

新一代运载火箭动力系统试车总体试验技术研究

刘瑞敏, 卜玉, 孙德, 张家仙
(北京航天试验技术研究所, 北京, 100074)

摘要: 针对动力系统试验规模大、风险高、密度高、并行环节多、技术难度大等突出特点, 试验主体承担单位细化落实试验主体抓总责任, 充分发挥抓总、策划、牵引能力, 注重工艺流程的持续优化、加强试验过程的统筹协调、安全防范和风险管控, 统一指挥十余个参试系统, 统领近十个参试单位形成的试验队有序工作, 技术状态控制有效, 确保了三型运载火箭八个模块十二次动力系统试车准时准点和圆满成功, 为三型运载火箭按期首飞奠定了基础。

关键词: 新一代运载火箭; 动力系统试验; 试验总体技术

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2017) 01-0072-06

Research on overall test technology of power system for a new generation launch vehicle

LIU Ruimin, BU Yu, SUN De, ZHANG Jiaxian
(Beijing Institute of Aerospace Testing Technology, Beijing 100074, China)

Abstract: The power system test is a large-scale project, and has some outstanding features, such as high risk, high density, many parallel links and high difficulty. Therefore, the main undertaking unit of the test detailed its main responsibility, giving full play to its overall grasping, planning and leading capacities, focusing on continuous optimization of the technological process, strengthening the co-ordination, security and risk control in the test process, commanding the test system with more than ten parameters in unison, and guiding the ten test participation units to work together orderly to ensure that the twelve tests for eight modules of the Third-model Launch Vehicle successfully. On the basis of this, the foundation for the on-time first launch of the new generation launch vehicle was laid.

Keywords: new generation launch vehicle; power system test; overall test technology

0 引言

新一代运载火箭动力系统试验是我国新研制

三型运载火箭的三大战役之一, 是动力系统最接近飞行状态的试验, 也是规模最大的地面验证试验, 具有技术难度大、参试系统多、复杂程度高

收稿日期: 2016-07-29; 修回日期: 2016-09-07

基金项目: 航天支撑技术项目(617010403)

作者简介: 刘瑞敏 (1983—), 女, 研究员, 研究领域为火箭发动机试验技术

等突出特点,要求试验主体承担单位充分发挥抓总、策划与牵引能力,全面、细致、准确无误的统领试验队开展各项试验工作,并且做到状态清楚、操作规范、一次成功。

总体试验技术是指围绕落实试验抓总责任、发挥牵引能力这一目标,在试车全过程采取的控制措施和改进技术,可使试验管理趋于规范和顺畅。试验任务承担单位在十二次动力系统试验过程中的不断摸索实践,通过顶层策划,在流程优化、试验指挥协调、安全和风险管控等方面实践总体试验技术,取得了良好成效。

1 总体试验技术的内涵和主要做法

1.1 落实试验主体抓总责任、持续优化试验流程

1) “三部曲”确保接口匹配

动力系统试验复杂程度高,仅单个模块的箭地接口就达七十多个,覆盖了结构、工艺、测控三大类。建立了技术状态匹配、实物预配、测试确认的三部曲,确保了接口的正确匹配。

第一步,在方案设计阶段进行技术状态匹配。采用三维模型模装的方法,完成承力环和箭上安装环模型的干涉检查;采用图纸双方会签确认的方法,完成法兰等非标接口状态的一致性确认。第二步,在产品成型阶段进行实物预装配。通过承力环和箭上安装环提前试对接,箭地对接法兰、控制接插件和箭上接口预装配,确保对接一次成功。第三步,在箭地对接阶段完成接口测试检查。通过工艺接口气密性检查、测控接口信号检测等测试确认手段,确保对接操作正确无误。上述三个步骤的有效落实确保了历次试验结构、工艺和测控三大类接口对接的一次成功。

