

垂直起降运载火箭总体方案研究

李 杨 刘 昶 王吉飞 李春晓 曾玉琴 应群伟

(上海宇航系统工程研究所,上海,201109)

摘要: 垂直起降运载火箭研制是航天与航空技术的一次融合,相对于传统一次性火箭而言,其研制是对运载火箭总体设计理念的革新。本文从运载火箭总体设计角度出发,结合工程研制实际,通过垂直起降火箭一二级分离、推进剂管理、气动设计、弹道优化设计等方面的风险评估及约束条件分析,结合具体方案设计,对垂直起降火箭与传统火箭总体设计的差异及难点进行了分析,给出了建议,同时阐述了对垂直起降运载火箭总体设计的思考。常规运载火箭成熟的设计理论和技术,需要增加新的约束和进行改进后才可适用于垂直起降火箭方案设计。

关键词: 垂直起降;运载火箭;方案

中图分类号:V475

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2019)S-0001-06

General Design Study of Vertical Takeoff and Landing Launch Vehicle

LI Yang, LIU Chang, WANG Jifei, LI Chunxiao, ZENG Yubin, YING Qunwei

(Aerospace System Engineering Institute of Shanghai, Shanghai, 201109, China)

Abstract: The development of vertical take-off and landing launch vehicle is a fusion of aerospace and aviation technology. Compared with the traditional expendable launch vehicle, its development is an innovation of the general design concept of launch vehicle. Combined the actual project development, this article from the perspective of the general design of the launch vehicle, research the secondary stage separation, propellant management, aerodynamics design, the ballistic optimization design of risk assessment and analysis of constraints of the vertical take-off and landing rockets. The differences and difficulties of general design between vertical take-off and landing launch vehicles and traditional launch vehicle are analyzed. At the same time, this paper considers the general design of the vertical take-off and landing vehicle and gives suggestions. Conventional rocket mature design theory and technology need to increase new constraints and improvement, so that they can be applied to design vertical take-off and landing launch vehicle.

Key words: vertical take-off; launch vehicle; overall programme

垂直起降运载火箭与目前一次性运载火箭相比,最大的区别在于一子级在完成上升段飞行之后,通过一级发动机多次起动工作,利用发动机推力及气动力,一子级精确定点垂直返回至指定位置,达到重复利用一子级的目的,从而降低进入空间的成本。此外,对于我国大多数发射场均处于内陆的国情而言,垂直起降运载火箭可以同时彻底解

决困扰我国多年且日趋严峻的落区安全问题。

由于垂直起降运载火箭可以显著降低进入空间的成本,该项技术受到众多国内外私营航天公司的青睐,其中影响最大的是太空探索技术公司(Space Exploration Technologies, SpaceX)的猎鹰9火箭(Falcon 9)和蓝色起源公司的新谢帕德号^[1]。新谢帕德号是首个飞跃卡门线后定点返回的运载

收稿日期:2019-04-09;修订日期:2019-06-20

作者简介:李杨,男,高级工程师,E-mail:25105635@qq.com。

引用格式: 李杨,刘昶,王吉飞,等. 垂直起降运载火箭总体方案研究[J]. 南京航空航天大学学报,2019,51(增刊):1-6.
LI Yang, LIU Chang, WANG Jifei, et al. General Design Study of Vertical Takeoff and Landing Launch Vehicle[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(S): 1-6.

火箭,但其主要为试验研究及技术展示,由于气飞行高速和速度与真实的火箭发射尚有一定差距,其距离工程应用还有一段距离^[2]。2015年12月22日,SpaceX成功发射新型火箭Falcon 9 FT,将11颗美国轨道通信公司的卫星送入预定轨道,并在发射后10 min后完美地在地面回收了火箭一子级,创造了世界航天史上第一次火箭发射卫星后成功回收历史^[3],在世界航天范围内掀起了重复使用运载火箭研制的热潮。中国航天科技集团公司以及部分中国民营航天企业近年来也开展了大量的关键技术研究,但尚未进行飞行试验,从而部分与常规运载火箭差异较大的细节技术未被广泛的识别和重视,在后续工程实施过程中容易引起方案的反复甚至颠覆。本文针对垂直起降运载火箭在型号研制过程中的部分总体层面的细节技术进行识别和分析,阐述对总体设计的思考。

