

## 国外液体火箭发动机试验设施述评

罗维民

(西安航天动力试验技术研究所, 陕西 西安 710100)

**摘 要:** 对美国、俄罗斯、日本等国家及欧空局的液体火箭发动机试验设施、大推力发动机试验能力、高空模拟试验能力、试验设施测控能力、发动机边界条件与可靠性试验、吸气式动力装置试验、新型动力装置试验进行了较详细介绍。分析了国外液体火箭发动机试验设施、试验能力、试验技术和发展趋势, 指出了我国液体动力试验设施、试验技术水平与国外存在的差距, 对我国航天液体动力试验设施建设和技术发展方向, 特别是重型运载火箭发动机和新型动力装置试验设施建设提供参考和借鉴。

**关键词:** 液体火箭发动机试验设施; 试验能力; 试验技术

**中图分类号:** V434-34   **文献标识码:** A   **文章编号:** 1672-9374 (2015) 01-0001-09

## Review of test facilities for liquid rocket engines abroad

LUO Wei-min

(Xi'an Aerospace Propulsion Test Technique Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** The test facilities, high-thrust engine test ability, space analog test ability, and engine boundary conditions, as well as reliability test, air-breathing power unit test and novel power unit test of liquid rocket engines in the United States of America, Russia, European Space Agency (ESA) and Japan are briefly introduced in this paper. The test facilities, test ability, test technologies and development tendency of foreign liquid rocket engines are analyzed. The gap between China and other advanced countries in the aspects of liquid power test facilities and test technology level is pointed out. The analysis of the test facilities for liquid rocket engines, especially for heavy lift rocket engines and novel power units in the world can be used as a reference for the test facility construction technological development in China.

**Keywords:** liquid rocket engine test facility; test ability; test technology

收稿日期: 2014-10-21; 修回日期: 2014-12-11

作者简介: 罗维民 (1962—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机试验技术

## 0 引言

液体火箭发动机研制过程需要进行大量的地面和高空模拟试验。发动机试验是一项技术复杂、耗资巨大的系统工程,是试验发动机设计方案可行性、评定发动机性能指标、验证发动机结构可靠性、检验发动机生产工艺稳定性、全面评价发动机固有质量的主要手段。世界航天大国都十分重视试验装备和关键试验技术的研究,并为此建立了大量的试验设施,形成了众多试验基地。美国和俄罗斯是世界上火箭发动机试验设施最多、能力最强、技术水平最高的国家。在航天液体动力快速发展中,研究分析美国、俄罗斯等航天强国液体火箭发动机试验设施现状、试验能力、试验技术及发展趋势,认清我国在试验装备、关键技术方面存在的差距,对我国液体火箭发动机试验技术与能力的提高,特别是未来重型运载火箭发动机和新型动力装置试验设施建设有重要的参考和借鉴作用。

## 1 国外液体火箭发动机试验机构与试验设施

美国和俄罗斯在世界上拥有最多、最庞大的液体火箭发动机试验机构和试验设施。美国主要大型综合试验基地有9个,每个基地设有多个研究部门和众多试验设施。俄罗斯从事宇航试验的大型科研联合体有7个,涉及77个试验综合体和929个试验台(工位)。由表1可以看出国外液体火箭发动机主要试验机构与试验设施有以下特点:

1) 试验机构众多,试验设施规模大,一台多工位。马歇尔TS-500台和德国P1台有6个试验工位,俄罗斯导弹与航天工业科学试验中心的102台有20个试验工位,106台有5个台位,其中106-B3台位又有6个试验工位。

2) 试验设施相对集中,功能齐全,配套完善。试验基地具备发动机研制各阶段地面性能、高空模拟、空间环境、边界条件等试验验证能力,而且材料试验、组件试验、计量保障、数据评估等是试验基地的组成部分。有的试验设施甚至和火箭发射场建在一起,避免推进剂、气体、

水电、分析化验、计量等公用设施的重复建设。

3) 美国的试验基地多数建在平原、丘陵或海边,试验设施多数钢架结构,容易功能扩展。俄罗斯的大型发动机试验基地也未远离城市,但均采取消音降噪措施,多数试验台采用钢筋混凝土结构。