2) “三措施”确保系统能力满足总体要求

通过分系统优化设计,将功能、性能设计和可靠性设计、安全性设计、环境适应性设计同步开展,从设计源头入手,确保试验系统能力满足总体要求。通过数字化仿真协同设计,实现结果的准确预示,为试验项目的快速实施提供了准确的设计依据和技术指导。如基于发动机尾喷流的流体仿真,准确预示了发动机尾流热力环境影响,有效指导了导流槽和钮腿热防护方案的制

定。又如,基于 FLUENT 的常规氧/过冷氧掺混过程仿真,获取了常规氧与过冷氧掺混后的温度变化规律,为工艺系统测点布置和加注工艺制定提供了依据。通过真实介质调试,一方面,在不具备真实动力模块参试条件下,地面系统采用孔板模拟负载方法,获取真实流量、真实压力下的试验数据,验证系统设计并且固化加注供气流程。同时,真实介质的大流量冲刷,对系统洁净度状态进行检查确认,从设计源头保证了试验系统内无多余物。上述三个措施的应用确保了各模块试验系统能力及进箭指标均满足总体任务书要求。图1为“三措施”流程示意图。

3) 工艺流程持续优化

动力系统试验准备周期长,从箭体进场到点火试车的准备流程约四十余项。测试流程上采用简化合并、并行测试等措施,进一步减少试验准备时间。箭体进场前,分系统提前完成模拟负载的测试,箭体进场后,迅速开展箭地接口对接,分系统进行功能检查,随即转入匹配测试和总检查,缩短产品在试验区的占用时间。自箭体吊装上台至点火试验的试验准备周期约40天,主要流程包括产品上台、箭地对接、分系统调试、箭地联调、综合测试、推进剂加注、供气、试验几个部分。围绕试验工艺管理,深入开展设计方案工艺可行性分析和试验工艺优化研究。液氢贮罐氢气置换、箭上液氢贮箱置换及过冷氧温度调节等多项工艺成果的应用,缩短了试验周期、节省了介质费用,满足了各模块试验新状态带来的工艺新要求。

例如:氢氧模块试车阶段,总体技术文件提出“先预冷液氢加注管路,再打开液氢加注阀预冷箭上氢箱”的液氢预冷流程,以及“-40 min 液氧过冷补加、液氢射前一次补加”的射前补加流程。针对动力系统试车液氢加注量大的特点,基于降低箭上结构件温差应力和节约液氢的思路,以开展“优化大流量液氢加注流程”研究为手段,依托试验主体承担单位丰富的试验技术和经验,率先向总体单位提出“加注管道和箭上氢箱同步预冷”和“以 III 液位信号为基准实时补加”的优化方案,经过充分论证和多轮协调,得

