: V438

文献标识码: A

文章编号: 2096-4080 (2021) 05-0066-09

The Development of Launch Vehicle Booster Recovery Technology

CHEN Zhihui, NING Lei, WANG Peng

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: Reusable launch vehicles play an irreplaceable role in realizing low-cost, highly reliable and free access to space, and are of great strategic significance for improving China's ability to enter space, enhancing the overall national strength. The realization of booster recovery is the first and most critical step in the reuse of launch vehicles. Based on the reusable technology of the launch vehicle, this paper focuses on following three booster recycle methods: parachute recovery, vertical descent and winged recovery, and fully investigates the program features and development situation of several typical projects carried out in the field of launch vehicle booster recovery technology in the United States, Russia and Europe, as well as the development of related technology in China. Some enlightenments and suggestions are put forward, which can provide ideas and references for the development of reusable launch vehicles in China.

Key words: Reusable launch vehicle; Booster recovery; Parachute recovery; Vertical recovery; Winged recovery

0 引言

实现运载火箭助推器的可重复使用, 将极大

降低发射成本, 提升进出空间的能力, 因此一直是航天领域重要的技术发展方向。20世纪50年代, 冯·布劳恩和钱学森提出了重复使用进行天

收稿日期: 2020-05-15; 修订日期: 2020-08-18

基金项目: 国家自然科学基金项目 (51906019)

作者简介: 陈志会 (1985-), 男, 高级工程师, 主要研究方向为航天运载器总体方案设计。

E-mail: chenzh1985@126.com

地往返运输系统的设想,此后美国持续开展了可重复使用航天器的技术研发活动。从 20 世纪 60 年代的航天飞机,到近些年的 X-37B 和美国太空探索技术公司 (SpaceX) 的猎鹰火箭,相继成功实现了运载器的可重复使用。俄罗斯与欧洲国家也在不断尝试各种可重复使用航天器的研究,比较知名的包括桑格尔两级入轨航天器和云霄塔单级入轨空天飞机等。就当前技术水平而言,可重复使用空天飞机方案在短期内较难实现,而可回收并重复使用的运载火箭方案成熟度较高,运载火箭助推器回收,将是实现运载火箭可重复使用的重要途径。

本文以运载火箭可重复使用技术为背景,充分调研美国、俄罗斯、欧洲在运载火箭助推器回收技术领域开展的典型项目背景和方案特点等,结合我国相关技术发展状况,得到一些思考与启示,为我国发展可重复使用运载火箭提供参考。

1 运载火箭助推器回收的意义

20 世纪航天事业发展初期,人类的空间活动相对较少,航天发射活动主要使用一次性运载火箭,重复使用的意义没有得到广泛关注。随着空间技术的迅猛发展,人类开发和利用太空的活动日益频繁,占领并利用太空在民用与军事领域的价值极大凸显,使得可重复使用运载火箭受到广泛关注。因此,对于运载火箭助推器实现回收,其技术意义主要体现在以下方面:

1) 降低航天发射进入空间的成本。当前繁荣的国际航天发射市场不断扩大的同时,竞争日趋激烈,降低发射成本成为凸显竞争力的核心。按目前的能力,发送 1 kg 有效载荷进入空间需投入的费用为 10 000~20 000 美元。高成本同时也限制了进入空间频率和次数。实现运载火箭助推器回收与可重复使用,可直接降低发射成本。以猎鹰 9 运载火箭为例,据分析,在采用不返回发射点的海上回收方式条件下,与不回收相比,火箭运载能力损失 30%,综合考虑重复使用运载火箭成本、测试发射费用、回收维护费用和利润等,通过计算,如果实现重复使用一子级助推器,可降低火箭成本 30%^[1],重复使用 10 次以上可降低火箭成本 80%^[2]。

2) 实现航天发射子级残骸落点精确可控。当前,我国的主要航天发射场集中在内陆地区,实

施运载火箭发射,子级残骸大部分落入我国国土上。由于一次性运载火箭子级助推器残骸无控下落,落点散布范围大,对落入地区人员安全和财产构成一定威胁。随着我国国民经济的不断发展和人口密度的增长,子级残骸落点区域的选择愈加困难。实施运载火箭助推器可控下落和回收,将能够选择和精准控制助推器落入区域,规避子级残骸落点选择的难题,极大降低对地面人员与财产的威胁。

