

# 支板式 RBCC 零速与非零速条件引射特性分析

万 冰, 陈 军, 白菡尘

(中国空气动力研究与发展中心空天技术研究所 高超声速冲压发动机  
技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

**摘 要:**为获得来流速度条件对 RBCC 发动机引射特性的影响, 采用数值模拟方法研究了支板式 RBCC 构型在亚声速范围的引射流场特性。结果表明: 有/无速度条件的引射过程均存在两个阶段, 即反压影响阶段和自维持阶段, 在自维持阶段, 内流道存在全为超声速的截面, 环境压力不会对二次流流量产生影响; 当处于反压影响阶段, 由于环境压力不同, 不同速度条件的内流场存在差异, 二次流流量也存在差别, 随马赫数增加, RBCC 所引射的空气流量增加; 当处于自维持阶段时, 不同速度条件的内流场十分相似, 二次流流量也基本相同, 说明二次流总温、总压相同时, 马赫数对引射过程没有影响, 有速度条件的引射过程可以等效为相同总温、总压的零速引射过程, 这为有速度条件的二次流流量评估以及试验来流参数配置提供了便利。

**关键词:** RBCC; 引射; 流场演化; 速度条件; 流量控制机制

**中图分类号:** V235.21 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2022)06-0074-11

## Analysis on the ejecting characteristics of a strut-based RBCC at zero speed and non-zero speed condition

WAN Bing, CHEN Jun, BAI Hanchen

(Science and Technology on Scramjet Laboratory, Aerospace Technology  
Institute of CARDC, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** In order to obtain the influence of the speed condition on the ejecting process of a RBCC (rocket based combined cycle) engine, numerical simulation was performed to investigate the ejector mode of a strut-based RBCC model at subsonic speed. The results show that the operation regimes contains two stages under the investigated speed conditions are back pressure dominating stage and self-sustaining stage. At self-sustaining stage, due to the existence of all-supersonic flow, the ambient pressure can not influence the ejecting process. When working at back pressure dominating stage, due to the different ambient pressure (the total pressure is the same), the internal flow pattern and the mass flow rate of the secondary flow are different at different Mach number; while instead, the internal flow pattern and the mass flow rate of the secondary flow are almost the same at self-sustaining stage, which further shows the parameters of the secondary flow that determine the ejection process are the total pressure and temperature, irrelevant to Mach number. So, the ejection process at some speed condition can be equivalent to

收稿日期: 2022-03-05; 修回日期: 2022-04-05

基金项目: 国家重点实验室基金 (STS/MY-ZY-2020-004)

作者简介: 万冰 (1994—), 男, 博士研究生, 研究领域为组合循环发动机设计理论。

通信作者: 白菡尘 (1965—), 女, 博士, 研究员, 研究领域为吸气式发动机内流空气动力学。

the ejection process at zero speed provided that their total pressure and temperature are the same, which provides the convenience for the assessment of the mass flow rate of the secondary flow at subsonic speed and the preparation for flow condition of wind tunnel test.

**Keywords:** RBCC; ejection process; flow structure evolvement; speed condition; mass flow rate control mechanism

## 0 引言

发展经济高效、可重复使用的天地往返飞行器具有很强的军事和民用需求<sup>[1]</sup>。当需要发动机具有较优比冲性能和宽速域工作的能力,必须使用组合循环动力<sup>[14]</sup>。火箭基组合循环发动机(rocket based combined cycle, RBCC)是基于火箭发动机和冲压发动机的组合,在一个流道内即可完成全包线运行<sup>[3-5]</sup>,具有结构紧凑、无“死重”的优势,是目前天地往返飞行器在研的备选动力之一。

全速域运行的RBCC组合循环发动机有4个模态<sup>[6]</sup>:引射模态( $0 \sim 3 Ma$ )、亚燃模态( $3 \sim 5 Ma$ )、超燃模态( $5 \sim 12 Ma$ )和纯火箭模态( $12 Ma$ 以上)。纯亚燃及超燃模态已有成熟的设计理论<sup>[7]</sup>。而引射模态是决定RBCC发动机运用的关键,也是争议较大的模态。有研究表明RBCC引射模态的性能差,特别是亚声速阶段,其比冲和推力性能甚至不能优于常规的火箭动力<sup>[8]</sup>,有RBCC飞行器概念<sup>[9]</sup>使用带飞器带飞至 $0.7 Ma$ 以上再开始工作可能是出于这样的考虑,但还有部分研究在零速状态实现了推力增益,同时比冲性能较火箭发动机有所提高<sup>[10-12]</sup>。

RBCC的引射模态与引射器的工作过程十分相似,火箭射流是引射气流,进气道捕获的空气是被引射气流、环境空气在火箭射流的引射抽吸作用下进入内流道,两股气流相互进行掺混,这就是引射模态。所以加深对引射模态阶段的认知需从引射着手。

目前在对引射的认识方面获得了很大的进展,并形成了多种经典的物理描述。文献[13]给出了某引射器的引射系数随出口反压的变化,引射系数随反压减小先减小后增大,将引射系数保持不变的阶段称作极限工况。Fabri描述了超声速引射器的4种工况:随着一次流总压减小,超声速引射器将依

次工作在超声速工况、饱和超声速工况、混合工况和一次流分离工况<sup>[14-15]</sup>。现代引射理论<sup>[16]</sup>则划分了3种临界工况(第一、二、三临界工况)。但由于当时研究的局限,Fabri对引射的描述是基于试验中获得的压力分布和有限区域的纹影图谱,而缺乏混合室内的详细流场结构,而文献[13]也只给出了引射比曲线,并且他们开展的是零速条件下的引射试验,缺乏有速度条件的引射过程认知。

