稳态引射过程自维持临界截面研究*

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:为了进一步完善引射理论,从引射系统性能受背压影响的规律出发,提出了引射过程自维 持临界截面的概念,以之来定义一次流动量抵达壁面或者边界层的流场法向截面,并利用背压影响的数 值模拟结果给予了证实。在此基础上,将控制引射流量的机制划分为第一临界机制、第三临界机制、背 压影响机制和自维持临界截面控制机制,自维持临界截面控制机制下拥有最大的引射比。当扰动区域及 其影响区域仅处于自维持截面的下游时,引射比不会发生变化;当扰动及其影响区域处于自维持截面的 上游时,引射过程受到影响,引射比发生变化。

关键词:引射器;自维持;临界截面;流量控制机制;引射比 中图分类号:V235.21 文献标识码:A 文章编号:1001-4055 (2022) 05-200913-10 DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200913

Self-Sustaining Critical Section in Steady Ejecting Process

CHEN Jun, BAI Han-chen

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

Abstract: To improve and perfect the ejector theory, the concept of self-sustaining critical section is put forward in steady ejecting process based on the relationship between the ejector performance and backpressure, and the concept is used to define the normal cross-section where the primary flow reaches the wall or the boundary layer. The theory was proved by using CFD results of back-pressure's effect on ejecting process. On this basis, the mass flow rate control mechanism of ejector can be divided into four categories, including the first critical regime mechanism, the third critical regime mechanism, back-pressure dominating mechanism and self-sustaining critical section dominating mechanism. The entrainment ratio is the biggest in the four statuses while the ejector works at the self-sustaining critical section dominating mechanism. While the disturb zone and its infection zone are downstream of the self-sustaining critical section, the entrainment ratio will not change. While the disturb zone and its infection zone are upstream of the self-sustaining critical section, the ejecting process will be affected, and the entrainment ratio will change.

Key words: Ejector; Self-sustaining; Critical section; Mass flow rate control mechanism; Entrainment ratio

* 收稿日期: 2020-11-17;修订日期: 2021-01-21。

基金项目:国家自然科学基金青年科学基金 (11702309);高超声速冲压发动机技术重点实验室基金 (STS/MY-ZY-2017-002)。 通讯作者:陈 军,博士,副研究员,研究领域为高超声速冲压与复合冲压发动机工作过程研究。

引用格式: 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):200913. (CHEN Jun, BAI Han-chen. Self-Sustaining Critical Section in Steady Ejecting Process[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43 (5):200913.)

1 引 言

引射器是一种结构简单的力学装置,它依靠高 总压流体流经引射喷嘴后形成的高速射流,通过速 度差产生的粘性作用,带动低总压流体,并在装置中 进行能量交换,从而达到将低总压流体输运到高压 环境的目的^[1]。其中高速、高总压流动通过粘性将能 量传递给低总压流动并将其输运至高压环境的过程 即是引射过程。

引射器在对低压二次流进行引射增压的过程中 只消耗一次流的能量而无需外加动力,工作过程中 没有运动部件,因而其结构非常简单,广泛应用于航 空宇航^[2]、化工^[3]、制冷^[4]、燃料电池^[5]等诸多工业领 域。其中火箭基组合循环发动机(RBCC)采用以气 体为工质的引射器(简称为气体引射器),将空气抽 吸到冲压燃烧室并组织燃烧,以在冲压发动机无法 工作的速域提供足够的推力,是未来两级入轨航天 器的备选动力方案之一^[2]。

迄今为止,虽然引射过程研究取得了很大的进 展,了解了流场结构^[6],建立了多种分析方法(文献 [7]对引射器中常用的分析方法进行了归纳),但是 实际上对引射过程并没有完全认识清楚。传统分析 方法通常认为引射流量由某个特征截面来确定,并 由此引入了等压面[8]、临界圆截面[9]等概念,假设在 该截面上游一、二次流无掺混,进而在此基础上构建 分析方法。但是考虑一、二次流的混合过程以后,这 些截面实际上并不存在。特别是对于 RBCC 发动机 中使用的超-亚气体引射器,通常需利用高温高压且 富燃的一次流向被引射的二次流中注入燃料[10],两 股气流边混合边释热,进而影响引射效果^[11]。这种 流动过程实际上和现有的不考虑特征截面上游混合 过程的理论框架不兼容。可见,现有的理论假设造 成了理论方法和实际流动之间的脱节,影响了分析 方法的精度,制约了引射理论的完善和进一步发展。