3) 为未来人类发展星际往返活动提供技术基础。寻找宜居星球和实现星际自由往返,是人类持续不懈追求的目标。运载火箭作为未来登陆其他星球与往返星际的主要交通工具,实现运载火箭助推器回收,突破助推器自主着陆技术和可重复使用,将为运载器在其他星球自主着陆与返回夯实基础。SpaceX 公司的猎鹰火箭实现助推器回收与重复使用,其主要目的之一就是为埃隆·马斯克未来实施登陆火星的设想铺平道路。

2 运载火箭助推器回收方式

基于传统运载火箭构型的重复使用技术,对运载火箭总体设计的影响相对较小,是当前实现可重复使用的主要途径。目前,运载火箭箭体回收主要包括伞降回收、垂直返回和带翼飞回 3 种方式^[3]。其中,伞降回收和带翼飞回属于依靠再入气动减速的回收技术,垂直返回属于依靠反推冲量减速的回收技术。

1) 伞降回收,即利用降落伞实现火箭助推器的减速回收。在火箭与子级分离后对子级助推器先进行主动减速制动,降低轨道高度,进入返回轨道,在高空高超声速状态下通过气动减速,飞行至低空并降低飞行速度后,打开降落伞进一步减速,至落地前通过气囊或缓冲发动机缓冲实现平稳着陆。这种方式在飞船、返回式卫星上获得应用。美国的航天飞机、K-1 运载火箭,俄罗斯的能源号运载火箭等都采用了伞降回收火箭助推器的技术方案。

2) 垂直返回,与伞降回收相同,分离后的子级助推器首先进行主动减速,在低空飞行段主发动机重复启动变推力工作,提供反推冲量进行减速的同时进行飞行制导与稳定控制,在接近预定落点位置时适时展开助推器底部着陆机构,控制落速的同时平稳着陆在预定位置。垂直返回是基

于当前一次性运载火箭构型实现助推器回收且再次重复使用的较为简捷、技术改动量相对较小的途径。比较有代表性的是美国的猎鹰系列、新谢泼德等运载火箭。

3) 带翼飞回, 将传统火箭旋成体助推器改造为升力体外形, 为火箭子级安装起落架, 使其能够自主或遥控飞行, 在火箭与助推器分离后, 以升力体的形式无动力滑翔飞行并水平着陆于地面跑道。最具有代表性的为美国的航天飞机。

3 国外技术研究现状

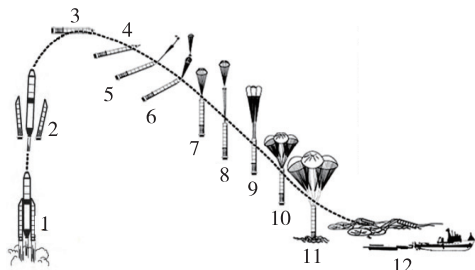
3.1 伞降回收

国外降落伞减速回收技术在助推器回收中的应用, 起源于美国的航天飞机助推器回收, 经过几十年的发展, 积累了相对成熟的技术基础。

3.1.1 美国航天飞机固体助推器

美国航天飞机于1969年开始研发, 1981年首飞成功, 2011年正式退役。位于航天飞机两侧的两台固体助推火箭采用降落伞回收系统进行回收着陆, 主要由1个引导伞、1个稳定伞和3个主伞组成。

助推火箭完成工作后, 与航天飞机分离, 分离后的助推器继续上升至弹道最高点, 下落时作大攻角再入, 通过大攻角飞行产生较大的气动阻力, 实现气动减速, 下落速度降低至亚声速后逐级打开降落伞系统, 先拉出引导伞, 再由引导伞拉出减速伞, 助推器下降到一定高度时, 减速伞分离并拉出3具主伞, 最终使助推器以25 m/s左右的落水速度溅落于离发射场约240 km的海上。航天飞机助推器回收工作过程如图1所示^[4-5]。



1-航天飞机起飞升空; 2-助推器与航天飞机分离; 3-助推器飞行至弹道最高点; 4-以纵轴垂直于速度下降; 5-引导伞拉出; 6-引导伞分离, 拉出减速伞; 7-减速伞张满; 8-减速伞分离, 拉出3个主伞; 9-主伞充气; 10-主伞全张满; 11-助推器溅落海上; 12-回收

图1 航天飞机助推器回收工作过程^[4-5]

Fig. 1 Recovery process of space shuttle booster^[4-5]

助推器降落伞回收系统中, 突出了降落伞在再入飞行过程中的气动减速作用, 伞降系统方案

中共使用了5具降落伞, 分别在再入下落的不同阶段打开。在项目研制中, 经过多次技术改进, 先是将主伞直径从35 m增至41 m, 又将引导伞改用强度更高的材料, 开伞动压达到了27.9 kPa, 并在主伞上采取了防撕措施。历经多次改进后的降落伞减速系统研发成功后至1996年年底, 在航天飞机的80次成功飞行中, 助推器回收未发现因降落伞故障而造成的失败, 回收成功率达100%。