1 垂直起降运载火箭构型设计

与常规一次性火箭类似,垂直起降运载火箭根据不同的运载能力需求,主要构型包括独立芯级构型及捆绑构型,通常为二级或三级状态。使用我国现有较为成熟的新一代发动机,通过进行动力系统的部分改进,可以设计一款具备一子级垂直起降运载能力的运载火箭。

火箭采用两级构型,一级起飞推力280 t,二级推力18 t,一子级箭体直径3.35 m,二子级箭体直径2.9 m,采用单层共底贮箱,全箭总长约41 m。火箭定位为前场返回,一子级发动机具备3次工作能力(一次上升段工作,返回段工作两次),返回段发动机推力调节范围为12~16 t。为提高运载能力,增加返回段的气动阻力,返回一子级设置减速板。火箭主要性能参数见表1。

表 1 全箭性能参数
Tab. 1 Launch vehicle performance parameter

序号	项目名称		第一级	第二级	返回段
1	加注后总质量/t		201.802	30.054	
2	起飞质量/t		201.276	30.049	29.544
3	停火点质量/t		59.598	4.998	19.544
4	卫星质量/kg			1 500	
5	卫星整流罩质量/kg			1 080	
6	名义直径/m		3.35	2.9	3.35
7	理论长度/m	常温	40.6	17.7	22.3
8	推力/kN		2 800.2	180	300.2
9	比冲/(m·s ⁻¹)		2 928.8	3 336.584	2 781.7
10	发动机混合比		2.601	2.513	2.513
11	增压秒流量/(kg·s ⁻¹)	氧化剂	3.4	0.2	0.4
		燃料	—	—	—
12	推进剂密度/(kg·L ⁻¹)	氧化剂	1.146 1	1.146 1	1.146 1
		燃料	0.836 5	0.836 5	0.836 5

垂直起降运载火箭的飞行剖面见图1,上升段与目前常规一次性火箭基本一致,增加的任务剖面主要集中在一二级分离后的一子级动作,包括:

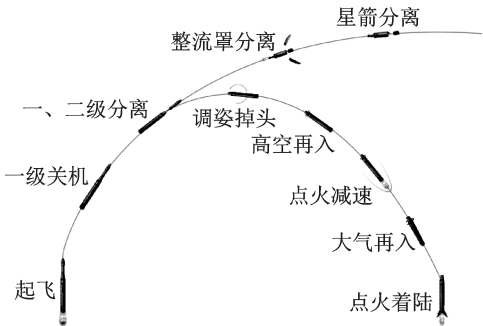


图 1 垂直起降运载火箭飞行剖面示意图
Fig.1 Schematic of the flight profile for vertical takeoff and landing launch vertical

(1) 一二级分离后,二子级继续工作将卫星送入制定轨道,同时一子级采用辅助动力系统或者 RCS 等进行调整姿态,将箭体尾部调整至火箭运动方向;

(2) 在进入大气层前,打开栅格舵和减速板等气动组件;

(3) 一级发动机工作,降低一子级返回的马赫数;

(4) 一级发动机关机后,箭体已进入大气层,利用气动阻力进行箭体的减速,同时利用栅格舵摆动控制火箭的运动姿态;

(5) 在着陆前,一级发动机再次点火工作直至箭体着陆,控制箭体着陆的姿态和速度;

(6) 着陆前着陆缓冲系统展开,使箭体平稳

着陆。

2 垂直起降运载火箭方案研究

我国多家研究单位近年来对垂直期间重复使用火箭研制的关键技术开展了大量的梳理和分析,对火箭飞行的全任务剖面进行研究,主要包括高精度返回制导技术、大质量高性能着陆缓冲技术、大热流防护技术等7项重大关键技术,文献[1-5]对其开展了大量的研究,在本文中不再赘述。

