

RBCC 引射模态冷流试验研究

安佳宁^{1,2}, 徐万武²

(1. 中国人民解放军 92419 部队, 辽宁 兴城 125106;

2. 国防科学技术大学, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 通过冷流试验方法研究了不同构型 RBCC 引射模态下的抗背压特性, 通过测量流道壁面压力给出了不同混合室长度和主火箭构型下的壁面压力变化曲线, 分析了不同构型的抗背压性能。结果表明: 增加混合室长度可以提高抗背压性能, 但是提高幅度较小; 双主火箭构型可以显著提高抗背压性能。该试验说明主火箭构型对抗背压性能有重要影响, 为 RBCC 引射模态构型设计提供了参考依据。

关键词: RBCC; 引射模态; 试验研究; 抗背压; 混合室

中图分类号: V433.9-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2012) 04-0038-05

Cold flow experimental research of RBCC ejector modal

AN Jia-ning^{1,2}, XU Wan-wu²

(1. Unit 92419 of PLA, Xingcheng 125106, China;

2. National University of Defence Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The method of cold flow experiment was used to research the anti-backpressure characteristics of RBCC ejector modal with different configurations. The wall surface pressure curve in different length of the mixer and different configurations of main rockets is given by measuring the wall static pressure. The anti-backpressure performances of different configurations are analyzed. The Results show that the increase of the mixer length can improve the anti-backpressure performance, but the performance can not be improved significantly; the double main rockets structure can effectively enhance the anti-backpressure ability. The test shows that the structure of main rocket has an important influence on anti-backpressure performance. This test provides a reference for the configuration design of RBCC ejector modal.

Keywords: RBCC; injector modal; experiment research; anti-backpressure; mixer

收稿日期: 2012-02-23; 修回日期: 2012-03-28

作者简介: 安佳宁 (1985—), 男, 硕士, 研究领域为高超声速飞行器

0 引言

上世纪 60 年代美国提出了火箭基组合循环 (RBCC, Rocket Based Combined Cycle) 这一推进理论模型。火箭基组合动力循环是将火箭与双模态冲压发动机相结合的组合循环动力系统。在大气中利用空气中的氧气实现自主起飞和着陆, 而自身携带的推进剂使其可在大气外飞行。RBCC 综合了火箭发动机和吸气式发动机的优点, 实现了整个弹道上以较优性能工作。临近空间作为卫星和航空器之间的空域, 在军事和航天上具有重要意义。此空间内大气稀薄, 吸气式发动机无法正常工作, 而 RBCC 能满足高超声速临近空间飞行器技术需求。冲压流动通道和嵌入其中的引射火箭是 RBCC 的主要部件。其中流动通道根据不同作用可划分为: 进气道、混合段、燃烧室和喷管 4 个部分。RBCC 包含 4 个基本模态: 引射模态、亚燃冲压模态、超燃冲压模态和纯火箭模态。引射模态是 RBCC 在低速度, 低高度下的工作模态, 这就要求在实现大引射系数的基础上提高抗背压性能 (提高增压比), 从而通过提高补燃室压力来提高燃烧效率。本文通过试验研究方法探讨了不同构型引射模态下的抗背压性能, 分析了抗背压性能的影响因素。

1 试验装置与测量方法

在预先研究阶段设计出整套热试试验系统, 并进行试验是不现实也是不科学的。应该先设计出大引射系数的冷流试验件, 研究其流动特性。因此冷流试验系统应该包括以下几个部分: 1) 来流模拟系统, 即二次流系统。为实现来流压力的可调控, 应采用直连式系统。2) 测试系统。由于是初级研究阶段并且受到试验条件限制, 目前通过测量流动通道压力评估流动状况。3) 试验件系统。为研究不同火箭数目对引射性能的影响, 试验件设计中采用支板构型。为了保证试验安全, 试验件与真空罐连接降低试验压力。

1.1 试验系统组成

根据试验设计思想, 布置试验系统如图 1 所示, 固定在试验台上的试验件, 通过闸板阀与室外的真空罐连接, 整个试验将在负压下进行。位于室外的气源通过配气台与试验件相连。测控终端连接了试验台上的电磁阀和传感器。

