

Reusable Launch Vehicles and Its Key Technologies

Jiayi Liu¹, Danghui Liu²

¹Graduate School, Space Engineering University, Beijing

²Department of Aerospace Science and Technology, Space Engineering University, Beijing

Email: 995894863@qq.com

Received: May 8th, 2019; accepted: May 27th, 2019; published: Jun. 3rd, 2019

Abstract

Reusable launch vehicle is one research hot spot of the future space launch vehicles development. The development review of reusable launch vehicles is briefly introduced firstly. And then, by the partially reusable launch vehicles including vertical take-off and horizontal landing, vertical take-off and landing, the fully reusable launch vehicles including combined power reusable carrier, lift rocket powered reusable carrier, some key technologies are analyzed from structural design, power design, heat protection design and flight control design. Finally, the proposals of future development of reusable launch vehicles are presented.

Keywords

Reusable Launch Vehicles, Structural Design, Power Design, Heat Protection Design, Flight Control Design

可重复使用航天运载器及其关键技术

刘佳玺¹, 刘党辉²

¹航天工程大学研究生院, 北京

²航天工程大学宇航科学与技术系, 北京

Email: 995894863@qq.com

收稿日期: 2019年5月8日; 录用日期: 2019年5月27日; 发布日期: 2019年6月3日

摘要

可重复使用航天运载器是目前航天运载器发展的一个研究热点。本文首先简要介绍了可重复使用航天运

载器的发展概况, 然后将部分可重复使用运载器按照垂直起飞水平着陆、垂直起降两类, 将完全可重复使用运载器按照组合动力重复使用运载器、升力式火箭动力可重复使用运载器两类, 分别从结构设计、动力设计、防热设计和飞行控制设计等方面分析了其关键技术, 最后对未来可重复使用航天运载器的发展提出了设想。

关键词

可重复使用航天运载器, 结构设计, 动力设计, 防热设计, 飞行控制设计

Copyright © 2019 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

航天运载器是目前将各种航天器及航天员送入太空的唯一手段, 一般采用一次性运载火箭, 发射成本高昂。近年来, 随着小卫星技术和应用的发展, 以及国家政策的放松和商业资本的进入, 商业航天骤然兴起, 太空经济已成为推动世界经济发展的一个主要动力。但是, 一次性运载火箭高昂的发射成本大大限制了人类进入太空的能力, 不能满足人类未来探索、开发、利用太空资源的需求。自上世纪 60 年代以来, 人类开始探索发展快速、低成本、高可靠的可重复使用运载器, 截至目前也已先后研制了航天飞机、X-37B、“猎鹰”-9 火箭等部分可重复使用运载器, 并开始研制未来新一代完全可重复使用运载器, 从而在世界范围内掀起了新一轮的发展热潮。

2. 可重复使用航天运载器发展概况

可重复使用航天运载器(RLV)的概念早在 20 世纪中叶就提出来了, 但由于推进、材料、制造、回收等技术的限制, 到目前为止还没有研制出完全可重复使用的航天运载器。航天飞机是第一代可重复使用运载器, 虽然大体可以实现无损以及定点回收, 但每次回收后的维修以及测试都需要耗费庞大的人力以及物力, 并没有实现能够降低运载费用的初衷。

目前, 各国正在开展第二代可重复使用航天运载器的研究, 代表性的航天运载器有美国波音公司承制的 X-37B 试验机以及 Space-X 公司的“猎鹰”-9 号火箭[1]。X-33 等研究计划的下马, 说明单级入轨可重复使用航天运载器关键技术所面临的风险依然很大。

如今, 各国在总结可重复使用运载器研究的基础上, 都倾向于采用分步走发展策略, 以美国为例, 先发展以火箭发动机为动力的可重复使用运载器, 然后再发展以吸气式火箭组合循环发动机为动力的第三代可重复使用运载器。

未来, 商业飞机和商业运载器将没有区别: 空天飞机能够从地球上任何一个地区起飞, 通过各种方式进入轨道, 到达飞行目的地, NASA 设想的第四代可重复使用运载器可实现平常的太空旅行, 并且费用降低 1000 倍, 安全性提高 20,000 倍[1], 本文列举了各代典型的可重复使用运载器, 如表 1 所示。

2.1. 可重复使用航天运载器发展现状

可重复使用航天运载器可以按系统的级数、起降方式、所采用动力形式等多种方式分类, 而不管采用何种分类方式, 可重复特性是各国未来发展航天运载器的目标。目前为止还没有研制出完全可重复使用的航天运载器, 但部分可重复使用航天运载器已获得较大成功。

Table 1. The development of reusable launch vehicles
表 1. 可重复使用航天运载器发展概况

类型	典型运载器	发展现状及规划
第一代 可重复使用运载器	航天飞机[2]	不是理想的运载系统, 不能满足快速发展的航天应用提出的快速、可靠、廉价进入空间的要求。
第二代 可重复使用运载器	X-37B [3] “猎鹰”-9 [4] [5] X-33 [1] XS-1 [6]	发展以火箭发动机为动力的单级入轨空天飞机为最终目标, 预期达到费用降低 10 倍, 安全性提高 100 倍。
第三代 可重复使用运载器	“云霄塔” 空天飞机[7] [8] [9] X-30(NASP) [1]	目前研究工作主要集中在研究适用于以火箭发动机为基础的组循环推进系统上, 同时必须开展先进材料和先进燃料研究。

1) 部分可重复使用航天运载器

部分可重复使用航天运载器分为垂直起飞、水平着陆与垂直起降两类。其中垂直起飞、水平着陆的典型运载器有航天飞机和美国波音公司承制的 X-37B 试验机; 垂直起降的典型运载器是美国 Space-X 公司的“猎鹰”-9 号火箭。

