

RBCC推进系统主火箭发动机 气氧/煤油推力室研究

刘永兴, 王 魁, 曹再勇

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 为满足 RBCC 推进系统主火箭发动机对气氧/煤油推力室的要求, 对其进行了高燃烧室压力和温度、大范围变工况工作研究。气氧/煤油推力室喷注器采用中心区气液双组元内混式喷嘴和边区直流喷嘴结合结构, 身部采用夹层冷却结构。通过对推力室气氧/煤油推进剂的点火及雾化混合技术、推力室喷注器及身部冷却设计技术、推力室的点火启动、稳态工作等关键技术的研究表明, 推力室在室压 3MPa、5MPa 工况下可稳定燃烧。额定推力 650N 的气氧/煤油推力室方案可靠、点火工作正常, 可以满足大范围变工况稳定工作要求。

关键词: RBCC; 火箭发动机; 气氧/煤油; 推力室

中图分类号: V437

文献标识码: A

文章编号: (2009) 06-0023-04

Investigation of GO_2 /kerosene thrust chamber of the main rocket engine for the RBCC propulsion system

Liu Yongxing, Wang Kui, Cao Zaiyong

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

Abstract: To meet the requirements of the main rocket engine of RBCC propulsion system for GO_2 /kerosene thrust chamber, an investigation of the thrust chamber with work condition changed at a large range and in high combustion pressure and high temperature was conducted. The centre of the thrust chamber injector was one injecting element with inside gas and liquid propellant mixing. The periphery of the thrust chamber injector was spray injecting elements. The important technologies included the ignition of GO_2 /kerosene propellant, mixing and atomizing of propellant, design of the injector, cooling of its body, design of start, and combustion of two phase stable flow. The results of the investigation show that combustion of the thrust chamber is steady when the chamber pressure changes from 3MPa to 5MPa. The design of the thrust chamber is successful and the thrust chamber works well

Key words: RBCC; rocket engine; GO_2 /kerosene; thrust chamber

收稿日期: 2009-10-15; 修回日期: 2009-11-05。

作者简介: 刘永兴 (1976—), 男, 工程师, 研究领域为火箭发动机推力室设计。

0 引言

随着先进高超音速武器及低成本可重复使用航天运输系统技术的不断深入研究,火箭基组合循环(Rocket Based Combined Cycle,简称RBCC)推进系统由于具有较高的比冲和较高的推重比,可以满足高超声速飞行器加速和巡航等要求,越来越受到重视^[1,2]。国内外均开展了大量的理论和试验研究。国外研究投入较大,取得成果最多的为美国,其主要研究方向为带支板的引射火箭基冲压发动机。国内多家科研单位也开展了RBCC推进系统技术研究,研究方向也多基于带支板的引射火箭基冲压发动机展开。带支板的引射火箭基冲压发动机系统中无毒、无污染推进剂组合(气氧/煤油)引射火箭发动机研究前景最为诱人。

气氧/煤油推力室的研究作为引射火箭发动机的一项关键技术,急需突破。气氧/煤油推力室的研究国外相关报道很少,国内也仅国防科技大学等少数几家单位进行了相关技术的研究。国防科技大学研制的气氧/煤油推力室主要用于运载火箭姿控发动机^[3],其推力量级小,燃烧室压力低、大范围变工况工作能力稍显不足,对于RBCC推进系统主火箭发动机明显不适用,需要开展新的推力室研究。该种类型气氧/煤油推力室点火试验在国内尚未见报道。

重点介绍RBCC推进系统主火箭发动机气氧/煤油推力室(设计额定推力为650N)点火设计、喷注器设计、身部冷却设计等技术和点火试验情况。

1 气氧/煤油推力室

1.1 气氧/煤油推力室关键技术

RBCC推进系统主火箭发动机要求气氧/煤油推力室要实现重复使用、较大范围变工况工作且工作可靠稳定,同时气氧/煤油推力室外形尺寸也必须满足火箭总体布局。气氧/煤油推力室主要关键技术包括:气氧煤油推进剂的点火及雾化混

合技术、推力室喷注器设计、身部冷却设计技术、推力室点火启动技术、稳态工作等。

1.2 设计输入参数

表1所示为RBCC推进系统主火箭系统对气氧/煤油推力室参数的要求。

表 1 设计输入参数

Tab.1 Design parameters

参数内容	要求值
室压 3MPa 时燃烧室达到温度/K	2500
室压 5MPa 时燃烧室达到温度/K	2800
推力室外径/mm	≥45
推进剂总流量/(g·s ⁻¹)	≥250
推力室出口总温/K	≤1100
冷却水入口压力/MPa	≥3

