

垂直着陆重复使用运载火箭对动力技术的挑战

高朝辉^{1,2}, 刘 宇¹, 肖 肖², 汪小卫², 申 麟²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191;

2. 中国运载火箭技术研究院 研发中心, 北京 100076)

摘 要: 运载火箭采用垂直着陆方式实现重复使用的需求对火箭各分系统提出了新的挑战, 而动力系统面临的挑战最大。垂直着陆重复使用运载火箭要求发动机提供正常的上升段推力外, 还需提供运载火箭子级垂直着陆回收过程中的平稳减速力和稳健控制力, 因而要求发动机具备可重复使用、大范围推力调节、二次起动、适应回收环境等多种能力, 并具备较低成本。本文介绍了美国 SpaceX 公司开展 FALCON 9 系列运载火箭一子级垂直着陆回收技术研究和相关飞行试验的最新进展, 研究并提出了垂直着陆重复使用运载火箭对动力技术的需求。

关键词: 运载火箭; 液体火箭发动机; 重复使用技术; 推力调节; 二次起动

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 03-0001-06

Challenge to propulsion technology for vertical landing reusable launch vehicle

GAO Zhao-hui^{1,2}, LIU Yu¹, XIAO Xiao², WANG Xiao-wei², SHEN Lin²

(1. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Research & Development Center, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: To meet the reusable requirements of the vertical landing launch vehicle, each subsystem faces new technical challenges, especially for the propulsion system. Besides the normal ascent thrust, the vertical landing reusable launch vehicle should provide the force for steady deceleration and robust control during the recovery process of the landing. Hence, the rocket engine should be capable of reusability, thrust variation in a large range, secondary start-up, adaption to environment and low cost. The latest developments about research and flight experiment of first stage vertical landing recovery technology of the FALCON 9 launch vehicle made by SpaceX Corporation are introduced in this paper. Based on this, the requirements of propulsion system are researched and listed for the vertical landing reusable launch vehicle.

Keywords: launch vehicle; liquid rocket engine; reusable technology; thrust adjustment; secondary start-up

收稿日期: 2015-02-13; 修回日期: 2015-03-26

作者简介: 高朝辉 (1976—), 男, 博士研究生, 研究员, 研究领域为运载火箭总体设计与研发

0 引言

目前,世界上现役运载火箭都是一次性使用。但是,实现运载火箭重复使用的梦想早在运载火箭出现之初就已经提出。运载火箭要实现重复使用,可靠安全的回收是第一步。伞降回收和垂直返回是运载火箭子级回收的两种主要技术途径。伞降回收已经成功运用于我国的“神舟”载人飞船返回舱、美国航天飞机固体助推器等多项工程任务^[1-3];而垂直返回则在麦道公司的“德尔它快帆”(DC-X/XA)以及 SpaceX 公司的“蚱蜢”可重复使用验证机中得到了初步考验。近期,SpaceX 公司利用 FALCON 9 系列运载火箭执行发射任务的机会,进行了多次旨在实现一级可靠垂直着陆回收试验。相较而言,采用垂直着陆的回收方式比采用伞降回收的技术难度更大。尤其值得注意的是,以垂直着陆技术实现火箭的子级回收,将对运载火箭的动力系统提出很高的技术要求,主要包括发动机的二次起动和大范围推力调节等。

1 FALCON 9 系列运载火箭总体以及动力系统方案

1.1 火箭总体方案

FALCON 9 系列运载火箭是 SpaceX 公司在 FALCON 1 小型运载火箭基础上研制的两级液体运载火箭^[4]。

FALCON 9 系列火箭有 FALCON 9V1.0 型、V1.1 型、重型以及重复使用 R 等构型。

FALCON 9 V1.0 型由 SpaceX 公司于 2005 年开始研制,2010 年 6 月实现首飞。V1.0 型火箭为两级液体火箭,最大箭体直径 3.6 m,起飞质量约 352 t,全长 55 m,近地轨道运载能力约为 9.9 t,地球同步转移轨道运载能力约为 4.5 t。火箭一子级使用 9 台隼(Merlin)-1C 液氧/煤油发动机(海平面推力 556 kN),二子级使用 1 台隼-1C 真空型发动机。