## 2 国外大型液体火箭发动机试验设施能力

液体火箭发动机推力决定着火箭的运载能力。为了在空间活动有更大突破,必须具备重型运载能力。美国上世纪60~70年代研制了680 t的F-1发动机,俄罗斯上世纪80年代研制了800 t的RD-170发动机。目前美国正在实施SLS重型运载火箭项目,计划2017年发射,小型版LEO能力70 t,大型版130 t以上,将来最大实现165 t。俄罗斯开始研制与美国SLS相近的80 t和160 t量级“安加拉”重型运载火箭。表2是国外大推力液体火箭发动机试验设施能力。由表2可以看出:国外大型试验设施多,可满足相当长一段时间内的多种大推力液体火箭发动机研制需求。美国200 t级以上试验设施有20个,400 t级以上有16个;俄罗斯200 t以上的发动机有25种系列,配套200 t级以上试验台9个,400 t级以上6个;欧空局200 t级试验设施有4个、400 t级2个;日本200 t级有4个。

## 3 国外高空模拟试验设施能力

美、俄及欧空局液体火箭发动机高空模拟试验设施齐全,具备二级、三级、上面级及轨姿控发动机各种高空模拟试验能力,多数采用蒸汽引射+真空泵抽真空形式。美国火箭发动机高空模拟试验装置共有70多个,航空喷气·洛克达因公司液体火箭发动机高空模拟试验设施有13个;格林研究中心B-2台可试验推力181 t的发动机,模拟高度28.5 km;白沙试验场7个高空模拟设施中6个具备76 km点火功能;空军研究实验室1-14C台模拟高度达到了210 km。国外液体火箭发动机主要高空模拟试验能力见表3。

表 1 国外液体火箭发动机主要试验机构与试验设施

Tab. 1 Main test organizations and facilities of liquid rocket engines abroad

国家	主要机构	主要试验设施
美国	斯坦尼斯航天中心	有 A-1, A-2, A-3, B-1/B-2, E-1, E-2, E-3 和 E-4 等大中小型试验设施。A, B 联合体用于液氧/煤油、液氧/液氢发动机和动力装置试验, E 试验联合体主要进行组合件试车
	马歇尔空间飞行中心	有 40 多个试验装置。4670 台有 2 个试验工位, TS-500 台有 6 个试验工位, TS-116 台有 5 个试验工位, TS-115 台有 3 个试验工位。能进行美国多数火箭发动机、空间运输动力试验
	格林研究中心	有试验设施 50 多个, 3 大试验区, PB 普拉姆河试验站有 15 个试验设施。主要进行液氢、液氧涡轮泵及其组件各类高压试验
	白沙试验场	有 7 个高空模拟试验台和 3 个地面试验台, 高空模拟能力强大
	阿诺德工程发展中心	有 J2-A, J-3, J-4, J-5 和 J-6 等 16 个试验台。主要任务是满足美国未来火箭上面级试验要求
	美国空军研究实验室	有 14 个试验区, 试验推力 0.04N~44.5MN。液体动力集中在 1-14 卫星发动机试验联合体、1-42 空间环境推进试验联合体、1-56 大推力试验设施、1-120 大型液体发动机组件及系统试验联合体、1-125 大型系统试验联合体
	红石技术试验中心	A 台为冷气流试验装置, B 台是静态试验装置, 能够在垂直方向进行固体、液体、气体和混合火箭系统的静态地面试车; C 台进行大推力固体火箭发动机试验; D 台是进行发动机剖切分解、解剖研究装置。具有独特的自然液体火箭发动机静态点火试验能力
	航空喷气洛克达因中心	航空喷气公司有 4 个液体火箭发动机试验区。A 区有 4 个试验台, E 区有 3 个试验台, G 区有 7 个试验台, J 区有 10 个试验台; 波音·洛克达因公司有 20 多个发动机试验台, 用于液体火箭发动机及其相关组件的研究和试验; 普惠公司有 TSE-6 高空试验台和 TSE-8 双工位高压低温试验台
	TRW 公司	有 4 个液体发动机试验设施, 全部是中低压(5.27 MPa)垂直试验台
	俄罗斯	导弹与航天工业科学试验中心
动力机械科研生产联合体		有 83 个试验台, 先后研制 60 多种液体火箭发动机。PD-170 发动机试验台具备 12 次/月的试车能力, 保证工艺检验、定期验证等不同类型的试车要求
科尔德什研究中心		有三组试验台, 主要模拟外部环境对火箭的影响, 各类火箭发动机的工作过程及部件研究等。中心 50% 以上试验台和试验装置在俄罗斯是唯一的, 25% 以上的试验台和试验装置达到或超过国际水平
化学自动化设计局		有发动机及组合件试验台 6 个, 12 个液流台, 8 个强度试验台, 3 个平衡试验台。组合件试验年平均 200 多次, 最大程度模拟真实工作条件
化学机械设计局		主要进行变轨、制动、姿控等各种小推力发动机研制与试验
能源机械研究所		研制和试验飞船用稳定、定位和轨道修正的小推力发动机、二级主发动机
	萨马拉科学技术综合体	设计、生产和试验 NK-33/43 液氧煤油发动机