除引起运载火箭研制领域共识的重大关键技术之外,在进行垂直起降运载火箭型号深入研制的过程中,发现部分由于飞行任务剖面的不同导致一些非常成熟的常规运载火箭总体设计技术或设计标准不适用于垂直起降火箭研制,需要进行适应性的改进,比较典型的包括返回弹道优化设计、返回气动设计、分离方案设计、推进剂管理方案设计、返回电气系统设计等。

2.1 返回气动设计

对于我国目前常规一次性运载火箭而言,气动设计的主要目的主要包括为弹道计算提供气动阻力设计输入以及为载荷设计提供气动载荷计算输入。

针对一子级返回运载火箭气动设计,除上述两个目的之外,返回一子级更需要利用气动力进行减速、机动。运载火箭总体设计也从单纯的克服气动力带来的不利影响转变为利用气动力的合理利用,相应的各项气动偏差选取、计算状态等均有较大的改变。气动设计时需要结合发动机能力,统筹考虑机动能力与减速能力的矛盾,合理配置减速板及栅格舵的面积。

对我国而言,垂直起降运载火箭气动设计更大的难点其计算精度要求较以往常规运载火箭而言更高,但真实的实验数据极少,对建模仿真能力要求更高。此外,火箭上升段气动计算与返回段气动计算在机理上有较大的不同,需要进行关注。主要的差异包括:

- (1) 钝面体超音速气动计算;
- (2) 带发动机喷流的气动计算。

此外,考虑到姿态控制模型及弹性模型的使用,还需要对气动数据的线性化方法进行研究。图2给出了返回段一子级一个状态的压力分布图,箭体处于滑行姿态,发动机不工作,钝面体指向运动方向,箭体底部承受较大压力,对底部载荷设计提出更高的要求,同时需要较大的伺服力矩,均需要在总体设计时统筹考虑。减速板提供了较大的气动阻力,但抑制了箭体的机动能力,降低了栅格舵

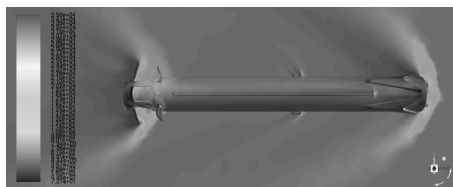


图2 垂直起降火箭返回滑行段压力分布图

Fig.2 Pressure distribution map of vertical takeoff and landing rocket in return sliding section

的舵效,对制导控制、稳定控制提出了新的要求,总体设计需要统筹优化设计。

2.2 返回弹道优化设计

我国目前的弹道设计技术非常成熟,在运载火箭领域、探月、探火、小行星探测等诸多领域均处于国际领先地位。对于一子级返回运载火箭设计而言,弹道优化设计需要统筹上升段与返回段的参数匹配,同时根据系统工程理论,弹道设计需要综合考虑分系统研制难度的约束。简而言之,对于垂直起降运载火箭的弹道设计而言,需要增加返回段过载、动压、发动机起动时间等各项约束,部分约束条件对于全箭性能影响较大,在进行总体方案设计时,需要进行统筹考虑。

以返回段推进剂消耗量最少为目标函数进行优化,返回段飞行时序如表2所示。为降低动力系统密封要求,设置了轴向过载的约束函数,为降低载荷并考虑热环境条件等影响,设置了返回段动压的约束函数。返回段过载及动压如图3—4所示。

表2 返回段主要飞行时序

Tab.2 The main flight program for the return section

飞行时序	t/s	t^*/s
调姿段开始点	149.500	0.000
调姿段结束点	373.500	224.000
减速段开始点	373.500	0.000
减速段结束点	457.894	84.394
大气再入段开始点	457.894	0.000
大气再入段结束点	504.168	46.274
着路段开始点	504.168	0.000
着路段结束点	548.699	44.531