1.3 方案设计

依据表1中的要求,对RBCC推进系统主火箭发动机气氧/煤油推力室进行了气动热力性能计算,并结合变工况的要求,以中间工况4MPa为设计工况。以4MPa工况进行气氧/煤油推力室设计,可以兼顾高低工况,而仅需要通过合理调节推进剂流量和混合比就能够满足高低工况下室压、室温及出口总温的要求。

1.4 推进剂点火

气氧/煤油推进剂为非自燃组合,需要专门的点火系统。一般气氧/煤油推进剂点火方式有三种,分别为点火剂点火、电火花塞式点火及气动谐振点火。点火剂(三乙基铝和三乙基硼混合物)点火虽然工作可靠,但需要设计专门的点火剂供应路,且不适用于重复使用及多次启动系统,故不满足气氧/煤油推力室多次启动(变工况试验时)、重复使用和受系统结构限制等要求,不宜采用。气动谐振点火是基于气动谐振加热效应的一种点火方式,特点是结构简单、可多次点火,但目前仍处于研制阶段^[4,5],也不宜采用。电火花塞式点火避免了以上两种点火方式的缺点,工作可靠且工程应用广泛。因此气氧/煤油推力室采用电火花塞式点火。

1.5 推力室结构

推力室由头部和身部通过法兰连接, 实物照片见图 1 所示。头部由喷注器及推进剂供应系统等组成。

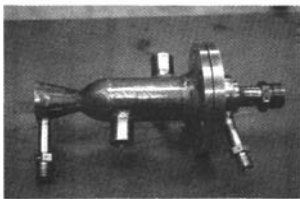


图 1 推力室实物照片
Fig.1 Picture of the thrust chamber

1.5.1 喷注器

喷注器是推力室的关键部件, 其功能在于设计流量和压降下, 将氧化剂和燃料均匀喷入燃烧室, 保证设计要求的混合比分布和流强分布, 并迅速完成雾化、混合和燃烧过程。要求设计的喷注器燃烧稳定性好、性能高、结构安全、流阻损失小, 并且结构简单。

RBCC 推进系统主火箭发动机推力室的头部喷注器结构为: 中心区一个双组元喷嘴, 有利于形成一个稳定的中心火焰区, 保证火焰燃烧稳定。边区按照同心圆形式均匀分布一圈直流式燃料喷嘴, 保证边区和喷注器面的冷却。

中心区喷嘴为气液内混式双组元喷嘴, 即三股自击式液体燃料直接在喷嘴内部喷射进气态氧化剂中。其结构示意图如图 2 所示, 气氧从喷嘴顶端进入, 煤油在喷嘴侧面通过三个直流撞击孔喷入。此种喷嘴的优点是雾化混合好、结构简单, 易于加工, 为典型的气液双组元喷嘴。

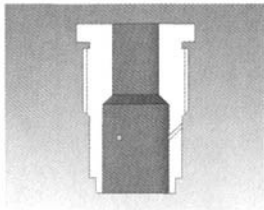


图 2 中心区喷嘴结构图
Fig.2 Structure of the central injector

1.5.2 身部

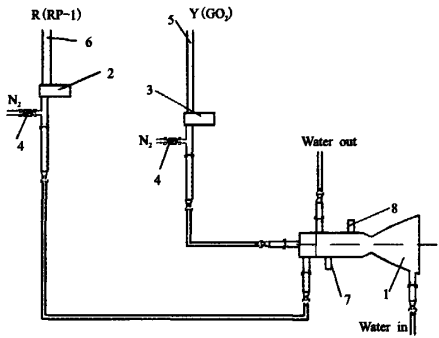
燃烧室温度及身部出口温度高, 所以身部的冷却成为推力室研制的关键。身部的冷却一方面通过喷注器设置边区燃料直流喷嘴形成液膜进行冷却, 另一方面通过喷管冷却通道内的冷却水进行冷却。传热计算表明, 水流量 3kg/s, 最大流速大于 25m/s, 可满足冷却要求。

燃烧室压力比较高, 故身部应具有一定的承载能力。结构上采用内、外壁高温真空钎焊结构。该结构在现代发动机推力室及燃气发生器设计中已得到广泛应用, 其特点为工艺成熟, 可有效提高推力室的承载能力。