国内外研究表明来流速度条件对RBCC的引射过程有重要影响。日本研究人员针对RBCC的引射模态开展了零速引射试验<sup>[17]</sup>和自由射流试验<sup>[18]</sup>研究,结果表明在 $Ma < 0.3$ 时,随着火箭室压增加,进气道隔离段出口逐渐进入壅塞状态,当 $Ma > 0.8$ 时,进气道隔离段出口均壅塞,火箭射流不能形成引射作用;进气道几何参数(内收缩比)对隔离段出口形成壅塞的马赫数条件有影响。国内研究人员对RBCC的引射模态开展了数值模拟和直连式试验研究<sup>[19]</sup>,考察了不同来流马赫数下( $0.4 \sim 2.2 Ma$ )火箭流量对RBCC性能的影响,发现 $Ma < 0.8$ 时,随着马赫数增加,二次空气流流量缓慢增加, $Ma > 0.8$ 时,引射流量迅速增加,这种趋势在火箭流量较小时表现得更明显。有研究通过直连式试验研究了来流马赫数对二次空气流量的影响,即通过改变来流总压模拟不同的马赫数条件,结果表明 $Ma < 1.5$ 时,二次流流量随马赫数增加增长缓慢, $Ma > 1.5$ 时,二次流流量随马赫数增加迅速增大,说明 $1.5 Ma$ 是火箭引射作用主导和冲压作用主导的拐点<sup>[20]</sup>。文献[21]采用数值模拟方法研究了全流道构型在 $0 \sim 3 Ma$ 范围火箭流量对进气道流场及性能的影响,发现只有在低亚声速区( $0.5 Ma$ 左右)火箭引射增加了进气道捕获流量;文献[22]也研究了 $0 \sim 3 Ma$ 范围的全流道RBCC的流场特征,将引射模态分为了5个阶段,即抽吸、溢流、弓形激波、进气道不启动及启动阶段,在 $0.7 Ma$ 左右由抽吸阶段过

渡到溢流阶段,在  $Ma < 0.2$  阶段,火箭引射作用占主导。上述研究表明,在一定的马赫数范围,火箭射流才能发挥引射作用(增加进气道流量),引射消失的马赫数条件是亚声速<sup>[18,21-22]</sup>,但不清楚如何判断引射消失的马赫数条件,同时也不清楚在有速度条件下进气道的捕获流量与火箭射流引射作用之间的关系,从而造成 RBCC 总体设计、模态特征的认识等方面的困难。目前还没有文献专门针对有速度条件和零速条件的引射过程的开展对比研究,也没有给出速度条件对引射过程影响的气动热力学认识。

基于此,为了探究速度条件对 RBCC 引射过程的影响,本文采用数值模拟方法对 RBCC 在亚声速范围的引射特性开展了研究,初步获得了零速条件和有速度条件引射过程等效的方法,为有速度条件的引射流量评估以及试验来流条件配置提供了便利,也为判断 RBCC 构型引射消失的马赫数条件提供了思路。由于火箭引射消失的马赫数为亚声速,所以本文只研究了亚声速速域范围。为聚焦分析速度对引射特性的影响,暂未考虑下游燃烧对引射过程的影响。

## 1 研究对象及研究方法

### 1.1 流道构型

为简化研究问题,基于简化的矩形支板式 RBCC 构型开展研究,包括进气道、隔离段、中心支板和混合室,流道构型及尺寸如图 1(a)所示,其中进气道不针对特定的飞行任务,构型进行了简化,唇罩壁面为等直平板,喉道位于入口截面,喉道下游的流道保持  $1^\circ$  扩张直至混合室入口截面,这段流道即为隔离段;引射火箭采用二维锥形喷管,置于中心支板中,支板下游为等面积混合室。流道主要特征截面包括进气道入口截面(截面 0)、进气道喉道截面(截面 1)、混合室入口截面(截面 2)、混合室出口截面(截面 3)。

计算发现在零速及低速( $Ma \leq 0.2$ ),在火箭射流的抽吸作用下,进气道入口的气流折转角大,易发生分离,为避免气流分离减少喉道的有效流通面积,进而影响二次流流量,采用双侧对称的进气道[见图 1(b)];在  $0.2 Ma$  以上条件,均采用单级压缩面的进气道[见图 1(c)]。

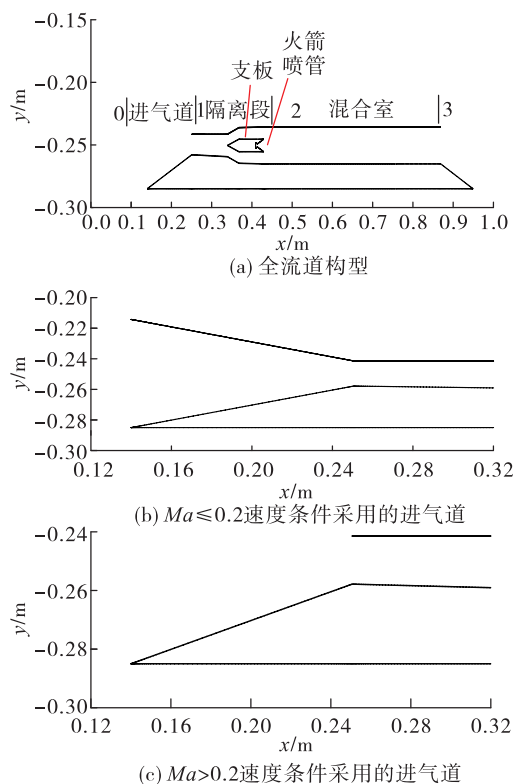


图 1 RBCC 全流道构型

Fig. 1 Sketch of the whole RBCC flow path

### 1.2 计算方法及网格

通过商业软件 FLUENT 开展数值仿真,选用基于隐式格式的解算器,采用 SST  $k-\omega$  湍流模型,对流通项为 Roe-FDS 格式,计算精度为 2 阶,考虑物性随温度的变化,比热容通过温度多项式、黏度通过 Sutherland 公式进行确定,为获得一、二次流的掺混过程,使用组分输运模型,研究不考虑下游燃烧释热,未激活化学反应模型。文献[23]给出了二维支板式 RBCC 构型的引射试验结果,与本文的研究问题十分相似,根据文献[23]工况 6 的结果对数值计算方法进行了验证,结果表明数值模拟得到的压力分布与文献的试验结果较为吻合(见图 2)。

计算域使用结构网格,壁面起始网格点的第一层网格间距为  $2 \times 10^{-3} \text{ mm}$ ,使得壁面  $y^+ < 5$ ,总网格数在  $1.4 \times 10^5$  左右。再分别沿  $x$  方向和  $y$  方向进行网格加密。图 3 是不同网格下的壁面压力曲线,其中  $x-1.5$  表示沿  $x$  方向加密 1.5 倍, $y-1.5$  表示沿  $y$  方向加密 1.5 倍。可以看出除细微差别外,曲线几乎重合,说明网格具有无关性。

