

我国大推力氢氧发动机发展思考

郑孟伟, 岳文龙, 孙纪国, 郑大勇

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘要: 对国内外氢氧发动机发展历程进行综述, 指出了国外氢氧发动机的发展规律和国内氢氧发动机的发展现状和差距。结合我国重型运载火箭应用需求、国内氢氧发动机技术基础和航天强国发展目标, 论证了我国大推力氢氧发动机选择补燃循环技术方案是恰当选择, 还进一步给出了我国 220t 级补燃循环氢氧发动机的技术参数, 提出了未来发展展望。

关键词: 大推力氢氧发动机; 补燃循环; 技术方案; 发展展望

中图分类号: V43

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2019) 02-0012-06

Discussion on Chinese Large-Thrust Hydrogen/ Oxygen Rocket Engine Development

ZHENG Mengwei, YUE Wenlong, SUN Jiguo, ZHENG Dayong

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: In this paper, the worldwide development history of Hydrogen/Oxygen rocket engine is reviewed. The development rules are summarized, The status and gap of domestic Hydrogen/Oxygen rocket engine is pointed out. Combined with the application demand of Chinese heavy launch vehicle, the present technical status, and the development goal for powerful nation in space, the large-thrust staged combustion cycle Hydrogen/Oxygen engine is the appropriate choice. In addition, the technical parameters of a 220-ton staged combustion cycle Hydrogen/Oxygen engine are given out. The future development prospects are put forward.

Key words: Large-thrust Hydrogen/Oxygen rocket engine; Staged combustion cycle; Design parameters; Development prospects

0 国外氢氧发动机发展历程与启示

在火箭发动机领域, 氢氧火箭发动机目前具有最高的比冲性能, 而且具有环保无污染的显著特点, 无论在一次性使用运载火箭还是未来可重复使用运载器中都占有重要地位, 是世界航天强国的重要技术标志之一。

从 1958 年美国开始研制世界上第一台氢氧发动机 RL-10 至今, 氢氧发动机用于火箭推进已有半个多世纪的历史 (见表 1)。纵观其发展历程,

可大致分为 3 个阶段。

第一个阶段为 20 世纪 50 年代末到 70 年代初。这一阶段是氢氧发动机的起步发展时期, 发动机推力均不大, 各种循环方式全面发展, 主要用于运载火箭的上面级。代表型号有美国的 RL-10 和 J-2、苏联的 RD-56、欧洲的 HM-7 和日本的 LE-5, 推力量级多在 10t 左右。这一阶段各国及组织机构通过小推力发动机的研制, 基本掌握了氢氧发动机的设计、生产和试验技术, 为后续研制更大推力的氢氧发动机奠定了良好基础。

收稿日期: 2018-09-20; 修订日期: 2018-12-10

作者简介: 郑孟伟 (1977-), 博士, 研究员, 主要研究方向为航空宇航推进理论与工程。

E-mail: zhengmw99@sina.com

第二阶段为 20 世纪 70 年代中期至 80 年代末。这一阶段是氢氧发动机的高速发展时期,其突出特点是追求更大的推力、更高的性能。代表型号有美国的 SSME、苏联的 RD-0120、欧洲的 Vulcain 和日本的 LE-7,推力量级为 100t~200t。为了实现高性能,发动机循环方案以补燃循环为主。美国的 SSME 发动机还提出了多次重复使用的目标,其技术先进性达到了氢氧发动机的高峰。

第三阶段为 20 世纪 90 年代至今。这一阶段为氢氧发动机的全面发展时期。其特点是百花齐

放,各种推力量级、各种循环方式均有全面发展,并且发动机在追求性能的同时,也更加注重可靠性与研制成本。例如日本在 LE-7 研制成功后,为了降低成本,提高可靠性,发展了简化设计的 LE-7A。美国在拥有了高水平的 SSME 后,发展了低性能低成本的 RS-68。Vulcain、RL-10、J-2 则不断进行优化改进,提高性能的同时提高可靠性。此外,闭式膨胀循环开始向 20t 推力量级发展,日本还独辟蹊径发展了开式膨胀循环氢氧发动机。