本文在以往研究的基础上,针对在RBCC发动机 中应用的超-亚气体引射器,通过对引射流场进行分 析,提出了稳态引射过程的自维持临界特征截面的 概念,推导了该截面的判据,并利用数值模拟结果对 该判据进行了验证。

2 典型的稳态引射流场

首先结合CFD结果,分析典型引射过程的流场。

2.1 数值模拟方法和条件

本文中的数值模拟工作采用软件Fluent完成。

文献[12]中采用 k-ω SST 两方程湍流模型进行了数 值模拟,得到的流场波系图和纹影结果符合较好;文 献[13]也采用 k-ω SST 两方程湍流模型获得了与试 验结果符合较好的数值模拟结果。本文采用相同的 数值模拟策略,即采用耦合求解器、二阶迎风差分格 式、k-ω SST 两方程湍流模型、苏士兰层流粘性系数 计算公式。

为简化分析过程,聚焦引射过程这个主要问题, 采用了最简单的二维型面(图1),采用等面积混合器。表1是计算采用的入口条件,壁面采用无滑移边 界条件、壁温300K。

Table 1 Flow parameter at the inlet planes

	Primary flow	Secondary flow
Gas components	Nitrogen	Oxygen
Total pressure p_t/MPa	9	0.1013
Pressure <i>p</i> /kPa	60.0	101.3
Total temperature T_t/K	3250	300
Aera A/cm ²	60	240

2.2 网格无关性验证

为验证网格无关性,采用4套网格进行了数值模 拟,网格量和壁面底层网格高度以及获得的引射比 结果见表2。结果显示,当网格量达到2.981万以后, 获得的引射比十分接近,差异在千分之一的量级,此 时算例具有很好的网格无关性。最终数值模拟采用 Default网格,网格量9.1万。

Table 2 Grid information and CFD results

Name of mesh	C2	C1	Default	Refine
Mesh size	4.86×10 ³	2.981×10^{4}	9.126×10 ⁴	1.9932×10 ⁵
Height of base grid/mm	0.50	0.05	0.02	0.01
Entrainment ratio <i>n</i>	1.576	1.594	1.595	1.594
Deflection	0.012	0.001	0	0.001

2.3 典型的引射流场

图 2 是数值模拟得到的流向速度云图。图 2 显示,从一次流和二次流接触开始,由于存在速度差, 在两股流动的交界面上开始出现粘性引起的边界层 (一、二次流的混合区),该混合区的位置可由 N₂组分 浓度 0 和 1 的等值线进行标记。

在上壁面与 N₂组分浓度 0 等值线之间的区域 内,速度基本相同(不考虑上壁面附近的速度边界 层时),一次流的组分还没有扩散至该区域,是完全 的二次流区域。在对称面与N₂组分浓度1等值线 之间的区域内,二次流的组分还没有扩散至该区 域,是完全的一次流区域。在N₂组分浓度0和1等 值线之间区域,则是一、二次流的混合区。该区域 是一、二次流进行能量交换的区域,存在较大的速 度梯度。

随着流动逐渐向下游发展,混合区逐渐增厚,最 终在流向位置约0.13m左右,混合区发展至上壁面。 之后,由于仍然存在速度梯度,掺混过程持续发展, 粘性的作用会进一步将高速区的组分、动量和能量 传递到低速区。

图 3 是流场马赫数云图,图 4 是横截面质量平均 马赫数的流向分布曲线,其中图 4 横坐标以流道掺混 度高度 H=0.03m 进行无量纲化。图 3,图 4 数据均显 示,在表 1 给定的参数条件下,流场中并没有引射理 论中假设的第一、第二或者第三临界截面,但是系统 仍然能维持在一个确定的稳态,二次流和一次流的 流量之比会固定在 1.595 左右,而不是其它任意一 个值。

在给定的来流条件和背压下,到底在哪个截面、 是由什么因素将二次流的流量维持在这个唯一的 值,如果该问题得到清楚的回答,则可以准确地预估 引射系统的性能,但是目前的引射理论尚未能解释 清楚。