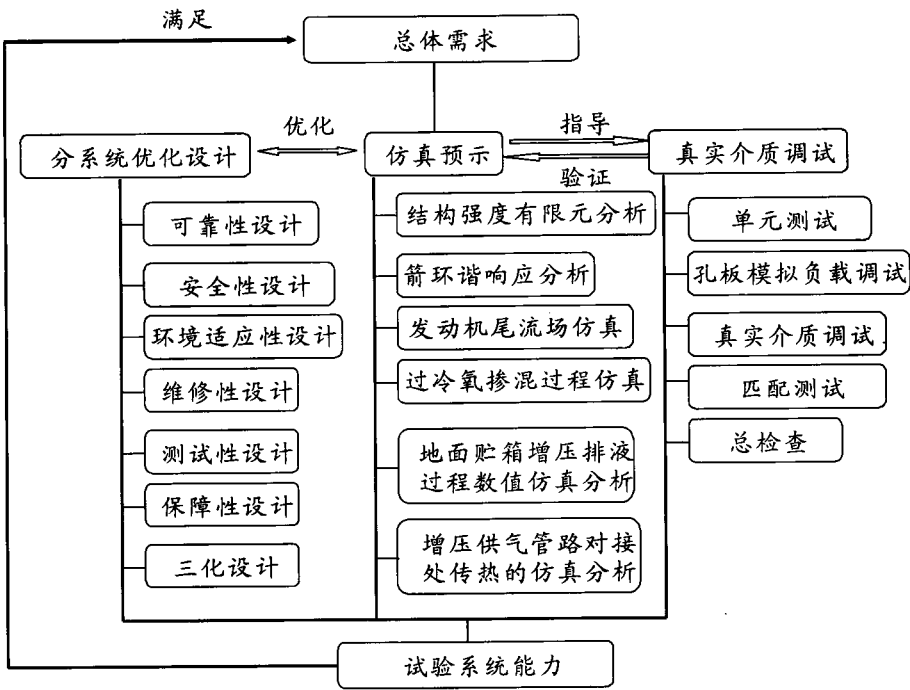


图1 “三措施”流程图
Fig. 1 Flow chart of three measures

到了总体认可，修改了技术文件。经实践，同步预冷的工艺减少了对箭体结构的冲击，并且缩短了液氢预冷时间；以III液位信号为基准实时补加的工艺，使得最后一次补加液氢量仅4 m³，不仅节省了液氢用量，更精准预测了液氢加注时间，保证了点火时间的分毫不差，该工艺的优化也为靶场发射提供了经验和数据。

1.2 认真制定工艺文件，统领所有参试系统

依据火箭对试验台技术要求和测试细则，牵头组织研究制定了各型动力系统试车的实施方案，各阶段总工艺规程，分系统操作规程和安全规程。每项规程均经过和总体单位的反复推敲和多轮讨论，状态确定后经过相关系统负责人的会签确认，随后下发至参试人员并组织集中学习，指导试车全过程。以点火试车操作规程为例，从岗位职责和岗位操作两部分全面具体的规定了试车从推进剂加注至点火试车、关机的工作内容，与试车口令表一起作为点火试车的操作文件，是试车当天统领所有参试系统的工作基础。

1.3 统一指挥调度，准确控制点火时间

动力系统试验对点火时间准确性的要求高，

试验指挥组统一指挥调度，在试验当日采取递进式状态检查（图2），在准备工作就绪、推进剂加注前、供气前严格要求十八个参试分系统指挥进行状态检查，填写状态确认表，严格控制加注供气流程，使发动机能够在规定时间准时点火。

芯二级热试车发动机地面系统液氢加注前状态检查表			
序号	检查项目	应处状态	实际状态
1			
2			
3			
4			
5			
6			

芯二级热试车发动机地面系统液氢加注前状态检查表			
序号	检查项目	应处状态	实际状态
1	氢气源压力	0MPa	0MPa
2			
3			
4			
5			
6			

芯二级热试车发动机地面系统开车前状态检查表			
序号	检查项目	应处状态	实际状态
1	氢气源压力	0MPa	0MPa
2	氢气源减压后压力	0MPa	0MPa
3	氢气源压力	~20MPa	16.6MPa
4	氢气源减压后压力	6~9MPa	8MPa
5	发动机地面强吹压力	0MPa	0MPa
6	局部消防去（开）关	关	关

图2 试验当天递进式状态检查表
Fig. 2 Progressive state check list on each test day

1.4 重视安全，建立安全管控模式

1) 全周期全要素安全管理

试验主体承担单位高度重视试车安全，从健全规章制度和组织机构、加强作业现场安全管理、注重全面安全检查、严抓试验当日安全管控

等方面, 强化试验全周期全要素的安全管理, 保障试验人员和产品的安全。

2) 逐个模块定量分析, 严格控制极端危害
动力系统试验时, 箭体内存有大量推进剂, 一旦发生爆炸, 不但会对试验台造成破坏, 还有可能危及周边建筑和人群。为避免这种情况发生, 对不同模块动力系统试车的极端爆炸情况开展了危害评估。评估主要依据了火箭总体对试车的技术要求以及 DOD6055.09- STD-2012 《美国国防部弹药及爆炸物安全标准》。八个模块动力系统试验的爆炸当量有所不同, 分别按照 Q-D 标准、等效防护、复合分析和风险分析四个步骤, 核算试验台距离居民建筑、类内建筑的安全

