

二次流对带间隔式进气门引射喷管流场的影响

李子杰¹, 王 浩¹, 黄河峡²

(1. 南京理工大学 能源与动力工程学院, 南京 210094;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 通过仿真研究了跨声速飞行状态下($Ma=1.2$)一种带间隔式进气门的引射喷管流动特性, 获得了二次流对三次流流动状态、喷管流动结构以及推力性能的影响规律。结果表明: 带有间隔式辅助进气门的引射喷管内部存在显著的横向流动, 诱导产生了多对流向涡结构, 沿着流动方向流向涡的尺度逐渐减小。主流始终处于过膨胀状态, 主导了引射喷管的内流流动, 并和二次流之间形成了一道剪切层结构。随着二次流落压比的升高, 二次流和三次流流量增加, 其对主流的束缚作用增强, 主流过膨胀现象得到有效抑制, 推力性能从 0.698 增加至 0.819。

关 键 词: 跨声速; 引射喷管; 间隔式进气门; 流向涡; 推力性能

中图分类号: V235.213

文献标志码: A

Analysis of flow field of three-dimensional ejector nozzle with open-close alternate intake valve at transonic velocity

LI Zijie¹, WANG Hao¹, HUANG Hexia²

(1. School of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To analyze the influence of different secondary air intake states, the flow characteristics of an ejector nozzle with open-close intake valves in the transonic flight state ($Ma=1.2$) were simulated and studied. By changing the nozzle pressure ratio (NPR) of the secondary flow, the flow state of the third flow, the development characteristics of the vortex, and the thrust performance in the nozzle were analyzed. The results showed that the airflow in the ejector nozzle with the open-close alternate intake valve had the phenomenon of lateral flow, forming a vortex ring that the size of the flow vortex gradually decreased along the flow direction. The main flow maintained an over-expansion state, which dominated the inner flow of the ejector nozzle, and formed a shear layer structure with the secondary flow. With the increase of the NPR of the secondary flow, the flow rates of the secondary and third flows increased, which led to a stronger binding effect on the main flow. Therefore, the mainstream over-expansion phenomenon was effectively suppressed, so the thrust performance increased from 0.698 to 0.819.

Keywords: transonic speed; ejector nozzle; open-close alternate intake valve; vortex; thrust performance

收稿日期: 2021-10-13

作者简介: 李子杰(1990—), 女, 博士, 主要从事腔口射流、高超声速内流流体动力学等研究。E-mail: 806287197@qq.com

引用格式: 李子杰, 王浩, 黄河峡. 二次流对带间隔式进气门引射喷管流场的影响[J]. 航空动力学报, 2023, 38(12): 2937-2947. LI Zijie, WANG Hao, HUANG Hexia. Analysis of flow field of three-dimensional ejector nozzle with open-close alternate intake valve at transonic velocity[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(12): 2937-2947.

近年来,涡轮基组合循环发动机成为航空航天领域的研究热点,而基于进排气一体化的引射喷管是实现飞行器在宽速域内工作的重要部件之一^[1-2]。基于进气道边界层溢流流体调节的引射喷管具有其独特的技术优势,它将来自进气道边界层的溢流,与流出主喷管的气体(主流)进行剪切及动能的掺混,从而提高次流流体的动能,有效提升了喷管的推进性能,降低了喷管出口面积的调节需求,拓宽了进气道-喷管的宽速域工作性能^[3]。随着引射器研究的逐渐深入,揭示引射现象并探寻其内部流动机制已成为进一步提高引射效率的必由之路^[4-5]。为进一步提高组合发动机的集成度和工作性能,有必要开展引射喷管的气动设计和流动机理研究,为发动机的工程设计奠定必要的理论和技术基础^[6-7]。

不少学者已经对引射现象的流场结构开展了一系列的研究。流体动力混合是引射器中动量传递的主要方式^[8-9],两股流体的湍流混合程度决定了引射器的性能和其噪声特性,而这种混合发生在自由剪切层中^[10]。

Luginsland^[11]对喷嘴几何形状(即喷嘴壁厚 d 和喷嘴长度 L)对可压缩涡流喷嘴射流的涡流效应进行了数值研究。对于旋流旋转喷嘴,流场发生了显著变化,主要是由于初始涡流数的变化和喷嘴壁外离心不稳定性的增强。但对于固定喷嘴,只观察到流场的微小变化。

Arun 等^[12]探究了真空引射装置中的流场结构及次流特性,并通过试验深入研究了次流回流的旋涡特性。Karthick 等^[13]在矩形引射器中开展了超声速引射混合特性的研究,并采用了 PLMS 技术,揭示了引射器内混合层流场结构及流动的非稳定性。吴继平、陈健等^[14-15]利用高速纹影技术及纳米粒子平面激光散射技术对等超-超引射器的内流场进行了研究。高速纹影照片清晰地显示了超-超引射器内的波系结构,而 NPLS 技术则可以得到引射混合层的微观流场结构。吴达等^[16-17]研究了在引射喷管的模型基础上增加辅助进气门,可根据流体状态自动调节主流膨胀度以防止气流过膨胀。

由上所述,对引射喷管的大多数研究主要集中在超声速引射装置的流场结构分析以及主流、二次流特性上。而对于跨声速的带有间隔式辅助进气门的引射喷管内的流场结构及流向涡发展特性的分析鲜有报道。一体化引射喷管中涉及复杂

的多流路流体的相互作用,包括主流与次流的掺混、内外流的耦合作用等,准确的数值仿真方法对于开展一体化引射喷管流动机理的研究至关重要。

本文的设计状态点为来流马赫数为 1.2 的跨声速飞行状态。与高马赫数状态(飞行马赫数大于 1.5)不同,高马赫状态下,由于主喷管的落压比较大,第三流路辅助进气门呈关闭状态,即没有第三辅助气流,同时尾喷管向外旋转直至水平。相比之下喷管内流动状态简单,仅为主流和二次流的掺混及能量传递。

而亚/跨声速飞行状态下,为了增加引射喷管的推力性能,有三股气流进行供气。三个流路之间相互干扰,尤其是二次流和三次流之间会形成强烈的耦合。因此,本文和常规单流路喷管或双流路引射喷管不同的是,在第三流路辅助进气门开启状态下,飞行器外流和引射喷管内流通过第三流路形成强气动耦合干扰,尤其在第三次流辅助进气门为间隔式结构下,使得引射喷管的流场结构更加复杂,推力性能也会有所改善。