3.1.2 美国K-1运载火箭

20世纪90年代, 美国Kistler私营宇航公司研发了K-1可重复使用运载火箭, 为两级助推构型。一子级称为发射支持平台(Launch Assist Platform), 二子级称为轨道运载器(Orbit Vehicle)。两级均采用降落伞系统进行逐级气动减速, 最终以气囊缓冲着陆的方式回收。

K-1火箭的第一级可完全重复使用, 在把飞行器升高到41.2 km的高空后, 发动机点火, 第一级分离; 约在7.62 km高度时, 弹出两具变透气流锥形带条减速伞, 伞直径为12.25 m, 采用二级收口; 约在4.257 km高度时, 减速伞拉出6具直径为47.55 m的1/4球面环帆主伞, 主伞也采用二级收口。着陆前数分钟, 4个长3.66 m、直径为2.59 m的圆柱气囊展开, 运载器着陆, 着陆冲击小于4 g^[6]。

二子级离轨时瞄准能够返回发射点附近的再入弹道, 在24.38 km高度、 $Ma=2.5$ 状态下打开一个直径7 m的稳定伞, 使二子级能够减速到亚声速状态, 在8.23 km高度时, 稳定伞分离并拉出一个直径12.25 m的一级收口带条减速伞。减速伞全张满后进行转吊挂将二子级姿态从垂直转换为水平, 在4.57 km高度减速伞分离并拉出3个直径47.55 m的两级收口环帆主伞, 在3.35 km高度主伞全张满。当二子级下降至1.5 km高度时缓冲气囊充气展开, 最终通过气囊实现着陆缓冲^[7-9]。

1998年在亚利桑那沙漠进行了降落伞系统的空投试验, 试验中主伞全部打开充满, 携带载荷安全降落至地面。K-1运载火箭原计划2002年首次试飞, 但由于项目下马未能完成飞行验证。即便如此, K-1完全可重复使用运载器回收系统的设计思想和试验方法有很多创新之处值得借鉴, 其陆地回收较海上回收设计思想更进一步。节省了回收环节的大量人力与物力, 同时回收的助推器

与降落伞未受到海水腐蚀，再次使用前的修复工作也大大减少。

3.1.3 俄罗斯能源号运载火箭

20 世纪 70 年代，苏联开展了能源号运载火箭研制，该火箭的液体助推器技术方案能够实现可重复使用。能源号运载火箭助推器的回收系统主要包括 1 个二级收口的 186 m² 引导伞、3 个 200 m² 的减速伞、3 个 1 800 m² 主伞和着陆反推发动机。由于助推器具有大长细比的特点，该技术方案中，在打开减速伞后，助推器减速下落，当助推器下落速度稳定，即实现阻力与重力平衡后，主伞与助推器由垂直状态转换为水平飞行状态。在着陆前，安装在助推器两端的反推发动机点火，在反推发动机的作用下，助推器以接近于零的速度软着陆。

该技术方案设计思路借鉴了返回式卫星和航天飞船的着陆回收思想，并针对区别于飞船大钝头锥体的大长细比柱段助推器外形，使用群伞系统与反推动力的结合，能够实现助推器的稳定着陆与回收。虽然最终因能源号运载火箭任务的下马，其技术并未得到飞行验证^[10]；但设计思路对于大长细比助推器的着陆回收设计具有借鉴意义。

3.1.4 欧洲阿里安 5 运载火箭

20 世纪 80 年代，欧空局研制新型阿里安 5 运载火箭 (Ariane 5)，其固体助推器为可重复使用设计，采用伞降形式实现助推级回收。

阿里安 5 助推器回收系统设计指标主要包括：助推器质量为 40 t、长度 31 m、直径 3 m；在海上溅落速度不超过 27 m/s；助推器入水姿态应接近垂直，不考虑风干扰时，落角小于 10°；单个助推器回收系统质量不超过 1 200 kg^[11]。