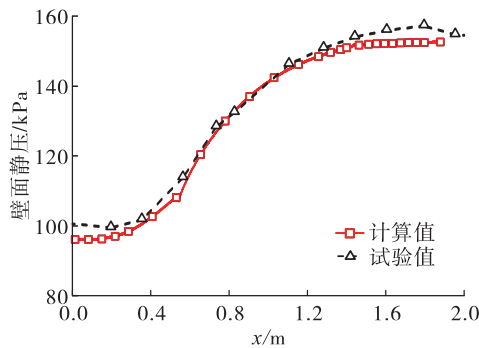


图 2 计算和试验的壁面压力分布比较

Fig. 2 Comparison of the pressure curve between numerical calculation and test

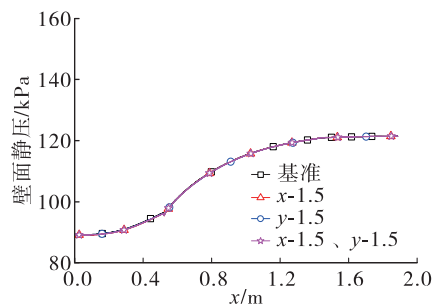


图 3 不同网格密度下的壁面压力分布

Fig. 3 Pressure distribution of different mesh

本文研究的问题与验证算例相似,所以也采用与验证算例相似的网格划分,网格量约为  $2.0 \times 10^5$ ,计算域边界条件及网格分布如图 4 所示。

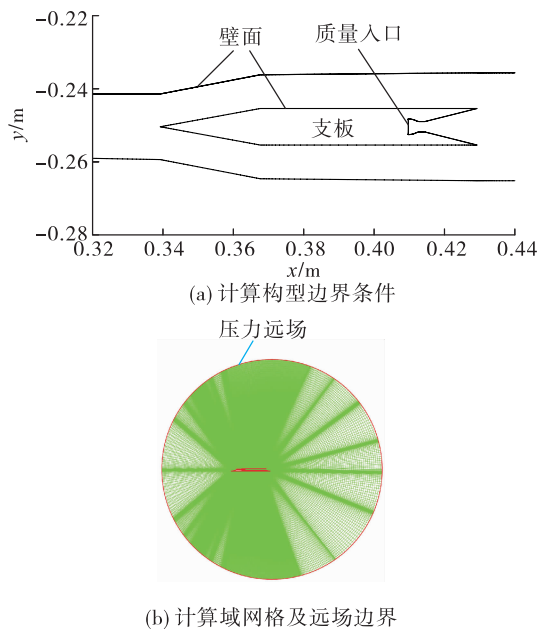


图 4 边界条件设置及网格

Fig. 4 The solution domain and mesh

图 4 中,火箭射流入口设定为质量入口边界条件,设置射流组分(见表 1),气流流量以及总温等参数(见表 2);模型壁面采用无滑移绝热壁面边界条件;圆形计算域边界采用压力远场边界条件,给定来流马赫数及静压、静温等参数,零速时则设为压力入口条件,给定来流总温、总压和静压(等于总压)等参数。

| 表 1 火箭射流组分及其质量分数                                 |         |
|--|---------|
| Tab. 1 Components of rocketjet and mass fraction |         |
| 组分   | 质量分数    |
| CO <sub>2</sub>                                  | 0.151 7 |
| H <sub>2</sub> O                                 | 0.316 9 |
| CO   | 0.531 4 |

| 表 2 火箭喷管入口气流参数                                |                            |
|---|----------------------------|
| Tab. 2 Flow parameters at rocket nozzle inlet |                            |
| $m_1 / (\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$       | $T_{\text{in}} / \text{K}$ |
| 0.644   | 2 405                      |
| 1.159   | 2 405                      |
| 1.544   | 2 405                      |
| 2.059   | 2 405                      |
| 2.960   | 2 405                      |

## 2 引射流场特性

### 2.1 零速条件

$Ma=0$  时,给定远场边界气流总压 101.325 kPa,静压 101.325 kPa,总温 291.3 K。图 5 是来流静止状态的流动结构随火箭射流流量(也称一次流流量,  $m_1$ )增加的演化,图中红线为声速线。当火箭射流流量较小时[见图 5(a)],混合室内主要是亚声速流动,出口截面也是亚声速,火箭喷管内出现分离;  $m_1$  增加至 1.159 kg/s 时[见图 5(b)],火箭喷管内的分离区消失。当火箭射流流量进一步增加至 1.544 kg/s 时[见图 5(c)],流道出口开始出现超声速区,并随火箭射流流量进一步增加,出口截面的超声速区逐渐增大,同时混合室内超声速区也在增大。当  $m_1 \geq 2.059$  kg/s 时[见图 5(d)],从火箭喷管开始的超声速区一直保持到了混合室出口,混合室内超声速流动占主导,混合室出口上游有超声速

流动覆盖整个流道的截面(边界层除外),特别是  $m_1 = 2.960 \text{ kg/s}$ , 超声速区覆盖了混合室内的绝大部分区域[见图 5(e)]。

上述随火箭射流流量增加的演化过程可分为两个阶段:当  $m_1 < 2.059 \text{ kg/s}$  时,混合室出口上游的所有截面都存在亚声速流动,因此下游反压可对上游产生影响,从而影响二次流流量,称为反压影响阶段;当  $m_1 \geq 2.059 \text{ kg/s}$  时,混合室内的超声速流动占主导,混合室出口上游有超声速流动覆盖整个流道的截面(边界层除外),即使降低反压也不能增加二次流流量,即极限工况<sup>[13]</sup>,此时引射系统参数(一、二次流参数,流道参数)决定了被引射的空气流量(二次流流量),称为自维持阶段<sup>[24]</sup>。

上述流动演化与 Fabri<sup>[14-15]</sup>的描述是一致的,其中图 5(a)、图 5(b)是主流分离的混合工况,图 5(c)是混合工况,图 5(d)、图 5(e)是超声速工况,没有观察到饱和超声速工况。

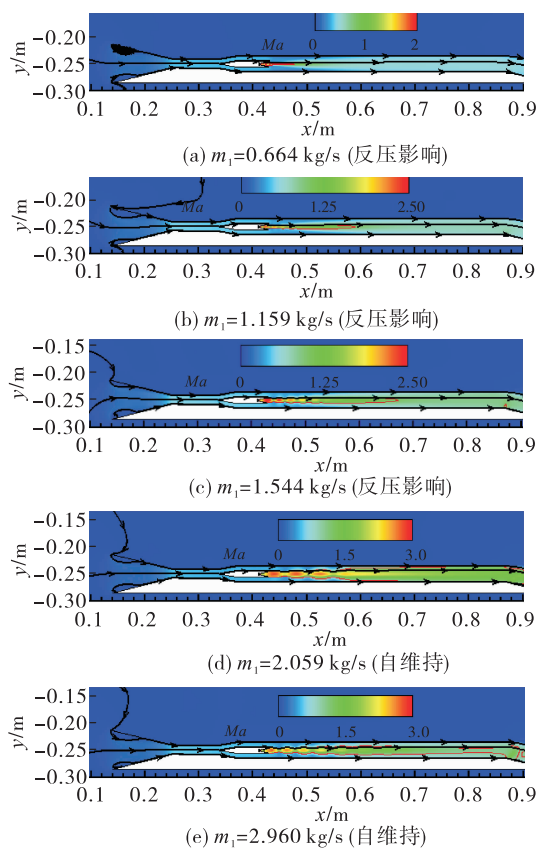


图 5 不同火箭流量下的马赫数云图 ( $Ma = 0$ )