航天飞机是第一代可重复使用的天地往返运输系统, 按照总体模式来看, 航天飞机是部分可重复使用的、水平着陆的载人航天运载器。由于航天飞机在技术上、运营上都存在问题, 尤其没有充分认识到降低运营成本对降低运载器系统全周期成本的重要性, 致使美国花费了大量的人力物力也没有实现最初的初衷, 如今航天飞机计划已经下马。

X-37B 是 NASA 第一个演示验证在轨飞行和再入段飞行的可重复使用运载器技术验证机。从严格意义上说 X-37B 也不是一架真正的空天飞机, 只是一架能像卫星、航天飞机一样能绕地球轨道飞行的飞机, 这说明美国的火箭发动机关键技术仍未达到空天飞机一级水平起飞、水平降落的标准, 甚至连二级水平起降的标准都达不到, 但其无论对于单级入轨还是两级入轨, 都可提供关键技术的演示验证。

2015 年 12 月, Space-X 公司“猎鹰”-9 号运载火箭首次实现内陆着陆场的发射回收, 在完成发射卫星任务的前提下实现运载火箭一子级回收。2017 年 3 月“猎鹰”-9 火箭采用 2016 年在海上回收后返修的一子级进行重复试验, 发动机、推进剂贮箱、电器系统均实现复用。成功发射卫星后再次实现海上回收, 标志着火箭下降一子级回收和复用技术趋于成熟。

2) 完全可重复使用航天运载器

完全可重复使用航天运载器分为组合动力重复使用运载器、升力式火箭动力重复使用运载器两类。组合动力重复使用运载器的关键技术在于验证以超燃冲压发动机为主体的吸气式组循环推进系统、先进材料、先进热防护系统、计算空气动力学和主体冷却结构等先进技术, 包括美国著名的 NASP 计划以及如今欧洲正在开展的单级入轨“云霄塔”(SKYLON)空天飞机。未来第三代可重复使用航天运载器的核心技术难度极大。

发展升力式火箭动力是当今世界各国发展可重复使用运载器分步走计划的第一步, 典型运载器有美国 X-33 试验机和 XS-1 空天飞机。其技术可行性以及对返回热环境的大幅度改善等优点使其可作为最终发展单级入轨空天飞机的过渡和切入点, 成为各国先期构建具有实际应用能力进出空间的基础平台。

2.2. 可重复使用航天运载器发展趋势

1) 国外发展趋势

发展可重复使用航天运载器, 各国纷纷制定了符合自己国情的计划, 而近期研制的 RLV 将以火箭发

动机为动力, 采用吸气式火箭组合循环发动机技术的空天飞机则是 RLV 的理想形式。其中以火箭发动机为基础、采用升力体外形的可重复使用运载器是近期 RLV 的主要研究方向。部分可重复使用运载器和多级可重复使用火箭是近期内实现 RLV 的现实途径。

2) 中国的发展规划

基于对国内外发展情况的分析, 结合中国重复使用航天运载器研究现状及技术基础, 中国重复使用航天运载器发展路线按照基于运载火箭构型的重复使用、升力式火箭动力重复使用运载器、组合动力重复使用运载器 3 条技术途径同步开展研究, 梯次形成能力, 如图 1 所示。

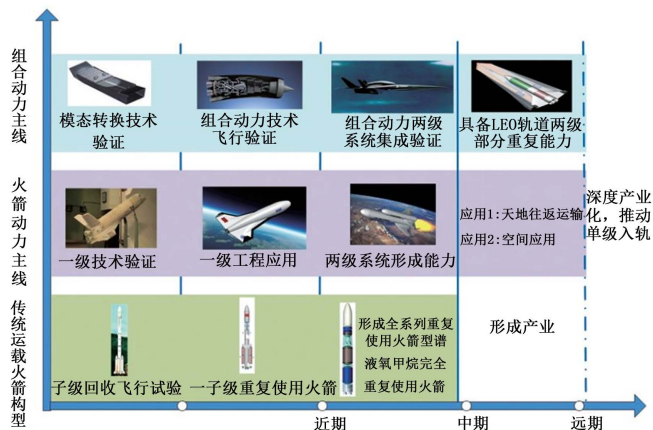


Figure 1. Development path of reusable launch vehicles in China [10]
图 1. 中国可重复使用航天运载器发展路线[10]

3. 部分可重复使用航天运载器关键技术

3.1. 垂直起飞、水平着陆模式

1) 结构设计

垂直起飞、水平着陆的航天运载器都是两级起飞模式。航天飞机的轨道器是由火箭搭载发射; 而 X-37B 试验机是作为火箭的第二级外面套上巨大的整流罩, 在入轨时整流罩脱落, 二级与一级分离。如图 2 所示航天飞机主要由三部分组成: 一个轨道器、一个巨大的外燃料贮箱和两个固体火箭助推器(SRB) [2]。X-37B 其飞控由两个液压驱动的 V 型方向升降舵(同时起方向舵和升降舵的作用), 以及装在机翼上的襟副翼提供。机身下部的机身襟翼和方向升降舵之间的一个减速板提供了下降、进场和着陆速度的控制, 其尺寸对比如表 2 所示。

Table 2. Comparison of structural dimensions between space shuttle and X-37B [2]

表 2. 航天飞机与 X-37B 结构尺寸对比[2]

X-37B		航天飞机(1980 年方案)	
结构	参数	结构	参数
机长	29ft3in	全系统长	56.14 m
翼展	14ft11in	起飞质量	2.02 × 106 kg
机翼面积	75.9 ft ²	助推器长	45.4 m
机高	9ft6in	助推器直径	3.7 m
总重	11,000 lb	轨道器长	37.2 m
空重	5300 lb	轨道器翼展	23.79 m