3 自维持临界截面及其判据

为探索稳态引射过程中的关键截面,本文从引 射过程受反压影响的规律入手。

3.1 引射器受背压影响的规律

引射研究^[14]指出,对于一个引射过程,当下游背 压小于某值时,背压的变化不会影响到二次流的被 引射流量,而当背压大于某值时,背压会造成引射流 量的减小(图5中,横坐标为引射比,纵坐标为背压与 二次流总压的比值)。该压力称之为临界背压。

由反压对引射器性能的影响规律可见,引射流 场中存在一个特定的截面,该截面位于临界背压产 生的激波串的前锋上游位置。

当背压小于临界背压时,背压的影响域处于该 截面的下游,引射流量是由引射系统的一次流参数、 二次流参数以及引射器结构参数决定的。鉴于一次 流参数、二次流参数和引射器结构参数是引射器的 自有性质,而背压条件是引射器的目标状态,是外部 参数,因此处于背压无关条件下的引射器是与外界 参数无关的,引射系统处于自维持状态。

当背压大于临界背压时,背压破坏了该特定截 面的流场,而该截面流场的破坏直接导致背压的影 响域直接传递至二次流入口,改变了二次流流量。 此时的引射器流场并不仅仅由其自有性质决定,同



200913-3



Fig. 4 Distribution of the mass-weighted average Mach number along the ejecting flowfield

 χ/H



Fig. 5 Performance curve of a typical ejector^[14]

时还取决于背压这个外部参数,引射器不再处于自 维持状态。

由于该截面是引射系统自维持与非自维持状态 的分界面,因此,定义这个临界背压产生的激波串前 锋位置的截面为稳态引射过程自维持临界截面。

3.2 流动抵抗背压的方式

自维持临界截面处于临界背压产生的激波串的 前锋位置,可以由增加下游背压的方式来不断逼近, 但这显然并没有表达出该截面的物理本质。实际 上,在确定了该截面的处于临界背压的前锋位置这 一特性以后,可以从该特性分析出自维持临界截面 的物理本质,进而不依靠寻求临界背压就可以定义 该截面。

由粘性流体二维动量方程[15]

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial y} \right) \quad (1)$$

在忽略掉法向速度和非稳态项之后,得下式

$$\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial x} = -\left(u\frac{\partial u}{\partial x} + v\frac{\partial v}{\partial y}\right) + \frac{1}{\rho}\frac{\partial}{\partial y}\left(\mu\frac{\partial u}{\partial y}\right)$$
(2)

$$\frac{\partial p}{\partial x} = -\frac{1}{2} \rho \left(\frac{\partial u^2}{\partial x} + \frac{\partial v^2}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu \frac{\partial u}{\partial y} \right)$$
(3)

对于式(3)右侧第一项,是通过流向和法向的动 压的降低来抵抗背压的。若流场是超声速流场,只 要背压小于当地流体的皮托压,那么流场中会形成 斜激波来匹配当地静压和背压;若流场是亚声速流场且不考虑粘性力的作用时,背压会引起上游流场的整体减速增压。

对于式(3)右侧第二项,代表了流向速度的法向 二阶导数(即粘性剪切应力的梯度)在抵抗背压过程 中的作用。考虑到气体剪切应力的机理就是质量输 运导致的动量交换,所以剪切应力对抵抗背压的实 质还是通过质量交换将外层的高速(高动量)气流输 运到内部的低速区,利用外层高速气流的动量来抵 抗背压。

当外层高速气流为超声速气体时,背压中依靠 粘性剪切应力来抵抗的部分就被传递给了外层的超 声速气体,而不会继续向上游传播,可以认为这部分 背压的影响被外侧超声速气流的粘性作用耗散掉 了。这种现象在激波边界层干扰理论中已有论 述^[16],见图6。对于激波入射产生的压升,虽然流动 边界层的底层中存在亚声速区域,但是背压并不会 沿着这个亚声速区域一直向前传。背压的前传区域 称之为上游影响区域,该区域的长度称之为上游干 扰长度,在该区域的上游,壁面压力并不会随下游激 波的入射而发生变化。

对比边界层抵抗激波-边界层干扰产生抵抗背 压的机理^[16],当流动本身的速度较高时,流动自身的 动量就可以抵抗背压;当流动本身的速度较低时,只 能通过剪切应力来抵抗背压。



Fig. 6 Forces in shock wave-boundary-layer interactions^[16]