2.3 一二级分离设计

常规一次性运载火箭的分离技术主要包括热分离技术及冷分离技术,多采用工程算法或者机械系统动力学自动分析软件(Automatic dynamic analysis of mechanical system, ADAMS)的动力学仿真计算开展工作^[6-8],经过多年的型号应用,技术非常成熟,因而在进行垂直起降火箭方案论证的过程中,极少有研究单位对分离技术进行关注。但对于垂直起降重复使用火箭而言,一二级分离主要有

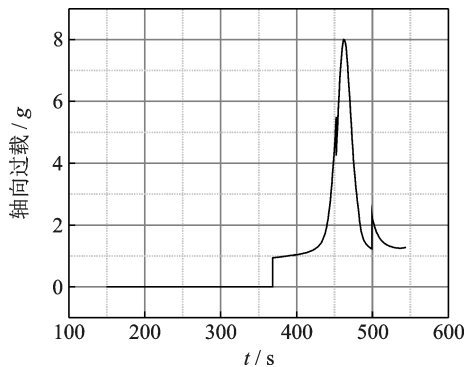


图3 轴向过载曲线

Fig.3 Axial load factor curve

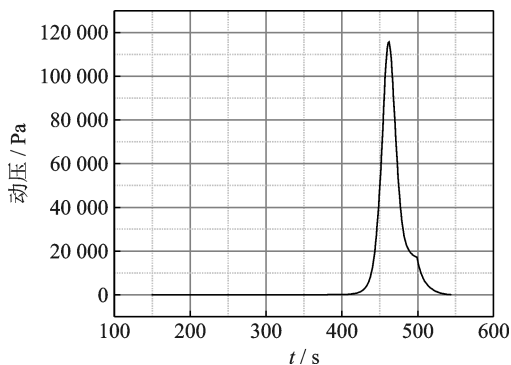


图4 动压曲线

Fig.4 Dynamic pressure curve

如下状态的不同:

(1) 垂直起降火箭一子级由于需要安装着陆缓冲系统、栅格舵系统、返回用控制系统等,同时考虑到返回段热流较常规火箭通常高出一个数量级,防热质量有较大增加,同时还要考虑返回过程需要使用的推进剂,因此在一二级分离后,一子级的重量较常规一次性火箭的重量大幅上升,从目前的研制经验来看,同等规模的运载火箭,垂直起降火箭一二级分离点时刻一子级重量是常规火箭的2~3倍,对分离速度影响较大。

(2) 垂直起降运载火箭一二级分离后,一子级需要继续工作,分离过程中兼顾推进剂管理,即一子级的返回火箭产生的负向过载不能超出推进剂管理的能力。

(3) 一二级分离后需要拉开足够的距离,确保一子级可以承受二级发动机点火时的喷流(包括防热和稳定控制);如图5所示,二级发动机点火对一子级箭体内外均产生力、热冲击,需要在设计时进行考虑。

(4) 由于分离速度的降低,二级发动机点火对一级干扰等因素,二子级失控时间增长,需要综合评估稳定控制和运载能力的损失。

(5) 由于分离速度的降低,需要在一子级贮箱

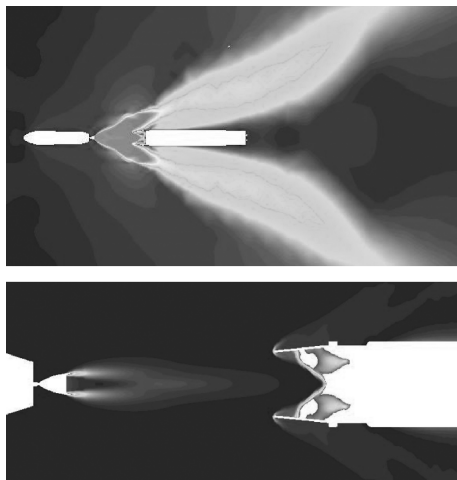


图5 二级发动机点火对一子级的冲击

Fig.5 Lash of the second stage engine to the first stage engine

内采取措施,降低分离过程的晃动干扰。

基于如上考虑,为尽可能降低二级发动机点火对一子级的冲击,一二级分离设计可采用冷分离方案,适当降低一子级反推火箭推力,增加二子级正推火箭推力,适当以牺牲运载能力的代价延后二子级点火时间,稳定系统需要考虑二子级延迟点火过程的控制算法。经优化设计后,分离速度-时间曲线及分离间隙-时间曲线如图6、7所示,可以满足一二级分离的需求,但分离时间、分离间隙安全裕度较目前常规一次性运载火箭均有所降低。