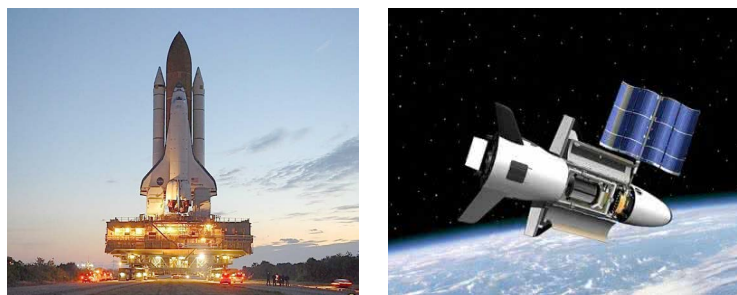


Figure 2. Structure design of space shuttle and X-37B [2]
图 2. 航天飞机与 X-37B 结构设计[2]

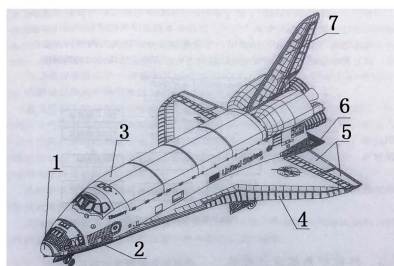
2) 动力设计

航天飞机轨道器动力系统由包括 3 台主发动机(SSME)的主推进系统、轨道机动系统和反作用控制系统组成。航天飞机主发动机是目前世界上最大的阶段燃烧液氢/液氧发动机。每台主发动机在起飞时能够提供大约 1.8 MN 的推力, 推力的调节范围为额定值的约 65%~109%, 混合比的调节范围为 5.5' ~6.5' 同时, 发动机可以提供工作过程中俯仰摆角为 $\pm 10.5^\circ$ 的摆动, 偏航、滚动摆角为 $\pm 8.5^\circ$ 的摆动[11]。轨道机动系统(OMS)可以为携带有 29.45 t 有效载荷并已与外贮箱分离的轨道器入轨、轨道转移、离轨提供 304 m/s 冲量。OMS 发动机可重复使用 100 次, 启动 1000 次, 总工作时间 15 h, 最短点火时间 2 s, 每秒可以提供 0.9~1.8 m/s 冲量。反作用控制系统(RCS)主要靠推力器喷出气体产生反作用力, 用于航天轨道器姿态调制、轨道控制。

X-37B 由一台洛克达因公司推力可调、单推力室的 AR2-3 火箭发动机推动, 其推进剂采用了过氧化氢和 JP-10 煤油, 推力约为 7000 lbf。随着 NASA 转交 X-37 项目, X-37B 的推进剂从之前无毒的过氧化氢和 JP-10 煤油换成了技术成熟的 MMH 和 N_2O_4 燃料, 虽然 MMH 有剧毒, 但是可以降低一定技术风险 [12]。

3) 防热设计

如图 3 所示航天飞机轨道器的防热系统按不同使用温区分为四个区域[13], 表面温度大于 1260°C 的区域, 如机头锥、机翼前缘采用抗氧化碳 - 碳; 表面温度为 650°C ~ 1260°C 的区域, 如机身和机翼下表面、立尾前后缘安装了高温重复使用的热防护瓦(HRSI); 表面温度为 370°C ~ 650°C 的区域, 如机身上表面(包括有效载荷舱门下部)、立尾和机身上表面近前缘区, 用了低温重复使用的热防护瓦(LRSI); 柔性表面防热材料覆盖在表面温度 370°C 以下的区域, 如有效载荷舱门、中后机身两侧和机翼上表面。总之, 美国一架航天飞机轨道器共使用了材料不同、形状各异的陶瓷防热瓦 3 万多块, 面积约 1100 m^2 , 占总面积的 98%。



1——机头锥; 2——下表面; 3——上表面; 4——翼前缘; 5——副翼; 6——体襟翼; 7——立尾

Figure 3. The heat protection system of space shuttle orbiter [2]
图 3. 航天飞机轨道器防热系统[2]

由于热防护系统的破损直接导致了哥伦比亚号航天飞机的灾难, NASA 对全部航天飞机计划其中热防护系统方面进行了调整: 在从机头锥到前起落架的机体下表面区域更换原有的高温陶瓷瓦而采用碳-碳材料覆盖, 以防脱落。

X-37B 最新的技术改进就是机体采用了全高温复合材料——双马树脂(BMI)/石墨(Graphite)复合材料, 这种材料比传统复合材料更轻且更耐高温, 从而充分降低对隔热瓦的需求。对于控制面的耐热材料主要包括两类: 先进 C/C (ACC)和 C/SiC, 这与航天飞机轨道器使用的 RCC (Reinforced C/C)是不同的, ACC 与 C/SiC 均使用了 T-300 纤维增强, 而 RCC 使用的人造纤维已不再生产使用[3]。

4) 飞行控制设计

航天飞机利用主发动机和固体火箭助推器的推力像火箭一样垂直起飞, 如图 4 所示在起飞后大约 2 分钟, 固体火箭助推器的燃料就燃烧耗尽, 并与航天飞机的余下部分分离。大约 8 分钟后, 主发动机关机, 外燃料贮箱和轨道器分离。轨道器的小发动机点火, 进行轨道机动, 进入地球轨道, 完成预定任务。轨道器准备返回地球时, 首先将掉转方向, 启动小发动机减速。离轨进入大气层后, 轨道器开始无动力滑翔, 最后水平着陆, 完成一次飞行。固体助推器与外贮箱分离后在海上溅落回收, 其降落伞系统包括引导伞(直径 3.5 m), 减速伞(直径 16 m), 3 个主伞(直径均为 35 m), 其中主伞也是重复使用装置, 并且是同等尺寸规模下唯一可翻修重复使用的降落伞[2]。