Fig. 5 The Mach contours varied with rocket mass flow rate when ( $Ma = 0$ )

图 6 是 CO 组分摩尔分数分布的等值线云图,

图中紫色为声速线。可以看出,引射气流(火箭射流)和被引射气流(二次流)一相接触,就开始进行掺混。对于超声速工况,数值计算结果与 Fabri 的模型<sup>[14-15]</sup>描述存在较为明显的差异:亚声速流不是在引射气流的最大膨胀截面(即桶形激波节的最大径向截面),而是在混合室下游逐渐加速至声速,之间经历了较长的一段掺混距离,如此声速截面后的气流是两股气流的掺混物[参考图 6(d)、图 6(e)]。

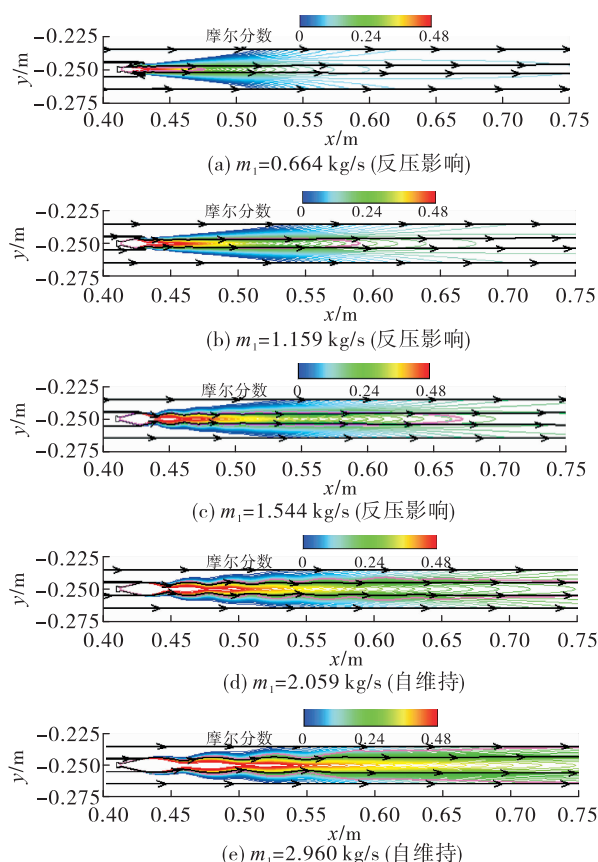


图 6 不同火箭流量下的 CO 的摩尔分数云图 ( $Ma = 0$ )

Fig. 6 The mole fraction contours of CO varied with rocket mass flow rate when ( $Ma = 0$ )

Fabri<sup>[14-15]</sup>在对超声速工况构建数学模型时采用了“等压面”假设,即两股气流在掺混之前,在流道内的某个位置截面获得相同的静压(称为等压面),在该截面上游,两股气流的参数(组分、总温和总压等)均不发生变化,在独自的流管内均是等熵流动,显然上述流动与这样的假设存在很大的偏差。

## 2.2 亚声速条件

在亚声速条件,气流总温、总压与零速条件相同,不同速度条件下的来流参数如表 3 所示。



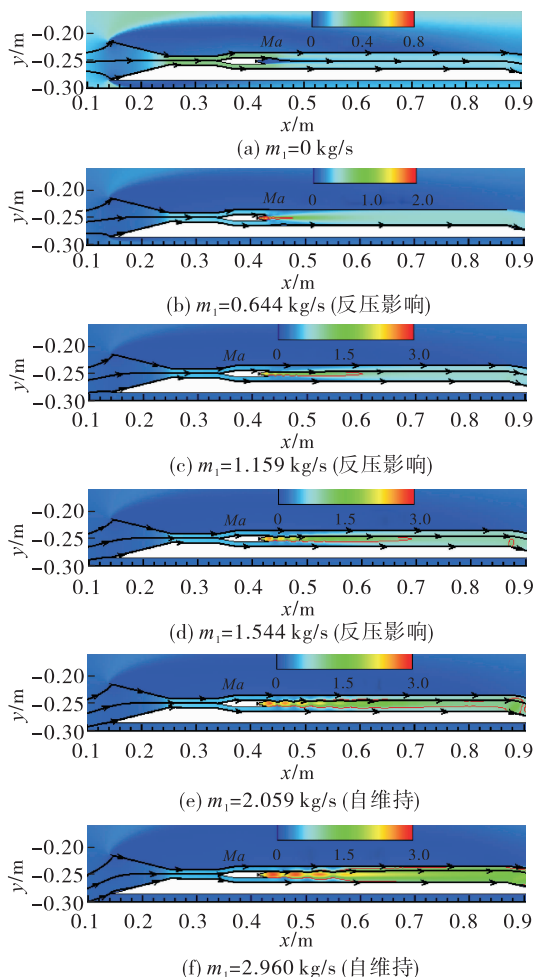
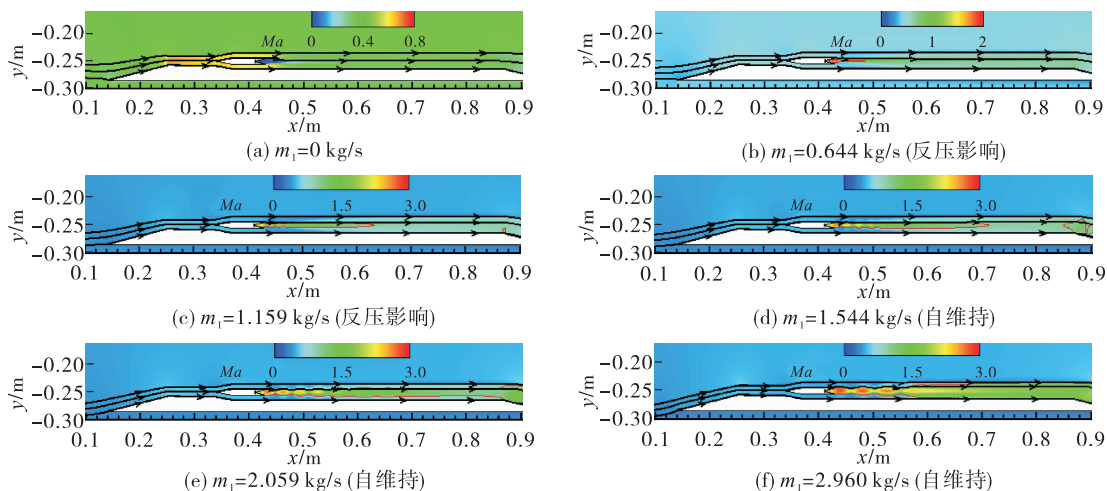
表3 远场气流参数