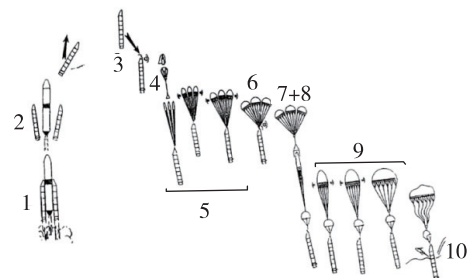
阿里安 5 助推器回收系统主要部件包括降落伞系统、控制系统、结构件和火工装置，它们均装在助推器的前部和头锥内。为了安全保险，回收系统主要部件均有自己独立的电源和控制系统，与助推器之间只有少数连接点^[11]。

阿里安 5 助推器回收过程如图 2 所示。具体过程为：火箭起飞后 126 s，在 59 km 左右的高度，助推器与芯级分离，助推器沿分离弹道继续上升到弹道顶点 150 km，然后下降，再入大气层。当助推器下降到 27~8.5 km 时，气压继电器开关动作，测高系统启动，当助推器下降到 5.2~4.8 km 时，依次打开引导伞和稳定减速伞，当助推器下

降到 2 770~1 320 m 时，切断减速伞连接带，减速伞分离，同时拉出辅助伞和主伞，助推器以小于 27 m/s 垂直速度落水，整个回收程序持续约 70 s^[11]。

阿里安 5 首次飞行试验于 1996 年 6 月完成。试验中控制系统异常，致使火箭升空 30 s 后发生故障，回收系统未得到飞行验证。此后，对运载火箭进行了多项改进，并于 1998 年 10 月开展了再次发射，助推器回收系统工作正常，一个助推器成功回收，另一个助推器在再入过程中由于姿态异常，造成气动力超过设计载荷，箭体折断，回收失败^[12-13]。

阿里安 5 助推器回收技术，充分借鉴并融合了“能源号”的设计思想，技术方案实现成功验证；但由于助推器回收的难度和技术方案的复杂性，其固有可靠性较低。



1-运载火箭发射升空；2-助推器与火箭分离；3-助推器飞行至弹道最高点，再入大气层；4-引导伞工作，分离拉出3个减速伞；5-减速伞充气；6-减速伞张满；7+8-减速伞分离拉出主伞及附加伞；9-主伞充气张满；10-助推器携主伞降落于海上

图 2 阿里安 5 助推器回收过程示意图^[12]

Fig. 2 Diagram of Ariane 5 booster recovery process^[12]

3.2 垂直回收

随着 SpaceX 公司的崛起和猎鹰系列运载火箭助推器海上回收的成功实践，垂直返回式运载火箭助推器回收技术得到业界越来越多关注。

3.2.1 美国猎鹰系列运载火箭

SpaceX 公司建立之初即矢志于重复使用运载火箭技术的不懈追求。其目的一方面是为实现商业航天发射成本的大幅降低，另一方面是为未来登陆火星奠定技术基础。该公司研制的猎鹰 9 和猎鹰重型运载火箭，均采用了助推器可控回收技术，实现了一子级的可重复使用。

猎鹰 9 一子级回收技术方案为在一子级上部增加栅格舵，用于回收飞行过程中的姿态控制，并在火箭尾部增加可折叠式着陆支架。在下落过程中，主发动机进行 3 次点火，提供反推力，实现箭

体的减速和降落。具体回收过程为：火箭发射后 3 min（高度 80 km）左右，一子级分离，箭体飞行至 140 km 的弹道最高点。之后助推器在姿控动力作用下调转方向飞向着陆场。发射后约 4.5 min，一子级第一次重启主发动机实现减速，动态调整与着陆目标点间的距离。再入大气层后，一子级再次点火持续工作时间约 20 s，在火箭反推力和大气阻力的作用下，飞行速度从 1 300 m/s 降至 250 m/s。着陆前，一子级的主发动机第 3 次点火，速度降至 2 m/s。位于助推器底部的 4 个着陆支架打开。在液压减震的作用下，减少落地冲击，从而实现软着陆，如图 3 所示。该技术方案采用的可移动海上平台由石油钻井平台改制而成，配有压载水舱和经改造的水下推进器，以保持其在大西洋中的位置，即使遇到风暴，其位置保持精度也能控制在 3 m 以内^[14-15]。猎鹰 9 于 2016 年 4 月 9 日实现了首次海上成功回收。



图 3 猎鹰 9 火箭第一级垂直回收着陆^[15]

Fig. 3 The first stage vertical recovery landing of Falcon 9 rocket^[15]