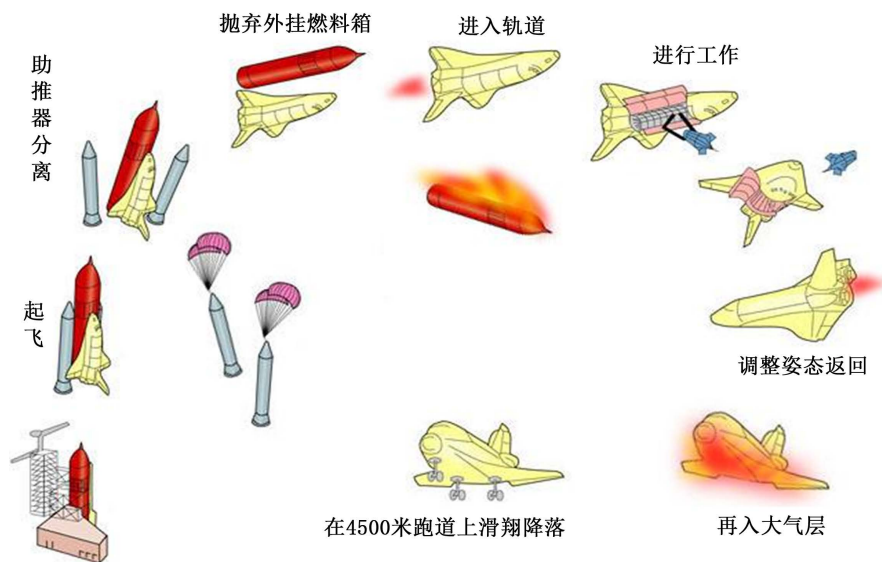


Figure 4. The whole process of takeoff and landing of space shuttle [2]

图 4. 航天飞机起飞与着陆全过程[2]

3.2. 垂直起飞、垂直降落模式

1) 结构设计

利用反推垂直起降实现可重复使用的运载器, 基本都选用传统火箭构型, 传统构型相较于带翼和升力体等复杂结构来说, 结构更简单, 更易控制。“猎鹰”-9 在一子级在箭体上增加四个用于回收转向的折叠 X 翼结构栅格翼以及四个着陆使用的缓冲支架。“猎鹰”-9 四个着陆支架采用蜂窝铝/碳复合材料, 使用高压氦气动系统控制, 在下降时可以提前打开, 提供额外的空气动力稳定性[4]。

2) 动力设计

“猎鹰”-9 一级选用 9 台 Merlin1D 发动机, 其中 1 台为中心发动机, 其余 8 台在中心发动机周围呈

环形, 这种结构简化了发动机部分的设计和组装与制造工艺。Merlin 1D 发动机使用液氧/煤油为推进剂, 相较于 Merlin 系列发动机的前几个版本, Merlin 1D 能够实现从 70% 至 100% 的节流控制, 后来经过改进, 发动机能够最低以满推力的 40% 工作。另外, Merlin 发动机的基础混合比大小由供应管道的大小控制, 少部分燃料流由一个制动器控制的节流阀调节, 可以提供混合比精细控制, 从而能够在返回过程中的变推力矢量反推控制, 具备良好的节流和中止性能。通过一子级回收复用虽然可以降低硬件成本, 但也要为此牺牲大约损失 40% 的运载能力[14]。

3) 防热设计

“猎鹰”-9 一级壳体和穹顶使用铝锂合金, 并采用可靠的焊接技术保证结构强度。级间段采用碳纤维铝芯复合结构, 二级和一级一样采用高强度铝锂合金制成。在 2017 年底推出的 BLOCK 5 型“猎鹰”-9 采用了更防热的钛制栅格翼和新型热防护涂层, 火箭发动机采用可复用的热防护材料。一级尾部加装了热防护层, 减小反推对壳体和发动机的烧蚀。

4) 飞行控制设计

“猎鹰”-9 在约 80 km 的高度火箭一二级分离, 一级惯性冲高到达最高点后, 利用 RCS 控制系统、栅格翼等进行飞行姿态控制, 最终实现陆地发射场回收。在着陆点着陆时, 一子级中心发动机启动, 减速至每秒 2 m 的着陆速度。在着陆喷射 10 秒后, 四个着陆支架打开, 完成着陆[5]。如图 5 所示为“猎鹰”-9 一级回收飞行轨迹。

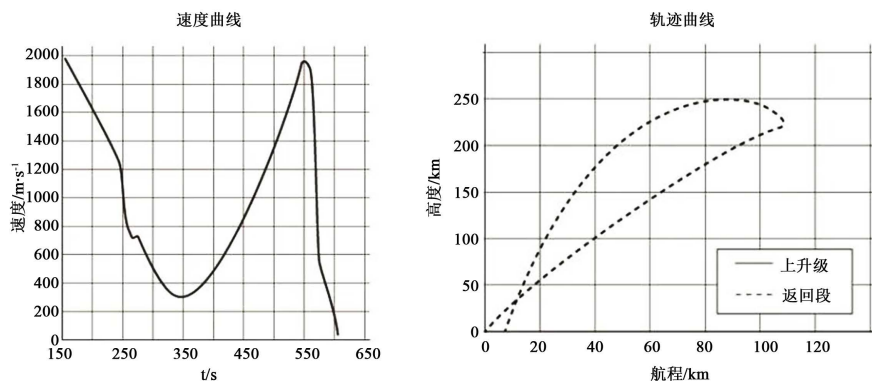


Figure 5. First class recovery trajectory of “Falcon”-9 [5]

