RBCC 用变工况气氧/煤油引射火箭发动机设计和试验研究

魏祥庚, 秦飞, 石磊, 张保庆, 何国强

(西北工业大学 燃烧、热结构与内流场重点试验室, 陕西 西安 710072)

摘 要:引射火箭是火箭冲压组合发动机的核心部件之一,须具有变工况工作能力。针对 RBCC 发动机用引射火箭的技术要求,基于挤压式推进剂供应系统,设计了变工况工作气氧/煤油引射火箭系统,完成了 4 种工作状态下的点火试验验证。试验研究结果表明,设计的变工况工作引射火箭发动机稳定可靠工作,工作参数满足设计要求,可实现快速调节。为开展火箭冲压组合发动机试验及大调节比引射火箭技术研究奠定了基础。

关 键 词:火箭冲压组合发动机;液体火箭发动机;引射火箭;流量调节;试验

中图分类号:V434 **文献标志码**:A **文章编号**:1000-2758(2018)03-0558-07

火箭冲压组合动力(RBCC: rocket based combined cycle)有机地融合了火箭发动机高推重比和吸气式冲压发动机高比冲的优势,在很宽的飞行包线内都具有良好的性能,是实现未来高效和经济航天运输的重要动力。引射火箭技术是火箭冲压组合动力的关键技术之一,伴随着发动机技术的发展,已经开展了大量研究工作。Hueter 等人[1]在 ASTP 的 RBCC 项目研究中就指出 RBCC 发动机须要采用变工况工作的火箭发动机作为引射火箭,其采用的引射火箭的主要特征为:液氢/液氧推进剂,氧燃比 4~8,燃烧室压强 1.38~3.45 MPa。Trefny[2]在单级入轨的吸气式飞行器论证中使用液氢/液氧火箭发动机作为引射火箭,采用定氧燃比、变燃烧室压强工作。Takeshi 等人[3-5]在进行单级入轨用 RBCC 发动机论证中采用了变工况液氢/液氧引射火箭进行方案分析,并给出了在 4 个模态中引射火箭的混合比和工作压强。Lehman 等人[6]采用气氢/气氧引射火箭开展了 RBCC 发动机引射模态性能的试验研究。引射火箭采用了相同压强不同混合比的工作状态,通过压强、热流密度和推力分析了引射火箭混合比对 RBCC 发动机性能的影响。西北工业大学何国强团队[7-11]针对引射火箭工作状态对引射模态性能影响开展了试验及数值计算研究,指出了变工况工作的引射火箭对提升引射模态性能具有重要影响。由研究可以看出,引射火箭对 RBCC 发动机的性能有很大影响,并且要实现飞行任务需要采用变工况工作的引射火箭系统。Escher 等[12-13]早期开展了 RBCC 发动机用引射火箭技术研究,基于增强火箭射流和空气射流掺混的目标,设计了多推力室环形的变工作压强的引射火箭系统。Miller 等人[14]研制了使用 90%过氧化氢和 JP-8 为推进剂的引射火箭,并进行了试验研究,获得了较好的效果。Masao 等人[15-17]研制了使用气氢/气氧为推进剂的引射火箭。该火箭可以实现 0.5~7.5 的混合比变化,并且可以实现不同的燃烧室工作压强,经过试验测试火箭的特征速度效率在 0.84 以上,可以满足 RBCC 发动机性能试验要求。朱韶华等人[18-19]设计了 RBCC 发动机试验用的气氧/煤油引射火箭,进行了数值和试验研究。该火箭采用定混合比 1.6 工作,可以实现流量 95~285 g/s 的调节。刘永兴等人[20]设计了用于 RBCC 发动机地面试验的气氧/煤油引射火箭,并进行了试验验证。推力室喷注器采用气液双组元

