

关于重型运载火箭若干问题的思考

龙乐豪¹, 郑立伟²

(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: 重型运载火箭涉及众多关键技术, 研制难度大, 研制周期长。针对重型运载火箭研制过程中的几个问题进行了思考, 包括动力类型选择、重型火箭模态试验、动力系统试车、测发模式以及产业基地布局与建设等方面, 提出重型运载火箭后续研制过程中的技术难点以及应对措施设想。

关键词: 重型运载火箭; 模态试验; 动力系统试车; 测发模式

中图分类号: V421

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080(2017)01-0008-05

Consideration of Some Issues on the Heavy Launch Vehicle

LONG Le-hao¹, ZHENG Li-wei²

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

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

Abstract: The heavy launch vehicle (HLV) relates to many key technologies in that it is a long term and difficult project. In this study, for the heavy launch vehicle development, several considerations are provided such as the propellant type, the modal test design, the engine system test, the mode of test and launch, and the location for HLV production and construction. It also suggests the main key technologies and solutions for HLV in the future development.

Key words: Heavy launch vehicle; Modal test; Engine system test; Mode of test and launch

0 引言

重型运载火箭(代号 CZ-9)是我国建设航天强国的重要标志,是实现“两个一百年”发展目标中的重大科技创新活动,也可能是我国化学推进最大能力的终极火箭型号。

经过近10年的论证,我国重型运载火箭的总体方案已经基本收敛,该总体方案已获得国家国防科工局等上级单位认可,进入关键技术攻关、方案深化论证及方案设计阶段,并取得了以10米级直径整体锻环^[1]、500吨级推力液氧煤油发动机涡轮泵与发生器联试^[2]、3米直径分段装药固体发动机试验成功^[3]为代表的阶段性成果,为后续工程研制奠定

了初步基础。由于重型火箭几何尺寸、整体规模大,在研制过程中必将面临很多新问题需要研究,本文针对重型火箭动力类型选择、全箭振动试验、动力系统试车、测试发射模式、产业基地布局与建设等问题进行了探讨。

1 总体构型中发动机类型的选择

1.1 国外情况

动力系统是运载火箭的核心组成部分,选择了某种发动机,火箭的基本性能就确定了。按照国外重型火箭研制历史来看,美国土星V运载火箭为三级串联构型,各级分别采用了液氧煤油发动机、不

收稿日期:2017-03-15;修订日期:2017-03-31

作者简介:龙乐豪(1938-),男,中国工程院院士,主要从事运载火箭总体设计研究。

同型号的氢氧发动机;俄罗斯 N-1 火箭为四级串联构型,各模块动力系统均采用了液氧煤油发动机;美国航天飞机采用了固体助推器和氢氧发动机的并联构型;能源号火箭助推器采用了液氧煤油发动机、芯一级采用了氢氧发动机;美国星座计划中的战神 5 火箭为并联构型,采用了固体助推器,芯一级和芯二级采用了氢氧发动机;美国在研的 SLS 1 火箭为并联构型,助推器采用固体发动机,芯级采用了氢氧发动机。

纵观国外重型运载火箭,各国采用的动力类型各不相同,但从构型发展规律来看,各国均由最初的串联构型发展为捆绑助推器的并联构型;而对于并联构型,助推器动力类型主要集中为液氧煤油发动机或者固体发动机两种。

1.2 重型火箭动力类型选择

根据人类已经达到的火箭推进技术水平,重型运载火箭采用并联构型的总体方案显然是合理的。但并联方案中的助推器采用液体还是固体推进剂,往往要根据各国不同的工业技术水平而定,事实上美国采用固体助推为主,而苏联/俄罗斯几乎只采用液体助推器。鉴于重型火箭最主要的特征之一是运载能力大,因而要求推力也大;而实现大推力最简单有效的办法是采用固体火箭助推器,从理论上讲,其推力大小与装药量成正比,只要多装药就可实现大推力的要求。相对大推力的液体火箭助推器,固体火箭助推器研制难度小得多、投入也少,目前我国已掌握研制千吨级推力固体火箭发动机的密封、分段装药等关键技术,另外采用固体助推器还有利于寓军于民、军民融合方针的实现,因此,固体助推器是最简单也是最容易实现的方案。同时也应同步开展大推力液氧煤油发动机的关键技术攻关,在适当时机作出最终选择。