图 5. “猎鹰”-9 一级回收飞行轨迹[5]

4. 完全可重复使用航天运载器关键技术

4.1. 组合动力重复使用运载器

组合动力重复使用运载器的关键技术在于验证以超燃冲压发动机为主体的吸气式组合循环推进系统。其中超燃冲压发动机的工作原理如图 6 所示是将高超声速空气来流吸入燃烧室, 进行减速和压缩, 然后喷入燃料(通常是碳或氢, X-30 计划采用氢), 使空气与燃料在超声速流态下混合燃烧, 燃烧后喷出物质, 产生推力[15]。

而组合动力技术是将涡轮、火箭、冲压多种先进动力进行有机融合形成一种新型动力, 能在宽广的飞行包线内为飞行器提供所需动力, 主要有 3 种组合方式: 第 1 种为火箭发动机与冲压发动机的组合, 称之为火箭基组合发动机(RBCC); 第 2 种为涡轮喷气发动机与冲压发动机的组合, 称为涡轮基组合循环发动机(TBCC), 第 3 种为涡轮喷气发动机、冲压发动机、火箭发动机三者组合, 称之为三组合发动机(SABRE)。

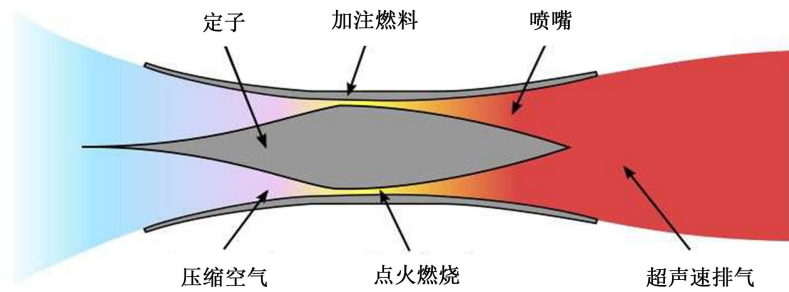


Figure 6. Working principle of scramjet engine [15]
图 6. 超燃冲压发动机工作原理[15]

组合动力发动机优势在于其充分利用了大气, 减少了氧化剂携带量。其最佳工作范围为大气稠密的空间, 约为 0~30 km, 而 30 km 以上组合动力发动机需自身携带氧化剂和燃料, 与火箭发动机完全相同。天地往返航天运输要达到 200 km 以上的轨道高度, 30 km 以上大气密度下降至 1%, 主要依靠火箭动力实现推进。30 km 以下能量占比为 20%~30%, 组合动力的优势主要体现在此区间[10]。

1) 结构设计

“云霄塔”(SKYLON)空天飞机是英国喷气发动机有限公司于 1994 年提出的一种水平起降、单级入轨空天飞行器。其与现有飞行器相比算是庞然大物, 如图 7 所示它长约 83.3 m, 翼展 25.4 m, 理论起飞质量约为 345 t; 而美国航天飞机(轨道器)全长仅 37.24 m, 翼展 23.79 m, 满载质量约为 102 t。采用半硬壳式结构是“云霄塔”空天飞机机身设计的重要创新, 在许多方面与齐柏林(Zeppelin)飞艇相似。其主要承力结构是采用碳纤维增强塑料复合材料制成的桁架结构[7]。

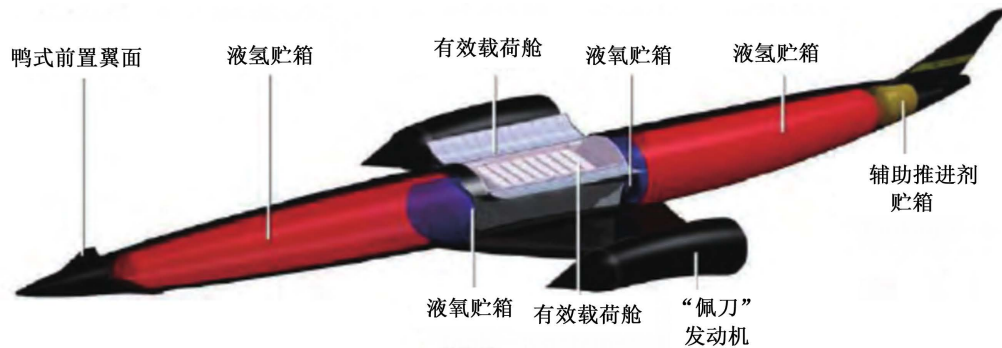


Figure 7. Structure design of "SKYLON" [9]
图 7. “云霄塔”结构设计[9]

2) 动力设计

“云霄塔”(SKYLON)空天飞机的成败取决于“佩刀”发动机的研发。其主要由进气道、燃烧室、热交换系统(含预冷器)、压气机和尾部喷管等部分构成。发动机工作时有两种推进模式, 以液氢为燃料和冷却剂。飞行速度在马赫数 0~5.5 时采用吸气式模式, 发动机以液氢为燃料和冷却剂, 采用以氦为冷媒的封闭循环高效热交换系统冷却来流; 在更高马赫数时采用火箭模式, 发动机以自身携带的液氢/液氧为推进剂。这种发动机相较于传统的纯火箭发动机而言有效地降低了入轨速度需求。纯火箭需要达到相当于约 9200 m/s 的速度(7700 m/s 的轨道速度和 1500 m/s 的各种轨道损耗)才能进入近地轨道, 而“佩刀”发动机在吸气模式下可提供约 1500 m/s 的轨道速度和补偿约 1200 m/s 的轨道损耗, 因此, 火箭模式下仅需提供 6500 m/s 的速度[8], 本文给出了“佩刀”发动机的主要参数, 如表 3 所示。