收稿日期:2017-04-02

作者简介:魏祥庚(1979—),西北工业大学副教授、博士,主要从事火箭冲压组合发动机、液体火箭发动机技术及火箭发动机推力调节技术研究。

内混式喷嘴和边区直流喷嘴结合结构,进行了室压分别为 3 MPa 和 5 MPa 的点火试验,验证了推力室方案的可行性。Cheng 等人[21]开展了气氧/RP-1 推进剂的液体火箭发动机旋流同轴喷嘴的工作特性研究。设计的同轴喷嘴中心为气氧直流喷嘴,外面为 RP-1 旋流喷嘴。Soller 等人[22]开展了 2 种气氧/煤油喷注器的试验研究。试验结果表明同轴式喷注器可以在较大压强范围内工作,燃烧效率也较高。

由目前研究可以看出,RBCC 发动机地面试验用引射火箭系统多采用变工况工作的气氧/煤油系统。本文针对 RBCC 发动机试验用引射火箭技术需求,开展了采用互击式喷注器的变工况工作气氧/煤油引射火箭系统设计和试验研究工作。

1　引射火箭供应系统及推力室设计

1.1　设计要求

该引射火箭系统主要是为了满足 RBCC 发动机的亚燃模态地面试验的变工况工作、RBCC 发动机由引射模态向亚燃模态过渡地面试验等需求。考虑到降低系统复杂度,引射火箭系统采用成熟技术及简单系统,采用与 RBCC 发动机燃油一致的煤油作为燃料,氧化剂采用气氧。RBCC 发动机亚燃工作时,对引射火箭的流量要求不大,主要起到稳焰作用;在模态过渡过程中要求引射火箭实现快速转换工况,稳定工作;暂且先考虑 2 级工况变化。系统为地面试验用,可以不考虑重量和尺寸要求,且可以采用被动冷却的方式。因此,主要设计技术要求如下:

1) 推进剂:氧气/煤油(JP-10);

2) 氧气/燃料混合比范围:0.9~1.2;发动机流量范围 80~120g/s;

3) 燃烧室温度为 1 800~2 200 K,燃烧室压强为 1~2MPa;

4) 发动机工作过程中发动机流量和燃烧室压强可调,快速稳定。

结合设计要求,根据液体火箭发动机的设计方法开展了引射火箭推进剂供应系统设计和推力室设计工作。

为了满足上述要求,采用 NASA CEA 热力计算软件[23]对不同室压、不同工况的火箭推力室工作参当选进行了计算分析,获得了满足要求的发动机工况如表 1 所示。

表 1　引射火箭工况设计参数

工况	室压/MPa	混合比	计算燃气总温/K	推进剂流率/(g·s^{-1})	氧气流量/(g·s^{-1})	煤油流量/(g·s^{-1})
高	1.65	1.06	1 856	120	61.7	58.3
低	1.1	1.06	1 853	80	41.2	38.8

表 1 给出了引射火箭工作的燃烧室压强、推力室混合比、燃气温度及流量等参数,可以根据这些参数进行火箭系统和推力室设计。

1.2　系统方案

根据总体技术要求,结合目前液体火箭发动机系统特征,该引射火箭推进剂供应系统采用挤压式供应系统。目前发动机为 2 级工况工作,考虑技术风险,供应系统采用并行管路方式实现工况调节。

氧气供应系统采用减压器加孔板的方式实现氧化剂供应调节,考虑到气体的响应较快,采用调节孔板前压强的方式实现不同工况氧气流量的供应。氧气供应系统工作原理图如图 1 所示。此方案可实现两工况调节及单一工况下连续工作。