续表1 国外液体火箭发动机主要试验机构与试验设施

Tab. 1 (Continued) Main test organizations and facilities of liquid rocket engines abroad

国家	主要机构	主要试验设施
法国	维拉罗什试验基地	有12个试验设施,3个大型试验台,分别用于HM7发动机水平试验、可贮存推进剂发动机试验、中小型低温发动机试验
	维尔农试验基地	有12个试验设施,用于Ariane系列的发动机、组部件等研制试验。PF41、PF42、PF43是低温上面级发动机试验台,PF50台用于火神-2发动机试验
德国	兰波尔森豪试验基地	有P1、P2、P3、P4、P5、P6和P8等7个试验台、16个试车工位,是欧空局最重要的试验机构
日本	种子岛航天中心	LE-7液氧/液氢发动机试验台,靠近发射设施布置。发射与试验共用液氧/液氢贮存库。主要进行H-I、H-II、H-IIA火箭一级发动机试验
	田代试验场	主要进行LE-5、LE-7发动机试验。目前从事“MB-XX”发动机燃烧试验
	角田推进中心	有液体火箭燃烧、固体火箭多分力、旋转燃烧、高空性能、冲压发动机等试验台
	能代火箭测试中心	主要进行各种火箭发动机静态点火试验,LE-5和LE-7发动机短程试验在此进行

表2 国外大型液体火箭发动机试验设施能力

Tab. 2 Abilities of test facilities for large-scale rocket engines abroad

国家/机构	试验设施能力	近地轨道能力 (LEO)	地球同步能力 (GTO)
美国	斯坦尼斯航天中心:A1和A2台,499 t(垂直)/317 t(水平);A3台,454 t/133 t;B1和B2台,5000 t(垂直)/2723 t(水平);E1台1号工位,540 t(水平)/272 t(垂直)/804 t(脉冲)。马歇尔航天飞行中心:4 670台,5 338台;F-1台,1 360 t 阿诺德工程研究中心:J-4台,680 t(轴向)/22.7 t(侧向)/56 515 N·m(滚动力矩)。空军研究实验室:156区大推力台,4 500 t;120区:1A台,900 t;1B台,2 700 t(4台F-1并联);2A台,900 t;125区:1C/1D/1E台,3 600 t 红石技术试验中心:TS-B1台,227 t;TS-B2台,227 t 航空喷气·洛克达因公司:E-5台,318 t;TSG-1台,227 t	25 t(宇宙神、德尔塔4)	13 t
俄罗斯	动力机械科研生产联合体:170-1台,1 000 t;170-2台,1 200 t/900 t 导弹与航天工业科学试验中心:101-1A台,250 t;102台,1 200 t(全箭);105-5A台,250 t;106-B2-2台,200 t;试验发射联合体,4 500 t 化学自动化设计局:50号台,400 t/300 t 萨马拉科学技术综合体:1号台,400 t/200 t	24 t(安加拉A5)	6 t
欧空局	维尔农试验基地:PF-50台,400 t/150 t;PF-43台,>200 t 兰波尔豪森试验基地:P4台,204 t;P5台,400 t/150 t	20 t(阿里安-5ES 22 t)	10.5 t(Ariane5 ECA)
日本	角田推进中心:FET台,204 t/112 t 种子岛航天中心:LE-7台:200 t/112 t 田代试验场:LE-7/5台:200 t/110 t 能代火箭测试中心:LE-7/5台:200 t/110 t	H-2B, 16.5 t	8 t