Table 3. Main parameters of “Saber” engine [7]**表 3.** “佩刀” 发动机主要参数[7]

参数名称	参数值
吸气状态最大推力/KN	2×1350
吸气模式比冲/(m/s)	35000
火箭发动机最大推力/KN	2×1800
火箭发动机比冲/(m/s)	4500
使用寿命/次	200

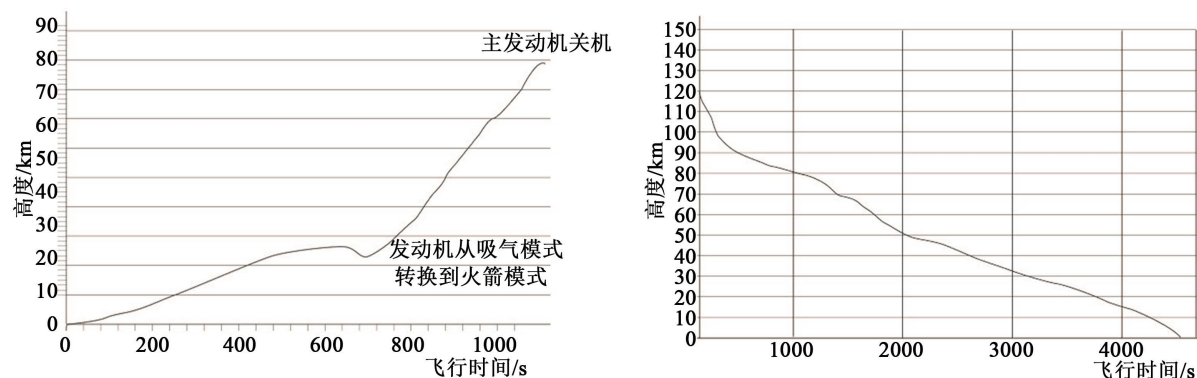
3) 防热设计

“云霄塔”空天飞机的气动外壳采用被动辐射冷却技术，这样在上升段飞行期间，可使外壳最高温度达到 582°C 。再入期间通过实时测量并进行闭环反馈动态控制飞行轨迹，使外壳温度保持在 727°C 以下。

“云霄塔”空天飞机的机身蒙皮厚度为 0.5 mm ，采用简单的波纹板冲压技术。波纹可增强气动外壳纵向弯曲刚度和强度，使机体结构允许热膨胀位移，同时也能增强机身表面的摩擦阻力。气动外壳采用碳化硅(SiC)波纹板增强玻璃陶瓷材料，其模型成型仅需简单的热压操作[7]。

4) 飞行控制设计

“云霄塔”在静止条件下，发动机采用吸气模式点火操作，燃烧液氢燃料和预先冷却的压缩空气，从跑道上滑跑起飞。起飞后持续飞行约 11.5 min ，到达高度 26 km ，速度 Ma 达到 5.5 ，推进系统切换到纯火箭动力系统。在火箭动力下迅速爬升 4.75 min 后，主发动机关机，达到距地面 80 km 高度。随后，“云霄塔”释放主推进剂贮箱内的残余推进剂，继续沿着弹道轨迹飞行 44 min ，达到 300 km 高度的远地点。在返回阶段，轨道机动系统(OMS)发动机点火执行制动燃烧工作，以便实现合适的再入速度向量，通过一系列 S 型转弯(与航天飞机轨道器相同)实现无动力滑翔下降返回到指定着陆场[9] (图 8)。

**Figure 8.** The ascending and descending paths of “SKYLON” [9]**图 8.** “云霄塔” 上升段和下降段轨迹[9]

4.2. 升力式火箭动力重复使用运载器

1) 结构设计

升力式火箭动力重复使用运载器可以采用单级入轨也可以采用两级并联形式入轨。如图 9 所示其中 X-33 技术验证机是采用升力体外形的单级入轨空天飞机，其原型来自一种由洛克希德马丁公司设计的全尺寸 RLV，称为“冒险之星”，X-33 的外形就是“冒险之星”的 $1/2$ 缩比型(实际约为 57%)。XS-1 是两

级并联构型, 一级背负着上面级。在气动布局方面与 X-37B 相似, 都不是纯升力体设计, 采用所谓的“混合机体”设计, 钝头锥外形机体和细长的边条翼、切尖三角翼的组合使其既能承受再入气动加热, 又能提供水平着陆所需的足够升力[6]。

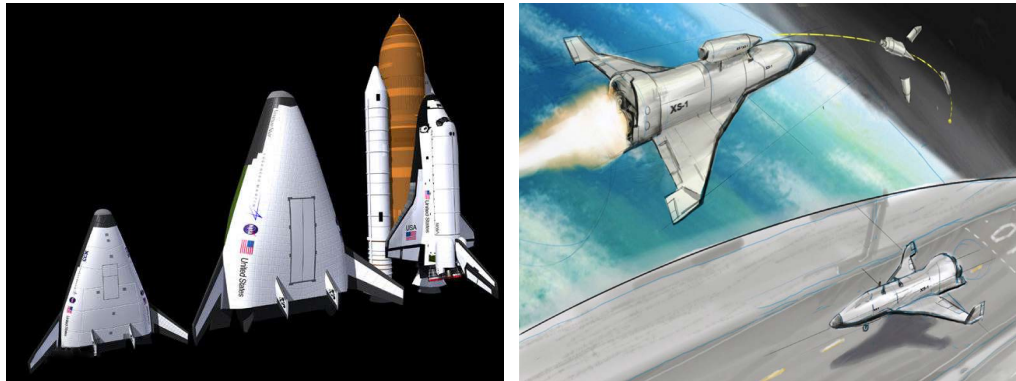


Figure 9. Structure design of X-33 [1] and XS-1 [6]
图 9. X-33 [1] 与 XS-1 [6] 外形设计