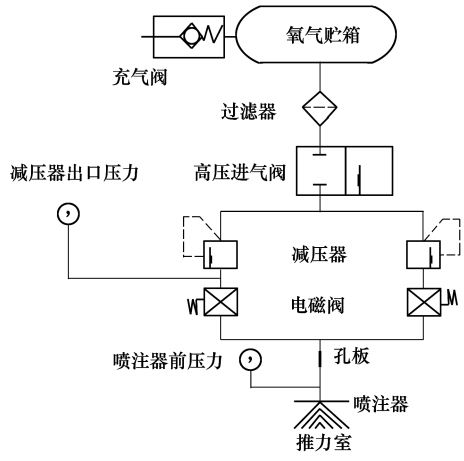


图 1　氧气供应系统简图

为了满足系统工作要求,经系统参数计算可以求得氧气贮箱出口压力最低为 6.3 MPa,要求工作过程中贮箱压强不能低于该值。考虑发动机工作时间不小于 15 s,并考虑到一定余量,氧气贮箱设计初始压力为 15 MPa,氧化剂贮箱容积 12.3 升。结合发动机氧气流量需求和推力室工作参数,利用质量流量公式初步估算孔板的直径为 3 mm,则氧气供应系

统工作参数如表 2 所示。

表 2 氧气供应系统工况设计参数

工况	燃烧室压力/MPa	氧气流量/(g·s^{-1})	喷嘴压降/MPa	孔板前压力/MPa
高	1.65	61.7	0.6	3.8
低	1.1	41.2	0.4	2.5

煤油供应系统方案采用氮气恒压挤压方案实现燃料的供应,采用不同的汽蚀管实现煤油流量调节。为了实现引射火箭的工况调节,考虑到煤油系统的响应较慢,采用辅助旁路管路调节方案,在工作过程中通过开关辅助旁路管路系统阀门实现 2 级工况的改变。采用辅助旁路系统有利于系统稳定工作,易于切换,对切换速度要求较低,且不会导致熄火等问题。煤油系统设计时采用基准工况为低工况,通过打开辅助旁路系统实现高工况的调节。燃料供应系统工作原理示意图如图 2 所示。

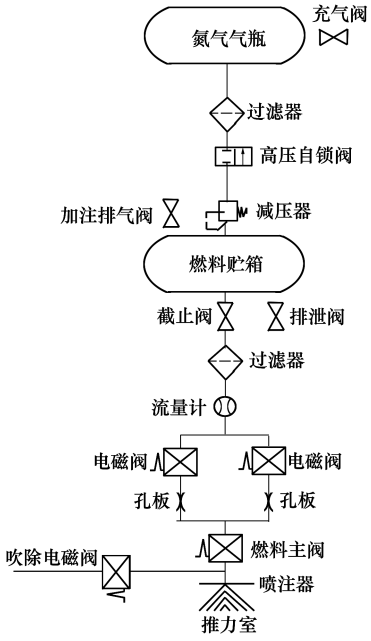


图 2 燃料供应系统简图

为了满足系统工作要求,经系统参数计算可得,煤油贮箱出口最低压力为 3.8 MPa,设计贮箱最低工作压力 4 MPa,燃料贮箱容积 3.1 升,煤油汽蚀孔板直径分别为 1 mm 和 0.8 mm。增压气瓶初始压力 12 MPa,增压瓶容积 4 升,减压器出口压强为 4 MPa。燃料系统工作参数如表 3 所示。

表 3 燃料供应系统工作参数

工况	燃烧室压力/MPa	煤油流量/(g·s^{-1})	喷嘴压降/MPa	孔板压降/MPa	孔板孔径/mm
高	1.65	58.3	0.6	1.25	1+0.8
低	1.1	38.8	0.3	2.1	0.8

1.3 推力室设计

喷注器是液体火箭发动机推力室中将推进剂组元进行雾化和混合的主要部件。喷注器的工作特性在很大程度上决定了推进剂的燃烧完全程度、推力室工作的稳定性及推力室壁热防护的可靠性,因此推力室喷注器的结构设计对于液体火箭发动机来说是一项非常重要的任务。