猎鹰重型是目前世界上在役运载能力最大的运载火箭，采用两级半液氧煤油构型，并捆绑两枚助推器。火箭最大直径为 12.2 m，全长 70 m，近地轨道（LEO）运载能力为 63.8 t。2018 年 2 月 7 日，猎鹰重型火箭首次验证性飞行试验，所采用的两枚助推器为此前飞行试验中回收的猎鹰 9 火箭一子级。飞行试验中，再次对芯级和两枚助推器进行了回收。两枚助推器完成工作后与芯级分离，之后进行姿态调整，在栅格舵的控制下飞回卡纳维拉尔角的海上回收平台，两枚助推器几乎同时着陆，完美回收，如图 4 所示。但是，由于芯

一级燃料不足，降落时 3 台发动机中 2 两台点火失败，芯一级以约 500 km/h 的速度坠入大海，回收失败。



图 4 猎鹰重型助推器几乎同时着陆^[16]

Fig. 4 Falcon heavy boosters landing together^[16]

猎鹰 9 火箭助推级的多次回收和重复使用，表明助推器一子级垂直降落回收技术已成熟，并使大幅降低运载火箭发射成本变为现实。同时，重复使用一子级，给猎鹰重型火箭部分助推器构型的重复使用设计奠定了基础，火箭构型中安装的 28 台发动机中有 27 台能够实现可重复使用，比例达到 96%，大幅提升了火箭的重复使用率，降低了重型火箭的发射成本。截至目前，猎鹰系列火箭已完成了超过 100 次成功发射，其中已经有两枚火箭重复使用了 9 次。该技术的突破，对于未来开展更广泛的星际探索具有里程碑意义。

3.2.2 美国新谢泼德亚轨道飞行器

美国新兴航天企业蓝源公司（Blue Origin）研制的新谢泼德亚轨道试验飞行器（New Shepard），主要由助推器和载人舱组成，起飞质量为 40 t，助推器为一台具有深度节流能力的 BE-3 液氧/液氢发动机，可将载人舱送入卡门线附近的太空边界。载人舱搭载乘客，用于开发太空旅游业务。飞行器利用助推器加速飞行到约 40 km 高度后，发动机关机，舱体分离，载人舱惯性滑行到 100 km 高度，让乘客体验微重力环境和太空风景，最后载人舱自行返回，利用降落伞减速着陆。其助推器在舱体分离后，自行飞行下降到接近地面时，发动机多次重启进行减速，并利用动力反推实现垂直返回着陆。

新谢泼德亚轨道飞行器于 2015 年 4 月完成首飞，助推器在返回过程中由于失控而坠毁未实现回收。对此，Blue Origin 公司改进了载人舱降落伞和助推器点火装置，并将助推器飞行控制的策略改进为在下落过程中优先进行降落高度判断而

非落点横向偏移校正,改进后有助于在箭体受低空气流干扰时选择合适的位置降落。2015 年 11 月,第二次飞行试验中,成功实现了助推器回收,标志着其助推器回收技术取得突破。截至 2021 年 8 月,“新谢泼德”号已完成 17 次发射任务,其中 2021 年 8 月 26 日发射的火箭已经是第 8 次使用。

作为亚轨道飞行器,相比于运载火箭,新谢泼德助推器重复使用难度相对较低。虽然回收过程无需进行姿态调整,但其研制成功标志着返回段减速控制、箭体姿态控制、着陆导航控制、回收维护再利用等关键技术已取得突破^[17],也再次证明助推器垂直回收技术的可靠性相对高于其他方式。

3.3 带翼飞回

带翼飞回技术的设计思想起源于航空领域飞机的水平着陆,不同点在于火箭助推器完成空间载荷投送使命后高速再入大气层,飞行马赫数远大于飞机。因此,运载火箭带翼飞回实现着陆回收的条件是助推器为升力体结构外形,最典型的技术实践是美国航天飞机,作为运载火箭采用该技术方式的有俄罗斯安加拉运载火箭一级助推器,由于目前大部分进入空间的运载火箭均为旋成体外形,因此该项技术途径在运载火箭助推器回收领域发展相对缓慢。

3.3.1 美国航天飞机

升力体式构型的典型代表是美国国家航空航天局(NASA)研制的航天飞机,1981 年进行首次飞行试验,累计 5 架投入使用。按设计状态,航天飞机能够实现载人飞行进入近地轨道,并执行人员和货物运送、空间试验、卫星发射和回收等任务。

执行完空间任务后,航天飞机在轨道机动系统作用下,被推离运行轨道返回地球。轨道机动系统大约工作 10 min 后,飞行高度降低到大约 120 km,航天飞机进入再入返回阶段。在地球引力与稀薄大气环境下,航天飞机不断改变偏转和俯仰角度进行机动减速,约 30 min 后,飞行马赫数从 24 降低至 3,飞行高度降低到 25 km,此时将经历最严重的气动加热过程。此后发动机关机,航天飞机进入着陆返回阶段,采用无动力滑翔的方式,进行 S 形转弯机动飞行。当高度下降到 11 km 时,进行精确飞行修正和选择跑道方向,高度逐渐下降到 5 km、距离着陆跑道约 15 km 时,