而当外层高速气流仍是亚声速气体时,仍然需 要通过上游流场的整体减速增压来抵抗粘性传导过 来的部分背压,所以这部分背压的影响仍然会向上 游传播。 由此,可以推出背压变化时扰动不会无限前传 的必要条件:

(1)流场的横截面方向上超声速区域;

(2)流场的亚声速区域内存在速度梯度;

(3)背压小于某个极限值。

3.3 自维持临界截面的定义与判据

对于引射流场,并不是整个流域的横截面都满 足前两个条件,最先出现的同时满足前两个条件的 截面,就是引射自维持临界截面。

结合图7给出的引射流场简化示意图来分析引 射自维持临界截面的位置。截面1为一次流入口平 面,截面2为二次流入口平面,一、二次流之间可能存 在一定的间距,在图7以"Wall"表示。一、二次流从 接触(M₁点)开始就发生混合,混合区有一次流侧和 二次流侧两条边界线,图中分别记为M₁M₃"和M₁M₃", 在两条混合边界线以外,分别是完全的一次流和二 次流。二次流侧混合线M₁M₃"在截面3处到达壁面。 截面4定义为混合完成截面,截面5为正激波后亚声 速流动的截面。

根据图7中给出的引射流场中不同截面的速度 剖面示意图,当下游背压前锋扰动到截面4时,整个 截面上气流的马赫数均大于1,超声速条件下流场可 以通过形成激波链将速度转化成压力来抵抗背压, 背压前传至此截面并不会引起二次流流量的减少。

当下游背压前锋扰动至截面3时,此时混合区 二次流侧边界刚好到达壁面,若截面与混合线的交 点为*M*₃",截面与壁面的交点为*S*₃,那么*M*₃"和*S*₃完 全重合(见图7),完全二次流区高度减少为0,整个 截面3上除可能存在的完全一次流区(超声速流动) 以外,均存在一次流侧对二次流侧的剪切应力,因此 剪切应力可以抵抗微弱的反压,保证二次流流量的 不变。

但是如果下游背压前锋扰动越过截面3继续前 传(以图7截面2-1作为示意),若截面与混合线的交 点为*M*₂",截面与壁面的交点为*S*₂,即使距离很短,完 全二次流区高度(线段*S*₂*M*₂")仍不为0,由于*S*₂*M*₂"的 速度相同且均小于声速,不满足背压不会无限上传的第一、二个条件,即流场横截面部分亚声速区域内 没有速度梯度,此时背压将会前传至入口截面,引起 二次流流量发生变化。

当考虑二次流与壁面之间形成的边界层时,由 于边界层本身就具有较强的速度梯度,因此当一 次流的动量扩散至边界层边缘时,即满足该截面 横截面上存在速度梯度的条件,该位置即是引射 自维持临界截面;当不考虑边界层时,可以一次流 动量扩散至壁面时为准,将该截面定义为引射过程 临界截面。

3.4 数值模拟分析验证

在前文算例的基础上,进行了引射过程抵抗反 压能力的计算。入口参数见表1,背压从101kPa逐渐 增大至其2.961倍(300kPa),计算结果见图8~图12。

图 8 给出了不同背压下的压力沿程分布曲线,横 坐标按流道高度进行了无量纲化,纵坐标按二次流 总压进行了无量纲化;图 9 给出了以背压增大时壁面 压力偏离基准壁面压力(背压为 101kPa时的壁面沿 程压力)的程度,计算公式为

$$\Delta p = \left| \frac{\left(p_{wi} \right)_{p_{b}}}{\left(p_{wi} \right)_{p_{b}} = 101 \text{kPa}} - 1 \right|$$
(4)

式中 pwi为壁面上第 i个网格点的压力。

图 9数据显示,在背压小于或者等于 2.156 倍标 准大气压时(218.5kPa),背压的变化不会影响到整个 引射流场,背压前锋上游的压力变化为 0;在背压大 于 2.156 倍标准大气压时,即使只增大 0.5kPa(2.156 倍增大至 2.161 倍),扰动都将前传至二次流道的入 口,自此开始下游背压将影响二次流流量;之后随着 背压的增大,上游的压力变化也越大。从压力变化 图上看,自维持临界截面位于 4.216 H位置。