为了有利于推进剂的破碎、雾化,参考目前常用气/液喷注器的设计,引射火箭喷注器采用“中心离心式液体(煤油)+周围直流式气体(氧气)”喷注器方案:煤油喷嘴采用涡流器离心式喷嘴(如图 3 所示),氧气气体喷嘴则采用直流式喷嘴。为了实现更好的雾化和掺混,采用多个气体直流式喷嘴在液体离心式喷嘴外侧成一定角度绕液体喷嘴排列,气体射流撞击到液膜表面,有利于液滴的破碎、雾化及与氧气的混合。经过设计计算,煤油喷嘴出口直径为 3 mm,氧气喷嘴采用 12 个 Φ1.2 mm 的直流喷孔。喷注器结构示意图如图 4 所示。

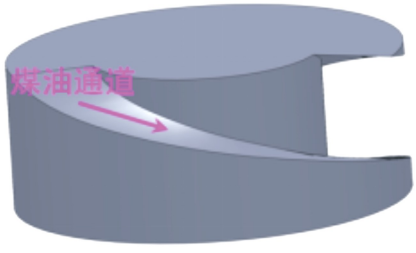


图 3 涡流器式煤油喷嘴

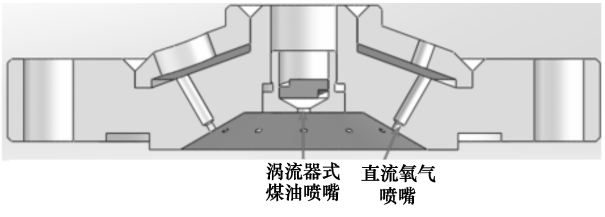


图 4 推力室头部

由于喷注器设计占用了中心位置,推力室的点

火方式采用侧壁电火花塞点火。在火花塞安装位置设计时要充分考虑点火可靠性以及火花塞的烧蚀防护。设计点火器轴线位置位于喷嘴轴线的交点上方 3 mm 处,且将火花塞头凹在室壁内 2 mm,火花塞安装位置示意图如图 5 所示。在喷嘴轴线交点上方附近位置推进剂已经混合较好,并且由于该处燃烧没有充分发展,温度较低,可以有效降低火花塞被烧蚀的可能性并可以保证可靠点火。为了进一步降低火花塞烧蚀的可能性,将火花塞的端面凹陷在推力室壁内,减少高温气流的冲刷。考虑到主要为地面短时间使用,引射火箭推力室采用被动热防护,燃烧室内壁为高硅氧-酚醛材料,推力室的喷管采用高强石墨材料,推力室内径为 55 mm,长度为 165 mm。推力室喷管喉径为 12.3 mm。

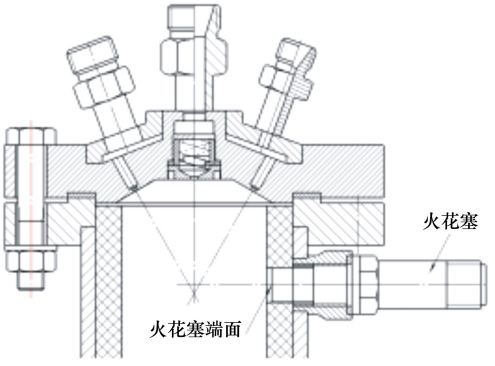


图 5　火花塞安装位置示意图

2　试验及结果分析

依据液体火箭发动机试验要求和系统设计要求,引射火箭的试验工作主要包括了煤油和氧气的流量标定、系统充填时间测试、调节工况充填时间测试以及发动机热试等内容。流量标定工作主要是检验系统的设计参数是否符合要求,并结合试验结果进行孔板及压强的调整。系统充填时间测试主要是获得煤油和氧气进入到推力室的时间,为发动机可靠安全点火和系统控制提供数据支撑。发动机热试试验主要测试发动机的工作可靠性、稳定性及性能,检验发动机的设计。

首先进行了煤油和氧气流量标定试验:煤油的流量通过流量计记录,同时使用气蚀孔板流量公式计算;氧气流量利用孔板前压强通过流量公式计算获得,氧气孔板事先进行了流量系数的标定。经过冷调试验获得满足设计要求的煤油系统的贮箱压力、氧气减压器出口压强以及煤油气蚀孔板前压强等参数。其次通过全系统冷调试验获得了系统充填时间,结合发动机工况需求,按照先喷氧气再喷煤油的原则,依据充填时间数据编制发动机系统工作控制时序。