2) 动力设计

X-33 在技术上的一个较大突破是首次采用了性能卓越的塞式喷管发动机, 称为 XRS-2200 线形塞式喷管发动机(Linear Aerospike Engine), 如图 10 所示。与普通火箭发动机不同, 塞式喷管发动机呈 V 型布局, 涡轮泵要成组安装于 V 型体的空心部分。塞式喷管发动机几何结构和飞行器有机结合, 能够减轻重量, 同时塞式喷管发动机良好的高度补偿特性, 有利于提高发动机比冲[1]。而 XS-1 空天飞机装配为两台 Space-X 公司的 Merlin1D 发动机。

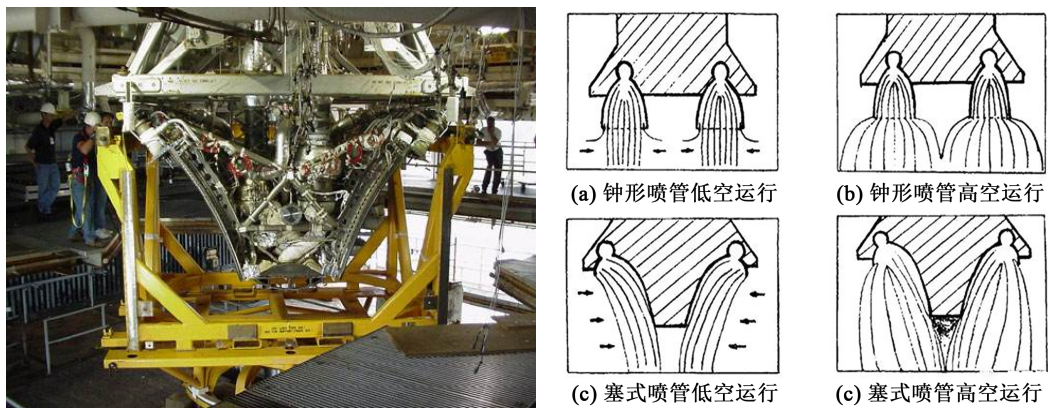


Figure 10. Structure design of plug nozzle engine [1]
图 10. 塞式喷管发动机结构设计[1]

3) 防热设计

X-33 试验机采用了比航天飞机更为先进的热防护系统, 主要是采用罗尔公司研制的金属基碳-碳防热材料, 这种金属基碳-碳防热材料非常轻, 比航天飞机上的陶瓷瓦轻得多, 而且大幅度降低了飞行后维护、整修的工作量。在高温区拟采用因康镍(Inconel)合金蜂窝, 它由 0.152 mm 厚的因康镍耐高温合金箔铺在金属蜂窝两面, 内部填充绝热纤维封装而成, 当外部温度高达 927℃时, 内部温度仅为 177℃。在较低温区采用钛合金蜂窝结构, 飞行器大部分下表面温度低于 704℃, 采用钛合金防护[1]。

XS-1 和 X-37B 类似, 都采用复合材料机身, 在温度最高的机翼前缘和鼻翼区, 采用增韧纤维增强抗氧化复合材料(TUFROC)。TUFROC 是一种新型的热防护材料, 已能够成熟应用于飞行器的高温区, 可以经受 1697℃ 的高温, 并且能够在高温条件下保持坚韧的气动外形。在次高温区机体迎风面等, 选用增韧纤维隔热涂层浸渍陶瓷瓦(TUFI/AETB); 在低温区机体背风面等, 选用可重复使用保形隔热毡(CRI Blankets), 隔热毡材料结构性性质保证飞行器的气动外形及热防护的耐久性。在最外层机身采用一种坚硬光滑的涂料, 可以产生更小的阻力, 从而在一定程度上降低机体表面温度[6]。

4) 飞行控制设计

X-33 为垂直发射, 水平着陆, 预期能够达到大约 60 英里的高度, 最高速度可达 13 Ma, 虽然是亚轨道飞行器, 但可以经历真正入轨面临的相似的飞行环境来验证可重复使用运载器系统及其性能。XS-1 具体返回方案没有对外公布, 大致与 X-37B 返回方式相似, 都是采用水平降落的方式, 在再入过程中首先无动力滑行, 随后利用翼伞减速降落。

5. 未来可重复使用航天运载器发展设想

可重复使用航天运载器技术是一门正在迅速发展的高技术, 它是人类对太空不断探索的智慧结晶, 它的研制涉及的关键技术有很多, 而且有些问题有其特定的先进性和复杂性, 很难确定未来的可重复使用航天运载器一定是何种形式。现就未来最有可能实际应用的可重复使用航天运载器提出如下设想:

1) 采用升力体结构外形, 多种减速方式相结合

升力体结构外形具有高容积效率和较低后机身阻力的特点, 气动稳定性和空气热动力性也很好, 可以大幅度降低再入返回速度从而使得再入返回热环境大幅度改善, 主发动机工作时间可大幅缩短, 更有可能实现低成本目标。

对于可重复使用运载器, 其在返回阶段的受热分析, 气动力分析一直是整个运载器能否重复使用的关键, 这对运载器的耐热材料, 气动构型设计提出了巨大的要求, 采用单一的减速方式不能满足运载器返回阶段对速度的控制。可以采用发动机反推, 翼伞减速或者氦气球减速, 结构变形(类似于“猎鹰”-9 的栅格翼)以及缓冲气囊着陆等手段相结合的方式。

中国运载火箭技术研究院近年来一直在试验群伞加气囊缓冲降落的回收系统, 另外还有基于大型冲压翼伞的回收系统[16], 目前还处于探索和部分演示验证阶段。我国目前在伞降回收技术方面已较为成熟, 例如大型群伞技术、超声速开伞技术等[17]。