本文基于 FLUENT 软件,采用结构网格划分技术,建立合理的引射喷管模型。通过改变二次流的落压比,对跨声速的带有间隔式辅助进气门的引射喷管内的流场结构及流向涡发展特性进行对比分析。

1 物理模型和网格模型

1.1 物理模型

本文中设计的引射喷管结构涉及三股气流,即主流、二次流和三次流。其中次流气体为进排气一体化条件下的进气道中的气体,三次流为自然吸入的飞行器外体的环境气体。二次流和三次流与主喷管喷出的主流掺混,共同流出引射喷管。本文的研究重点在于分析不同二次流的状态对带有间隔式辅助进气门的引射喷管的三次流的进气状态、喷管的推力性能,以及喷管内部流场结构的影响,因此对引射喷管的结构进行的简化。图 1 给出了本文采用的引射喷管的三维物理模型结构示意图。其主要包括主喷管、二次流喷管、三次流喷管及尾喷管四个部分。其中,三次流的进气门为间隔式,即三次流入口的一半呈开启状态,用以吸入外流;另一半呈关闭状态,无法吸入外流。

图 2 为引射喷管的物理结构尺寸示意图,具体尺寸参数如表 1 所示。其中主流高度 D_f 为

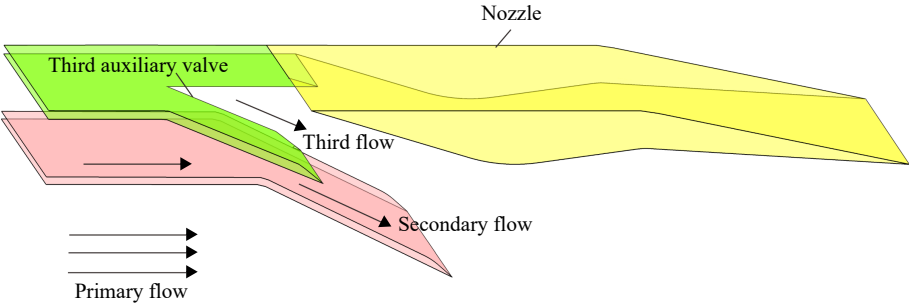


图 1 引射喷管的三维物理模型结构示意图

Fig. 1 Three-dimensional physical model structure of ejector nozzle

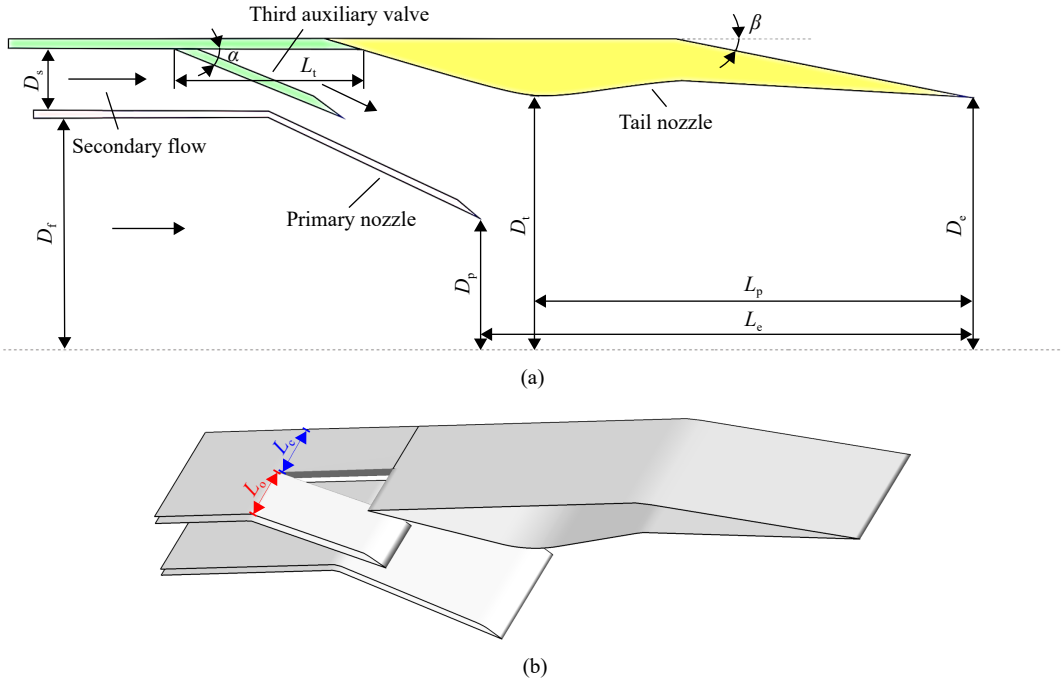


图 2 引射喷管物理结构尺寸示意图

Fig. 2 Physical structure size of ejector nozzle

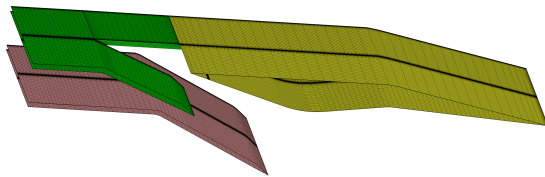
表 1 引射喷管物理结构尺寸参数	
Table 1 Physical structure size parameters of ejector nozzle	
参数	数值
主流喷管高度 D_f/mm	120.75
次流喷管高度 D_s/mm	40.38
主流喷管出口高度 D_p/mm	55.75
喉道高度 D_t/mm	135.00
出口高度 D_e/mm	241.30
三次流辅助进气门开度 $\alpha/(\circ)$	22
尾喷管转角 $\beta/(\circ)$	11.5
喷管出口到喉部距离 L_p/mm	272.33
喷管出口到主喷管出口距离 L_e/mm	314.49
三次流辅助门长度 L_t/mm	98.2
三次流辅助门宽度 L_o/mm	100
三次流辅助门隔板宽度 L_c/mm	100

120.75 mm, 二次流入口高度 D_s 为 40.38 mm, 主流出口高度 D_p 为 55.75 mm, 喷管喉道高度 D_t 为 135.00 mm, 出口高度 D_e 为 241.30 mm。三次流门开度 α 为 22°, 尾喷管的转角 β 为 11.5°, 引射喷管尾部的出口面积调节片内折以减小出口面积, 避免主流产生严重的过膨胀。喷管出口到喉部距离 L_p 为 272.33 mm, 喷管出口到主喷管出口距离 L_e 为 314.49 mm, 三次流进气门长度为 L_t 为 98.20 mm, 三次流进气门宽度 L_o 为 100 mm, 三次流进气门的隔板宽度 L_c 为 100 mm。