2.1　试验系统

RBCC 发动机用变工况引射火箭试验在西北工业大学 RBCC 直连试验台试验室开展。为了更好及更充分地开展试验研究,为引射火箭专门搭建了试验系统。该试验系统主要包括数据采集系统、时序控制系统、点火系统、供应系统及试验发动机等。供应系统主要包括气氧供应系统、煤油供应系统及氮气供应系统。供应系统中的阀门均采用电磁阀和手动阀门,气体介质供应均采用高压气源经减压器减压后供应,煤油供应系统采用压缩氮气挤压供应。气氧供应系统主要为发动机提供氧化剂;煤油供应系统主要为发动机提供燃料;氮气供应系统主要为煤油供应系统提供挤压气源和氧气及煤油的吹除气源。数据采集系统采用基于 VXI 总线的数据采集系统,主要采集气源压强、减压器后压强、孔板前后压强、喷前压强、推力室压强以及流量等参数。时序控制系统主要按照设定时序实现阀门的开闭、点火、关机及吹除等,保证在点火时气氧先于煤油进入推力室,在关机时气氧先于煤油关闭,从而保证发动机工作的可靠安全性。

2.2　试验工况

为了验证引射火箭系统的方案,获得引射火箭的性能参数,进行了引射火箭系统的热试车试验。在进行制定试验工况时按照先单独工作再进行调节的步骤进行,并且要进行双向调节试验,确保发动机能够可靠工作。利用标定数据进行设定试验工况,在实际试验中由于存在气瓶压强、贮箱燃油量、喷管喉径等每次试验不完全一致,导致试验工况略有差别。每次试验的推力室保持一致。试验的实际工作参数(平均值)如表 4 所示。

表 4 试验工况

试验号	工况	氧气减压器出口压强/MPa	氧气孔板直径/mm	氧气流量/(g·s^{-1})	煤油孔板前压强/MPa	煤油孔板直径/mm	煤油流量/(g·s^{-1})
1	高	3.58	3	62.4	2.74	1.0+0.8	59.8
2	低	2.7	3	45.4	1.7	1.0	48.5
3	高→低	3.56→2.45	3	60.9→41.2	2.65→1.59	1.0+0.8→1.0	58.4→44
4	低→高	2.35→3.61	3	39.5→61.8	1.52→2.43	1.0→1.0+0.8	38.3→56.4

2.3 试验结果及分析

针对定工况、调节工况进行了 4 次试验,试验获得的推力室压强-时间曲线如图 6 所示。由图 6 可以看出,4 次试验均正常工作,燃烧室压强都比较平稳;2 次调节工况试验均实现了正常转换,调节过程平稳。试验 1 的平均推力室压强为 1.61 MPa,工作过程中基本稳定,压强最大值为 1.69 MPa,最小值为 1.5 MPa。试验 2 的平均推力室压强为 1.16 MPa,工作过程中比较稳定。由这两次试验数据可以看出,试验结果与设计结果比较接近,由此说明试验系统工作可靠性和准确性比较高,满足设计要求。试验 3 和试验 4 试验过程中调节转换平稳,未出现超调现象;试验 3 实现了平均推力室压强由 1.53 MPa 到 1 MPa 的过渡,试验 4 实现了平均推力室压强由 0.97 MPa 到 1.54 MPa 的过渡。