图 10给出了处于临界背压状态(2.156 倍标准大 气压,218.5kPa)时引射自维持临界截面附近流场的 马赫数云图和压力云图。当背压等于临界背压时, 从压力云图上看,背压前锋前传至流场中声速线



200913-5



Fig. 8 Pressure distribution along the flowfield at different back pressures

(图 10(b)中的 Ma=1 黑色虚线)靠近壁面的位置, x/H 约为 5.531;但是从图 9给出的壁面压力分布偏离基 准壁面压力的程度来看,压力扰动已前传至 x/H约为 4.216的截面,只是 x/H为 4.216~5.531的区域存在亚 声速区域,抵抗背压能力不强、压升很小(~12kPa), 难以在图 10(b)的压力云图中观测到而已。



Fig. 9 Deviation of pressure at different back pressures





图 11 给出了引射比 n 及其相对于基准背压时的 变化量随背压变化的曲线。数据显示,当背压小于 2.156 倍(218.5kPa)时,引射比都维持 1.5946 保持不 变;当背压增大至 2.161 倍(219kPa)时,引射比开始 出现明显的减小。



Fig. 11 Entrainment ratio vs back pressure

图 12给出了不同背压下的壁面热流沿程分布曲 线。数据显示,壁面热流有一个明显的突变点,该位 置即是一次流达到壁面的位置,位于4.343 H处。较 自维持临界截面略微靠下游,距离仅为4mm左右。 图 12表明,鉴于从壁面压力上,难以判断一次流达到 壁面的位置,在试验中可以考虑通过壁面热流测量 来确定自维持临界截面的位置。尤其是对于 RBCC 发动机,一次流温度、速度通常很高,当一次流抵达 壁面时会引起壁面热流出现大幅的变化,可以清晰 地标识出引射过程自维持截面的位置。



Fig. 12 Wall heat flux along the flowfield at different back pressures

与数值模拟的对比表明,本文从反压试验结果 归纳、通过理论分析推理出的引射过程自维持截面 在数值模拟结果中也存在,这从侧面证明了该引射 过程自维持截面以及自维持理论的正确性。

4 基于自维持临界截面的推论

根据自维持临界截面的特性,可以得到一些推 论。为便于理解,给出数值模拟流场结果予以佐证。

4.1 控制引射器引射流量的四种机制

在给定一、二次流条件和流道几何构型下,引射过 程自维持临界界面的性质决定了该引射器的抽吸能力。

根据引射过程自维持临界截面决定的抽吸能力 和流场中其余约束的关系,可以将引射系统中对引 射流量的控制机制划分为四种,分别为第一临界机 制、第三临界机制、背压影响机制和自维持临界截面 控制机制。图13给出了第一临界机制、第三临界机 制和背压影响机制下的流场结构图。

4.1.1 第一临界机制

当引射系统的抽吸能力大于二次流流道的流通 能力时,将在二次流流道中最小截面处形成壅塞,该 位置为第一临界喉道。第一临界喉道的出现表明引 射系统的抽吸能力被第一喉道较小的尺寸所限制, 称引射系统处于第一临界机制控制下,此时若增大 第一喉道的面积,将会增大系统的引射比。第一临 界机制的约束为

$$Ma_{2,\text{throat}} = 1 \tag{5}$$

按照表1中给出的引射系统的气流参数,是无法 实现第一临界机制的。但是若在维持其余条件不变 时,缩小二次流喉道尺寸至一定程度,即会形成第一临界机制。图13(a)给出了二次流喉道面积为一次流喷管出口面积2倍时的引射流场马赫数云图和压力云图(二次流喉道面积为0.012m²,为原来的0.5倍),其余参数见表1。

此时二次流喉道位置处于声速状态,形成了几 何限流喉道,引射系统的流量受第一临界机制控制。 喉道下游二次流先膨胀至超声速,之后为匹配与一 次流的压力,会产生激波串减速扩压。此时系统的 引射比为0.9911,小于原引射系统的引射比1.5946。 4.1.2 第三临界机制

在稳态引射流场的自维持临界截面,仅仅是高 速的一次流的动量刚好达到壁面的位置,一、二次流 尚未形成充分的掺混;当流动向下游发展,一、二次流 流将会继续掺混。随着一、二次流的掺混程度提高, 当一、二次流流动的气流参数处于某个区间,特别是 两者之间存在较大的温差时,掺混的过程实际上相 当于一股气流对另一股气流的加热过程,这个过程 有可能会形成壅塞截面。另外掺混管道过长、壁面 摩擦力过大,或者是富燃的一次流与二次流在掺混 过程中发生了释热,也有可能形成壅塞截面。该截 面也就是现代引射理论中的第三临界截面。