表3 国外液体火箭发动机主要高空模拟试验设施能力  
 Tab. 3 Abilities of main altitude simulation test facilities for liquid rocket engines abroad

国家/机构	试验机构	试验台	真空舱与特点	试验推力/设计推力/kN	试验高度/点火条件/km
美国	斯坦尼斯	A-2	试件最大直径 10.6 m	1 667/4 893	19.8
		A-3	$\Phi 12.19 \text{ m} \times 17.68 \text{ m}$ (承载 454 t, 可进行 550 s、5° 摇摆试验)	1 294/4 452	30.48
		B-1	试件最大直径 10.6 m	1667	18
	白沙试验场	303	$\Phi 3.35 \text{ m} \times 11.9 \text{ m}$ , 蒸汽引射+真空泵	4.5	30.5/76
		401	$\Phi 9.75 \text{ m} \times 10 \text{ m}$	111.2	30.5/76
		402	试件 $4.7 \text{ m} \times 4.7 \text{ m} \times 9.1 \text{ m}$	270	
		403	$\Phi 9.75 \text{ m} \times 10 \text{ m}$ , 蒸汽引射+真空泵	110	30.5/76
		405	$\Phi 2.9 \text{ m} \times 8.9 \text{ m}$ , 蒸汽引射+真空泵	4.5	30.5/76
		406	$\Phi 1.02 \text{ m} \times 2.5 \text{ m}$ , 蒸汽引射+真空泵	4.5	30.5/76
	阿诺德工程研究中心	J-2A	$\Phi 5.58 \text{ m} \times 9.75 \text{ m}$	90	60
J-3		$\Phi 5.1 \text{ m} \times 12 \text{ m}$	90	37.5	
美国	格林研究中心	J-4	$\Phi 14.63 \text{ m} \times 25 \text{ m}$	231	30.5
		B-2	美国最大的高空舱	1810	28.5
	空军研究实验室	1-14A	$\Phi 2.59 \text{ m} \times 9.45 \text{ m}$ (可试 6 h)	4.41/22.23	36.6
		1-14C	$\Phi 3.66 \text{ m} \times 2.13 \text{ m}$	4.59/9.18	210
		1-14D	$\Phi 2.44 \text{ m} \times 4.88 \text{ m}$	22.23	78
		1-14E	$\Phi 2.74 \text{ m} \times 6.1 \text{ m}$	1.32/22.05	78
		1-42B	$\Phi 4.88 \text{ m} \times 8.53 \text{ m}$	19.6/220.5	36.6
		1-42C	球形舱 $\Phi 9.1 \text{ m}$	444.5	195
	航空喷气·洛克达因公司	J-3	$\Phi 4.5 \text{ m} \times 5.3 \text{ m} \times 3 \text{ m}$	7	57
		J-4	$\Phi 2.5 \text{ m} \times 39 \text{ m}$	90	30
1# 舱		试验舱 $\Phi 1.2 \text{ m} \times 1.1 \text{ m}$	5.5	40	
2# 舱		试验舱 $\Phi 8 \text{ m} \times 6 \text{ m}$	180	40	
9#-1/2		球形舱 $\Phi 6 \text{ m}$	5/0.05	71	
		29A, 29B, TSE-6, TSE-8#B, A1,A2, HATS	13~355.9	21~30.5	
欧空局	德国兰波尔豪森试验基地	P1	真空舱容积 $4.5 \text{ m}^3$ , 试验时间 7 200 s	0.6	42
		P3.2		1 000	19.5
		P4.1	$\Phi 5 \text{ m} \times 6.2 \text{ m}$ , 中心扩压器+二级 5 个蒸汽引射, 226 kg/s	200	32
		P4.2	$\Phi 2.8 \text{ m} \times 2.8 \text{ m} + 4.9 \text{ m}$ 方形舱, 2 台蒸气发生器 100 kg/s, 时间 1 000		16
	维尔农试验基地	PF41-1	扩压器, 试验时间 900 s, 锅炉提供蒸汽	70	25
法国国家航空航天研究院	A75	$\Phi 5 \text{ m} \times 15 \text{ m}$ (固/液)		80	
	A611	$\Phi 3 \text{ m} \times 20 \text{ m}$ (固/液)		80	
	S4MA	$\Phi 1.2 \text{ m} \times 4.7 \text{ m}$ (固/液)		25	
	S4B	$\Phi 2.5 \text{ m} \times 14 \text{ m}$ (固/液)		25	
日本	角田推进中心	LE-5	扩压器+两级蒸汽引射, 流量 160 kg/s, 试验时间 600 s	105	30
	田代试验场	LE-5A/5B	扩压器+两级蒸汽引射, 流量 160 kg/s	124	30