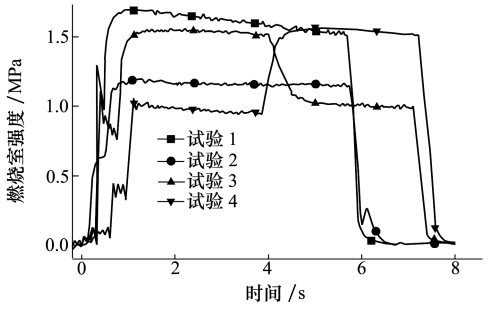


图 6 推力室压强-时间曲线

为了分析调节试验工况转换的响应特性,定义工况转换响应时间 $T_r = T_{90\%} - T_{10\%}$,$T_{10\%}$ 表示 $p_{10\%}$ 所对应的时间点,$T_{90\%}$ 表示 $p_{90\%}$ 所对应的时间点。$p_{10\%}$ 和 $p_{90\%}$ 分别为工况转换过程中的 2 个工作点,其定义分别为 $p_{10\%} = \bar{p}_d + 10\%\Delta p$ 和 $p_{90\%} = \bar{p}_d + 90\%\Delta p$,式中 $\bar{p}_d$ 表示为低工况的平均压强,$\bar{p}_g$ 表示为高工况的平均压强,$\Delta p = \bar{p}_g - \bar{p}_d$。通过对试验数据的分析获得,试验 3 的工况转换响应时间 T_r 为 632 ms,试验 4 的工况转换响应时间 T_r 为 315 ms。由此可以看出,工况转换响应还是比较快的,可以满足试验需求,并且由低工况到高工况的转换时间要小于由高工况到低工况的时间。这主要是因为在低工况向高工况转换时主要是增加流量,且流量的变化量并不是非常大,相对来说要快一些;而由高工况向低工况转换时需要实现管路的关闭及阀后管路内推进剂全部用完,由于主阀后的管路较长,所以耗时较长一些。后续要想提高响应时间,必须缩短阀后的管路长度以及在合理范围内降低管路的内径。

由图 6 还可以看出,4 次试验的点火启动阶段都出现了不同程度点火延迟。为了说明这个问题,以试验 3 为例进行了分析。试验 3 的时序及关键压强数据曲线分别如图 7 和图 8 所示。

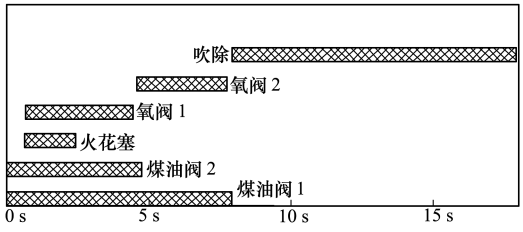


图 7 试验 3 的时序图

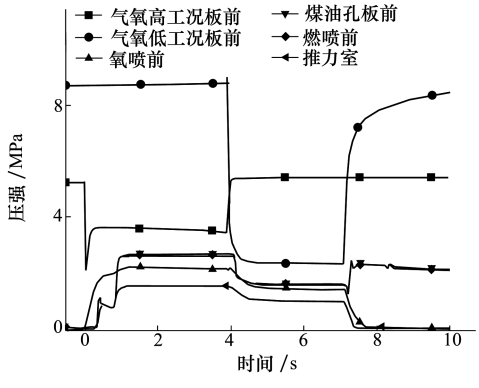


图 8 试验 3 关键压强-时间曲线

在时序设置时保证氧气比煤油提前 400 ms 进入推力室,氧气阀门打开的同时火花塞开始工作。由图 8 可以看出,氧气比煤油提前 313 ms 进入推力室,这与设定的时序相差 87 ms,也就说煤油提前了 87 ms 进入推力室;由氧喷前和燃喷前的压强-时间曲线可以看出在氧气和煤油进入推力室之后,压强随之建立,由燃喷前曲线可以看出煤油在充填的过程中出现了不连续的问题,由此导致燃烧室压强的建立也出现了延迟。经过数据判读发现其他 3 次试验也都表现出了同样的问题。由此可以说明,推力室压强的延迟主要原因是由于煤油管路造成的。试验系统中的煤油管路在主阀后端使用了金属软管作为连接管且具有 2 m 长,管径为 DN10,而试验中煤油的最大流量也只有不到 60 g/s,因此有可能导致该段管路充填延迟造成煤油管路完全建压缓慢,引起了推力室建压缓慢。后续试验需要修改管路,缩短主阀后管路长度。