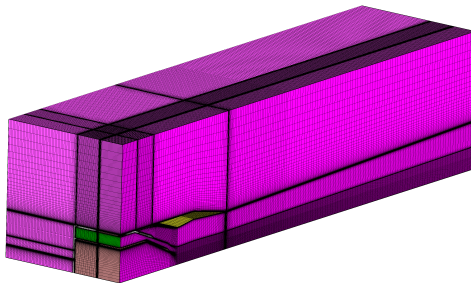
1.2 网格划分方法

为了研究引射喷管二次流、三次流, 以及内部气流的运动状态及流场流向涡结构, 必须采用三维数值仿真计算模型对其进行分析研究。为了节约计算时间和计算成本, 本文对上半部单周期

内的引射喷管结构进行了仿真计算,图 3 给出了引射喷管模型的壁面网格结构和整个计算域的网格结构示意图。其中为了便于显示,做了稀化处理。整个计算域均采用结构网格划分,共约 700 万网格。为了避免计算域过小产生边界污染现象,计算域足够大,在气流方向上的长度长约 1 900 mm,宽约 600 mm,高约 600 mm。并在所有的壁面处以及喷管出口处进行了局部网格加密处



(a) 引射喷管壁面的网格结构模型图



(b) 引射喷管计算域网格结构模型图

图 3 引射喷管模型的网格结构示意图

Fig. 3 Grid structure of the ejector nozzle model

理,壁面的第一层网格高度为 0.05 mm。

1.3 边界条件

图 4 给出了引射喷管模型所采用的边界类型,其中自由来流采用压力远场边界,计算域和喷管出口设置为压力出口边界条件,所有的物面均设置为无滑移的绝热壁面,主喷管入口和次流通道入口采用压力进口边界。仿真过程中指定入口总压和静温,对应边界参数值设置如表 2 所示。即来流马赫数为 1.2,环境压力为 30 800 Pa,环境温度为 229.73 K。主流的落压比为 5.36,主流总温为 1 901.7 K。次流落压比分别为 1.0、1.1、1.2、1.3,次流总温为 296 K。

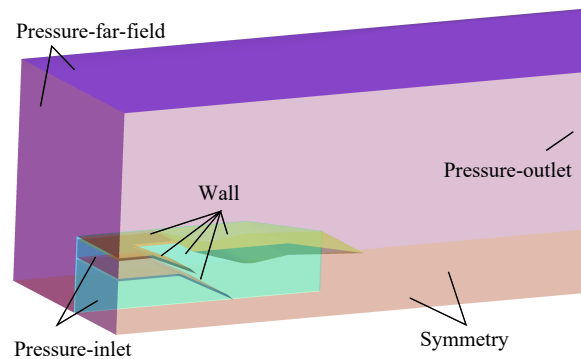


图 4 引射喷管模型的边界条件

Fig. 4 Boundary conditions of ejector nozzle model

表 2 引射喷管边界条件及参数

Table 2 Boundary conditions and parameters of ejector nozzle

边界	边界条件	马赫数 Ma	压力 p_0/Pa	温度 T/K
自由来流	压力远场	1.2	30 800	229.73
自由出口	压力出口边界	1.2	30 800	229.73
引射喷管出口	压力出口边界	1.2	30 800	229.73
主喷管入口	压力入口边界	1.2	165 088($r_{np}=5.36$)	1 901.7
二次流入口	压力入口边界	1.2	30 800($r_{np}=1.0$)、33 880($r_{np}=1.1$)、 36 960($r_{np}=1.2$)、40 040($r_{np}=1.3$)	296
对称面	对称面边界	1.2		
物面	壁面边界	1.2		

1.4 求解方法

本文基于 ANSYS/FLUENT 商业软件对引射喷管进行数值仿真计算,选用基于密度修正的 Navier-Stokes(N-S)方程求解器,并采用 S-A 湍流模型。无黏对流通量采用 Roe-FDS 格式进行分裂,时间推进方法使用隐式格式,以加速数值计算的收敛。流动控制方程采用二阶迎风格式进行离散。设定的材料为理想气体,并使用 Suther-

land 公式求解分子动力黏度。由于主喷管入口总温较高,超过 1 900 K,因此空气介质的比定压热容 c_p 采用七次多项式来描述:其中 $a_0=1\,047.3$, $a_1=-0.388$, $a_2=0.000\,888\,57$, $a_3=-1.640 \times 10^{-7}$, $a_4=-6.647 \times 10^{-10}$, $a_5=6.028 \times 10^{-13}$, $a_6=-2.068 \times 10^{-16}$, $a_7=2.592 \times 10^{-20}$ 。

1.5 算例验证

作者利用了本文中采用的数值仿真方法与含

第三辅助进气门的引射喷管风洞试验^[18]进行了对比验证。图 5 对比了引射喷管壁面静压的数值和试验结果, 可以看到数值计算结果与实验结果吻合较好。因此, 本文采用的计算仿真方法能准确模拟含第三次流的引射喷管的内部流动特性。图中 p/p_0 为相对压力, $\delta_{\max}$ 为最大误差。

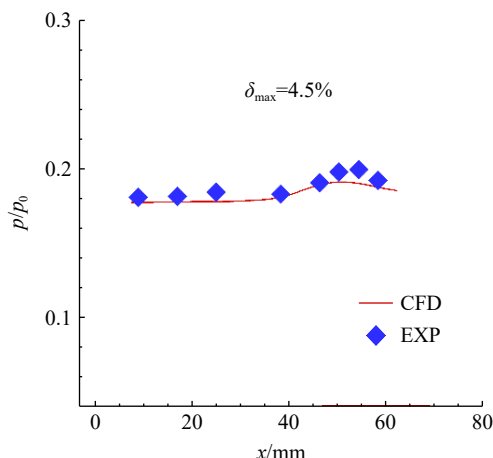


图 5 实验结果与仿真结果对比 ($Ma=1.1$)

Fig. 5 Comparison of experimental results and simulation results ($Ma=1.1$)

1.6 网格无关性验证

针对单独的引射喷管模型, 本文设计了网格量为 220 万、700 万、1 100 万的三套网格, 分别定义为稀疏网格 (coarse grid)、本文采用的网格 (fine grid) 和加密网格 (dense grid)。以引射喷管的尾喷管某一截面 ($z=200$ mm) 壁面沿程压力变化曲线为参照, 其不同网格模型的数值仿真结果如图 6 所示。可以看出, Fine 和 Dense 网格计算得