## 4 国外吸气式动力装置试验情况

近几年,随着临近空间飞行器技术的快速发展,吸气式动力装置试验技术及试验能力有了很大提升。美国 NASA 兰利研究中心、空军研究实验室长期进行吸气式动力装置研究,动力装置及试验技术取得了重要成果。俄罗斯导弹与航天工

业科学试验中心、中央航空发动机研究院、中央空气流体动力研究院建有大量的吸气式动力试验装置,进行了大量高超声速冲压发动机不稳定燃烧、进气道、尾喷管和管路的气体动力学研究试验;日本航空宇宙技术研究所和法国宇航公司也建立一定规模的吸气式动力装置试验设施。表 4 是国外吸气式动力试验设施。

表 4 国外主要吸气式动力试验设施

Tab. 4 Air-breathing power test facilities abroad

国家	机构	试验情况与能力
美国	NASA 兰利研究中心	直连式试验装置研究 4~7.5 Ma 燃烧室的性能,试验舱 4.88 m×4.88 m×15.85 m,主要燃料是氢气,以不同喷管模拟超燃冲压发动机燃烧室进口条件,推力测量用力传感器和六分力天平;2.4 m 高温风洞模拟 4 Ma,5 Ma 和 7 Ma 的气流,可进行整机、大尺寸、多模块超燃冲压发动机试验;燃烧加热试验装置最大压力 3.5 MPa,最高温度 3 000 K;电弧加热器总压 0.35~3.5 MPa,总温 1 300~3 000 K,气体流量 0.1~27 kg/s
	中央航空发动机研究院	C16K 工位进行直连和自由射流试验。空气流量 25 kg/s,总温 2 500 K,氢流量 1.4 kg/s,氧流量 10 kg/s。自由射流完成全尺寸 3~7 Ma 飞行轨迹模型超燃冲压发动机和燃烧室试验。试验时加热空气到 1 000 K,流量 5~20 kg/s,氢燃烧加热到 2 300 K,流量 0.06 kg/s。碳氢燃料 0.3 kg/s,总温 2 100 K。
俄罗斯	中央空气流体动力研究院	80 多处试验设施。有直连式 T-131V 超燃试验台和自由射流 T-131B 试验台以及 60 余处风洞。有低亚声速、亚声速、超声速风洞、高于 20 Ma 的高超声速风洞,及用于研究推进系统和试验设备未来发展的特殊风洞
	导弹与航天工业科学中心	第一个冲压台空气流量 10 kg/s,总温 2 400 K,压力 0.6 MPa,有先进的有毒废物回收系统。第二个用于研究高超声速冲压空气喷气发动机不稳定燃烧,空气流量 2 kg/s,总温 2 000 K,压力 4.9 MPa,6 Ma
日本	航空宇宙研究所	冲压发动机试验台 RJTF 模拟高度 20~35 km,4~8 Ma。在 2001 年 4 月已进行试验 200 多次
法国	宇航公司	超燃冲压发动机直连试验台,采用补氧的氢燃烧加热器。最大能力 6 Ma、总压 80 MPa、总温 1 800 K、空气流量 100 kg/s、氢流量 1.5 kg/s

## 5 国外发动机边界条件与可靠性试验情况

液体火箭发动机在研制的每个阶段要进行大量不同目的的试验,最终获得高性能、高可靠性的发动机。要实现这个目的,试验内容、试验环境及边界条件必须覆盖发动机自身可能遇到的各种工况和外界环境条件。美国和俄罗斯在发动机研制过程对边界条件试验和可靠性试验有严格的要求。表 5 列出了俄、美著名的 NK-33, RD-