第三临界截面形成以后,往往会阻碍流体的运动,导致该截面上游的压力升高。当压力升高到一



(c) Back-pressure dominating mechanism



定程度时,会影响自维持临界截面,从而改变二次流的引射流量。当第三临界截面形成以后,系统的引射流量受第三临界截面的影响,称系统处于第三临界机制控制下。

以等面积掺混过程为例,令一次流的流量、动量、焓值分别为 \dot{m}_1, J_1, H_{11} ,二次流的流量、动量、焓值 分别为 \dot{m}_2, J_2, H_{12} ,掺混过程的壁面摩擦力为 f_{24} ,燃料 释放热量为 Q_{react} ,壁面热损失为 Q_w ,在完全掺混截面 (Section 4),有

$$\dot{m}_{4} = \dot{m}_{1} + \dot{m}_{2}$$

$$J_{4} = J_{1} + J_{2} - f_{24}$$

$$H_{14} = H_{11} + H_{12} + Q_{\text{react}} - Q_{w}$$
(6)

当气流均匀混合时,有

$$\dot{m}_{4} = p_{4}A_{4}Ma_{4}\sqrt{\frac{\gamma\left(1 + (\gamma - 1)Ma_{4}^{2}/2\right)}{RT_{14}}} \quad (7)$$

$$J_4 = p_4 A_4 \Big(1 + \gamma M a_4^2 \Big)$$
 (8)

当发生壅塞时, *Ma*₄=1, 再将式(7),式(8)相除, 得下式

$$T_{14} = \frac{\gamma}{2(\gamma+1)R} \left(\frac{J_1 + J_2 - f_{24}}{\dot{m}_1 + \dot{m}_2}\right)^2 \tag{9}$$

式(9)即是第三临界机制的约束方程。当一、二 次流掺混后的总温 T₁₄小于式(9)的右端项时,一、二 次流的掺混过程不会形成壅塞截面,上游的自维持 临界截面不会被破坏;当 T₁₄刚好等于式(9)的右端项 时,掺混完成后会刚好形成壅塞截面,自维持临界截 面所控制的流量和壅塞截面限制的流量刚好相等, 自维持临界截面不会被破坏;当 T₁₄大于式(9)的右端 项时,掺混完成后会形成壅塞,该位置会出现限流, 流量的堆积会增加该截面上游的压力,进而影响自 维持临界截面,导致二次流流量下降,式(9)的右端 项增大,引射系统会重新平衡在式(9)的左右两端刚 好相等的状态。

引射系统二次流的流量是由掺混形成的壅塞截 面控制的,该流量小于引射系统具有的抽吸能力,若 在自维持临界截面和第三临界截面之间对流道进行 适当扩张,将降低第三临界截面的壅塞程度甚至不 形成壅塞,进而减少甚至消除对自维持临界截面的 干扰,增大系统引射的二次流流量。

按照表1中给出的引射系统的气流参数,同样无 法实现第三临界机制。经尝试,采用表3中的参数、 考虑富燃一次流的释热时,可以在等面积流道中实 现第三临界机制。一次流为当量比1.5的氢氧火箭 燃气,组分浓度见表4。

Table 3 Flow parameter at inlets' plane (The 3rd critical

regime mechanism)

Flow	Gas	p _t /MPa	p _p ∕kPa	T_{t}/K	A/cm^2
Primary	Mixture	4	49.6	3184	60
Secondary	Air	0.1013	101.3	300	240

Table 4Mass fraction of components in primary flow (The
3rd critical regime mechanism)

Flow	H_2	Н	O_2	0	ОН	H_2O
Primary	0.099	0.001	7.9×10^{-4}	2.0×10^{-6}	1.1×10^{-4}	0.900

图 13(b)给出了第三临界机制下的流场马赫数 云图和反应释热云图。图中流场显示,流场中存在 较大范围的释热区,但是由于流场并不均匀,因此无 法观测到明显的壅塞截面。为此,做出了流场中各 个横截面的质量平均马赫数云图(图 14)。数据显示 在等面积混合段出口位置上游的质量平均马赫数小 于1,出口截面气流的质量平均马赫数为1,形成了第 三临界截面,此时引射流场的流量受第三临界机制 控制。