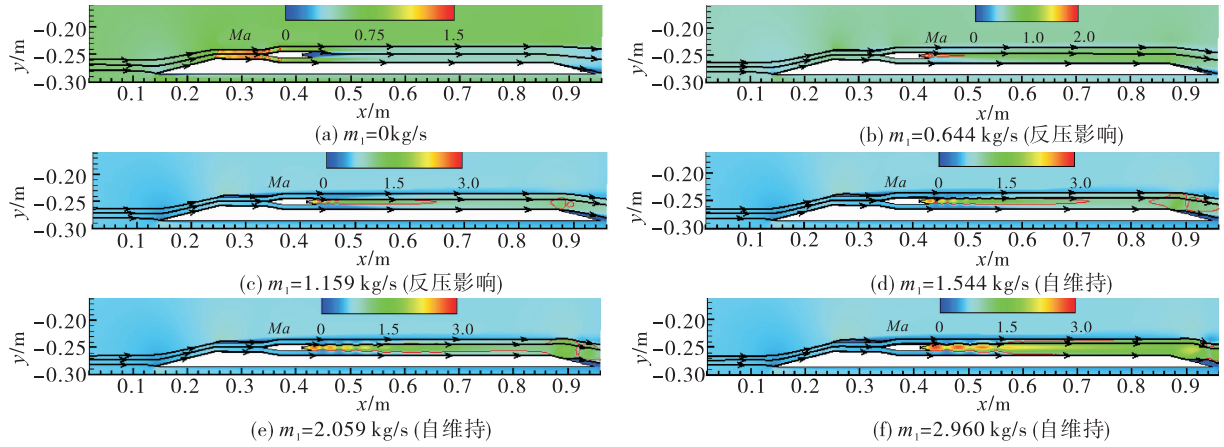
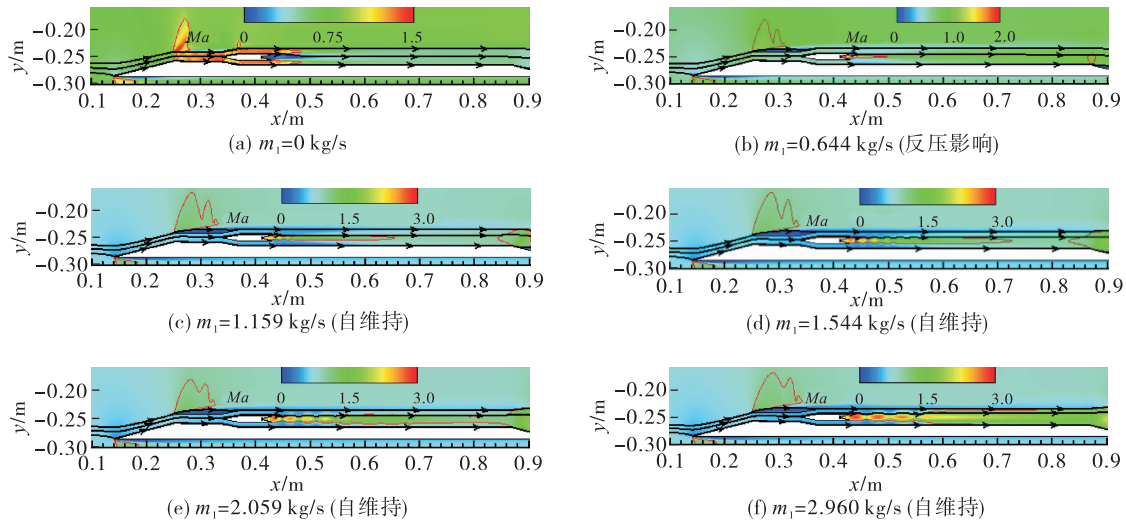
Tab.3 Flow parameters at far-field inlet

| $Ma$ | $T_2/K$ | $p_2/kPa$ | $T_2/K$ | $p_2/kPa$ |
|------|---------|-----------|---------|-----------|
| 0.2  | 288.99  | 98.538    | 291.3   | 101.325   |
| 0.4  | 282.27  | 90.748    | 291.3   | 101.325   |
| 0.6  | 271.74  | 79.439    | 291.3   | 101.325   |
| 0.8  | 291.3   | 66.471    | 291.3   | 101.325   |

图7~图10分别是 $Ma=0.2, 0.4, 0.6, 0.8$ 条件随火箭射流流量增加的马赫数云图,红色线为声速线。可以看出,不同马赫数条件的流场演化规律与 $Ma=0$ 相似,随火箭射流流量增加,均存在两个阶段,即反压影响阶段和自维持阶段;与零速条件相比,随着来流马赫数增加,环境压力降低,流道出口截面[见图1(a)截面3]在更小的火箭射流流量形成超声速区,对于 $Ma=0.2$ ,出现超声速区的 $m_1=1.544\text{ kg/s}$ [见图7(c)],对于 $Ma=0.4, 0.6$ ,出现超声速区的 $m_1=1.159\text{ kg/s}$ ,但 $Ma=0.6$ 的超声速区明显大于 $Ma=0.4$ [对比图8(c)和图9(c)],对于 $Ma=0.8$ ,出现超声速区的 $m_1=1.159\text{ kg/s}$ [见图10(c)]。

对于相同的一次流流量,如果处于反压影响阶段,由于出口截面的反压不同,出口截面上游流场受反压影响,不同速度条件的内流场存在差异,来流马赫数越低(反压越高),内流道内的马赫数也越低;当处于自维持阶段时,不同速度条件的内流场则十分相似。

图7  $Ma=0.2$  不同火箭流量下的马赫数云图Fig.7 The Mach contours varied with rocket mass flow rate when  $Ma=0.2$ 图8  $Ma=0.4$  不同火箭流量下的马赫数云图Fig.8 The Mach contours varied with rocket mass flow rate when  $Ma=0.4$