FALCON 9 V1.1 型火箭(参数见表 1)于 2013 年 9 月 29 日首次发射,相比 V1.0 型,V1.1

型火箭使用了新型隼-1D 发动机(海平面推力提高至 620.5 kN),一子级 9 台发动机由棋盘式布局变为圆形布局,并使用了加长型贮箱,火箭全长增加到 68.4 m,近地轨道运载能力为 10 t 级。

FALCON 9 重型将一子级作为通用芯级,在 V1.1 型的基础上捆绑 2 个通用芯级,其 200 km、28.5°倾角轨道运载能力为 53 t。

FALCON 9R 火箭是将 V1.1 型火箭的一子级和二子级重复使用,完成任务后的一子级、二子级均垂直着陆返回发射场。经检查修复、组装并加注燃料后,可重新执行发射任务。FALCON 9R 火箭的运载能力将比一次性使用火箭的运载能力降低 40%以上。

1.2 动力系统方案

FALCON 9 V1.1 火箭的一子级采用 9 台隼-1D 发动机。单台隼-1D 发动机的海平面推力为 620.5 kN,真空比冲为 3 041 m/s。发动机可工作在 70%~100%推力工况之间,并具备二次起动能力。一子级飞行过程中采用发动机冗余,即如果一台发动机出现故障,火箭仍能完成任务。隼-1D 发动机采用燃气发生器循环,总体方案较简单,但比冲性能较低。其性能参数与现役其它液氧/煤油发动机的比较情况见表 2。

火箭二子级采用 1 台隼-1D 真空型发动机,真空推力为 801 kN,比冲为 3 335 m/s。该发动机由一子级隼-1D 发动机改进而成,其 90%以上的组件都与隼-1D 相同,采用再生冷却燃烧室,但辐射冷却喷管面积更大,以提高真空比冲。2012 年,SpaceX 公司成功试验了隼-1D 真空型发动机。2013 年,开始用于 FALCON 9 V1.1 火箭。

2 FALCON 9 V1.1 火箭一子级回收试验

为了验证 FALCON 9 系列运载火箭一子级箭体的垂直回收技术,SpaceX 公司结合 FALCON 9 V1.1 火箭的飞行,截至 2015 年 4 月为止共进行了 6 次一子级回收试验^[5-8]。根据其预先设定的试验目标,6 次试验有 3 次成功、3 次失败。

表 1 FALCON 9 V1.1 运载火箭主要参数
Tab. 1 Main parameters of FALCON 9 V1.1 launch vehicle

级数	参数名称	数 值
总体性能	总长/m	68.4
	直径/m	3.66
	总起飞质量/t	505.85
	总推进剂加注量/t	459.8
	起飞推力(海平面)/kN	5 585
	LEO 运载能力/t	9.9
	GTO 运载能力/t	4.9
一子级	发动机	9 台隼-1D
	长度(含级间段)/m	43
	直径/m	3.66
	推进剂	液氧/煤油
	推进剂加注量/t	393.8
	发动机工作时间/s	180
	单台发动机推力/kN	620.5
	真空比冲/(m/s)	3 041
二子级	发动机动力循环方式	燃气发生器循环
	发动机	1 台隼-1D 真空型
	长度(含级间段)/m	43
	直径/m	3.66
	推进剂	液氧/煤油
	推进剂加注量/t	66
	发动机工作时间/s	375
	发动机推力/kN	801
	真空比冲/(m/s)	3 335
	发动机动力循环方式	燃气发生器循环

第 1 次试验中，主要目的是验证一子级发动机在高速返回环境下的再次起动能力，以及返回过程的姿态控制能力。一子级分离后再入大气层前，3 台发动机已经成功起动，验证了在高速返回环境下发动机的二次起动能力。返回过程中，因姿控发动机能力不足导致箭体旋转，旋转产生的离心力使推进剂管理装置失效，主发动机提前

关机，试验失败。

第 2 次试验中，一子级安装着陆支架，并采用更强能力的姿控发动机，携带更多姿控推进剂，成功消除了箭体返回过程中的滚转。一子级分离后的控制、发动机二次起动均取得成功。验证了分离后一子级的姿态控制技术、推进剂管理技术、发动机二次起动技术以及推力调节技术。