航天飞机开始瞄准跑道线,并以最大仰角达 24°的姿态急剧下滑,高度降低到 650 m 时,仰角逐渐拉平到 3°,在 150 m 高度时起落架下放,展开减速伞,以 90 m/s 的速度冲上跑道,滑行约 1.5 km 后停下,实现着陆返回,如图 5 所示。

航天飞机是目前最为成功的带翼可重复使用运载器。其回收着陆过程中,最大的挑战是再入大气所经历严酷的热环境,该风险也导致了 2003 年 2 月哥伦比亚号航天飞机返回地面时失事解体。加之 1986 年挑战者号航天飞机在起飞阶段失事,美国共损失 2 架航天飞机和 14 名宇航员。同时,由于单价高达 200 亿美元的造价,在 2011 年,航天飞机累计执行了 135 次飞行任务后,全部退役。



图 5 美国航天飞返回着陆地面跑道^[3]

Fig. 5 U. S. shuttle return to landing runway^[3]

3.3.2 美国 XS-1 实验性航天飞机

在拥有丰富的航天飞机研制经验的基础上,2017 年 5 月,美国国防高级研究计划局(DARPA)与波音公司签订协议,授权其研发 XS-1 实验性航天飞机(Experimental Spaceplane)。XS-1 虽被称为飞机,但实际上为一款带翼飞回式运载火箭。该火箭的设计状态为火箭一子级垂直起飞、水平着陆,经过一般性的维修后,数小时内就能再次发射使用,最终能够实现在 10 天内执行 10 次飞行任务。该项目的目标为:演示可重复使用能力、低成本军事和商业卫星发射及高超声速技术测试;将 1 361~2 268 kg 有效载荷发射入低地球轨道,单次发射成本不超过 500 万美元,每年至少发射 10 次;在 10 天内完成 10 次发射^[18]。2020 年 1 月,研制方波音公司突然宣布退出 XS-1 项目,DARPA 宣布重新开始招标。

3.3.3 俄罗斯安加拉运载火箭

能源号运载火箭任务下马后,俄罗斯从 20 世纪 90 年代末期开始研制安加拉(Angara)新型运载火箭,提出了两种助推器回收方案,其中一种就是贝加尔号有翼助推器方案。

贝加尔号为第一级带翼飞回式助推器，垂直起飞时机翼为折叠状态，一子级与箭体分离后展开机翼，利用安装在助推器头部的涡喷发动机推进作用下返回发射场并水平着陆。贝加尔号设计可重复使用次数高达100次，有80%的净质量可以重复使用。在2001年巴黎航展上，俄罗斯展示了贝加尔1号全尺寸试验飞行器，飞行器上装有旋转机翼、涡喷发动机、可收放起落架和自动飞行与着陆控制系统，如图6所示。贝加尔1号对射向没有限制，不会对落区产生破坏，并能与当前国际上的多数运载火箭兼容。贝加尔号在提出概念和设计方案后，研制工作便近似停滞，尚没有开展试验及工程应用。



图6 巴黎航展上贝加尔1号全尺寸试验飞行器^[19]

Fig. 6 Baikal-1 full scale test vehicle at Paris Air Show^[19]

4 技术方案总结与评价

4.1 技术难度与可靠性评价

3种运载火箭助推器回收技术方案，采取了不同的技术路线，技术难点不尽相同。

对于伞降回收技术方案，技术难点主要是大型群伞系统的充气同步性控制技术。该技术方案中，降落伞既是高速下落减速的核心途径，也起到维持大静不稳定度助推器外型稳定飞行的作用。从国外几种具体技术方案分析，伞降回收均采用了3种主降落伞实施减速稳定，如果群伞充气同步性较差，会引起开伞载荷在各伞之间分布不均，导致助推器姿态扰动，严重时会使单个或多个降落伞破坏失效。因此，群伞的充气同步性控制技术，决定了群伞的可靠性，降落伞使用越多，必然导致该回收方式可靠性的降低。

对于垂直回收技术，其技术难点主要在于助推器的液体发动机的大范围推力调节技术和着陆展开支撑机构技术。发动机在垂直返回时，预留减速用推进剂在微重力环境下面临发动机重启和推进剂流量管理的难题。由于美国在阿波罗登月