图 9  $Ma = 0.6$  不同火箭流量下的马赫数云图Fig. 9 The Mach contours varied with rocket mass flow rate when  $Ma = 0.6$ 图 10  $Ma = 0.8$  不同火箭流量下的马赫数云图Fig. 10 The Mach contours varied with rocket mass flow rate when  $Ma = 0.8$ 

在所研究的火箭射流流量范围(离散点),图 11 是不同马赫数下处于反压影响阶段的最大火箭射流流量和自维持阶段的最小火箭射流流量随马赫数的变化,从反压影响阶段过渡到自维持阶段的临界火箭射流流量应介于两者之间;  $Ma = 0$  和  $Ma = 0.2$ ,  $Ma = 0.4$  和  $Ma = 0.6$  处于反压影响阶段的最大火箭射流流量和自维持阶段的最小火箭射流流量虽然相同,但从流场来看,同样处于反压影响阶段时( $m_1 = 1.544 \text{ kg/s}$ ),在  $Ma = 0.2$  的出口截面超声速区比  $Ma = 0$  大[对比图 5(c)、图 7(d)],同样在  $Ma = 0.6$  的出口截面超声速区比  $Ma = 0.4$  大 [ $m_1 = 1.159 \text{ kg/s}$ , 对比图 8(c) 和图 9(c)],因此  $Ma = 0.2$  的临界火箭射流流量应小于  $Ma = 0$ ,  $Ma = 0.6$  的临界火箭射流流量也应小于  $Ma = 0.4$ 。

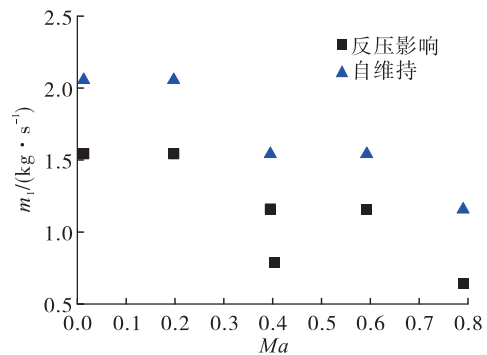


图 11 处于不同阶段的火箭射流流量随马赫数变化

Fig. 11 The rocket mass flow rate at some stage varied with Mach number

所以随着马赫数增加,从反压影响阶段过渡到

自维持阶段的临界火箭射流流量逐渐降低,这种差异主要是由于环境压力(出口截面压力)随马赫数增加而降低。

### 3 二次流流量特性

对于第2节中的算例,提取不同马赫数下的二次流流量( $m_2$ )及引射比( $n = m_2/m_1$ )随火箭射流流量的变化,如图12(a)所示,图中蓝色圆圈标记的是处于自维持阶段的状态。可以看出,当  $m_1 \geq 2.059 \text{ kg/s}$  时,在不同的马赫数条件均处于自维持阶段,相应的二次流流量及引射比曲线几乎重合,也就是此时的二次流流量与马赫数无关。该结果初步说明,自维持阶段的二次流流量与马赫数条件无关(二次流总温、总压相同时)。图12(b)是进气道喉道截面[图1(a)截面1]的质量平均压力随火箭射流流量的变化,压力随火箭射流流量的变化与二次流流量的变化趋势是相反的,即截面压力降低,二次流流量增加,在自维持阶段,不同马赫数条件的入口截面压力也几乎相同。

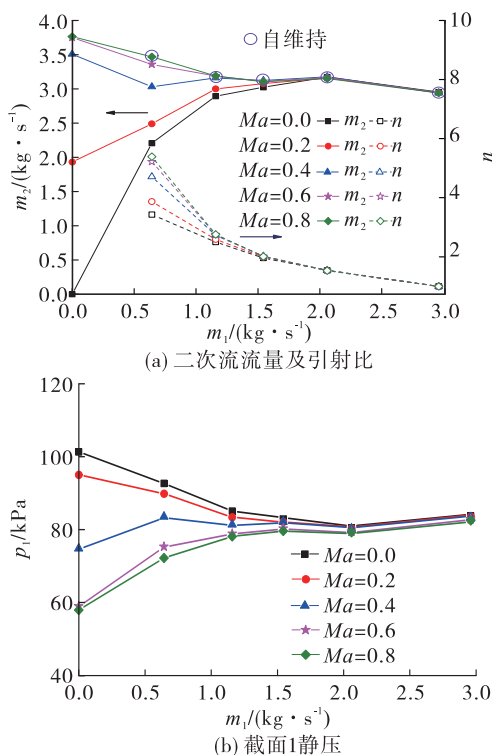


图12 不同马赫数下的气流参数随火箭流量变化  
Fig. 12 The flow parameters varied with rocket mass flow rate at different Mach number

从图12(a)、图12(b)还可以看出,与火箭关闭时相比,  $Ma = 0.2$  条件下,开启火箭时,火箭射流的

抽吸作用使进气道喉道截面的压力降低,进气道的捕获流量增加(射流产生正引射作用),而  $Ma = 0.4, 0.6, 0.8$  时,开启火箭反而使喉道截面的压力增加,进气道捕获流量下降(射流产生负引射作用,不具有引射器功能)。随着马赫数增加,火箭关闭时的进气道捕获流量逐渐增加,但如果射流开启时的二次流流量具有“马赫数无关性”(取决于二次流总温、总压,与马赫数无关),相同射流条件下的二次流流量就是一定的,那么开启火箭射流后二次流流量能否增加取决于系统参数(一、二次流参数与流道参数)的匹配;当火箭关闭时的进气道流量大于火箭开启时系统参数匹配下能通过的进气道流量,则会引起二次流流量下降(负引射作用),相反则可以增加进气道捕获流量(正引射作用),这为判断给定来流条件火箭射流是否产生引射作用(或是引射作用消失的马赫数条件)提供了思路。

如果开启火箭反而使进气道捕获流量下降的原因是由于系统参数不匹配导致射流产生了堵塞作用,那么火箭射流堵塞作用减小到一定阈值时则可增加进气道捕获流量。在相同火箭射流流量条件下,射流喷管的膨胀比增加,则射流总压增加(喷管出口的射流动量增加),意味着射流的堵塞作用减小,就有可能使火箭射流产生引射作用增加进气道的捕获流量。为验证上述猜想,如图13所示,保持火箭喷管出口高度不变(10.00 mm),将喷管喉道高度减小至1.00 mm,喷管膨胀比(面积比)从3.5增加至10。