距离 (见表 1), 从而确定相应的安全控制距离, 指导各模块动力系统试车当日的人员防护和安全疏散。

3) 构建并完善应急预案体系
构建了重大事故、试验专项和现场处置方案三个层面的应急预案体系, 并且以桌面推演和预案演练的形式验证了预案的正确性和可行性。试验总体专项应急预案既包含试验台工艺系统故障也包含参试产品故障, 是指导试车的重要文件, 编制过程同总体单位经过了多轮修订。另外, 在试验总体专项预案基础上, 试验各分系统分别制定了分系统试验应急预案, 作为总预案的补充, 细化了岗位操作和人员分工用来指导应急操作。

表 1 历次试验安全距离核算表
Tab. 1 Accounting table for safety distance of previous tests

模块名称	TNT 当量/kg	Q-D 安全距离/m	冲击波安全距离/m	碎片安全距离/m
模块 1	7 512.3	类内有防护:70;类内无防护:140 居民建筑:381;公用道路:229	255	381
模块 2	2 701.3	类内有防护:70;类内无防护:140 居民建筑:381;公用道路:229	180	381
模块 3	1 4511.3	类内有防护:87;类内无防护:174 居民建筑:387;公用道路:232	316	381
模块 4	7 205.1	类内有防护:69;类内无防护:138 居民建筑:381;公用道路:229	249	381
模块 5	15 469.8	类内有防护:89;类内无防护:178 居民建筑:396;公用道路:238	322	381
模块 6	8 775.3	类内有防护:74;类内无防护:147 居民建筑:381;公用道路:229	266	381
模块 7	23 238	类内有防护:102;类内无防护:204 居民建筑:452;公用道路:271	331	381
模块 8	4 208.4	类内有防护:58;类内无防护:116 居民建筑:381;公用道路:229	285	381

1.5 量化风险评判准则、提升识别控制能力

结合动力系统试验特点, 构建了试验台技术风险管控的方法流程。首先, 不同于航天产品, 地面系统具有单台次、非标准、长停短用、各系

统任务剖面与测试和试验流程相互关联等特点, 制定适用于地面系统的评估标准是有效开展 FMECA 的关键技术。依托动力系统试验和发动机试验丰富经验, 对近些年试验系统出现的问题

进行了统计分析，重点制定了“故障模式发生可能性判别准则”，准则中分门别类对单机，元器件及零部件故障模式的发生可能性从历史故障次数，是否冗余，新技术/新材料/新工艺、环境条件严酷性、连接形式等多个维度进行了判别约定，覆盖了试验台承力结构、贮罐和气瓶、控制系统、测量系统、安全系统等。上述工作的有效开展，首次量化了地面系统风险分析的评分标

准。其次，运用基于元件的系统级 FMECA 和基于工艺流程的过程 FMECA 相结合的方法，注重分系统间在不同任务剖面上的耦合和关联，逐步实现面向试验全过程的风险管控。经 FMECA 分析，某次试验识别 I、II 类单点故障模式 44 项，通过可行的控制措施全部降低至可接受范围（见表 2），并有 23 项纳入了分系统或总应急预案，确保了试验一次成功。

表 2 某次试车 I、II 类单点故障模式统计表
Tab. 2 Statistic list of single point failure mode on a test

系统名称	I、II 类单点故障		工序名称	I、II 类单点故障	
	数量	占全系统总数百分比/%		数量	占全流程总数百分比/%
01 吊装运输系统	4	13.7	01 箭体吊装	3	10
02 供配气系统	3	10.34	02 试验台对接	2	6.67
03 液氧加注泄出系统	4	13.7	03 箭地接口连接	2	6.67
04 液氢加注泄出系统	5	17.24	04 箭地接口检查	0	0
05 控制系统	6	20.68	05 分系统测试	3	10
06 测量系统	2	6.89	06 匹配测试及总检查	0	0
07 试验参数实时传输显示系统	0	0	07 气瓶充气	0	0
08 消防冷却系统	4	13.7	08 加注液氧/液氢	6	20
09 配电系统	1	3.44	09 供气	1	3.33
			10 补加	1	3.33
			11 射前增压	1	3.33
			12 点火	8	26.67
			13 推进剂泄出	0	0
			14 产品后处理	2	6.67
			15 数据判读	0	0
			16 箭体返厂	1	3.33