170 和 F-1 等发动机的边界条件试验与可靠性情况。

## 6 国外新型动力装置试验情况

为了满足新型飞行器研制的需要,各国大力发展研究新型动力装置,并成功应用。在电推进方面,俄罗斯研制试验机构主要有火炬设计局、中央机械研究所和科尔德什中心等;美国主要有兰利研究中心电推进实验室,密歇根大学等离子动能和电推进试验室,空军电推进实验室,格林

研究中心等；法国电推进 PS-1350 推力器和 SPT-100 推进模块成功应用在探测器上，特别是 PPS-1350 推力器经过了 10 500 h 寿命试验。在组合动力方面，俄罗斯中央航空研究院在上世纪八十年代已经完成了全尺寸 RBCC 和 TBCC 发动

机地面试验；美国航空喷气公司、动力公司一直致力于 RBCC 研制和试验；日本航空宇宙研究所试制了组合发动机，在 RJTF 试验台上进行了试验。表 6 列举国外主要新型动力装置试验设施情况。

表 5 国外发动机边界条件与可靠性试验

Tab. 5 Boundary condition and reliability test of foreign engines

国家	发动机型号	可靠性及边界试验情况
俄罗斯	NK-33 液氧/煤油	1)共试验 910 次,推力试验范围 23%~115%,混合比 78%~133%,累积点火时间达 211 800 s 2)发动机不下台多次点火试验:35 台 4~5 次点火,8 台 6~7 次点火,4 台 8~9 次点火,7 台 10~11 次点火 3)发动机不下台长程试验:80 台 300~600 s,5 台 200~1380 s,5 台 2 600~3 300 s,5 台 4 600~5 800 s 4)推力变化范围超出任务书规定的试验:推力为 106.4%~114%的 25 台 31 次点火,推力为 74%~49.5%的 37 台 74 次点火 5)混合比变化范围超出任务书规定的试验:109.5%~133.4%的 36 台 57 次点火,92.5%~78%的 39 台 65 次点火 6)推进剂温度超出任务书规定的试验:液氧入口温度从 79.26~77.59 K,23 台 33 次点火;入口温度从 88.15~99.26 K,46 台 65 次点火。煤油入口温度从 243.15~233.15 K,16 台 31 次点火,入口温度从 247.59~310.37 K,54 台发动机 91 次点火 7)入口压力超出任务书规定的试验:液氧入口表压 0.17~0.26 MPa,5 台。煤油入口表压 0.01~0.06 MPa,2 台。试验时间 52~110 s
	土星 V 一级	推力超 3 400 t 的土星 V 一级由 5 台 F-1 发动机组成,在斯坦尼斯航天中心 B2 试验台共进行了 15 次 5 机并联验收试验,累计试车时间 1 875 s
美国	F-1A	F-1 的改进型 F-1A 发动机在推力为 550~800 t 的工况下进行了 62 次极限试验(包括 50 次脉冲试验)
	F-1	在马歇尔飞行中心的 F-1 试验台以及空军研究实验室的 5 个试验台(6 个工位)进行点火试验,点火试验总次数超过 1 900 次

表 6 国外新型动力装置试验设施

Tab. 6 Test facilities of new-type power units abroad

发动机类型	国家	试验情况与能力
电推进发动机试验	俄罗斯	主要型号有 SPT-100、T-100。科尔德什中心 13 号电推进试验台,电弧加热,温度 3 500 K,功率 1.5 kW;14A 试验台功率 1 220 kW,真空舱内径 3.8 m,长度 8 m;21 综合试验台用于等离子发动机试验;16 试验台用于功率 500 W 等离子发动机研究
	美国	兰利研究中心电推进实验室用于 1 kW~200 kW 的电推进系统研制;密歇根大学电推进试验室可进行大功率 5 kW 发动机的低背压环境实验;空军实验室主要从事军用电推进技术研究,拥有 4 套试验设施;格林研究中心建有许多电推进试验设施,已完成能量水平 700 焦耳的脉冲电磁等离子推力器研究和评估,并开发出大功率电磁推进概念的脉冲感应推力器、磁流体等离子推力器等模型
火箭基组合循环发动机(RBCC)、涡轮基组合循环发动机(TBCC)	美国	航空喷气公司、火箭动力公司等进行 RBCC 研究,进行多次地面试验。1996 年火箭动力公司完成了 RBCC 模型试验,格林研究中心负责 TBCC 发动机,2009 年进行飞行试验
	日本	角田研究中心试制了全长为 3 m、嵌入气态氢氧联装火箭燃烧室的组合发动机,在 RJTF 试验台上进行了地面静态试验;日本 GE 等多家公司联合研制并于 1999 年 3 月完成了世界首台 TBCC 试验
	俄罗斯	俄罗斯中央航空研究院在上世纪八十年代已经完成了全尺寸 RBCC、TBCC 发动机地面试验