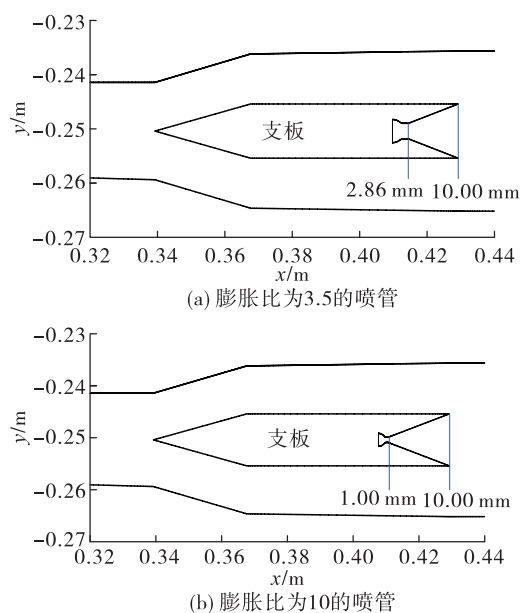


图13 一次流喷管参数  
Fig. 13 The parameters of primary nozzle



图 14 是喷管膨胀比增加至 10 后的二次流流量及引射比 ( $Ma = 0, 0.4$ ) 随火箭射流流量的变化, 可以看出由于系统引射能力增加, 火箭射流在  $Ma = 0.4$  可以增加二次流流量 (正引射作用), 与图 12 相比,  $Ma = 0$  的二次流流量也更大, 说明二次流流量与系统参数的匹配相关。同样, 在自维持阶段,  $Ma = 0, 0.4$  的二次流流量相同, 即与马赫数无关, 当处于反压影响阶段时, 因环境压力不同, 二次流流量存在差异。

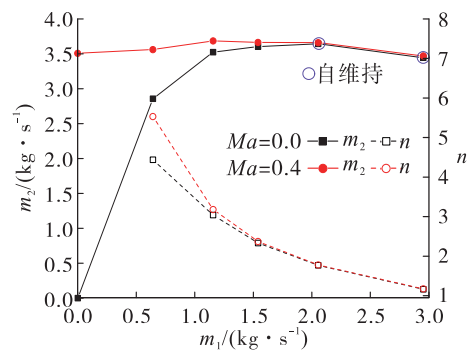


图 14 不同马赫数下的二次流流量及引射比随火箭流量变化 (喷管膨胀比增加至 10)

Fig. 14 The mass flow rate of secondary flow and ejecting ratio varied with rocket mass flow rate at different Mach number (the area ratio of the nozzle increased to 10)

对于反压影响阶段, 二次流流量取决于系统参数 (一、二次流参数与流道参数) 和引射系统出口截面 [ (图 1 (a) 截面 3) ] 下游的环境压力 (反压条件), 随着马赫数增加, 出口截面的反压降低, 二次流流量增加, 如果使出口截面的反压相同, 可以推测二次流流量也是相同的。

为了验证上述推测, 对  $Ma = 0, 0.4$  反压影响阶段的工况开展分析, 为了给定出口截面的反压, 对计算域进行了更改, 如图 15 所示, 黑色标记的压力出口边界的压力与压力远场气流压力相同, 红色标记的压力出口边界则根据需要设置流道出口压力 (反压)。

提取  $Ma = 0.4$  出口截面的质量平均压力, 将其设定为  $Ma = 0$  条件的出口截面压力, 重新计算引射流场, 相应的二次流流量如表 4 所示, 可以看出使  $Ma = 0$  出口压力与  $Ma = 0.4$  相同时, 二次流流量几

乎相同, 该结果充分说明反压影响阶段, 不同马赫数下的流量差异是环境压力 (反压) 造成的, 此时的二次流流量取决于系统参数和反压。

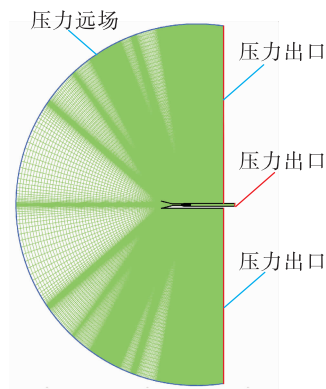


图 15 设定出口反压计算域的网格及边界条件设置

Fig. 15 The mesh and boundary conditions of the solution domain when setting outlet back-pressure

表 4 不同出口背压的二次流流量

Tab. 4 Mass flow rate of the secondary flow at different outlet pressure

| $m_1 / (\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$ | $Ma$ | $p_e / \text{kPa}$ | $m_2 / (\text{kg} \cdot \text{s}^{-1})$ |
|---|------|--------------------|---|
| 0.644                                   | 0.0  | 97.077             | 2.856                                   |
|   | 0.0  | 78.668             | 3.554                                   |
|   | 0.4  | 78.668             | 3.562                                   |
| 1.159                                   | 0.0  | 90.393             | 3.525                                   |
|   | 0.0  | 73.731             | 3.683                                   |
|   | 0.4  | 73.731             | 3.697                                   |

为进一步说明自维持阶段的二次流流量取决于系统参数, 并且与系统参数匹配有关的二次流参数为总温、总压, 与二次流马赫数无关, 补充计算了喷管膨胀比增加至 10 以后, 不同火箭射流流量 (2.059 kg/s 和 2.575 kg/s) 和不同二次流总压 (0.8 atm 和 1 atm) 参数下二次流流量随马赫数的变化, 结果如图 16 所示, 其中偏差指有速度条件的二次流流量与零速条件的相对差值的绝对值, 可以看出, 当二次流总温、总压以及火箭射流流量相同时, 不同马赫数下的二次流流量相同 (最大误差不超过 1.5%), 验证了系统引射系统二次流参数“马赫数无关”的特性。

上述结果说明, 对于反压影响阶段, 二次流流

量取决于系统参数和反压;对于自维持阶段,二次流流量只取决于系统参数,与系统参数相关的二次流参数具有“马赫数无关性”,即取决于二次流总温、总压,与马赫数无关。

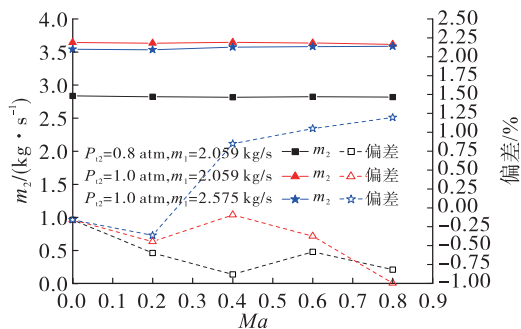


图16 不同马赫数下的二次流流量及相对差值

Fig. 16 The mass flow rate and relative deviation value of the secondary flow at different Mach number