2 取得的成效

新一代运载火箭动力系统试车总体试验技术的应用，确保了试验队工作开展有序、试验流程合理、状态控制有效，促进了试验主体承担单位的主体抓总能力提升，在试验组织管理中真正起

到了牵引作用。
1) 确保了 12 次动力系统试车的准时准点和圆满成功
从 2012 年 11 月 27 日到 2015 年 8 月 17 日，确保了 12 次动力系统试车的准时准点和圆满成功，为三型火箭的首飞成功奠定了坚实基础，保

障了型号研制进度,并为发射场制定测发流程和相关系统的研制提供了宝贵的借鉴。

2) 管理模式日臻成熟,抓总能力再上新台阶

以试验流程优化、试验过程科学指挥、试车安全及风险管控为抓手,构建并完善了大型试验管理模式。与此同时,改变传统试验被动局面,统一指挥、充分协调、优化流程、科学组织试验过程,试验总体牵引能力再上新台阶。

3) 质量安全全面受控

建立并实践了切实有效的安全管控模式,12次试验在适应性改造、试验准备全过程均未发生安全事故,确保了我国迄今为止最大规模的低温动力系统地面试验的安全万无一失。掌握了一套适用于大型试验多系统耦合作业的风险识别和控制方法,并从中获取了确保成功的宝贵经验。体现了高水平、高质量的项目管理特征,提升了质量科学化控制能力。

4) 经济效益显著

通过落实试验主体抓总责任,持续优化工艺流程,合理策划动力模块进场、转场、吊装以及试验工序,最大限度地节约了氮气、氦气、液氧、液氢、煤油等介质成本。例如:依托丰富的试验技术和经验,向产品单位提出“点火过程中氢箱紧急补压使用氢气,试后推进剂泄出氢箱使用氢气、氧箱使用氮气增压”的方法,代替氢箱氮气补压的初始方案,有效降低试验氦气用气量,一次试验可节约氦气约 $2\,320\text{ Nm}^3$,经费40余万元,多次试验合计节约经费140余万元。此外,总体试验技术的应用确保了12次动力系统试验的圆满完成,避免了试验反复所带来的经济损失。

3 结束语

适应多系统、多个参试单位、复杂流程的大型试验需求,作为试验主体承担单位,持续提升试验抓总牵引能力是保质保量完成试验任务的必要条件。本文围绕这一目标,详细介绍了新一代运载火箭动力系统试验在流程优化、指挥调度、安全和风险管控方面采取的切实有效的管理和控制措施,实现了统领试验队工作有序开展、状态控制有效、流程合理可行、操作规范、一次成功的目标。该管理模式可指导后续大型试验,对制定和完善大型试验技术规范体系有重要的促进作用。

参考文献:

- [1] 卜玉,刘瑞敏,梁怀喜.新一代运载火箭氢氧模块动力系统试验风险分析[J].火箭推进,2016(2):66-70.
BU Yu, LIU Ruimin, LIANG Huaixi. Risk analysis of LOX/LH2 module power system test for a new generation launch vehicle [J]. Journal of rocket propulsion, 2016(2): 66-70.
- [2] 朱耀龙,李护林.液体火箭发动机工艺与过程关键特性研究[J].火箭推进,2014(12):64-73.
ZHU Yaolong, LI Hulin. Research on key features of liquid rocket engine manufacturing technique and process [J]. Journal of rocket propulsion, 2014(12): 64-73.
- [3] 肖瑾,赵雯.导弹型号总体设计工作流管理技术研究[J].华北航天工业学院学报,2006(4):6-8.
- [4] 尚志,敬铮.首次空间交会对接项目管理创新实践[J].中央企业项目管理创新技能大赛优秀案例,2012(6):29-33.
- [5] 杨前进,张立伟.航天型号AIT精细化管理模式研究[J].管理与实践,2016(1):22-25.

(编辑:王建喜)