3　结　论

本文基于挤压式系统,设计了 RBCC 用气氧/煤油变工况工作引射火箭发动机系统,完成了 2 种定工况的点火试验以及由低工况到高工况和由高工况到低工况的变工况试验,并针对出现点火延迟问题进行了分析。试验结果表明,发动机点火可靠,室压平稳,指标参数达到了设计要求;调节过程中发动机参数变化迅速,未发生超调现象,调节过程发动机工作稳定。针对试验中出现的点火延迟问题进行了分析,发现推进剂主阀后管路长度对点火延迟有很大影响,为后续试验及系统调整指出了方向。基于挤压供应系统的 RBCC 发动机用气氧/煤油变工况引射火箭系统工作稳定、调节便捷迅速,为开展 RBCC 发动机技术研究地面试验和大调节比引射火箭技术研究提供了支撑。

参考文献:

[1] Hueter Uwe, Turner Jim. Rocket-Based Combined Cycle Activities in the Advanced Space Transportation Program Office[R]. AIAA-1999-2352

[2] Trefny Charles J. An Air-Breathing Launch Vehicle Concept for Single-Stage-to-Orbit[R]. AIAA-1999-2730

[3] Takeshi Kanda, Kenji Kudo. A Conceptual Study of a Combined Cycle Engine for an Aerospace Plane[R]. AIAA-2002-5146

[4] Takeshi Kanda, Kenji Kudo. Conceptual Study of a Combined-Cycle Engine for an Aerospace Plane[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(5): 859-867

[5] Takeshi Kanda, Kouichiro Tani, Kenji Kudo. Conceptual Study of a Rocket-Ramjet Combined-Cycle Engine for an Aerospace Plane[J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(2): 301-309

[6] Lehman M, Pal S, Santoro R J. Experimental Investigation of the RBCC Rocket-Ejector Mode[R]. AIAA-2000-3725

[7] 李宇飞, 何国强, 刘佩进. SMC 燃烧模式下引射火箭性能影响因素的试验研究[J]. 推进技术, 2006, 27(2): 97-100
Li Yufei, He Guoqiang, Liu Peijin, Experimental Study for Factors Affecting Rocket Ejector Performance in SMC Combustion Mode[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(2): 97-100 (in Chinese)

[8] 刘洋,何国强,刘佩进, 等. 一次火箭流量对 RBCC 性能影响的数值和试验研究[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(5): 439-444
Liu Yang, He Guoqiang, Liu Peijin, et al. Numerical and Experimental Investigation on Effect of Primary Rocket Flow on Performance of RBCC[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(5): 439-444 (in Chinese)

[9] 李强,刘佩进,陈剑. 一次燃气混合比对引射火箭二次燃烧火焰稳定的影响[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(4): 427-430,435
Li Qiang, Liu Peijin, Chen Jian. Influence of Mixture Ratio of Primary Flow on Secondary Combustion Flame Stability of Ejector Rocket Motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2009, 32(4): 427-430, 435 (in Chinese)

[10] 吕翔,刘佩进,何国强,等. 火箭引射模态下一次火箭流量优化方法研究[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(6): 631-635
Lü Xiang, Liu Peijin, He Guoqiang, et al. Optimization Method for Primary Rocket Mass Flow Rate in Rocket Ejector Mode[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2010, 33(6): 631-635 (in Chinese)

[11] 潘科玮,何国强,刘佩进,等. RBCC 混合燃烧模态一次火箭对燃烧稳定影响[J]. 推进技术, 2010, 31(5): 544-548
Pan Kewei, He Guoqiang, Liu Peijin, et al. Influence of Combustion Stabilization by Primary Rocket under Commix-Combustion