表 2 隼系列发动机与其他发动机性能比较

Tab. 2 Performance comparison of Merlin series engines and others

参数名称	隼-1C	隼-1D	NK-33	RD-180
海平面推力/kN	556	620.5	1 512	3 826
真空推力/kN	/	690	1 680	4 150
海平面比冲/(m/s)	2 628	2 757	2 914	3 051
真空比冲/(m/s)	2 982	3 041	3 247	3 314
燃烧室压力/MPa	6.6	9.7	14.7	25.7
混合比	2.2	2.2	2.55	2.72
结构质量/kg	/	/	1 240	5 520
长度/mm	2 865	/	3 710	3 580
直径/mm	1 432	/	1 490	3 000
喷管面积比	14.5	16	27.7	36.9
推力调节范围	/	70%~100%	50%~115%	47%~100%
循环方式	燃气发生器循环	燃气发生器循环	补燃循环	补燃循环
研制时间	2008~2010	2011~2012	1963~1968	1994~2000
研制单位	SpaceX	SpaceX	萨马拉	NPO
用途	猎鹰 9	猎鹰 9	N-1/阿塔瑞斯	宇宙神 5

第 3 次试验中,一子级未安装着陆支架,分离后经进行一系列机动,以受控模式软着陆在大西洋上。

第 4 次试验中,一子级增加了栅格翼控制装置,并使用海上移动回收平台进行着陆与回收。试验中,从高超声速到亚音速阶段,栅格翼都正常工作,一子级在返回过程中的姿态得到了有效控制,并精确落入预定目标区域。但着陆前,由于一个栅格翼耗尽了液压油,导致箭体在着陆时姿态偏斜,以 45 度角砸在了海上着陆平台上。此次飞行试验虽然着陆失败,但动力系统的相关起动、推力调节、推进剂管理和供应等相关技术都得到了验证。

第 5 次试验中,吸取了第 4 次试验的教训,

栅格翼的液压油增加了 50%,在返回过程中一系列动作都正常开展,栅格翼工作正常,但由于天气的影响,没有开展海上平台的着陆试验,而是以竖直受控状态着陆于大西洋上。

第 6 次试验中,按计划一子级分离后将在导航系统指引下降落至位于太平洋的回收平台,但一子级回收没能取得成功。据马斯克 Tweets 的公布消息,一子级在飞行 2.5 min 后与一子级分离,分离 6~7 min 后,一子级成功落到海上平台指定位置,但由于侧向速度超过设定值的原因,一子级在与平台接触后,发生了翻滚,导致箭体损坏,回收失败,具体失败原因还未公布。

6 次试验的时间、试验成败、试验概况以及关键技术验证情况见表 3。

表 3 FALCON9 V1.1 火箭一子级回收试验情况
Tab. 3 Results of first stage recovery experiment of Falcon9 V1.1 launch vehicle

时间	试验成败	试验概况	关键技术验证情况
2013.09.29	失败	第 1 次主发动机二次起动成功;返回中,因姿控发动机能力不足导致箭体旋转,使推进剂管理装置失效,主发动机提前关机	验证了一子级发动机在高速返回环境下的二次起动能力
2014.04.18	成功	一子级设置了着陆支架,采用了更强的姿控发动机,并携带了更多的姿控推进剂,成功消除了箭体返回过程中的滚转,一子级分离后的控制、发动机二次点火试验取得成功	验证了一子级分离后的控制技术和推进剂管理技术
2014.09.21	成功	一子级未设置着陆支架,分离后,经一系列机动,以受控模式溅落在大西洋	
2015.01.10	失败	一子级增加了栅格翼控制装置,使用海上移动回收平台进行着陆与回收。由于一个栅格翼耗尽了液压油,导致箭体在着陆时姿态偏斜,以 45 度角砸在了海上着陆平台上	初步验证了栅格翼与发动机联合的控制技术
2015.02.12	成功	栅格翼的液压油增加了 50%,栅格翼工作正常,但受天气影响,没有开展海上平台的着陆试验,而是以竖直受控状态着陆于大西洋上	除着陆支架技术外,充分验证了垂直返回过程中的其余关键技术
2015.04.15	失败	一子级分离 6~7 min 后,成功落到海上平台指定位置,但由于侧向速度超过设定值的原因,一子级在与平台接触后,发生了翻滚,导致箭体损坏,回收失败	初步判断着陆过程的高精度控制技术仍然存在问题,尚未得到充分验证