表 1 国外氢氧发动机工作参数与发展历程^[1-9]

Tab. 1 The technical parameters and development history of abroad Hydrogen/Oxygen rocket engines^[1-9]

代号	国别	年代	循环方案	推力/t	比冲/s	应用
RL-10	美国	1958	闭式膨胀	6.8	444	土星 I 二级
RD-56	苏联	1960	补燃	7	462	N1 火箭上面级
D-57	苏联	1960	补燃	40	456	N1 火箭三级
J-2	美国	1960	发生器	104	426	土星 V 二三级
HM-7	欧洲	1973	发生器	6.3	443	阿里安上面级
LE-5	日本	1974	发生器	10.5	449	H I 二级
SSME/RS-25	美国	1978	补燃	209	452	航天飞机/SLS 一级
RD-0120	苏联	1983	补燃	186	454	能源号芯级
LE-7	日本	1984	补燃	110	446	H II 一级
Vulcain	欧洲	1985	发生器	116	431	阿里安 V 一级
LE-7A	日本	1989	补燃	110	440	H II A 一级
LE-5B	日本	~1990	开式膨胀	13.7	447	H II A 二级
RL10-A/B/C	美国	~1990	闭式膨胀	~11	~467	多型火箭上面级
Vulcain2	欧洲	1996	发生器	138	434	阿里安 V 一级
RS-68	美国	1997	发生器	334	209	德尔它 IV 芯级
CE7.5/RD-56M	印度	1998	补燃	7	454	GSLV 上面级
J-2X	美国	~2000	发生器	130	448	SLS 二级
RD-0146	俄国	~2002	闭式膨胀	10	460	—
Vinci	欧洲	~2010	闭式膨胀	18	466	阿里安 VI 上面级
CE20	印度	2010	发生器	20	443	GSLV-III 上面级
LE-9	日本	2015	开式膨胀	140	425	H III 助推级
RL-60	美国	~2003	闭式膨胀	27	465	—

总结国外氢氧发动机发展历程,有 3 点启示:

1) 从技术发展的角度看,氢氧发动机并不存在一个明确的从简单的发生器循环到膨胀循环再到复杂的补燃循环的发展趋势,各个国家和组织的氢氧发动机都是当时火箭总体需求与各国自身技术和工业基础以及发展策略相结合的产物。例如:美国先发展的是膨胀循环,然后才发展了发生器循环,在航天飞机发展出补燃循环后,20 世纪 90 年代又回到发生器循环;俄罗斯则一开始就发展了最复杂的补燃循环,而后才是膨胀循环,

没有研制发生器循环;日本较为循序渐进,从一开始的发生器循环逐步发展出膨胀循环和补燃循环,并且走出了一条具有自身特色的开式膨胀循环道路;欧洲则一直秉持发生器循环技术,目前正在发展膨胀循环技术;印度开始引进的是补燃循环发动机,但最新发展的却是发生器循环。如果对发展趋势进行总结,早期的氢氧发动机更关注性能,目前则对可靠性与经济性有更多的综合考量。

2) 不同循环方式的氢氧发动机有各自的特点

和最为适用的领域。补燃循环代表当前技术上的最高水平,最适用的领域是大推力的基础级,因为只有它能够同时实现大推力和高室压,从而达到高性能,代表发动机有 SSME、RD-0120、LE-7,推力在 100t~200t。膨胀循环则特别适用于中小推力的上面级发动机,是上面级的主流发展方向,代表发动机有 RL-10、RL-60、Vinci、RD-0146,推力范围在 10t~20t。发生器循环适合各种推力量级,技术和比冲水平相对较低,代表发动机有 HM-7B、Vulcain2、RS-68、J-2X 等。

3) 国外氢氧发动机十分注重在好的平台基础上不断改进提高和扩展应用。例如 RL-10 从 20 世纪 60 年代首飞后就一直在改进,从 RL-10 到 RL-10A/B/C,有十几个版本,性能不断提高并应用于各种不同的火箭。J-2 也在改进成 J-2S 再到现在的 J-2X。RD-56 改进成了 RD-56M, HM-7 改进成 HM-7B, Vulcain 改进成 Vulcain2, LE-5 改进成 LE-5A/B, LE-7 改进成 LE-7A。