Mode in RBCC[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(5): 544-548 (in Chinese)
[12] Escher W J D, Schnurstein R E. A Retrospective on Early Cryogenic Primary Rocket Subsystem Designs as Integrated into Rocket-Based Combined-Cycle(RBCC) Engines[R]. AIAA-1993-1944
[13] Pryor D E, Hyde E H, Escher W J D. Development of a 12-Thrust Chamber Kerosene/Oxygen Primary Rocket Subsystem for an Early(1964) Air-Augmented Rocket Ground Test System[R]. AIAA-1999-4896
[14] Miller K J, Sisco J C, Austin B L, et al. Design and Ground Testing of a Hydrogen Peroxide/Kerosene Combustor for RBCC Application[R]. AIAA-2003-4477
[15] Masao Takegoshi, Sadatake Tomioka, Shuichi Ueda, et al. Firing-Tests of a Rocket Combustor for Combined Cycle Engine at Various Conditions[R]. AIAA-2005-4286
[16] Masao Takegoshi, Sadatake Tomioka, Shuichi Ueda, et al. Performances of a Rocket Chamber for the Combined-Cycle Engine at Various Conditions[R]. AIAA-2006-7978
[17] Masao Takegoshi, Sadatake Tomioka, Fumiei Ono, et al. Injectors and Combustion Performance of Rocket Thruster for Rocket-Ramjet Combined-Cycle Engine Model[R]. AIAA-2012-5915
[18] Zhu Shaohua, Tian Liang, Li Xuan, et al. Experimental Investigations of a GO2/Kerosene Ejector Rocket Chamber for the RBCC Propulsion System[R]. AIAA-2014-3989
[19] 朱韶华,田亮,刘亚冰,等. RBCC 引射火箭燃烧室设计及试验研究[J]. 推进技术, 2014, 35(10): 1378-1386
Zhu Shaohua, Tian Liang, Liu Yabing, et al. Design and Experimental Investigation of Ejector Rocket Chamber for RBCC Propulsion System[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(10): 1378-1386 (in Chinese)
[20] 刘永兴,王魁,曹再勇. RBCC 推进系统主火箭发动机气氧/煤油推力室研究[J]. 火箭推进, 2009, 35(6): 23-26
Liu Yongxing, Wang Kui, Cao Zaiyong. Investigation of GO2/Kerosene Thrust Chamber of the Main Rocket Engine for the RBCC Propulsion System[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2009, 35(6): 23-26 (in Chinese)
[21] Cheng Gary C, Davis Rory R, Johnson Curtis W, et al. Numerical Cold Flow and Combustion Characterization of Swirl Coaxial Injectors[R]. AIAA-2003-4751
[22] Soller S, Wagner R, Kau H P, et al. Characterisation of Main Chamber Injectors for GOX/Kerosene in a Single Element Rocket Combustor[R]. AIAA-2005-3750
[23] Gordon Sanford, Mcbride Bonnie J. Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications Ⅰ: Analysis[R]. NASA Reference Publication 1311, 1994

Design and Experimental Investigation on Gas Oxygen/Kerosene Ejector Rocket for RBCC Application

Wei Xianggeng, Qin Fei, Shi Lei, Zhang Baoqing, He Guoqiang
(Science and Technology on Combustion, Internal Flow and Thermo-Structure Laboratory, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The ejector rocket is one of the core components of the rocket based combined cycle propulsion system, and must be capable of variable working conditions. In order to meet technical requirements for RBCC application, the variable duty operating ejector rocket using the gas Oxygen/Kerosene was designed based on the gas pressurized propellant feed systems. Hot firing tests of four different working conditions had been completed. Experimental results show that the designed ejector rocket engine was stable and reliable, and the working parameters met the design requirements, and the working conditions were adjusted quickly. It lays a foundation for the study of the RBCC engine test and the engine technology of large adjustment ratio.

Keywords: rocket based combined cycle; liquid rocket engine; ejector rocket; flow modulation; experiment