3 动力系统的技术特点分析

从上述试验情况分析可以看出,要实现运载火箭的垂直着陆重复使用,动力系统的作用至关重要,必须突破以下关键技术。

3.1 箭体返回过程推进剂管理技术

为实现垂直着陆,FALCON 9 系列火箭子级再入时,贮箱内部会保留减速着陆任务所需的推进剂。为保证主发动机正常起动与工作,需要对返回过程中贮箱内部推进剂进行管理,具体包括两个方面:

- 1) 再入过程中和垂直降落过程中,在发动机起动前,贮箱内部推进剂处于一个微重力的环境,稍有干扰,将会剧烈运动,影响发动机重新启动。
- 2) 根据定点返回发射场或海上发射平台的

要求,自由落体一段时间后,子级需处于垂直可控状态,按飞行惯性,此时推进剂会集中在贮箱顶部,需要采取措施使推进剂沉底,以供发动机正常工作。

3.2 发动机重复使用技术

为满足回收后的重复使用要求,发动机在设计时应重点考虑各部组件的强度和抗疲劳性能,以及发动机的操作性、检测性及维护性等,其技术难点主要是:

- 1) 发动机部组件的重复使用技术。包括涡轮泵、推力室的工作温度、压力等参数优化^[9],长寿命、多次起停的结构与材料优化等。此外,还要考虑对回收过程的力、热环境的适应性。
- 2) 发动机检测、评估与维护技术。在发动机薄弱部位设置高可靠的传感器和检测窗口,获得相关信息,评估发动机产品状态和剩余寿命。

优化发动机再次使用前的操作流程,缩短处理流程;进行必要的维修,达到再次使用要求。

3) 发动机健康监控与故障诊断技术。在发动机工作时监测压力、转速、温度、振动、压力脉动等数据,实时判定工作状态,及时判定故障的部位、类型、原因、严重程度、影响等,采取降低工况、关机等措施,提高发动机的可靠性。

3.3 泵压式发动机大范围推力调节技术^[10]

要实现子级的垂直着陆回收,发动机大范围的推力调节能力必不可少,这对发动机的燃烧室、涡轮泵、阀门等各部组件均有较高要求,其难点主要有以下几点:

1) 需要实现大范围推力调节的发动机系统配置。为实现推力调节,需要对发动机开展静态特性和动态特性分析,确定相对合理、可行的发动机推力调节方案。

2) 需要适应大范围推力调节的发动机喷注器。发动机推力调节能力要求过宽,推力室及燃气发生器喷注器的性能就会偏离额定设计工况,极有可能引发不稳定燃烧。此外,对额定工况的大幅偏离还会对喷注、燃烧、雾化等过程的效果带来较大影响,进而降低燃烧效率,造成比冲下降。所以,适应推力调节的喷注器技术是发动机研制过程中主要技术难点之一。

3) 需要适应大范围推力调节的发动机涡轮泵。当发动机工况偏离设计点时,涡轮泵特性曲线会随之发生偏离,进而引起做功能力以及整体效率的降低。同时,涡轮泵轴承和密封、转子动力学设计指标、壳体强度等均需适应大范围的工况变化。

4) 大范围调节器技术。大范围调节器技术是实现发动机推力调节能力的关键技术之一。发动机推力调节范围以及偏差要求与调节器的精度直接相关。

3.4 二次点火起动技术

垂直着陆运载火箭返回时,通过发动机二次起动,提供返回动力。为此,需要解决燃烧装置的二次点火和发动机二次起动问题。

1) 燃烧装置的二次点火技术。重复使用液体火箭发动机一般采用液氧/煤油、液氧甲烷或液

氧液氢,均为非自燃推进剂,发动机的推力室和燃气发生器均需要点火,为此需要重新构建发动机系统,增加点火系统、设置吹除装置。

2) 发动机二次起动技术。起动过程是大推力泵压式液体火箭发动机研制的重点和难点,对返回时二次起动的发动机,还需要解决热泵起动问题、低入口压力下的起动问题和高抗气蚀泵等技术难题。

3.5 发动机低成本设计和制造技术^[11]