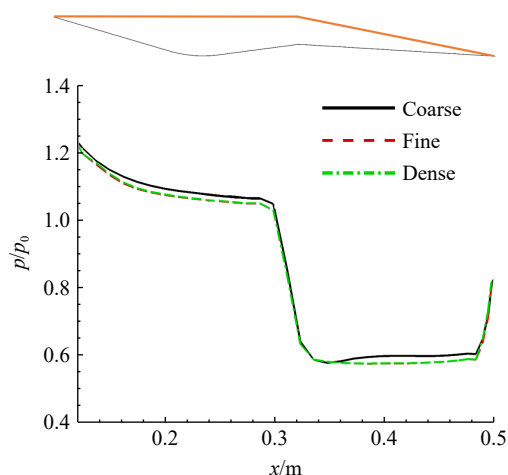


图 6 网格无关性验证的压力对比曲线

Fig. 6 Pressure comparison curve for grid independence verification

到的结果非常接近, 误差在 1% 以内。而 Coarse 网格模型得到的仿真结果与另外两种网格模型稍有差别。由此可见, 当网格量增加至 Fine 之后, 仿真计算结果和网格尺度基本无关。因此, 本文计算中均采用了 Fine 网格。

2 结果分析

本文中的引射喷管涉及到三流路流体的相互剪切、掺混与携带运动, 还涉及到内外流的相互干扰, 尤其是在跨声速状态下内外流耦合更为密切。为此, 本文着眼于引射喷管内部流体的流动特性、流向涡发展变化特性、第三流路辅助进气特性等流动现象, 探究其内在流动机理。

2.1 引射喷管流场结构分析

为了分析引射喷管内部的流场结构, 首先对引射喷管对称面的流场结构进行了分析。图 7 给出了引射喷管对称面上的马赫数云图。

由图 7 可以看到, 在二次流落压比为 1.0、1.1、1.2、1.3 时, 喷管内部的流场结构呈现了较高度的一致性。以图 7(a) 为例, 在主流区内, 主流在收缩的主喷管出口附近达到声速, 引射喷管套筒形成的扩张型面使主流进一步加速至超声速。同时, 环境气体通过三次流进气门进入到引射喷管中, 与二次流进行掺混。因为三次流与二次流存在速度差, 因此三次流与二次流进行剪切、掺混, 形成超-亚声速剪切层, 通过剪切层进行能量传递。掺混的二次流、三次流与主流同样存在速度差, 因此与主流之间也形成了超-亚声速剪切层进行动量传递。由于主流压力较高, 二三混合流对主流的束缚作用较弱, 使得主流形成的剪切层逐渐靠近引射喷管壁面。

主流与次流之间具有较大的速度梯度, 随着主流的发展, 两侧的速度梯度差距减小, 这表明剪切层在发展过程中逐步提高了次流流体的机械能。次流在收缩的流通空间中加速流动, 并通过与主流、三次流的掺混作用获得能量。

由图 7(a) 可以看出, 当二次流落压比为 1.0 时, 喷管内二次流入口附近的压力较低, 给三次流的入口处创造了一个低压环境, 周围的环境气体通过三次流进气门进入到喷管内, 由于三次流入口处的低压环境, 使得三次流进气量较大, 三次流与二次流之间形成了明显的剪切层。二次流、三次流共同对主流的膨胀进行抑制, 使得主流的剪切层不能附着在尾喷管的壁面上。由

图7(b)~图7(d)可以看出,与图7(a)相比区别在于,随着二次流落压比从1.0增加至1.3,二次流流量从0.223 kg/s增加至0.356 kg/s,其对主流的束缚作用增强,主流过膨胀程度得到一定程度的抑制,对称面附近高马赫数区范围在不断减小,内部最高马赫数也随之降低。

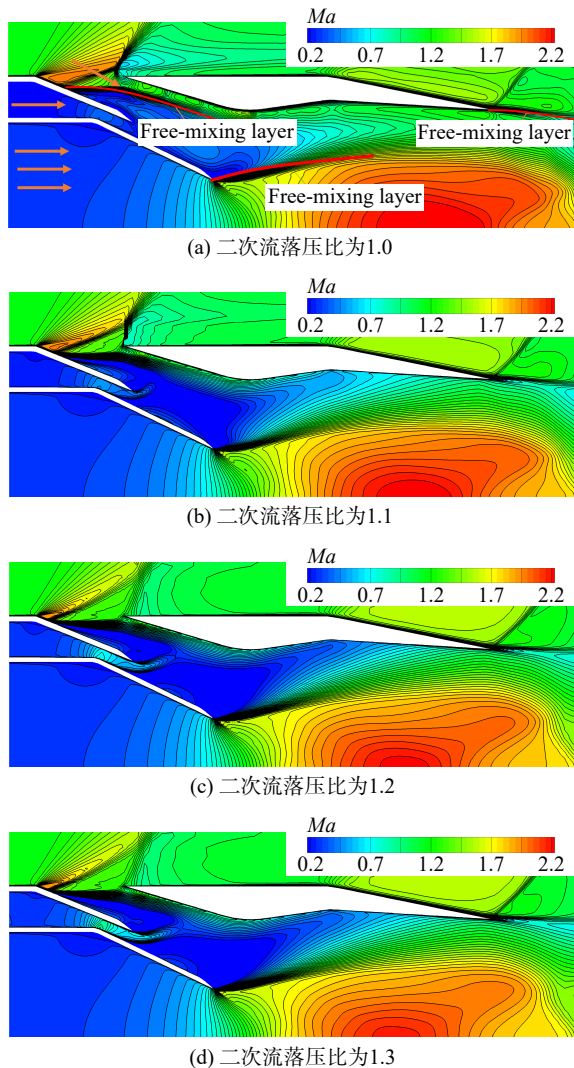


图7 引射喷管模型对称面的马赫数结构云图

Fig. 7 Mach number diagram of symmetry plane of ejector nozzle model

图8显示了尾喷管在对称面上的沿程压力变化,四种工况下沿程压力变化均呈现了先增加后减小的趋势。随着二次流落压比的增加,尾喷管起始处的压力也增加。气体压力在A点之前变化较平稳,随后迅速增加(A点到B点附近),当达到B点附近后,又迅速下降。这是因为在A点之前,壁面压力主要受到二次流和三次流的共同作用,由于二次流和三次流的流量较少,因此此处