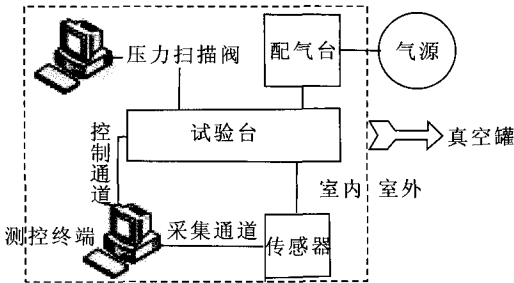


图 1 试验系统示意图
Fig. 1 Scheme of test system

1.2 试验件设计

本文设计的构型为直连式等截面混合室二维构型, 为研究混合段长度和主火箭对引射性能的影响, 试验件设计采用了分段设计和加工的形式, 以获得较多的试验件组合。其中主火箭设计了单主火箭和双主火箭 2 种构型, 2 种构型的总流量保持一致。单主火箭构型, 主火箭镶嵌于二维流道横向中点处, 双主火箭构型, 2 枚主火箭并列镶嵌于流道横向的四分之一和四分之三节点处。整个试验件包括以下几个部分: 二次流整流段、主火箭段、混合段、亚扩段和背压控制段。主火箭段使用支板构型镶嵌在流道内。背压控制段通过一个类似碟阀装置来改变出口大小, 进而改变背压。试验设计工况如表 1。

表 1 试验设计工况

Tab. 1 Working conditions of experiment design	
设计参数	设计值
主火箭流量 / ($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	1
一次流马赫数	3
二次流流量 / ($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	0.5
一次流总压 / MPa	1.0
二次流总压 / kPa	33

试验件设计中,综合考虑了主火箭加工精度、压力驻室强度影响及试验台限制。对于二维构型来讲如果试验件二维展向宽度较大,在流量一致的情况下试验件将会变窄,导致喉部面积过小,驻室壁面过薄,加工难度较大。综合考量各种因素后得到试验件主要设计参数如表 2 所示。图 2 给出了试验件装配图。

表 2 试验件基本参数

Tab. 2 Basic parameters of test configuration

参 数	设计值
展向宽度 /mm	60.0
扩张段扩张角 /($^{\circ}$)	6
混合室宽度 /mm	160.0
扩张段面积比	2
二次流整流段宽度 /mm	420.0
二次流收缩段收缩角 /($^{\circ}$)	30
主火箭出口宽度 /mm	15.1

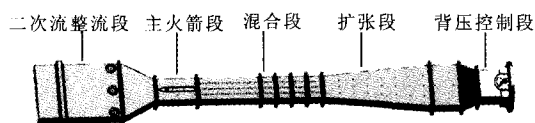


图 2 试验件示意图

Fig. 2 Scheme of test configuration

1.3 测控系统

测控系统主要由测控计算机、压力传感器和压力扫描阀组成。通过测控系统可以完成主火箭总压测量,流道壁面静压扫描。

主火箭总压的测量采用量程为 5 MPa 的 MP480 压力传感器,采样频率为 500 Hz,产品精度为 0.5%FS。管道壁面静压力的测量采用 Pressure System. Inc 公司的 9116 智能紧凑型压力扫描阀,其由多个测量模块和一个交换机组成。其中每个测量模块包含 16 个测量通道,单个通道测量频率为 100 Hz,量程为 1×10^5 Pa,测量精度为 ± 50 Pa。

2 试验方法

试验分 2 部分进行。首先,固定单主火箭构型不变,通过改变混合室长度,测量不同混合室长度下抗背压性能的变化规律;其次,保持混合室长度不变,在保持一次流流量不变的情况下,改变主火箭数量,研究不同主火箭构型对抗背压性能的影响。

试验中,一、二次流均采用常温空气,试验开始时一、二次流经过管路进入试验段,试验件启动,同时测量系统记录个测量点压力随时间的变化情况。试验中保持一次流总压不变,通过调节二次流压力,改变二次流流量,测量不同二次流总压下的引射性能。