虽然发动机可以通过重复使用来降低成本,但是也要贯穿低成本的设计思路和方法,采用相对简单的总体方案设计,就会易于控制设计、制造成本。

1) 发动机总体优化设计技术。针对总体的设计指标要求,尽量采用简化设计方案,与总体共同开展发动机的方案优化设计,以最优的成本实现任务要求的指标。

2) 发动机部组件通用化设计和制造技术。发动机批量制造,尤其是部组件,在通用化设计的前提下可以实现一型组件适应多种发动机,从设计和生产角度实现最优化。

4 结论和建议

运载火箭以垂直着陆方式实现重复使用对动力技术提出了新的需求,要求发动机具备重复使用、大范围推力调节、二次起动、适应回收环境以及低成本等多种功能。动力系统的设计难度大幅度增加,将面临新的挑战。

具备上述能力,并能够满足工程应用的火箭发动机是实现运载火箭重复使用的基础和关键。建议相关运载火箭总体和动力研制单位积极跟踪 SpaceX 公司的进展情况,及早启动相关关键技术预先研究,并将总体与动力的技术攻关和技术验证相结合,相互促进提升,发挥最大效益。

参考文献:

- [1] 杨勇,王小军,唐一华.重复使用运载器发展趋势及特点[J].导弹与航天运载技术,2002(5):15-19.

(下转第45页)

- 的研究[J]. 系统仿真学报, 2004, 16(6): 1260-1265.
- [7] 姜启源, 谢金星, 叶俊. 数学模型[M]. 北京: 高等教育出版社, 2011.
- [8] WATSON I. Case-based reasoning is a methodology not a technology[J]. Knowledge Based Systems, 1999, 12(5/6): 303-308.
- [9] CHENG C B. A fuzzy inference system for similarity assessment in case-based reasoning systems: an application to product design[J]. Mathematical and Computer Modeling, 2003, 38(3/4): 385-394.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 6 页)

- [2] POWELL R W, LOCKWOOD M K, COOK S A. The Road from the NASA Access-to-Space Study to a Reusable Launch Vehicle, IAF-98-V.4.02 [R]. USA: AIAA, 1998.
- [3] MARTINEZ H E. Lessons learned from the design certification and operations of the space shuttle integrated main propulsion system(IMPS), NASA/JSC-CN-24087[R]. USA: NASA, 2011.
- [4] BJELDE Brian, CAPOZZOLI Peter, SHOTWELL Gwynne. The SpaceX Falcon 1 launch vehicle flight 3 results, future developments, and Falcon 9 evolution, IAC-08-D2. 1.03[R]. [S.l.]: IAC, 2008.
- [5] CLARK Stephen. Rocket landing experiment on tap after SpaceX cargo launch [EB/OL]. [2014-12-17]. <http://spaceflightnow.com>.
- [6] 新浪科技. SpaceX 首次火箭回收失败: 砸坏回收船设施 [EB/OL]. <http://tech.sina.com.cn/d/s/2015-01-10/doc-icc2mvun4878576.shtml>, 2015-01-10/2015-03-15.
- [7] 新浪科技. SpaceX 火箭发射成功回收再受挫: 驳船未到
- 位 [EB/OL]. <http://tech.sina.com.cn/d/s/2015-02-12/doc-iaavxeafs/074323.shtml>, 2015-02-12/2015-03-15.
- [8] 网易科技报道. SpaceX 回收火箭着陆失败 航天低成本化任重道远 [EB/OL]. <http://tech.163.com/15/0415/04/AN7FR6OS000915BD.html>, 2015-04-15/2015-04-15.
- [9] ACCETTURA A G, MASCANZONI F, IERARDO N. Investigations and considerations about reusable LOX/HC engines as key technologies for future launch vehicles, AIAA 2002-3846 [R]. USA: AIAA, 2002.
- [10] 张小平. 补燃循环发动机推力调节研究[J]. 火箭推进, 2008, 34(4): 1-5.
- ZHANG Xiao-ping. Investigation on the thrust regulation of staged combustion cycle engine[J]. Journal of rocket propulsion, 2008, 34(4): 1-5.
- [11] 丁丰年, 张恩昭, 张小平. 液体火箭发动机低成本设计技术[J]. 火箭推进, 2007, 33(3): 1-5.
- DING Feng-nian, ZHANG En-zhao, ZHANG Xiao-ping. Low cost design technology of liquid rocket engine[J]. Journal of rocket propulsion, 2007, 33(3): 1-5.

(编辑: 王建喜)