## 7 国外试验设施测控能力

国外液体火箭发动机试验设施具有强大的测控能力。试验中广泛应用先进的测控技术、仿真技术、故障诊断技术,除一般测量手段外,利用激光、红外、高速摄影、全息照相等先进非接触测量手段获取更多试验信息。归纳有以下特点:

1) 发动机试验中广泛应用先进测试技术。如激光测振、激光干涉测微小推力,百吨级发动机矢量推力测量,用探针和梳状探测器测量喷管出口燃气马赫数、压力和局部喷射物的浓度,用实时 X 光照相技术和超声波测量技术评估喷管结构完整性和厚度变化,用光谱、紫外线、热辐射成像技术测量羽焰边界、流场、成份、温度场,获得发动机羽焰正常与异常检测频谱,以此判断发动机燃烧稳定性及喷注器的烧蚀及内部故障。

2) 大型发动机试验系统测控智能化、自动化程度高,智能健康监测和故障诊断技术应用广泛。美国斯坦尼斯航天中心故障诊断系统稳态和动态参数同时参加诊断,阿诺德工程发展中心建立了综合试验信息系统。试验中使用大量先进传感器,如光纤光栅传感器、快速电磁流量计、复合向心流量计、小惯性液位计、梳状探测器、辐射测量仪等,获得一般传感器无法获得的信息。

3) 发动机试验系统测控能力强大。俄罗斯 170 台控制能力 900 ch,发动机参数测量能力 800 ch,试验台参数能力 320 ch。一般大型发动机试验台稳态参数测量能力 500 ch 以上,动态参数测量能力 128 ch 以上,最长达 1 100 ch。同时配置多台高速摄影、全方位低速摄影。

4) 大型试验基地计量测试体系完善,量值溯源链完整,不同的试验系统测量数据具有一致性、可比性。著名的俄罗斯导弹与航天工业科学试验中心建有数据分析评估中心,对全国发动机的性能进行权威性评价,并给出发动机性能的最终评估结果。

## 8 分析与展望

通过国外液体火箭发动机试验设施能力分析,比对我国在此领域存在的不足和差距,提出

液体动力试验技术研究思路和能力建设方向:

1) 国外液体动力试验机构林立,规模大,能力强,试验验证覆盖发动机真实工作全过程。美国斯坦尼斯航天中心或俄罗斯导弹与航天工业科学试验中心一个试验机构的试验设施规模、能力和我国目前液体动力试验单位的试验设施总和相当,而且在基础研究、高空模拟试验、复杂环境试验、边界条件试验与环境污染治理等方面超过我国。针对我国试验设施少,试验工位单一,扩展能力差的现状,今后液体动力试验设施建设应统筹规划,完善设施,提升能力。

2) 液体火箭发动机试验成本高、危险性大、可靠性要求高,一次试验应最大限度获取试验信息。目前我国大型试验普遍采用“活动电缆-转接柜-主干缆-集线柜-测控设备”的集中测控方式,系统控制和测量能力一般在 100~320 ch,一次试验获得的信息量有限。测控新技术、健康智能诊断技术、仿真试验技术等手段缺乏。今后应重视智能化、信息化测控技术的研究与应用,完善环境参数、动态参数的测量能力,增强试验系统的柔性变化能力,满足现阶段多型号、高频次的发动机试验要求。