和德尔它快帆垂直回收中对于推力可调发动机研发方面积累了丰富的经验，使得SpaceX公司快速掌握了垂直回收技术，并广泛使用。从猎鹰系列火箭成功回收与重复使用的数据来看，在成熟掌握液体发动机大范围推力可调技术的情况下，垂直回收的技术可靠性将大大提高。因此，该技术成为制约垂直回收技术研发的关键。

对于带翼飞回方式，其难点在于复杂的气动外形控制与热防护系统设计技术。带翼飞回设计中，没有增加过多的动力减速系统，主要依靠升力体外形滑翔飞行再入大气层，气动舵面与姿控动力实现稳定飞行与着陆控制的技术难度大。同时，助推器再入将面临严酷的气动加热环境，给助推器返回的热防护设计带来很大挑战。因此，技术难度最大，目前仅在美国航天飞机上得到应用，在传统火箭构型中尚未成功应用。

4.2 应用前景评价

运载火箭以实现有效载荷投送为主要目的，在运载火箭上附加回收系统，对火箭的结构布局和总体设计带来影响，相应需损失运载火箭的运载有效载荷大小。初步分析，伞降回收方式，需要增加降落伞及缓冲系统，运载能力损失不超过10%；对于垂直回收，需要在火箭尾部增加着陆机构，同时需预留一定的推进剂用于返回飞行和下降过程中减速，按照不考虑返回原场估算的运载能力损失约20%；对于带翼飞回，需要结合箭体结构增加翼面、舵面及着陆系统等，对于火箭的设计影响最大，其运载能力损失也达到30%以上^[3]。

因此，从对火箭设计的影响及运载能力损失的角度分析，垂直回收相对来说影响最小，伞降回收次之，带翼飞回带来的影响最大。因此，综合技术方案可靠性与目前国外应用现状判断，垂直回收技术将是未来运载火箭助推器回收利用的主流技术选择。

5 研究启示与建议

我国在运载火箭助推器回收方面，在3个技术方向上均开展了相应的研究工作，并在近年来依托成熟运载火箭发射业务搭载开展了伞降回收、垂直回收栅格舵落点控制等验证试验，在助推器回收方面取得了突破性进展。结合上述国外技术研究分析，对于我国发展运载火箭助推器回收技

术, 提出以下思考:

1) 有必要高度重视运载火箭助推器回收技术开发的意义和拓展应用价值。虽然该技术在20世纪人类开始进入空间时就开始探索, 并逐渐应用, 但其意义的凸显, 是进入本世纪以来, 太空成为继陆、海、空之后人类活动的第四空间, 运载火箭助推器回收的意义更加凸显。特别是猎鹰系列火箭实现助推器多次回收与重复使用后, 人们将注意力更加集中于助推器回收的技术研究。助推器回收在航天发射领域能够直接降低进入空间成本, 提升商业航天发射竞争力, 对完善航天运输体系, 逐步实现自由天地往返意义重大。同时, 其技术在军事航天领域的拓展应用前景广阔, 对于空间防御武器的形成、支撑作战支援任务、提升导弹攻防对抗与体系作战能力意义重大。因此, 我国有必要高度重视助推器回收技术的研发, 加大技术攻关的投入力度。

2) 助推器回收技术发展的制约在于瓶颈技术的掌握和成熟度的提升, 我国相应的技术基础积累较为薄弱。长期以来, 国际社会普遍以运载火箭有效载荷投送能力作为衡量航天强国的重要标志之一, 因此, 我国前期在助推器回收技术领域的关注度相对较低。伞降回收技术方面, 我国具有了返回式卫星与神州系列飞船返回回收的技术积累, 基础相对较高。垂直回收技术方面, 液体火箭大范围推力调节技术等关键技术, 相比于美国在航天机主发动机 SSME (推力条件范围65%~109%)、苏联研制的液氧煤油补燃循环液体火箭发动机 NK-33 (推力调节范围为23%~115%), 美、俄联合研制的 RD-180 (47%~100%)^[18], 我国在此领域技术较为薄弱。带翼飞回的升力飞行器回收方面, 美国有5架航天飞机的研制经验, 俄罗斯在苏联时期有暴风雪号航天飞机的研制经验, 我国在该领域尚没有工程研制经验。因此, 客观认识我国在各技术方向上的研究现状, 对于确定攻关路线和规划, 具有重要的指导意义。