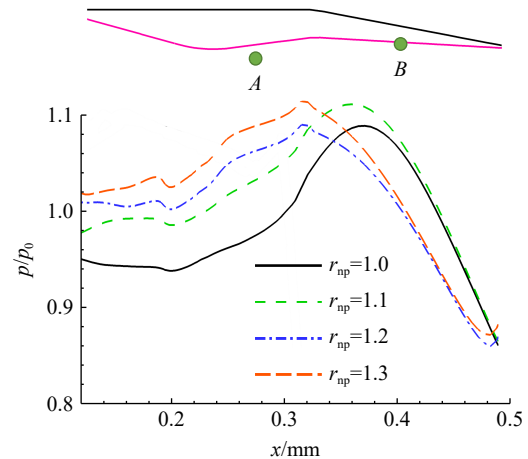


图8 引射喷管对称面上的沿程压力曲线变化

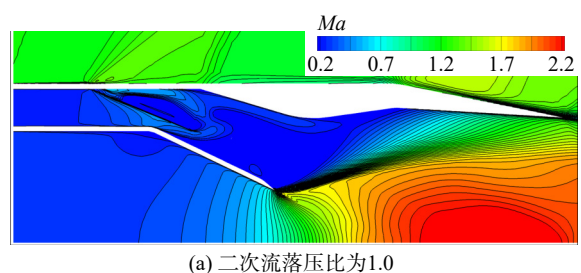
Fig. 8 Change of pressure curve along symmetry plane of ejector nozzle

沿程压力缓慢增加。A点之后主要受到主流的影响,主流流量较大,影响范围广,因此沿程压力变化剧烈。

但是值得注意的是,当二次流 NPR(文中记为 r_{np})为1.0和1.1时,沿程压力的变化呈现了高度的一致性。为1.2和1.3时,沿程压力的变化呈现了高度的一致性。由于后两者二次流更多地向三次流入口处流动,所以对主流的抑制变小,因此主流膨胀速度较快,因此沿程压力的峰值靠前。

由于本文中的引射喷管的第三辅助进气门为间隔式,因此第三次流进气量并不均匀,整个喷管内部的流场不能均匀发展。作者对三次流进气门关闭处做了一监测面(距离侧壁10 mm)。如图9所示为三次流进气门关闭的截面上的喷管内部流场结构云图。由图可见其与对称面的流场结构还是有很大不同。

由图9(a)可以看到,主喷管的膨胀最为充分。这是因为图9(a)中二次流流量最小,且四种工况均没有三次流的流入。而随着二次流落压比的增大,二次流的流量增加,对主流的发展起到了一定的抑制作用,使其不能充分发展,影响了其推力性能。



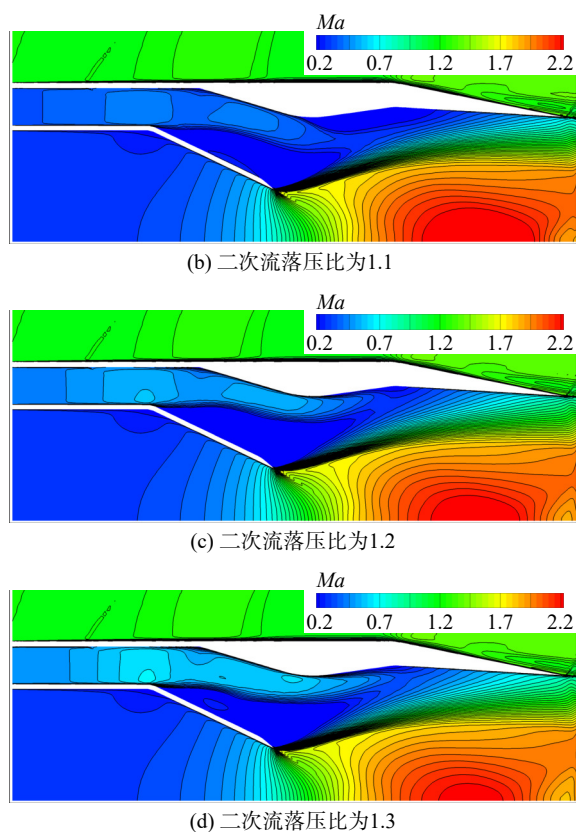


图 9 截面(距离侧壁 10 mm)上的马赫数结构云图

Fig. 9 Mach number structure on the surface (10 mm from the side wall)

由此可见,第三辅助进气门开-关两种状态共同决定了喷管整体的推力性能及其内部流场结构,单纯靠某一截面无法准确分析喷管的推力性能的变化,因此喷管的推力性能及气流横向的运动特性还有待进一步分析。

2.2 引射喷管内部流场漩涡发展特性对比

为了深入研究喷管内的流动机理,分别对图 10 所示的 a 、 b 、 c 、 d 、 e 五个截面进行的漩涡发展特性进行了监测。其中截面 a 为喷管的喉道,截面 b 为喷管的拐点,截面 c 、 d 位于喷管尾部,

截面 e 为喷管的出口截面。图中 u_p 、 u_t 、 u_s 分别为主流速度、二次流速度、三次流速度。监测面具体的位置参数如表 3 所示。图 11~图 15 给出了五个监测面的漩涡分布,用以具体分析不同工况下喷管内的流动特征。

图 11 为喷管截面 a ($X=226.4$ mm 喷管喉部)处的流向涡结构图。由图中可以看出四种工况下的漩涡的运动发展情况。由于监测面 a 位置较为靠前,监测面的下半部分主要由主流气体的状态影响,因此表现出了高度的一致性。主流气体较稳定地沿流线方向流过监测面的下半部分区域,并没有气流的横向流动或掺混现象发生,因此并未产生流向涡。而在监测面 a 的上半部分,由于受到二次流和三次流横向流动的影响,卷起了流向涡。

右侧为三次流进气门开口处,其二次流流经此处,经过渐缩流道的向下游流动,增速减压,形成了一个低压区,外界气流通过三次流进气门开口处流入喷管内。所以此处气体的马赫数较高。由图 11(a)可以看出,左侧气流一部分向下游运动,与下游的主喷管气流相撞,形成了分离线,并在左侧壁面处卷起一个顺时针方向的流向涡。而气流的另一部分向右下方运动,与下游的主流气流相撞,卷起了一对流向涡,其中左侧流向涡为顺时针方向,右侧流向涡为逆时针方向。