2 气氧/煤油推力室试验与分析

RBCC 推进系统主火箭气氧/煤油推力室点火试验系统采用挤压式点火。试验系统示意图如图 3 所示。两路推进剂均采用孔板进行流量的控制, 点火位置靠近喷注器面, 圆柱段出口安装室压测点。推进剂供应路均设置关机吹除系统 (工质为高压氮气)。

RBCC 推进系统主火箭气氧/煤油推力室分别进行了室压 3MPa 和 5MPa 工况下的点火试验, 点火室压曲线分别如图 4、图 5 所示。



1-推力室; 2-燃料主阀; 3-氧化剂主阀; 4-吹除阀;
5-试验台上氧化剂对接导管; 6-试验台上燃料对接导管;
7-点火器座; 8-室压测嘴

图 3 试验系统图
Fig.3 Test system

两次点火试验过程中推力室出口处火焰正

常、推力室室压等参数稳定, 试验后推力室分解检查未见异常, 表明试验获得成功。图4、图5所示室压曲线表明推力室点火起动平稳, 无压力峰值, 室压波动很小, 关机正常。根据孔板流量特性曲线对两次点火工况的推进剂流量进行对比得到实际流量, 并对混合比进行计算, 热力学计算结果表明燃烧室温度已经达到2800K左右, 出口总温大于1100K, 因此可以满足RBCC推进系统主火箭发动机的要求。

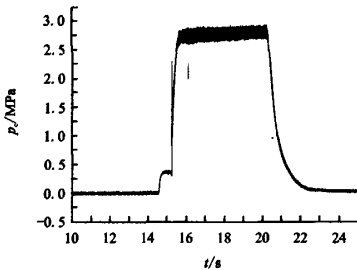


图4 3MPa 工况点火室压曲线

Fig.4 Combustion chamber pressure curve at operating pressure of 3MPa

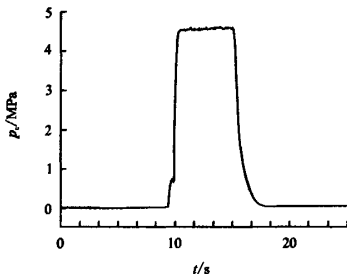


图5 5MPa 工况点火室压曲线图

Fig.5 Combustion chamber pressure curve at operating pressure of 5MPa

试验后发现点火器端头和身部局部(点火器正下方)出现烧蚀, 分析原因为有两点, 一是点火器直径较大而燃烧室内径较小, 造成此处的冷却液膜受到干扰而不能起到有效冷却; 二是点火器设置处没有冷却水冷却。后期研制中应尽量选用较小尺寸点火器, 另外亦可考虑将点火器的安

装位置放置在头部, 这样可有效解决点火器和身部的冷却, 但需要考虑点火处推进剂的雾化混合情况, 否则不能实现顺利点火。

3 结论

通过对RBCC推进系统主火箭气氧/煤油推力室的研制和试验, 获得以下结论:

- (1) 气氧/煤油推力室在3MPa到5MPa工况过程中出口处火焰正常、推力室室压等参数稳定。
- (2) 气氧/煤油推力室实现室压3MPa到5MPa工况下的稳定工作, 燃烧室温度达2800K, 出口总温超过1100K。
- (3) 突破了气氧/煤油推进剂的点火、雾化混合, 推力室喷注器设计、身部冷却设计等关键技术。
- (4) 气氧/煤油推力室方案可靠、点火工作正常。

参考文献:

- [1] Francis M Curran, Gary L Bennett. An Overview of the NASA Advanced Propulsion Concepts Program [R]. AIAA 92-3216.
- [2] 张蒙正. 组合循环动力系统面临的挑战与前景[J]. 火箭推进, 2009, 35(1): 1-8.
- [3] 王爱玲. 运载火箭气氧/煤油姿控发动机技术研究[J]. 上海航天, 2006, 5: 6-11.
- [4] Rocketdyne Engineering. Advanced ignition systems final report [R]. N71-35152.
- [5] 吕奇伟. 气氧/煤油谐振点火器研究[J]. 火箭推进, 2001, 27(4): 54-60.
- [6] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
- [7] 阿列玛索夫 B E. 火箭发动机原理 [M]. 北京: 宇航出版社, 1993.

(编辑: 马 杰)