在 21 世纪初的今天,研制 CZ-9 一定要注重经济技术综合性能,廉价是重要指标之一,不应单纯追求技术进步。以芯一级(或芯二级)氢氧发动机循环方式为例,能用简单可靠、研制难度小的燃气发生器循环就不用高压补燃循环方式。因为后者虽然技术先进但研制基础差、难度大、投入高,而其对火箭运载能力的提高仅约 4%,可谓得不偿失。

2 全箭动特性获取

2.1 国外情况

运载火箭的动特性获取主要有 3 类试验方法,

包括全尺寸模态试验、缩比模型和部段模态试验。自 20 世纪 50 年代开始,国外的运载火箭模态试验经历了全尺寸试验—缩比试验—部段试验的发展历程,美国、欧洲几类典型运载火箭的模态试验情况^[4]如下:

1)土星 I 号开展了 1/5 缩比尺寸的模型动特性试验和全尺寸的动特性试验,并将二者结果进行比较,为达到计算结果的准确性,在并联贮箱位置进行三维建模。

2)大力神 3 运载火箭开展了 1/5 缩比尺寸的模态试验,用以修正理论模型。

3)土星 V 号运载火箭分别进行了 1/10、1/40 尺寸的缩比模型模态试验,并在马歇尔航天中心采用油气支撑方案进行了全尺寸的全箭模态试验^[5]。

4)航天飞机研制过程中也分别进行了 1/4、1/8、1/15 和全尺寸的模态试验^[6]。

5)阿里安火箭的模态计算采用 PERMAS 软件包,对各部段进行了精细化建模,并用自由界面模态综合法计算全箭的三维模态特征,未进行全尺寸的全箭模态试验,仅进行了部段的模态试验和静力试验用以修正精细化的部段模型。

6)战神 1 号进行了逃逸模块和二子级模块的模态试验用以修正模型,并进行了发射平台竖立状态的全箭模态试验,以对全箭模型进行验证^[7]。

2.2 对 CZ-9 动特性获取的思考

CZ-9 采用 9.5m 芯级直径、7.5m 芯级直径、5m 助推直径、起飞质量超过 4000t,我国现有试验场地和设备已不能满足开展全尺寸模态试验的条件。从国内外经验看,全尺寸模态试验方法是成熟的,没有任何技术风险,但试验设施庞大、利用率极低。我们若规划新建模态试验设施,必然存在耗资巨大、建设周期长等难题。因而 CZ-9 若采用全尺寸模态试验方案,虽然技术上成熟,但显然不是经济、优化的途径。

缩比模型模态试验自土星 I 号的研究开始,进行了 1/5 的缩比模型试验,缩比的要素包括尺寸、质量和刚度,并以缩比模型试验结果代替了全尺寸试验结果对模型进行修正。实际在缩比模型研制中,尺寸和质量缩比相对简单,刚度缩比存在一定的难度,需要通过材料属性和厚度等进行修正。但在土星 V 号和航天飞机研制中,NASA 进行缩比模型试验的同时又进行了全尺寸模态试验。文献[5]中提及利用缩比模型试验无法取代全尺寸模态试验的

一项重要内容,就是惯性器件安装位置的振型斜率测量问题。

子结构模态试验与模态综合技术在航天领域的应用开始于阿里安 4 运载火箭,通过建立较高精度的三维动特性模型,利用模态综合技术将各个三维模型部段组装成为火箭总体特性。由于未进行全尺寸全箭模态试验,所以阻尼数据和局部振型斜率难以确定,因此必需进行必要的部段试验。阿里安 5 火箭同样采用了该方案。