四种工况监测面的流动状态呈现了较高度的类似性,即均在三次流进气门附近产生了一对流向涡,并居于低马赫数内,其流线方向由外部指向中心,空间流线沿涡轴不断收缩,螺旋点是稳定的。但也有一定的差别,图 11(a)中的一对流向涡的发展显然没有其他三种情况充分。随着二次流落压比的增加,三次流进气门处的高马赫域减小,最右侧的低马赫域增加,因此最右侧的流向涡发展更加充分。

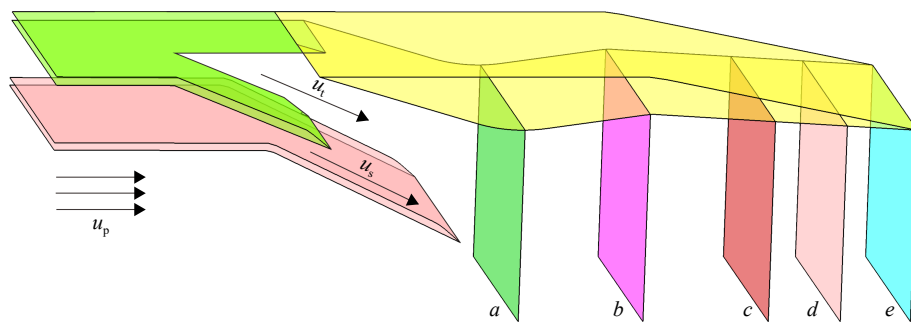


图 10 流向涡监测面示意图

Fig. 10 Position of monitoring surfaces for vortex rings

表3 监测面位置参数

Table 3 Monitoring surface position parameters

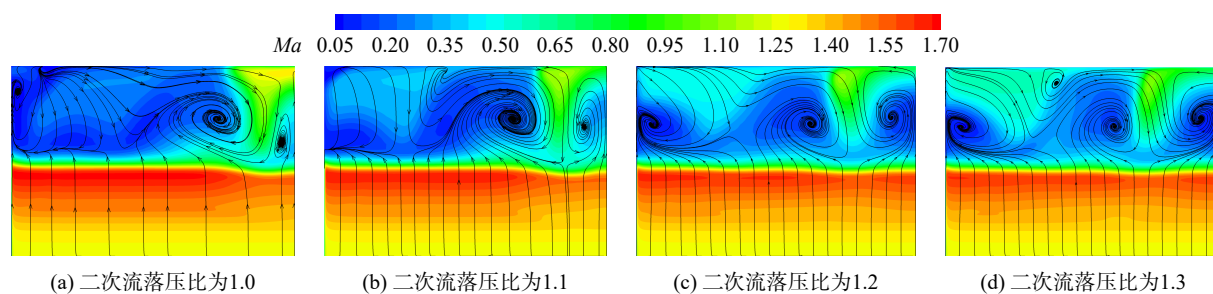
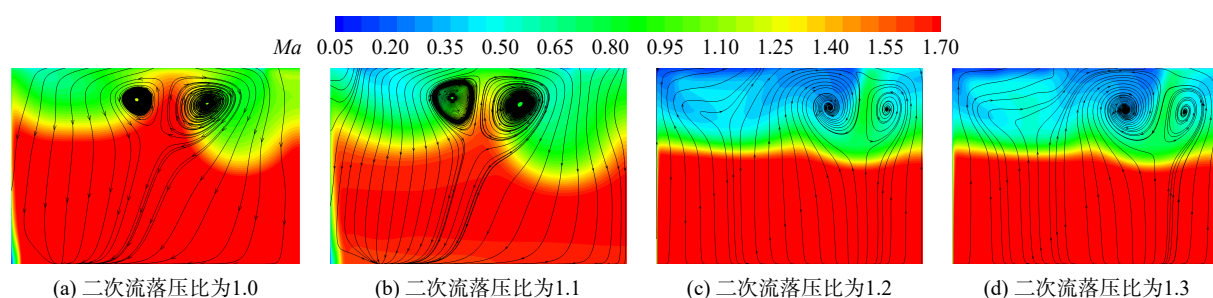
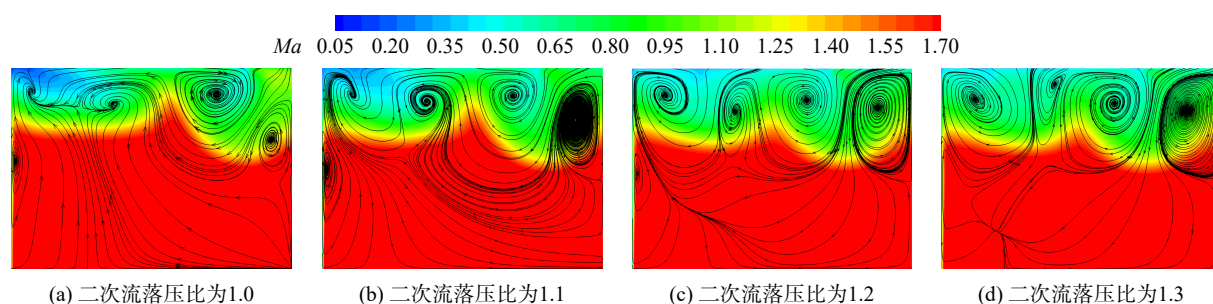
截面	位置
<i>a</i>	$X=226.4\text{ mm}$ (尾喷管喉部)
<i>b</i>	$X=313\text{ mm}$ (尾喷管拐点)
<i>c</i>	$X=400\text{ mm}$
<i>d</i>	$X=450\text{ mm}$
<i>e</i>	$X=497\text{ mm}$ (喷管出口)

当气流运动至截面 *b* 处, 其流动特征发生了较大的变化。随着喷管内主流、次流、三次流的掺混, 主流主导的流动区域变大。由图 12(a)、图 12(b)可以看出, 主流受到的影响较大, 在靠近上壁面处产生了一对流向涡。其气体整体由上方向下方运动, 随着气流的不断加速, $Ma < 1$ 的范围

不断缩小, 但流向涡基本处在 $Ma < 1$ 的区域内。流向涡流线方向由中心指向外部, 螺旋点不稳定, 随时可以散开, 此时流向涡流向发生了改变, 并形成了极限环结构。

由图 12(c)、图 12(d)可以看出, 主流畸变的程度较小, 说明二次流和三次流对主流的作用较小。同样在右上方处产生了一对流向涡其气体整体由下方向上方运动, 流向涡基本处在 $Ma < 1$ 的范围内, 其流线方向由外部指向中心, 螺旋点稳定。此时流向涡流线方向并没有发生改变, 没有形成极限环结构。