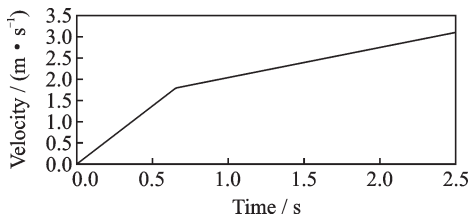


图6 分离速度-时间曲线

Fig.6 Separation speed-time curve

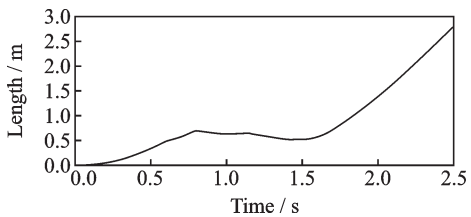


图7 一二级分离间隙-时间曲线

Fig.7 Separation gap-time curve

2.4 推进剂管理设计

一次性运载火箭推进剂管理一般应用于多次起动的末子级,典型的管理方案包括连续正推管理、间断正推管理、蓄留器管理、膜片式贮箱管理等方案^[9-11]。

垂直起降重复使用火箭而言,推进剂管理的任

务剖面较传统上面级的推进剂管理更为复杂,主要表现在:

(1) 一二级分离过程中,由于一级反推火箭的工作及二级发动机点火对一子级的冲击力,一子级产生负过载,状态较传统上面级的零过载更为苛刻。

(2) 一二级分离后,一子级需要进行调头的大范围姿态运动,而传统上面级姿态较为稳定,不存在大的姿态干扰。

(3) 一子级贮箱直径较大,剩余推进剂液位较低,而传统上面级贮箱多采用球形贮箱或者小直径贮箱,贮箱液位较高,对推进剂晃动的容忍能力更强。

对垂直起降运载火箭的推进剂管理而言,主要的任务集中在一二级分离开始至一子级发动机再次点火的过程中,发动机关机后箭体已在大气层内运动,由于气动阻力的存在,不需要额外进行推进剂管理。从典型弹道分离,推进剂管理时间为230 s左右,较传统上面级滑行时间短,因而可以在这一过程中采用连续正推的方案,但考虑到推进剂液位较低,且存在一二级分离过程中及调姿过程中存在较大的干扰,如果气体进入到输送管内部,在短时间内较小的正推力无法使其顺利排出,发动机启动会存在风险,因而需要使用一个较小的蓄留装置,确保在大的干扰过程中,气枕气体无法进入输送管。在连续小推力正推的情况下,使用蓄留器与不使用蓄留器的推进剂运动情况见图8。

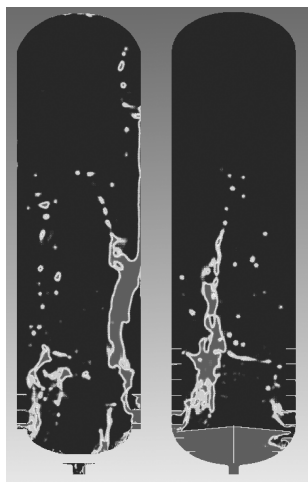


图8 一二级分离后推进剂状态

Fig.8 Propellant state after first and second stage separation

3 结 论

垂直起降运载火箭本质上是航天技术与航空

技术的无缝结合,各个系统及专业之间的联系较以往更为紧密,常规的运载成熟技术在垂直起降火箭的设计中往往存在较大的风险与不足。因而在总体方案设计时,需要对每一个事件的细节进行全面的分析,充分评估风险与代价,从总体的角度合理的提出分系统的设计要求,才能顺利推进垂直起降火箭的研制。