综上所述,采用模态综合技术方法获取模态特性,已经过了国外火箭型号成功应用的验证。对 CZ-9 整箭模态的获取,是采用子结构模态试验加模态综合办法的时候了,再不应该有丝毫的犹豫。

3 动力系统试车

3.1 国外情况

动力系统试车是新研制火箭飞行试验之前一项最重要的大型地面试验,目的是考核火箭子级方案(特别是动力输送系统)的正确性、工作协调性。从美国、俄罗斯等国运载火箭的研制历程来看,动力系统试车或类似的试验也是运载火箭研制过程必不可少的环节。

动力系统试车必须有相应的试验设施支撑,但试验设施的建设方式多种多样,没有定式。各个国家依据研制周期、研制经费、原有设施技术状况、科研机构布局特点、火箭运输方式、气象和环境特点等因素综合考虑,有的建立专门试验台,有的利用原有试验台改造,也有利用原有发射台进行试验。美国、俄罗斯两个航天实力雄厚的国家,在运载火箭发展早期都建立了大吨位的动力系统试车台,满足相当一段时期内多个型号研制的需要。这些试验台一般还可兼顾发动机研制试验,如美国斯坦尼斯航天中心的 B 试验台、俄罗斯的 101 和 102 试验台。美国德尔它 4 火箭的通用芯级动力系统试车即是在 B-2 试验台上进行的,该试验台曾经承担过土星 V 号和航天飞机的动力系统试车。阿里安 5 一子级是利用阿里安 5 发射台进行动力系统试车,而没有专门建造动力系统试车台;H-II A 火箭二子级利用了位于田代试验场的原 H-I 二子级动力系统试车设施,但因试验台承载能力和试验基地的地域所限,其一子级和液体助推器的动力系统试车则在吉信发射场进行。

3.2 CZ-9 动力系统试车台建设

重型运载火箭有多个模块,各模块开展动力系统试车是必要的。但利用我国原有动力系统试车台改建已不是合理的方案;应该依据现有研制能力布局、海南发射场的已有设施与气候特点等因素综合考虑,力求取得最优效果。也许直接用子级(或半箭)飞行演示验证试验的方法,来替代专用的动力系统试车台更为合理。

4 测发模式

4.1 国外情况

火箭在发射场的技术准备工作主要包括产品组装、测试、转运,通过这 3 个项目基本上能反映火箭的技术状态、地面设施设备和发射场总体布局的特点。对于运载火箭,一般选用地面固定场坪垂直发射方式,目前各国常用的测发模式有 3 种^[8]。

(1)“三垂”模式

即垂直总装、垂直测试、垂直运输,如土星 V、航天飞机、宇宙神 5、阿里安 5、CZ-2F、CZ-5、CZ-7、H-II 等火箭采用该模式。

火箭各部段及设备在总装厂房完成单元测试后,垂直总装在活动发射平台上,综合测试后,火箭垂直转运至发射区,在发射区火箭进行简单测试后进入发射准备阶段。

该方案最大的优点是技术区及发射区测试均采用同一套前端测试设备,在运输时测试状态不断开,可确保技术区的测试状态及测试结果有效,有效降低火箭在发射区的工作时间。但该方案对地面设施和设备要求高,需建设高大的垂直总装厂房,对活动发射平台及铁轨、地基要求高,地面设施复杂、庞大、造价高。

考虑到重型火箭规模大,为缩短火箭在发射区的工作时间,贮箱、气瓶置换工作应该在技术区内完成;在发射区,主要进行综合测试、推进剂加注等工作。

(2)“两平两垂”模式

即水平测试、水平运输、垂直总装、垂直测试,如德尔它 4、CZ-2C 系列、CZ-3A 系列和 CZ-4 系列等火箭采用该模式。

在技术区建设水平准备厂房,在发射区建设固定发射台、固定勤务塔和脐带塔,发射场坪下建设地下的前端设备间,不需要活动发射平台。火箭各部段在技术区水平准备厂房完成安装测试后,通过