随着喷管内气流的运动, 主流、次流、三次流互相掺混、融合, 气流的运动特征变得更加复杂。如图 13 所示, 在截面 *c* 处卷起了两对流向涡。截面的下部分大多数为主流控制的高压高马赫区,

图 11 监测面 *a*(喷管喉部)流向涡结构图Fig. 11 Vortex ring structure of monitoring surface *a* (nozzle throat)图 12 监测面 *b*(喷管拐点)漩涡结构图Fig. 12 Vortex structure of monitoring surface *b* (nozzle turning point)图 13 监测面 *c*(喷管拐点)漩涡结构图Fig. 13 Vortex structure of monitoring surface *c* (nozzle turning point)

上部区域的一小部分为二次流和三次流区域。

图 13(a)、图 13(b) 中流线方向又发生了改变, 其方向为自下向上, 其流向涡由外部指向中心。图 13(c)、图 13(d) 流向涡由外部指向中心, 形成了极限环结构。说明其流线方向又将会发生改变。图 13(c)、图 13(d) 与图 13(a)、图 13(b) 具有类似的结构, 但也由不同。其在主流主导的高压高马赫区中有一条再附线, 再附线的成因还有待研究。

如图 14 所示, 气流在截面 d 处卷起了两对流向涡。截面的下部分大多数为主流控制的高压高马赫区, 上部一小部分为二次流和三次流区域。截面 d 上卷起了两对涡, 图 14(a) 和图 14(d) 因为流向涡方向的原因, 只显示了三个涡。流线方向为自上向下, 其流向涡由外部指向中心, 并形成了极限环结构。

如图 15 所示, 为喷管出口截面处的流向涡结构示意图。四种工况均出现了极限环结构, 图 15(a) 仅产生一对涡, 流线方向由上向下, 流向涡为外部指向中心。图 15(b) 生成了两对涡, 流向方向由上向下, 由外部指向中心。图 15(c) 生成了两对涡, 流向方向由上向下, 由外部指向中心。图 15(d) 生成了两对涡, 流向方向由上向下, 由外部指向中心。四种工况出口处的流向涡结构呈现较高的一致性。

纵观流向涡的整个发展过程, 流向涡基本上都是以对涡的形式出现, 在截面右上方(即三次流入口处)始终有一对发展充分的流向涡, 且由于顺压梯度, 旋涡的尺度在不断减小。随着喷管内流场的发展, 在截面左上方(即三次流门关闭处)也会产生一对发展相对较弱的流向涡。气流的走向由自下向上逐渐变为自上向下。引射喷管内整个流场的发展过程中, 主流始终被二次流、三次流抑制。主流向上发展的方向也呈现了一致性, 即在三次流进气门开-关的交界处发展最充分, 其余位置均受到了二次流、三次流较强烈的抑制。也正是因为这种发展的不均匀性, 导致了喷管内流向涡的发展。由此可以看出, 流向涡的形成主要的原因有两个, 一个是三次流进气的不均匀性, 一个是主流发展的不均匀性。

2.3 引射喷管的推力性能

对发动机的引射喷管而言, 其推力性能是评价其设计优劣的核心参数, 其中推力系数是衡量尾喷管推力性能的重要指标。本文中的引射喷管包含三股流路的流体, 各流路流体的来流参数即管内的流动参数不同, 因此各流路流体能够产生的推力也有所差异, 应分别考虑各个流路的等熵推力。本文采用的推力系数 C_f 定义为:

$$C_f = \frac{F_a}{\sum F_i} \quad (1)$$

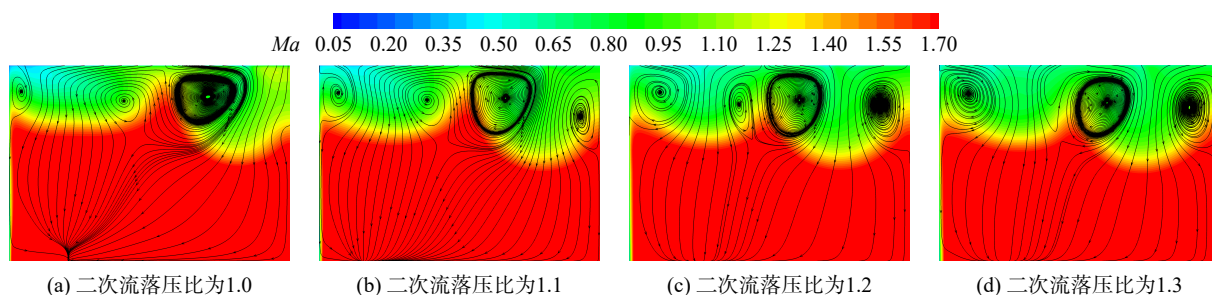


图 14 监测面 d 漩涡结构图

Fig. 14 Vortex structure of monitoring surface d

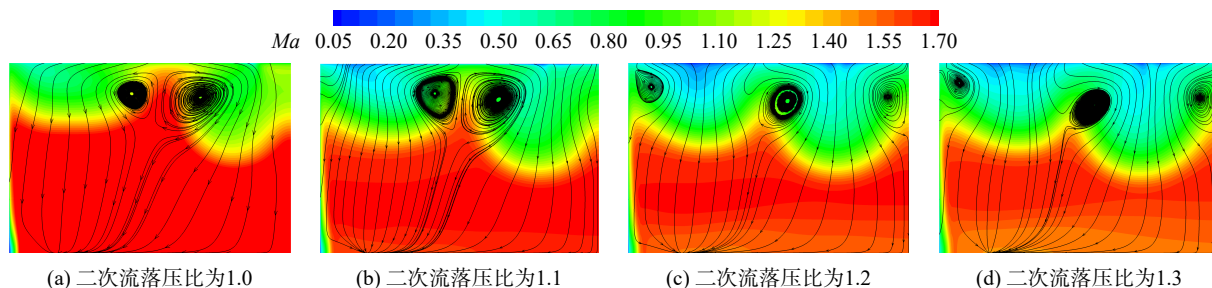


图 15 监测面 e (喷管出口) 漩涡结构图

Fig. 15 Vortex structure of monitoring surface e (outlet of nozzle)