3) 开展技术发展统筹规划, 强化技术攻关与应用背景的结合, 分类分步开展研究攻关。伞降回收技术, 充分利用返回式卫星与飞船研究成果, 结合子级落点可控应用需求, 重点攻克群伞减速与控制技术, 实现早日工程应用。垂直回收技术, 需确定详细的技术路线与规划, 集中力量突破液体发动机大范围推力调节技术, 加大回收着陆装

置机构研发力度, 分步开展演示验证、搭载飞行, 不断提升技术可靠性, 最终实现运载火箭助推器的可靠回收与重复使用。带翼回收技术, 充分利用我国导弹研究中积累的再入气动控制与防隔热设计经验, 结合军事领域需求, 开展技术研发, 为后续项目研制铺平道路。

4) 面向应用与推广, 注重技术方案的成本改善与可靠性提升。在冷战思维推动下, 美国航天飞机的研制和服役, 将美国空间站建设与太空科学研究推向了高峰, 但其高昂的成本和较低的可靠性, 使得航天飞机最终退役。这一事实再一次提醒我们, 技术的发展和应用的生命力, 要始终需要关注成本与可靠性。助推器回收技术的推广应用, 需要关注回收系统对投送有效载荷的损失, 要关注回收后助推器使用的维修性与经济性, 只有向低成本和高可靠性的两个方向上不断正向发展, 助推器回收技术的发展才能更有生命力。

参考文献

- [1] 王芳,程洪玮,彭博.“猎鹰9”运载火箭海上平台成功回收的分析及启示[J].装备学院学报,2016(6):69-74.
- [2] 康建斌,谢泽兵,郑宏涛,等.火箭子级垂直返回海上平台制导、导航和控制技术研究[J].导弹与航天运载技术,2016(6):32-35.
- [3] 鲁宇,汪小卫,高朝辉,等.重复使用运载火箭技术发展与展望[J].导弹与航天运载技术,2017(5):1-7.
- [4] Dickinson W J. Space shuttle solid rocket booster processing and recovery operations at Kennedy Space Center[C]. American Institute of Aeronautics and Astronautics and Society of Automotive Engineers, Propulsion Conference, 1975.
- [5] Runkle R E. Space shuttle solid rocket booster lightweight recovery system[C]. AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, 1995.
- [6] 赵秋艳.K-1火箭将在2002年发射[J].航天返回与遥感,2000,21(3):5.
- [7] Taylor A P, Delurgio P R. An overview of the landing system for the K-1 launch vehicle, parachutes and airbags[R]. AIAA 97-1515,1997.
- [8] Taylor A P, Sinclair R J, Allamby R D. Design and testing of the Kistler Landing System parachutes[C]. AIAA 99-1707,1999.
- [9] Fallon II E J, Taylor A P. Landing system design summary of the K-1 Reusable Launch Vehicle[C]. AIAA 99-1720,1999.

- [10] “能源号”运载火箭助推器的回收[J].上海航天,1987(6):2.
- [11] 郑雄,杨勇,姚世东,等.法尔肯9可重复使用火箭发展综述[J].导弹与航天运载技术,2016(2):39-46.
- [12] Bos M J, Offerman J W P M. Post-flight 503 evaluation of the Ariane 5 booster recovery system[R]. AIAA 99-1704, 1999.
- [13] Astorg J M, Barreau F, Kluiver C D. The Ariane 5 solid rocket booster recovery - A technical and managerial challenge[R]. AIAA 95-1532, 1995.
- [14] 王芳,程洪玮,彭博.“猎鹰9”运载火箭海上平台成功回收的分析及启示[J].装备学院学报,2016,27(6):69-74.
- [15] 谢博.“猎鹰”9火箭回收技术正由成功走向成熟[J].太空探索,2016(9):32-35.
- [16] 胡冬生,唐琼.猎鹰重型火箭首飞分析及影响[J].中国航天,2018(3):46-51.
- [17] 刘博.美国蓝源公司实现火箭助推器重复使用[J].中国航天,2016(4):58-59.
- [18] 陈友龙.美国太空新利器[J].坦克装甲车辆·新军事,2016(2):43-46.
- [19] 中国火箭可重复使用技术再获突破—国产“嘉庚一号”带翼火箭成功发射并回收[EB/OL].http://www.360doc.com/content/19/0426/11/15447134_831566996.shtml.

引用格式: 陈志会, 宁雷, 王鹏. 运载火箭助推器回收技术分析 with 启示[J]. 宇航总体技术, 2021, 5(5): 66-74.

Citation: Chen Z H, Ning L, Wang P. The development of launch vehicle booster recovery technology [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(5): 66-74.