1 国内氢氧发动机发展现状与差距

我国氢氧发动机的发展历史基本是一个学习改进与继承创新的过程。

最早的 XX-73 (~1976 年),用于长三火箭上面级,真空推力 4t,采用发生器循环,一套涡轮泵带 4 个小推力室,真空比冲较低,只有 420s,相当于欧洲早期的 HM-4。

到了长三甲的上面级 (~1986 年),发展了 8t 推力的 XX-75 发动机,延续了发生器循环方案,采用单推力室结构,通过增大面积比,真空比冲达到 438s,类似于欧洲的 HM-7。

到了 21 世纪的新一代运载火箭长征五号,芯一级和芯二级均采用氢氧发动机。芯一级要求推力比较大,发展了发生器循环的 XX-77,真空推力 70t,真空比冲为 430s。芯二级对比冲性能要求比较高,采用了在 XX-75 基础上改进为膨胀循环方案的 XX-75D 发动机,在面积比不变的情况下,比冲提高到了 442s。

在 XX-77 之前的大推力氢氧发动机关键技术攻关阶段,国内也跟踪关注了氢氧补燃循环技术,进行了 Da-76 发动机预先研究。Da-76 发动机采用接近于 LE-7 的补燃循环技术方案,设计真空推力 50t,最终的全系统验证试验未能成功。

总的来说,国内氢氧发动机与国外相比有一

定的差距,主要体现在:

1) 推力偏小。国内目前最大推力的氢氧发动机真空推力仅 70t。不仅与美俄两国 200t~300t 的推力差距很大,和欧洲、日本的百吨级氢氧发动机相比也有不小差距。

2) 性能偏低。国内氢氧发动机比冲未超过 445s,和国外最高水平相差近 20s。推重比基本在 40~50,与国外氢氧发动机相比差 10~20。一方面是因为我国尚未掌握补燃循环技术;另一方面即使是同种循环方式的氢氧发动机,我国在设计和材料工艺水平等方面也与国外有一定差距,导致比冲和推重比水平偏低。

3) 功能单一。国内氢氧发动机至今尚未掌握火炬点火和大范围推力调节技术,使得氢氧发动机在各类航天运载器中的应用受到一定限制。

4) 研制周期长。国内几型氢氧发动机的研制普遍耗时较长,这与我国的工业技术基础以及研保条件建设通常落后于工程研制需求有一定关系。

2 重型运载火箭大推力氢氧发动机技术方案

如果以入轨能力百吨为标志,目前国外称得上重型运载火箭的只有美国早期的土星 V、航天飞机,中途下马的战神 V,正在研发的 SLS,以及俄罗斯早期失败的 N1 和搁浅的能源号。这些火箭都应用了大推力氢氧发动机。

土星 V 二级采用 5 台、三级采用 1 台 J-2 发动机。航天飞机芯一级采用 3 台 SSME (RS-25) 发动机。能源号芯一级采用 4 台 RD-0120 发动机。这三型火箭都已成功飞行。

战神 V 芯一级采用 5 台 RS-68 发动机,上面级采用 J-2X 发动机。SLS 芯一级采用 3~5 台改进的 RS-25D (SSME) 发动机,二级采用 1~3 台 J-2X 发动机。这两型火箭一个下马,一个正在研制,但是其配套的氢氧发动机基本成熟,方案可行。

N1 火箭一二级应用了大量液氧煤油发动机,三级采用 D-57 氢氧发动机。在当时条件下,液氧煤油发动机推力不够大、技术不够成熟,火箭可靠性不高,研制失败。

我国重型运载火箭历经多年论证,在发动机的选型上多有争论。总的来看,采用大推力氢氧发动机的重型运载火箭入轨能力更强。但不管怎样,对于氢氧发动机的核心要求都是大推力,性