Fig. 14 Distribution of the mass-weighted average Mach number along the ejecting flowfield controlled by the 3rd critical regime mechanism

4.1.3 背压影响机制

当背压过大、背压前锋越过引射自维持临界截 面时,引射系统处于背压影响状态,此时的引射流量 将会被背压影响,称该状态下控制引射流量的机制 为背压影响机制,即约束为下式

$$p_5 = p_{\rm b} \tag{10}$$

处于背压控制机制时,背压的增大降低了二次 流的流量,导致此时的引射比小于引射系统处于自 维持临界截面控制机制时的引射比。

图 11 显示,对于表1中给出的引射系统,当背压 大于2.156 倍标准大气压时,即将引起引射流量的变 化,此时引射系统流量控制机制为背压影响机制。 图 13(c)给出了背压为二次流总压2.961倍(300kPa) 时的速度云图和压力云图。图中流场显示,由于背 压过高,在一次流出口下游的壁面附近形成了一个 回流区,回流区前部压力低、后部压力高,形成了一 个逆向的压力分布;一、二次流的混气在绕过回流区 后会快速减速扩压,进一步提高压力以匹配下游背 压。此时引射系统不再处于自维持状态,引射流量 受背压大小的影响,也就是背压影响机制。

4.1.4 自维持临界截面控制机制

当自维持临界截面决定的抽吸量不会产生第一 临界状态,一、二次流掺混过程也不会形成第三临界 状态,背压也小于临界背压时,系统的抽吸能力由自 维持临界截面决定,引射系统处于自维持临界截面 的控制状态,此时的流场结构图参见图2,图3。没有 了第一临界喉道、第三临界喉道以及背压的限制,此 时系统的抽吸能力是最强的,也就是引射比最大。

4.2 扰动区域及强度对二次流流量的影响

基于稳态引射过程自维持临界截面的特性表明,对于处于自维持过程的引射状态,在引射流场中施加扰动时,若扰动区域位于自维持临界截面的上游,则一定会对引射器的引射比产生影响;若扰动区域位于自维持临界截面的下游,且扰动产生的背压没有越过自维持临界截面,引射器的引射比会保持不变。

由此可推知,在RBCC发动机的引射模态,若采 用边混合边燃烧的速混燃烧模式(Simultaneous Mixing and Combustion Mode,简称SMC模式),若燃烧释 热发生在自维持临界截面上游,释热会带来混合区 气流的温升和总压损失,影响到自维持临界截面的 参数剖面,降低被引射的空气流量。

为说明该问题,计算了一次流富燃时,考虑化学 反应和不考虑化学反应时引射流场。在一、二次流 掺混过程中,一次流中富余的燃料会和二次流中的 氧气发生反应,从而实现SMC模式。不考虑化学反 应时的流场仅是为了对比说明SMC模式下释热对引 射流场和效果的影响。计算参数见表5,一次流为当 量比1.4的氢氧火箭燃气,组分浓度见表6,数值模拟 结果见图15。

Table 5 Flow parameter at inlets' plane (SMC mode)

Flow	Gas	p_t /MPa	p/kPa	T_t/K	A/cm^2
Primary	Mixture	8.02	104.3	3400	60
Secondary	Air	0.1013	101.3	300	240

图 15 给出了 SMC 模式下的燃烧释热云图,为显示引射流场中的不同区域,做出了氮气组分质量分

数的上下限(分别为0.001和0.767), y_{N_2} =0.001和对称 面之间的区域为完全一次流区(没有发生掺混的一 次流区域); y_{N_2} =0.001和 y_{N_2} =0.767之间的区域为混合 区; y_{N_2} =0.767和上壁面之间的区域为完全二次流区 (没有发生掺混的二次流区域)。粉色实线为考虑化 学反应时的氮气质量分数线,黄色虚线为不考虑化 学反应时的氮气质量分数线。

 Table 6
 Mass fraction of components in primary flow (SMC mode)