2) 推进系统当前倾向于采用直排式塞式喷管发动机或三组元发动机

直排式塞式喷管发动机性能高, 可以充分配合升力体外形, 是 RLV 比较理想的推进系统。塞式喷管的矩形结构, 可以实现发动机与运载器机体的一体化设计, 降低系统重量, 减少飞行阻力。运载器上升过程中高程变化导致的环境背压巨大差异会严重地影响发动机的效能, 而直排式线性喷管结构一侧约束受限产生推力, 另一侧由于不受限能膨胀到当地大气压, 如此自适应了不同飞行环境, 确保运载器发动机在海平面、高低空都能高效地工作, 所以说直排式塞式喷管发动机是为了运载器单级入轨而生。

三组元发动机的特点是采用两种燃料、一种氧化剂, 所以又称为双燃料发动机。在相同的室压条件下, 三组元发动机的结构质量比氢/氧发动机低 10%~25%。此外少量液氢(推进剂总流量的 6%)的加入, 不仅可以提高冷却性能, 允许更高的燃烧室压力, 也可以改善燃烧稳定性。三组元发动机充分继承了液氧/液氢、液氧/煤油发动机的研制经验, 相比于以超燃冲压发动机为主体的吸气式组合循环推进系统, 三组元发动机是风险小、技术效益高、能在近期内发展成功的新型动力装置, 也是未来单级入轨 RLV 较好的动力系统。

3) 可重复使用运载器采用两级并联, 依次回收

相比于单级入轨, 采用两级并联的形式, 是近期最有可能出现的可重复使用运载器构型。在发射场垂直发射, 一、二级均可采用升力体构型, 一级背驼二级在完成各自任务后依次水平降落至指定着陆场, 也可以仅一级采用升力式构型, 背驼一次性运载火箭二级形成有效载荷快速、低成本入轨能力。

对于火箭子级的回收, 除了可以采用“猎鹰”-9 的垂直返回方式外, 采用运载火箭附带的降落伞或者翼伞是另一种重复使用技术路线。近年来, 基于冲压翼伞的运载器回收方案发展迅猛, 2001 年 12 月 13 日 X-38 试验机 V-131R 与 NASA 的德莱顿(Dryden)飞行试验中心完成第八次自由飞行试验, 在海拔 13.7 km 的高空投放, 在离开飞机 1 min 后(下降约 5 km 时)打开降落伞, 将其速度由 960 km/h 减低至 96 km/h, 然后打开一个 700 m² 左右的翼伞, 经过 12 min 的平缓下降后, 以不到 64 km/h 的速度在爱德华兹空军基地的罗杰斯干湖床着陆, 实现了翼伞系统在大型航天器精确定点以及无损回收上的应用[12]。

参考文献

- [1] 王振国, 罗世彬, 吴建军. 可重复使用运载器研究进展[M]. 北京: 国防科技大学出版社, 2004.
- [2] 彭小波. 美国航天飞机的设计与实现[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2015.
- [3] 张如飞, 石晓荣. 轨道试验飞行器 X-37B 再入飞行关键技术[J]. 飞航导弹, 2012(11): 38-43.
- [4] 刘博, 申麟. “猎鹰”9 火箭一子级海上回收试验成功及成本分析[J]. 中国航天, 2016(5): 22-25.
- [5] 牟宇, 王俊峰, 陈宇, 等. 美国 Space X 公司猎鹰火箭创新技术的启示[J]. 飞航导弹, 2016(6): 3-8.
- [6] 陈友龙. 美国太空新利器——XS-1 空天飞机[J]. 坦克装甲车辆, 2016(4): 43-46.
- [7] 单文杰, 惠俊鹏, 黄世勇. 英国“云霄塔”空天飞机揭秘[J]. 国际太空, 2012(1): 6-12.
- [8] 张绍芳, 叶蕾. 云霄塔项目受多方关注原因简析[J]. 中国航天, 2017(4): 30-34.
- [9] 康开华. 英国“云霄塔”空天飞机的最新进展[J]. 国际太空, 2014(7): 42-50.
- [10] 重复使用航天运输系统发展与展望——微信公众号(空天大视野 Aerospace Vision).
- [11] Thompson, J.R. (1980) Space Shuttle Main Engine. Test Plan Technology Test Bed Program. Rockwell International Corp., Tousand Oaks, 70(Suppl 1): S75.
- [12] 段卓毅. X 系列飞行器概览[M]. 北京: 北京航空工业出版社, 2017.
- [13] 关春龙, 李焱, 赫晓东. 可重复使用热防护系统耐热结构及材料的研究现状[J]. 宇航材料工艺, 2003, 33(6): 7-11.
- [14] 杨开, 曲晶, 才满瑞. 2017 年国外航天运载器发展分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2018(1): 32-35.
- [15] 闫杰, 于云峰, 凡永华. 吸气式高超声速飞行器控制技术[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2015.
- [16] 黄伟. 运载火箭伞降回收着陆技术概述[J]. 航天返回与遥感, 2017, 38(3): 1-12.
- [17] 高树义, 黄伟. 中国航天器回收着陆技术 60 年成就与展望[J]. 航天返回与遥感, 2018, 39(4): 70-78.

知网检索的两种方式:

1. 打开知网页面 <http://kns.cnki.net/kns/brief/result.aspx?dbPrefix=WWJD>
下拉列表框选择: [ISSN], 输入期刊 ISSN: 2330-474X, 即可查询
2. 打开知网首页 <http://cnki.net/>
左侧“国际文献总库”进入, 输入文章标题, 即可查询

投稿请点击: <http://www.hanspub.org/Submission.aspx>

期刊邮箱: jast@hanspub.org