本文以垂直起降火箭气动设计、一二级分离、推进剂管理等方面的设计细节出发,结合垂直起降的总体方案,阐述了对垂直起降运载火箭总体设计的思考。

参考文献:

- [1] 崔乃刚,吴荣,韦常柱,等.垂直起降可重复使用运载器发展现状与关键技术分析[J].宇航总体技术,2018,2(2):27-42.
CUI Naigang, WU Rong, WEI Changzhu, et al. Development and key technologies of vertical takeoff vertical landing reusable launch vehicle [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2018, 2(2): 27-42.
- [2] 徐大富,张哲,吴克,等.垂直起降重复使用运载火箭发展趋势与关键技术研究进展[J].科学通报,2016,61(32):3453-3463.
XU Dafu, ZHANG Zhe, WU Ke, et al. Recent progress on development trend and key technologies of vertical take-off vertical landing reusable launch vehicle [J]. Chinese Science Bulletin, 2016, 61 (32) : 3453 - 3463.
- [3] 鲁宇,汪小卫,高朝辉,等.重复使用运载火箭技术发展展望[J].导弹与航天运载技术,2017,5:1-7.
LU Yu, WANG Xiaowei, GAO Chaohui, et al. Progress and prospect of reusable launch vehicle technology [J]. Missiles and Space Vehicles, 2017, 5: 1-7.
- [4] 冯韶伟,马忠辉,吴义田,等.国外运载火箭可重复使用关键技术综述[J].导弹与航天运载技术,2014,5:82-86.
FENG Shaowei, MA Zhonghui, WU Yitian, et al. Survey and review on key technologies of reusable launch vehicle abroad [J]. Missiles and Space Vehicles, 2014, 5: 82-86.
- [5] 肖杰,张明,岳帅.新型垂直起降运载器着陆支架收放系统设计与分析[J].机械设计与制造工程,2017,46(3):30-35.
XIAO Jie, ZHANG Ming, YUE Shuai. Design and analysis on new landing support of vertical takeoff/landing launch vehicle [J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2017, 46(3): 30-35.

- [6] 李超,范健,胡春波.火箭级间分离过程流场数值模拟[J].宇航总体技术,2017,1(1):49-53.
LI Chao, FAN Jian, HU Chunbo. Numerical simulation of the flow fields for the stage separation of the multi-stage rocket[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2017, 1(1): 49-53.
- [7] 张健,翟章明,周一磊,等.运载火箭分离与自控联合仿真方法研究[J].四川兵工学报,2015,36(12):14-17.
ZHANG Jian, ZHAI Zhangming, ZHOU Yilei, et al. Research on co-simulation method with stability control and separation of launch vehicle[J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2015, 36(12): 14-17.
- [8] 翟章明,周一磊,王旭刚,等.火箭复杂分离连接结构的动力学仿真方法及应用[J].载人航天,2016,22(3):328-333.
ZHAI Zhangming, ZHOU Yilei, WANG Xugang, et al. Study and application of dynamic simulation method for complex rocket stage separation and connection structure[J]. Manned Spaceflight, 2016, 22(3): 328-333.
- [9] 刘桢,褚桂敏,李红,等.运载火箭上面级微重力环境下的推进剂管理[J].导弹与航天运载技术,2012,4:20-26.
LIU Zhen, CHU Guimin, LI Hong, et al. Propellant management of rocket upper stage in microgravity environment[J]. Missiles and Space Vehicles, 2012, 4: 20-26.
- [10] 褚桂敏.低温上面级滑行段的推进剂管理(上)[J].导弹与航天运载技术,2007(1):27-31.
CHU Guimin. Propellant management of cryogenic upper stage during coast(Part 1)[J]. Missiles and Space Vehicles, 2007(1): 27-31.
- [11] 褚桂敏.低温上面级滑行段的推进剂管理(下)[J].导弹与航天运载技术,2007(2):24-29.
CHU Guimin. Propellant management of cryogenic upper stage during coast(Part 2)[J]. Missiles and Space Vehicles, 2007(2): 24-29.

(编辑:孙静)