能和可靠性尽可能高，成本尽可能低。同时，还需要能够有力牵引和带动国内氢氧发动机技术水平和研发水平的提升，并且具备未来扩展应用的潜力。

在论证过程中，对大推力氢氧发动机采用 200t 级补燃循环、200t 级发生器循环、100t 级补燃循环、100t 级发生器循环也进行了对比分析，

如表 2 所示。

经过分析，重型运载火箭芯二级可采用两台 220t 级氢氧发动机。发动机采用补燃循环技术方案，单富氢预燃室并联驱动双涡轮泵，具备双向摇摆、多次起动和推力调节能力，设计真空比冲可以达到 453s。该发动机与国际上成功应用的大推力补燃循环氢氧发动机的特点比较如表 3 所示。

表 2 重型运载火箭芯二级用不同方案氢氧发动机技术方案对比

Tab. 2 Technical schemes comparison of different Hydrogen/Oxygen engines for Chinese heavy lunch vehicle

	200t 级补燃	100t 级补燃	200t 级发生器循环	100t 级发生器循环
真空推力/T	220	120	220	120
室压/MPa	~20	~14	~11.5	~10.5
真空比冲/s (喷管地面满流为基准)	~450	~442	~435	~430
地面推力/T	~160	~90	~160	~90
喉部直径/mm	~280	~240	~360	~270
泵后最高压力/MPa	~50	~34	~18	~17
综合评价	性能最高，技术难度最大，可扩展至芯一级与固体助推搭配，对提升设计、材料、工艺、试验技术和能力水平牵引作用大	性能较高 (因发动机流量小，涡轮和泵效率难以提高，室压难以进一步提高)，技术难度较大，对提升设计、材料、工艺、试验技术和能力水平牵引作用较强	性能一般 (相比补燃循环入轨能力下降 2t~3t)，技术难度适中，可扩展至芯一级与固体助推搭配，发动机尺寸大，对提升设计、材料、工艺、试验技术和能力水平牵引作用较强	性能最低，技术难度最小，对提升设计、材料、工艺、试验技术和能力水平牵引作用弱

表 3 220t 补燃循环氢氧发动机技术方案与国外大推力补燃循环氢氧发动机对比

Tab. 3 Comparison of a 220t staged combustion cycle Hydrogen/Oxygen engines with abroad engines

	220t 氢氧发动机	SSME	RD-0120	LE-7A
真空推力/T	220	209	186	110
真空比冲/s	453	452	454	440
应用	芯二级	芯一级	芯一级	芯一级
室压/MPa	18.3	20.5	20.6	12.1
面积比	100	77.5	85.7	52
推重比	48 (预计值)	65	54	63
循环方案	有预压涡轮泵，单富氢预燃室驱动并联氢氧主涡轮泵	有预压涡轮泵，双富氢预燃室驱动并联氢氧主涡轮泵	有预压涡轮泵，单富氢预燃室驱动同轴氢氧主涡轮泵	无预压涡轮泵，单富氢预燃室驱动并联氢氧主涡轮泵
起动方案	辅助起动	自生起动，氢箱 0.207MPa，氧箱 0.69MPa	氢气起动，氢箱 0.196MPa，氧箱 0.785MPa	自生起动，氢箱 0.34MPa，氧箱 0.43MPa
点火方案	火炬电点火	火炬电点火	火炬电点火	火炬电点火
摇摆方案	泵前摇摆，双向±5°	主泵前摇摆，俯仰±10.5°，偏航±8.5°	泵前摇摆，双向±11°	泵前摇摆，双向±7°