因此有速度条件的引射过程可以等效为相同总温、总压条件的零速引射过程,由于引射系统出口截面静压会随来流速度变化(环境压力),而出口截面压力条件会在反压影响阶段产生作用,所以等效时应保持出口截面压力与来流静压一致;这样将火箭射流参数、二次流总温、总压参数、出口截面背压条件以及流道参数作为输入条件则可以获得有速度条件的二次流流量(零速条件引射分析方法已建立的前提下)。该结论意义还在于可指导亚声速条件的引射试验,如果来流的速度条件不满足试验需求,只需调配来流的总温、总压与期望来流条件一致,并维持引射系统出口截面的压力与期望来流静压一致(若处于反压影响阶段),那么该试验过程与期望来流条件的试验过程是等效的。

而要判断给定来流速度条件火箭射流是否产生引射作用时,只需将火箭开启时二次流流量与火箭关闭的进气道捕获流量进行比较。

## 4 结论

在亚声速范围,针对简化的二维支板式RBCC构型,保持相同的总温、总压条件,研究了不同来流速度条件的引射特性随一次流流量变化,从引射流场及二次流流量随射流流量变化两方面进行了对比分析,在本文研究条件下(流道构型和马赫数范

围),主要得到以下结论。

1)从引射流场演化过程来看,有/无速度条件的引射流场均存在两个阶段,分别为反压影响阶段和自维持阶段;当处于反压影响阶段,由于环境压力不同,不同速度条件的内流场存在差异,相反处于自维持阶段时,内流场几乎相同。

2)从二次流流量变化来看,当处于反压影响阶段,不同马赫数下的二次流流量存在差别,随马赫数增加,二次流流量增加,此时二次流流量取决于系统参数和反压;对于自维持阶段,不同马赫数下的二次流流量基本相同,二次流流量只取决于系统参数,与系统参数相关的二次流参数为二次流总温、总压,与马赫数无关。

3)有速度条件的引射过程可以等效为相同总温、总压条件的零速引射过程,根据火箭射流参数、二次流总温、总压参数、引射器出口背压条件以及流道参数,即可获得有速度条件的二次流流量;根据火箭开启时二次流流量与火箭关闭的流量的大小关系,即可判断给定来流速度条件火箭射流能否产生引射作用。

## 参考文献:

- [1] 龚春林,陈兵. 组合循环动力在水平起降天地往返飞行器上的应用[J]. 科技导报,2020,38(12):25-32.
- [2] 张升升,郑雄,吕雅,等. 国外组合循环动力技术研究进展[J]. 科技导报,2020,38(12):33-53.
- [3] 张玫,张蒙正,刘昊. 火箭基组合循环动力研究进展[J]. 科技导报,2020,38(12):54-68.
- [4] 王亚军,何国强,秦飞,等. 火箭冲压组合动力研究进展[J]. 宇航学报,2019,40(10):1125-1133.
- [5] BULMAN M, SIEBENHAAR A. Combined cycle propulsion: Aerojet innovations for practical hypersonic vehicles [C]// 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2011.
- [6] 张蒙正,张玫,严俊峰,等. RBCC动力系统工作模态问题[J]. 火箭推进,2015,41(2):1-6.
- [7] 白菌尘,陈军. 双模态冲压发动机等效热力过程与性能

ZHANG M Z, ZHANG M, YAN J F, et al. Discussion about work modal of RBCC power system[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2015, 41(2): 1-6.

- 关系原理[M]. 北京:国防工业出版社,2018.
- [8] SIEBENHAAR A, BONAR D, SARFONT E. The role of the strutjet engine in new global and space markets[EB/OL]. <https://www.semanticscholar.org/paper/The-Role-of-the-Strutjet-Engine-in-New-Global-and-Siebenhaar-Bonar/75c57488e9bd124296bc9a3565e0d0df69e00aca>,1998.
- [9] QUINN J. ISTAR:Project status and ground test engine design[C]//39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA,2003.
- [10] TAKEGOSHI M, TOMIOKA S, UEDA S, et al. Performances of a rocket chamber for the combined-cycle engine at various conditions[C]//14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA,2006.
- [11] 黄生洪, TOHRU M, EIJIRO K. 壅塞机制对 RBCC 引射模态推力增强性能的影响[C]//中国力学学会学术大会论文集. 北京:中国力学学会,2005.
- [12] DIJKSTRA F, MAREE A, CAPORICCI M, et al. Experimental investigation of the thrust enhancement potential of ejector rockets [C]//33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA,1997.
- [13] 阿勃拉莫维奇. 实用气体动力学[M]. 梁秀彦,译. 北京:高等教育出版社,1955.
- [14] FABRI J, SIESTRUNCK R. Supersonic air ejectors[J]. *Advances in Applied Mechanics*,1958,5:1-34.
- [15] FABRI J, PAULON J. Theory and experiments on supersonic air-to-air ejectors[R]. NACA T-M1410.
- [16] 朱也夫 B C, 马卡伦 B C. 冲压和火箭冲压发动机原理[M]. 北京:国防工业出版社,1975.
- [17] AOKI S, LEE J, MASUYA G, et al. Aerodynamic experiment on an ejector-jet[J]. *Journal of Propulsion and Power*,2005,21(3):496-503.
- [18] TANI K, KANDA T, TOKUTOME S. Aerodynamic characteristics of the combined cycle engine in an ejector jet mode[C]//43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA,2005.
- [19] 刘洋,何国强,刘佩进,等. 一次火箭流量对 RBCC 性能影响的数值和实验研究[J]. *固体火箭技术*,2008,31(5):439-444.
- [20] 李强,刘佩进,李江,等. 来流马赫数对引射火箭引射量的影响研究[J]. *固体火箭技术*,2009,32(3):254-257.
- [21] 刘晓伟,石磊,刘佩进,等. RBCC 发动机引射模态进气道特性研究[J]. *固体火箭技术*,2016,39(5):601-605.
- [22] SHI L, LIU X W, HE G Q, et al. Numerical analysis of flow features and operation characteristics of RBCC inlet in ejector mode [J]. *Acta Astronautica*, 2016 ( 127 ): 182-196.
- [23] LEHMAN M, PAL S, SANTORO R. Experimental investigation of the RBCC rocket-ejector mode [C]//36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA,2000.
- [24] 陈军,白菡尘. 稳态引射过程自维持临界截面研究[J]. *推进技术*,2022,43(5):74-83.