3 试验结果与讨论

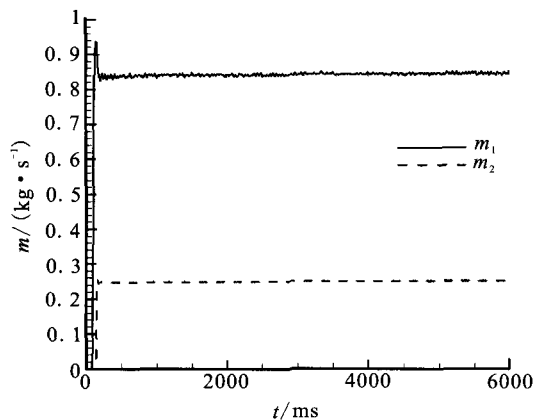
3.1 混合室长度对引射模态性能影响

试验针对混合室长度为 6 倍水力学直径和 8 倍水力学直径 2 种构型进行了研究。

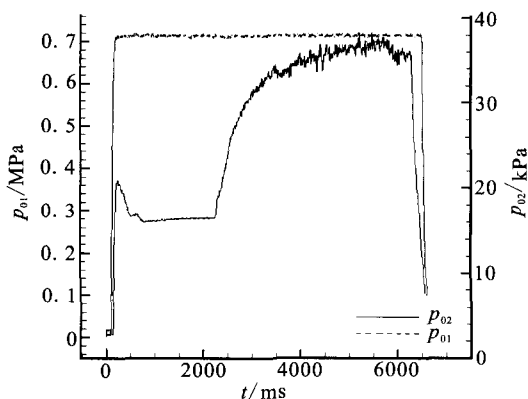
试验中先开启一次流,200 ms 后开启二次流,由图 3 (a) 看出试验过程中一、二次流质量保持稳定,引射系数约等于 0.3。此时背压的变化过程是先增大后减小再增大。从总压随时间变化曲线可以看出,一次流总压基本保持稳定,二次流总压先是减小,减小到一定值后无论背压如何变化二次流总压保持稳定,等到背压增大到一定程度后测量的二次流总压也开始增大,而此时二次流质量保持不变说明背压已经影响到了上游二次流的流动,这时测量的二次流压力并不是其真实总压。

图 3 (c) 给出了 $p_{02}=16.4$ kPa 时不同背压下侧壁压力变化曲线,可以看出随着背压的逐渐升高,开始二次流总压保持稳定但是当背压增大到一定程度后二次流总压发生变化。当二次流总压保持稳定时,不断增大背压,扩张段压力曲线转折点不断向混合室靠近,这一转折点就是扩张段激波串所在位置。可以看出,单主火箭构型在混

合段长度等于6倍水力学直径时,抗背压效果较差,当 $p_b=20$ kPa时,二次流入口处压力发生明显变化,说明已经转入亚声速工况,二次流总压发生改变,最大增压比 $p_b/p_{02}\approx 1.2$ 。



(a) 一、二次流流量曲线



(b) 一、二次流总压变化

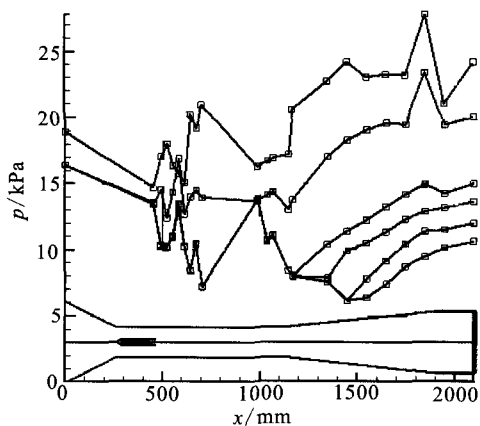
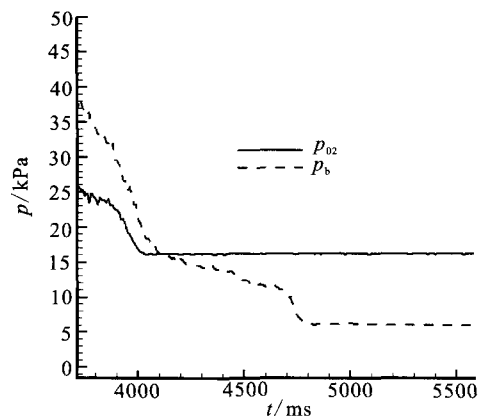
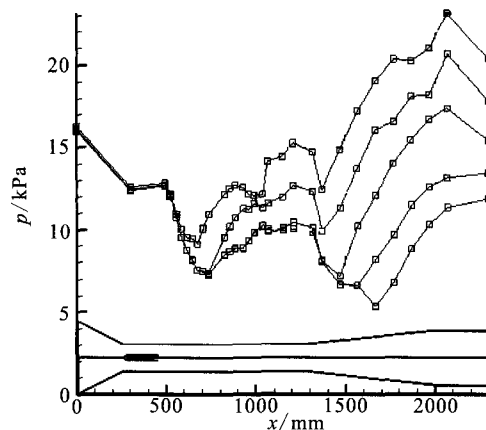
(c) $p_{02}=16.4$ kPa 壁面压力变化曲线图3 $6D_{ref}$ 构型 $p_{02}=16.4$ kPa 试验Fig. 3 Test of $6D_{ref}$ configuration as $p_{02}=16.4$ kPa