图 15 中一、二次流混合区内发生了明显的释热, 是典型的 SMC模式。对比不考虑化学反应和考虑化学 反应时的混合区边界(图 15 中的 y_{N2}=0.001 线和 y_{N2}= 0.767 线),粉色实线和黄色虚线几乎重合,说明燃料 释热对一次流扩散过程影响较小。但是对比引射 比,不考虑化学反应时为 1.2603,考虑化学反应时为 1.0318,下降幅度达到了 18.13%,说明燃料释热影响 了自维持临界截面的状态,对引射流场产生了显著 影响。

若采用扩散后燃烧模式(Diffusion and Afterburning Mode,简称 DAB 模式)和主流保护性喷注模式 (Shielded Primary Injection Mode,简称 SPI 模式),释 热区位于自维持临界截面下游并且背压控制得当, 则不会影响到被引射的空气流量;否则,当燃烧产生 的背压大于引射系统的临界背压之后,背压将会前 传至进气道入口,引起引射流量的下降,引射流量由 背压影响机制确定,此时的流场参考图13(c)。

5 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)将一次流动量传递至二次流侧壁面时的横截面定义为引射自维持临界截面,当下游背压引起的激波串前锋没有上传至该位置时,引射过程是由一次流参数和二次流远场条件决定的,是自维持的; 当背压扰动前传越过引射自维持临界截面,以及当 一次流流量过小不能形成超声速流动时,将不存在 引射自维持过程,引射过程受下游背压影响。

(2)引射流量控制机制有四种,分别为第一临界 机制、第三临界机制、背压影响机制和自维持临界截 面控制机制,其中自维持临界截面控制机制下的引 射比最大。

(3)对于处于自维持过程的引射状态,在引射流 场中施加扰动时,若扰动区域位于自维持临界截面 的上游,则一定会对引射器的引射比产生影响;若扰 动区域位于自维持临界截面的下游,且扰动产生的 背压没有越过自维持临界截面,引射器的引射比会 保持不变。

致 谢:感谢国家自然科学基金青年科学基金和高超声 速冲压发动机技术重点实验室基金的资助。

参考文献

- [1] 廖达雄. 气体引射器原理及设计[M]. 北京: 国防工 业出版社, 2018.
- [2] 陈 兵, 龚春林, 唐 硕, 等. 一种火箭基组合循环 动力空天飞行器总体设计分析[J]. 载人航天, 2019, 25(3): 378-383.
- [3] 苗亚玲,贺志强,徐 玮,等.蒸汽喷射真空脱氧技术 与膜真空脱氧技术的对比[J].聚氯乙烯,2020,48(6).
- [4] 张晓林,邓 帅,赵 力,等.喷射器结构改进及制
 冷应用的研究进展[J].高校化学工程学报,2020,34
 (2):277-289.
- [5] 张颖颖,曹广益,朱新坚.喷射器在燃料电池阳极循

环回收系统中的应用[J]. 电源技术, 2006, 30(2): 121-124.

- [6] Addy A L. The Analysis of Supersonic Ejector Systems
 [R]. AGARD-AG-163, 1969.
- [7] He S, Li Y, Wang R Z. Progress of Mathematical Modeling on Ejectors [J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2009, 13: 1760 - 1780.
- [8] Huang B J, Chang J M, Wang C P, et al. A 1-D Analysis of Ejector Performance [J]. International Journal of Refrigeration, 1999, 22: 354 - 364.
- [9] 祝银海.基于临界圆的二维喷射器模型构建及流动机 理研究[D].西安:西安交通大学,2009.
- [10] Cyril C J, William E A, Venkateswaran S, et al. Ducted Rocket Tests with a Fuel Rich Primary Thruster [R]. AIAA 2005-4282.
- [11] 黄生洪,何洪庆,何国强,等.构型及二次燃烧对 RBCC引射模态推力性能的影响[J]. 空气动力学学 报,2005,23(2):139-143.
- [12] 陈 健.超-超引射器内部流动过程研究[D].长沙: 国防科技大学,2012.
- [13] 文 彬,江 勇,梅 飞,等.航空发动机排气引射器推力性能研究[J].空军工程大学学报(自然科学版),2012,13(1):23-27.
- [14] 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.
- [15] 陈懋章. 粘性流体动力学基础[M]. 北京: 高等教育 出版社, 2004.
- [16] Holger B, John H. 激波边界层干扰[M]. 白菡尘译.
 北京:国防工业出版社, 2015: 24-25.

(编辑:张 贺)