续表

	220t 氢氧发动机	SSME	RD-0120	LE-7A
调节方案	65%~100% 推力调节。预燃室氧调节阀调推，推力室氧调节阀调混。连续式闭环调节	50%~109% 推力调节。氧预燃室氧阀调推，氢预燃室氧阀调混。连续式闭环调节	50%~106% 推力调节。预燃室氧阀调推，推力室氧阀调混。连续式开环调节	72%~100% 推力调节。预燃室氧阀调推，推力室氧阀调混。台阶式开环调节
推力室冷却方案	主泵后氢分流，部分直接去预燃室，其余串联冷却身部和喷管	主泵后氢串联冷却推力室身部和喷管，然后去预燃室	主泵后氢分流，部分直接去预燃室，其余串联冷却身部和喷管	主泵后氢分别冷却身部和喷管，汇合后去预燃室
预燃室技术参数	压力 33MPa 温度 850K	压力 36MPa 温度 962/817K	压力 40MPa 温度 840K	压力 21MPa 温度 810K
主涡轮泵技术参数	氢泵：40MPa 33000r/min 氧一/二级泵：28/48MPa 23000r/min	氢泵：43MPa 35000r/min 氧一/二级泵：32/53MPa 29000r/min	氢泵：43MPa 32000r/min 氧一/二级泵：33/55MPa 32000r/min	氢泵：36MPa 42000r/min 氧一/二级泵： 17/28MPa 18000r/min
阀门方案	主要为气控菌阀，调节阀采用套筒式	大量采用可调液压伺服球阀，驱动能源来自火箭	主要为气控菌阀，调节阀采用套筒式	主要为气控球阀
特点评述	借鉴了 SSME 和 RD-0120 技术方案的优缺点，发动机性能参数和技术难度适中	预燃室与涡轮泵集成设计，结构紧凑，但研制难度大；泵后串联流路导致氢泵负载大，涡轮燃气温度高，材料及管路热防护难度大；双预燃室控制难度大，发动机智能程度要求高	同轴涡轮泵降低了氧泵密封和起动同步性控制难度；涡轮泵总体设计难度大，质量偏置；氢泵性能非最优导致涡轮压比大，系统压力高；氧泵转速高导致氧预压泵设计难度大	推力偏低，限制了发动机性能的提高

220t 级补燃氢氧发动机借鉴了世界上最优秀且已成功研发的两型大推力补燃循环氢氧发动机 SSME 和 RD-0120 的技术方案优缺点，并充分考虑了国内氢氧发动机的技术基础和技术继承性，性能参数和技术难度处于适中水平，但高于日本的 LE-7A。发动机采用单机模块化设计、再生冷却喷管段可地面满流、且具备多次点火和推力调节功能，可以方便地扩展应用于其他火箭和重型运载火箭芯一级，具有很强的后续发展潜力。

从补燃发动机的技术原理来说，220t 级氢氧发动机还可以采用一种全流量补燃循环的技术方案，即设计两个预燃室，一个富氢一个富氧，分别驱动两个涡轮泵。由于推进剂能量得到全部利用，理论上室压可以进一步提高约 10%，从而可以将比冲性能进一步提高 2s 左右。但与此同时，也将带来富氧燃烧研制难度大、两预燃室匹配控制难度大，发动机质量大且对试验设备能力要求高等问题。美国在 2000 年左右开展了预先研究后中止，苏联拥有成熟的液氧煤油富氧燃烧经验也没有发展相关技术。

此外，如果二三级通用一型推力 100t 左右氢

氧发动机则需要考虑以下几个方面：1) 从型谱上说，真空 100t 推力氢氧发动机与目前国内 70t 推力 XX-77 能力上重叠，未来扩展应用的潜力也相对较弱；若提升至与 Vulcain2 相当的 130t 左右，用于三级又偏大；2) 从技术上说，100t 推力发展补燃循环氢氧发动机，性能非最优（日本 LE-7A 是明证，主要原因是涡轮泵流量小，涡轮和泵效率均难以提高，使得发动机室压和比冲难以提高）；3) 发展发生器循环方案技术最成熟，但对我国氢氧发动机技术发展的牵引带动能力也最弱；4) 发展开式膨胀循环技术上可行，但性能不高，技术带动性也比较弱。

因此，发展 220t 级单富氢预燃室双涡轮泵并联的补燃循环氢氧发动机是基于我国国情和未来航天强国发展需要的恰当选择。

从研制难度上说，国外同为 200t 级补燃循环氢氧发动机的 RD-0120 研制历时 11a，用 79 台发动机 482 次累计 75000s 热试验完成首飞。SSME 研制历时 10a，用 726 次累计 110000s 热试验完成首飞^[10]。我国的 220t 补燃循环氢氧发动机有 Da-76 和 XX-77 发动机的研制基础，同时吸取了国外两型大