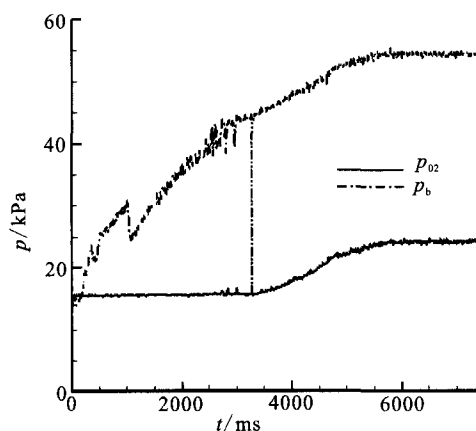
图4给出了 $8D_{ref}$ 构型 $p_{02}=16.2$ kPa试验曲线对比两种混合室长度构型的性能可以发现,当 $p_{02}\approx 1.6$ kPa时, $6D_{ref}$ 构型最大增压压比约为1.2而 $8D_{ref}$ 构型约为1.4。 $8D_{ref}$ 构型与 $6D_{ref}$ 在抗背性能方面差异不大。

(a) $p_{02}\gg 16.2$ kPa 背压随时间变化曲线(b) $p_{02}=16.2$ kPa 壁面压力变化曲线图4 $8D_{ref}$ 构型 $p_{02}=16.2$ kPa 试验Fig. 4 Test of $8D_{ref}$ configuration as $p_{02}=16.2$ kPa

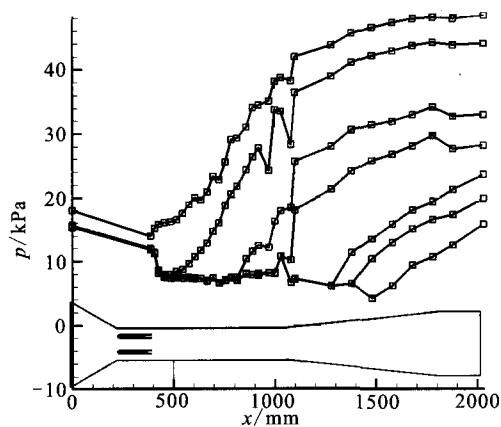
3.2 主火箭构型对引射模态性能影响

在单主火箭的基础上对双主火箭构型进行研究。混合段长度固定为 $6D_{ref}$ 。由图5(a)背压和二次流总压变化曲线可以看出,试验过程中逐渐增大背压,二次流总压在背压逐渐增大的过程中,先是保持不变,当背压达到一定值后开始随背压的增大而增大,这与单火箭构型是一致的。图5(b)给出壁面压力在不同背压下的变化曲

线。对比后发现, 当 $p_{02}=15.5$ kPa 时 $CR \approx 2.8$ (CR : 增压比)。对比单主火箭构型 $p_{02}=16.4$ kPa 时 $CR \approx 1.2$, 可以发现增压比有显著提高, 这是因为在一次流流量相同的情况下, 增加主火箭数目, 一次流和二次流的接触面积将有效提高, 相同混合室长度下, 双主火箭在混合室出口气流混合的更加充分, 抗背压性能也会显著提高。



(a) $p_{02}=15.5$ kPa 背压随时间变化曲线



(b) $p_{02}=15.5$ kPa 壁面压力变化曲线

图5 $6D_{ref}$ 双主火箭构型 $p_{02}=15.5$ kPa 试验
Fig.5 Test of $6D_{ref}$ double main rocket configuration as $p_{02}=15.5$ kPa

4 结论

抗背压性能对 RBCC 引射模态具有重要意义, 抗背压性能越好, 补燃室燃烧效率越高, 因此在相同引射系数下, 应当追求最优抗背压性能。

本文对 RBCC 引射模态进行了直连式冷流试验研究, 设计了 RBCC 引射模态冷流试验件及测量方案, 对不同混合室长度和不同主火箭构型进行了试验研究。试验过程中保持一次流总压不变, 逐渐增加二次流总压。研究了不同构型在不同一、二次流总压比下的抗背压性能。通过试验得到以下结论:

1) 混合室长度对抗背压性能有一定影响, 但是影响程度不大。从试验结果来看, $8D_{ref}$ 抗背压性能略好于 $6D_{ref}$ 构型。

2) 双主火箭构型可以有效提高抗背压性能。与单主火箭构型相比性能有较大幅度提高。

参考文献:

- [1] LEHMAN M, PAL S, SANTORO R J. Experimental investigation of the RBCC rocket-ejector mode, AIAA 2000-3725 [R]. USA: AIAA, 2000.
- [2] 刘佩进. RBCC 引射火箭模态性能与影响因素研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2001.
- [3] 王国辉. 火箭基组合循环(RBCC)引射模态工作过程研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2001.
- [4] 徐万武. 高性能、大压缩比化学激光器压力恢复系统研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2003.
- [5] 张建东, 王占学, 张蒙正, 等. 火箭冲压组合循环推进系统掺混参数研究[J]. 空气动力学学报. 2010, (28)2: 222-225.
- [6] 刘洋, 何国强, 刘佩进, 等. RBCC 组合循环推进系统研究现状和进展[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(3): 288-293.

(编辑: 马 杰)