3) 大推力发动机研制试验设施建设刻不容缓。大推力发动机试验设施建设存在着诸多技术难题,如大流量推进剂供应技术、大型试车架和大口径阀门设计、大推力与大流量校准测量、火焰热防护及噪声治理等关键技术需要突破。由于大型试车台建设关键技术多、研制难度大、建设周期长,因此,必须提前开展关键技术攻关和大型设备研制等工作,才能满足大推力发动机研制的的需求。

4) 复杂环境模拟试验是液体姿轨控动力研制的重要环节。姿轨控发动机工作环境复杂恶劣,主要表现在复杂密集的动力系统内部力热耦合、高低温/振动冲击等外部飞行环境影响。在地面试验中需全面考核复杂飞行环境的工作适应性,试验设施建设应重点攻克高低温辐射环境模拟技术、区域性恒温环境模拟技术、发动机随机振动及冲击模拟技术、高低温/振动冲击力热耦合环境模拟技术等。因此,建设系统级的复杂飞

行环境模拟热试验验证平台显得更为迫切。

5) 临近空间安全已成为国家安全的重要组成部分。美国成功研制了 X-43 系列、X-51 系列、X-37 系列无人太空轨道飞行器, 还有可重复使用的组合循环飞行器、自由飞行大气层超燃冲压发动机、先进空间运输、ScramFire 计划等。俄罗斯曾经实施吸气式动力装置的冷计划、鹰计划等。我国吸气式动力装置与国外相比差距较大, 主要制约因素是试验设施少, 试验能力严重不足, 应积极开展吸气式动力装置试验技术与试验设施建设。

#### 参考文献:

- [1] 王永忠. PD-170 发动机试验台[J]. 火箭推进, 2000 (3): 16-27.
- [2] 肖泽娟, 程惠尔, 周伟敏, 等. 高空羽流试验系统和压力场的测量[J]. 上海交通大学学报, 2007 (9): 1542-1564.
- [3] 张斌章. 国外火箭发动机试车台及发展趋势研究[J]. 火箭推进, 2007 (5): 42-49.
- [4] 周军. LE-5 和 LE-7 发动机的研制经验[J]. 火箭推进, 1997 (6): 45-55.
- [5] 张婵. 俄罗斯的液体火箭发动机研制企业 - 动力机械科研生产联合体[J]. 飞航导弹, 2000 (11): 34-35.
- [6] 来代初, 唐德芳, 赵万明. PD-120 发动机试车台[J]. 火箭推进, 2004 (5): 20-26.
- [7] 祝敏. 分布式测控系统在发动机试验中的应用[J]. 火箭推进, 2013 (5): 98-102.
- [8] BIANCO J. NASA Lewis Research Center's combustor test facilities and capabilities, AIAA 1995-2681[R]. USA: AIAA, 1995.
- [9] MATRINGE L. PF52 test stand for the new VINCI rocket engine, AIAA 2001-3382[R]. USA: AIAA, 2001.
- [10] KERL J M, SEVERT G A, LOOS K H. Advanced nozzle test facility at NASA Glenn Research Center, AIAA 2002-3245[R]. USA: AIAA, 2002.
- [11] SHAMIM Rahman, BARTT Hebert. Rocket propulsion testing at Stennis Space Center current capability and future challenges, AIAA 2003-5038[R]. USA: AIAA, 2003.
- [12] SHAMIM Rahman, BARTT Hebert. Large liquid rocket testing strategies and challenges, AIAA 2005-3564[R]. Tucson, USA: AIAA, 2005.
- [13] GULLIA A, LASKARIDIS P. A preliminary investigation of thrust measurement correction in a enclosed engine test facility, AIAA 2005-1128[R]. Tucson, USA: AIAA, 2005.
- [14] THOMAS E J, KERRY D K. Propulsion testing capabilities at NASA's John C. Stennis Space Center E-2 Cell 1 test facility, AIAA 2005-4419[R]. Tucson, USA: AIAA, 2005.
- [15] HAMILTON J T. Marshall Space Flight Center test capabilities, AIAA 2005-4421[R]. Tucson, USA: AIAA, 2005.
- [16] EMDEE J L. A survey of development test programs for LOX/kerosene rocket engines, AIAA 2001-3985[R]. USA: AIAA, 2001.

(编辑: 王建喜)