其中

$$F_a = F_v + F_p \quad (2)$$

$$F_v = \dot{m}v \quad (3)$$

$$F_p = (p_e - p_0)A_e \quad (4)$$

式中 F_a 为引射喷管实际推力, $\sum F_i$ 为各流路的理论等熵推力之和; 喷管实际推力 F_a 由动量推力 F_v 和压差推力 F_p 组成, $\dot{m}$ 、 v 分别为喷管出口流量和出口速度, 两者的乘积表征流体由动量产生的推力大小; p_e 为喷管出口静压, p_0 为环境压力, A_e 为喷管出口面积, F_p 表征流体由于膨胀产生的推力大小。

表 4 给出了四种不同工况下的喷管推力性能的对比。其中标号为 1.0、1.1、1.2、1.3 的分别表示不同的二次流落压比。随着二次流落压比的增加, 二次流和三次流总的流量显著增加。由于主流处于过膨胀状态, 二次流和三次流流量的增加, 其对主流的束缚作用增强, 主流的过膨胀现象得到有效抑制。由表中也可以看出, 二次流落压比为 1.0 时的喷管推力系数(r_{np})为 0.698, 随着二次流落压比的增加, 引射喷管的推力系数分别达到了 0.758、0.790、0.819。由此可见, 增加二次流的落压比, 引射喷管的推力性能得到了提高, 引射喷管气动调节的优势也得以体现。

表 4 四种不同工况下的引射喷管推力性能参数

Table 4 Thrust performance parameters of ejector nozzle under four different working conditions

参数	$r_{np}=1.0$	$r_{np}=1.1$	$r_{np}=1.2$	$r_{np}=1.3$
主流流量/(kg/s)	1.63	1.63	1.63	1.63
二次流流量/(kg/s)	0.223	0.280	0.333	0.356
三次流流量/(kg/s)	0.284	0.292	0.288	0.331
二、三次流流量/(kg/s)	0.507	0.572	0.621	0.687
引射喷管出口流量/(kg/s)	2.143	2.207	2.257	2.321
引射喷管出口速度/(m/s)	1 048.9	1 013.13	986.47	957.42
引射喷管出口静压/Pa	20 834.3	22 199.9	23 364.1	24 575.0
推力系数	0.698	0.758	0.790	0.819
推力系数增长比/%		8.59	13.18	17.34

3 结 论

本文仿真研究了跨声速状态下带间隔式第三辅助进气门的引射喷管内部基本流动特性, 获得了二次流落压比对三次流结构、喷管内部流场结构、推力性能的影响规律, 研究结果表明:

1) 带有间隔式辅助进气门的引射喷管内部流场存在显著的横向流动, 并在辅助进气门边缘诱导产生了多对流向涡结构, 沿着流动方向流向涡的尺度不断减小;

2) 引射喷管内部流动主要由主流主导, 主流在管内快速膨胀, 并和二次流之间产生一道剪切层结构;

3) 随着二次流落压比的增加, 二次流流量随之显著增加, 并且更多的二次流往三次流进气门处流动, 抑制了三次流的增加;

4) 随着二次流落压比的增加, 二次流和三次流对主流的束缚作用更强, 主流过膨胀现象得到抑制, 推力系数从 0.698 增加至 0.819。

参考文献:

- [1] 梁德旺. 流体力学基础[M]. 北京: 航空工业出版社, 1998.
- [2] TAKAHASHI M, SUNAMI T, TANNO H, et al. Performance characteristics of a scramjet engine at Mach 10 to 15 flight condition[R]. AIAA 2005-3350, 2005.
- [3] HEISER W H. Ejector thrust augmentation[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(6): 1325-1330.
- [4] WILSON J, SGONDEA A, PAXSON D E, et al. Parametric investigation of thrust augmentation by ejectors on a pulsed detonation tube[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(1): 108-115.
- [5] VIETS H. Thrust augmenting ejector analogy[J]. *Journal of Aircraft*, 1977, 14(4): 409-411.
- [6] CANDEL S. Concorde and the future of supersonic transport[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(1): 59-68.
- [7] 张先锋, 刘明侯, 张根, 等. 微喷管流场及其推力性能数值模拟[J]. *宇航学报*, 2006, 27(4): 720-725.
ZHANG Xianfeng, LIU Minghou, ZHANG Gen, et al. Simulations of flow field and thrust performance in micronozzle[J]. *Journal of Astronautics*, 2006, 27(4): 720-725. (in Chinese)
- [8] DEBONIS J. Full Navier-Stokes analysis of a two-dimensional mixer/ejector nozzle for noise suppression[R]. AIAA-92-3570, 1992.
- [9] CHOW W L, ADDY A L. Interaction between primary and secondary streams of supersonic ejector systems and their perfor-

- mance characteristics[J]. *AIAA Journal*, 1964, 2(4): 686-695.
- [10] JOE D Jr. Improved methods of characterizing ejector pumping performance[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1991, 7(3): 412-419.
- [11] LUGINSLAND T. How the nozzle geometry impacts vortex breakdown in compressible swirling-jet flows[J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(10): 1-15.
- [12] ARUN K R. RAJESH G. Physics of vacuum generation in zero-secondary flow ejectors[J]. *Physics of Fluids*, 2018, 30(6): 066102.
- [13] KARTHICK S K, RAO S M V, JAGADEESH G, et al. Parametric experimental studies on mixing characteristics within a low area ratio rectangular supersonic gaseous ejector[J]. *Physics of Fluids*, 2016, 28(8): 076101.
- [14] 吴继平, 王振国. 等截面超-超引射器内流场的流动显示研究[C]//第八届全国实验流体力学学术会议. 广州: 中国力学学会, 2010: 259-263.
- [15] 陈健, 王振国, 吴继平, 等. 等截面超-超引射器流场结构及引射性能[J]. *强激光与粒子束*, 2012, 24(6): 1301-1305.
- CHEN Jian, WANG Zhenguo, WU Jiping, et al. Flow structure and performance of constant-area, supersonic-supersonic ejector[J]. *High Power Laser and Particle Beams*, 2012, 24(6): 1301-1305. (in Chinese)
- [16] 吴达, 董振宁. 气动可调喷管的研究[J]. *推进技术*, 1986, 7(6): 31-37.
- [17] 吴达, 董振宁. 气动调节喷管的性能分析[J]. *航空学报*, 1987, 8(6): 256-261.
- WU Da, DONG Zhenning. Analysis of the performance of aerodynamically variable nozzle[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1987, 8(6): 256-261. (in Chinese)
- [18] 周唯阳. 串联布局TBCC可调喷管的设计、仿真与实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
- ZHOU Weiyang. Computational and experimental study on a variable nozzle for TBCC with tandem layout[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)

(编辑: 张 雪)