推力补燃循环氢氧发动机的经验教训,优化了系统,降低了对组合件的苛刻要求。当前的设计仿真能力也比几十年前有大幅提高。此外,由于没有重复使用需求,工程研制需要的发动机台数和试验秒数也可以大幅降低。

3 我国大推力氢氧发动机进一步发展思考

220t 补燃循环氢氧发动机涉及强耦合起动关机控制、智能故障监测、大范围推力调节、复杂结构动力学、高压分级燃烧、高效大功率涡轮泵、高压大流量阀门、先进材料工艺与试验等多领域关键技术,目前正在攻关研发中。相比国内氢氧发动机技术基础,220t 补燃循环氢氧发动机在技术上需要上一个大的台阶,因此目前在设计方案和技术参数上并没有十分冒进,也因此在未来发展到合适阶段时,可以考虑进一步优化提高。比如:

1) 当前发动机起动方案以氦气辅助起动为主,未来的发展应考虑氢路完全靠箱压自生起动,氧路用于一级应考虑自生启动,用于高空时可考虑预压泵与电机一体化设计,即发动机用电机起动并在主级段转入发电模式,用于发动机或火箭控制。

2) 目前发动机仅推力及混合比调节由发动机自主控制,未来应考虑发动机整机自主健康监控与控制,提高智能化水平,并实现更大范围推力调节。

3) 为了实现发动机时序精确控制,目前阀门数量仍然偏多。未来获得发动机精确特性后,可考虑进一步集成简化。在发动机电力供应更为充足的条件下还可考虑更多采用电控球阀方案,以进一步简化系统。

4 结论

高性能大推力氢氧发动机是建设航天强国的

重要技术支撑,对我国氢氧发动机设计、材料、工艺制造和试验技术水平提升具有极大带动作用。以重型运载火箭为牵引,发展 220t 级单富氢预燃室双涡轮泵并联的大推力补燃循环氢氧发动机是综合考虑我国技术基础、型号需求、技术牵引力与扩展应用潜力的恰当选择。未来该型发动机还可以进一步拓展应用和改进提高。

参考文献

- [1] 中国航天工业总公司. 世界导弹与航天发动机大全 [M]. 北京: 军事科学出版社, 1999.
- [2] 臧家亮. 俄罗斯液体火箭发动机研制概况与简要评述 [M]. 北京: 长征科技信息研究所, 2002.
- [3] Blair J C, Schultzenhofer L A, Ryan R S. Lessons learned in engineering [R]. NASA/CR 2011-216468, 2011.
- [4] Brossel P, Eury S, Signol P, et al. Development status of the Vulcain engine [C]. 31st Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1995: 2539.
- [5] Gastal J, Eury S, Borromee J. Development status of the Vulcain engine [R]. AIAA 1999-2616, 1999.
- [6] Rachuk V, Goncharov N, Martynenko Y, et al. Design, development, and history of the oxygen/hydrogen engine RD-0120 [R]. AIAA 1995-2540, 1995.
- [7] Wood B. Propulsion for the 21st Century-RS-68 [R]. AIAA 2002-4324, 2002.
- [8] Fukushima Y, Nakatsuzi H, Nagao R, et al. Development status of LE-7A and LE-5B engines for H-IIA family [J]. Acta Astronautica, 2002, 50 (5): 275-284.
- [9] Byrd T. The J-2X upper stage engine: from design to hardware [R]. AIAA 2010-6968, 2010.
- [10] Biggs R E. Space shuttle main engine: the first twenty years and beyond [M]. American Astronautical Society, 2008.

引用格式: 郑孟伟, 岳文龙, 孙纪国, 等. 我国大推力氢氧发动机发展思考[J]. 宇航总体技术, 2019, 3 (2): 12-17.

Citation: Zheng M W, Yue W L, Sun J G, et al. Discussion on Chinese large-thrust Hydrogen/Oxygen rocket engine development [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3 (2): 12-17.